

330

Гриф помещен до
«ДС»
Оснв.

САМОЛЕТ
МиГ-21УМ
С ДВИГАТЕЛЕМ
Р11Ф2С-300

I



МАШИНОСТРОЕНИЕ • 1976

ленв. 1723.

Допущено для использования
в войсках и комплектования
изделий

Гриф понижен до
«ДСП»
Осво. 0123 от 19.5.77

Экз. № 491

САМОЛЕТ МиГ-21УМ

с двигателем Р11Ф2С-300
(тип 69)

ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ

Книга 1

ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА



Москва
«МАШИНОСТРОЕНИЕ»

1975

Авторы

Ответственный редактор

Книга написана под руководством

Настоящая книга содержит основные летно-технические данные самолета МиГ-21УМ, составленные по материалам совместных государственных и контрольных испытаний.

Аэродинамические характеристики получены на основании испытаний моделей самолета в аэродинамических трубах ЦАГИ и расчетов, с уточнением некоторых из них по результатам летных испытаний. Эти материалы используются при выполнении расчетов траекторий и моделировании.

Характеристики двигателя Р11Ф2С-300, использованные в аэродинамических расчетах, приведены в книге с уточнением по данным стендовых испытаний.

В книге приводятся также весовые и центровочные данные самолета, краткие сведения о конструкции, материалы по нивелировке и балансировке самолета, характеристики систем управления и вспомогательные графики для пересчета летных характеристик.

Техническое описание самолета МиГ-21УМ состоит из пяти книг:

Книга I. Летные характеристики самолета.

Книга II. Вооружение.

Книга III. Планер. Силовая установка. Самолетные системы.

Книга IV. Приборное, кислородное и электрооборудование самолета.

Книга V. Радиотехническое оборудование.

В книге помещены следующие вклейки:

Вклейка № 1. Рис. 4. Схема размещения оборудования на самолете МиГ-21УМ (стр. 4—5).

Вклейка № 2. Рис. 132. Поляры самолета с ракетами Р-3С (без подвесного топливного бака, $H = 5000$ м) (стр. 72—73).

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.
Глава I. Общие сведения	3
Глава II. Летные характеристики самолета	5
Глава III. Маневренность	20
Глава IV. Характеристики устойчивости и управляемости	32
Глава V. Характеристики двигателя	59
Глава VI. Аэродинамические характеристики самолета	68
Глава VII. Основные исходные данные, принятые для расчета на прочность самолета МиГ-21УМ	88
Глава VIII. Вспомогательные материалы к летным характеристикам	92
Глава IX. Весовые и центровочные характеристики самолета	99
Глава X. Краткие сведения о конструкции и геометрические данные	137
Глава XI. Нивелировка и балансировка самолета и методические указания	142

В книге пронумеровано 168 страниц + 2 вклейки

Редактор издательства

Технический редактор

Сдан в набор 10/X 1974 г.

Подписано к печати 13/II 1975 г.

Формат бумаги 60×90¹/₈.

Бумага № 1.

Печ. л. 22,25, в т. ч. 2 секр. вкл.

Уч.-изд. л. 20,2

Издательство „Машиностроение“, 107885, Москва, Б-78, 1-й Басманный пер., 3

Типография ЦАГИ. Заказ 32922/08223

ГЛАВА I

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Двухместный учебно-боевой истребитель МиГ-21УМ конструкции коллектива ОКБ завода «Зенит» им. А. И. Микояна, возглавляемого Генеральным конструктором Р. А. Беляковым, предназначен для тренировочных полетов летного состава ВВС, обучения курсантов училищ технике пилотирования в простых и сложных метеорологических условиях днем и ночью, а также для боевых полетов во всем диапазоне высот и скоростей, установленных ограничением для этого самолета.

Учебно-боевой истребитель МиГ-21УМ является новой модификацией учебно-боевого истребителя МиГ-21УС и отличается от него тем, что на нем: установлен прицел АСП-ПФД взамен прицела АСП-5НД;

установлен автопилот АП-155 взамен автопилота КАП-2;

оборудование в переднем отсеке расположено на выдвижной платформе («этажерке»);

установлен прибор ДА-200И, обеспечивающий имитацию отказа вариометра в передней кабине, и прибор ДА-200 в задней кабине взамен приборов ВАР-500УК, ВАР-300МК и ЭУП-53.

В остальном самолет по своей конструкции соответствует самолету МиГ-21УС типа 68.

Для выполнения учебных и боевых заданий на самолете имеется стрелковое, ракетное и бомбардировочное вооружение.

Самолет оснащен современными приборами и радиотехническим оборудованием, что обеспечивает его многоцелевое применение в любое время суток в простых и сложных метеорологических условиях.

Хорошие аэродинамические характеристики самолета обеспечивают его высокую маневренность, допускают выполнение разнообразных профилей перехвата и фигур высшего пилотажа. Примененная на самолете система сдува пограничного слоя (СПС) на закрылках позволяет получить взлетно-посадочные характеристики, обеспечивающие его эксплуатацию с аэродромов второго класса, а также с грунтовых аэродромов.

Ниже приводятся основные летно-технические характеристики самолета.

Основные летные данные самолета

Максимальная скорость полета	2175 км/ч
Максимальное число М полета	2,05
Максимальная приборная скорость	1200 км/ч
Максимальная скорость полета у земли	1145 км/ч
Максимальная достигаемая высота с двумя ракетами Р-3С при остатке топлива 700 л и вертикальной скорости $V_y = 22$ м/с	16 000 м
Практический потолок без ракет при $V_y = 3$ м/с и остатке топлива 700 л	18 100 м
Максимальная практическая дальность полета:	
без ракет на высоте 11 км	1220 км
с двумя ракетами Р-3С на высоте 11 км	1130 км
с подвесным топливным баком 490 л без ракет на высоте 11 км	1530 км
с подвесным топливным баком 490 л и двумя ракетами Р-3С на высоте 11 км	1443 км
Длина разбега при взлете с двумя ракетами Р-3С (скорость отрыва 330 км/ч):	
на режиме полного форсажа	900 м
на режиме минимального форсажа	1150 м
Длина пробега самолета с включенной системой СПС при угле отклонения закрылков $\delta_3 = 45^\circ$ (посадочная скорость 265—285 км/ч):	
с выпущенным тормозным парашютом	650—850 м
без выпуска тормозного парашюта	1100—1300 м
Максимальная эксплуатационная перегрузка:	
без подвесного бака, с ракетами и без ракет	7,0
с подвесным топливным баком (пустым или полным), с ракетами и без ракет	6,0

Примечания. 1. Максимальная скорость и максимальное допустимое число М полета указаны для высот полета более 12 600 м.

2. Максимальная приборная скорость ($V_{пр}$) указана для высот от 5000 до 12 600 м; от земли до высоты 5000 м $V_{пр} = 1100$ км/ч, что соответствует истинной скорости полета $V_{ист}$ у земли 1145 км/ч.

3. Самолет выходит на практический потолок при скорости, соответствующей числу $M = 1,8 - 1,85$.

4. Дальность и продолжительность полета определена при 7%-ном гарантийном запасе топлива при $\gamma_T = 0,83$ г/см³, с учетом работы двигателя на земле перед взлетом в течение 7 мин, полета по кругу перед посадкой в течение

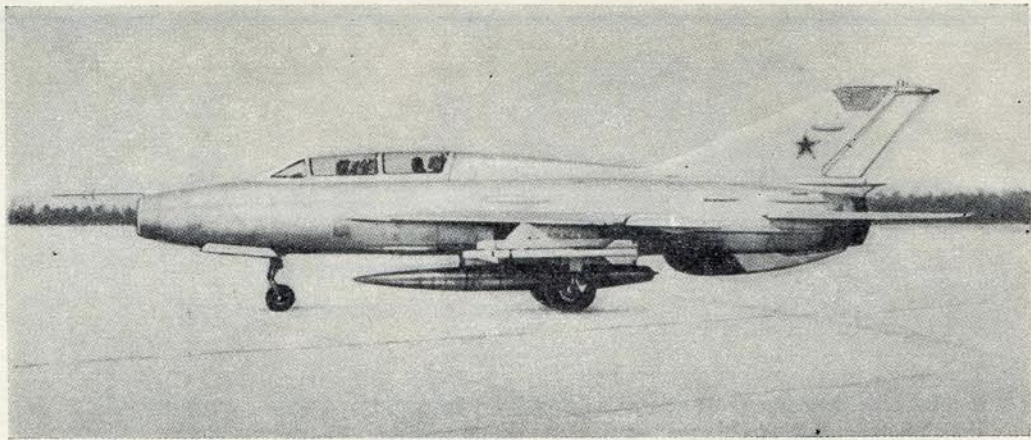


Рис. 1. Самолет МиГ-21УМ (вид сбоку)

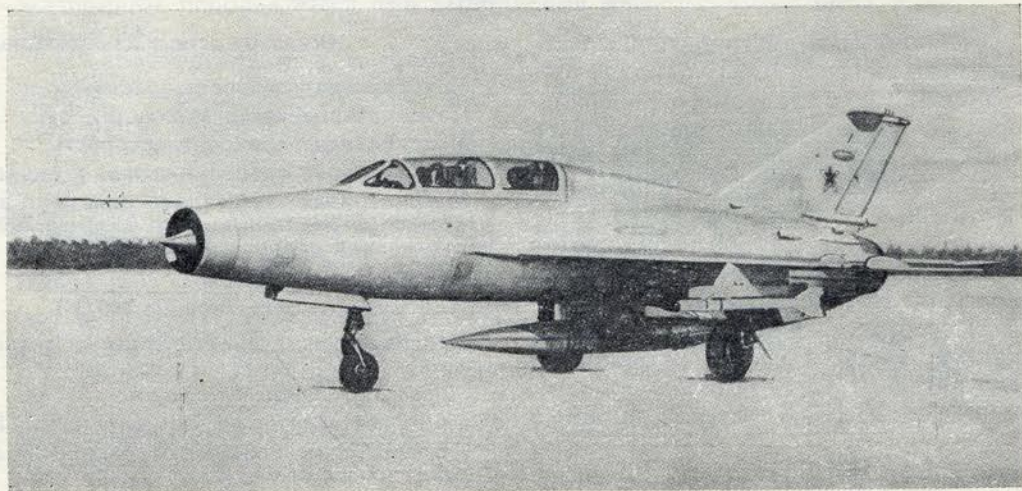


Рис. 2. Самолет МиГ-21УМ (вид 3/4 спереди)

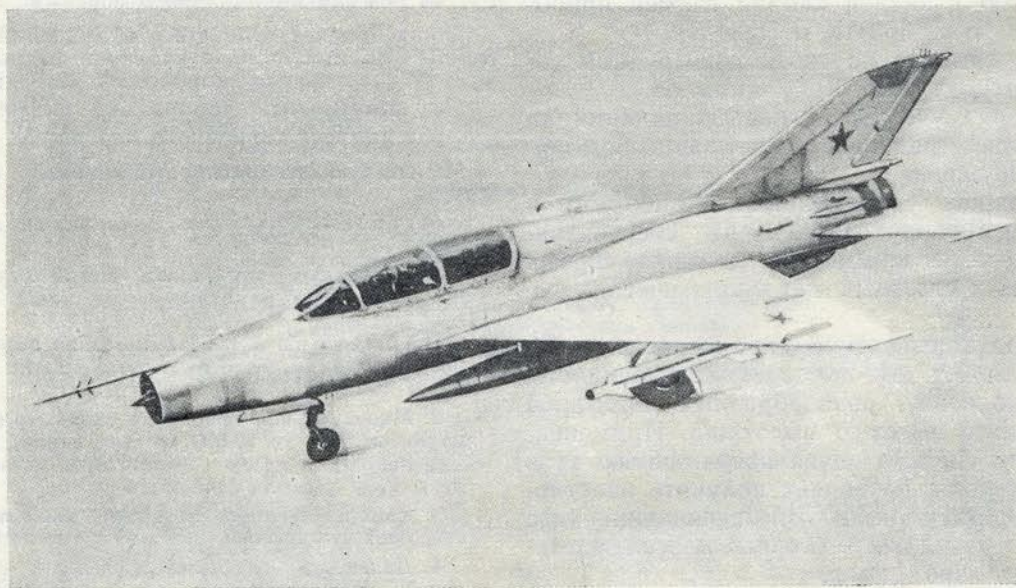
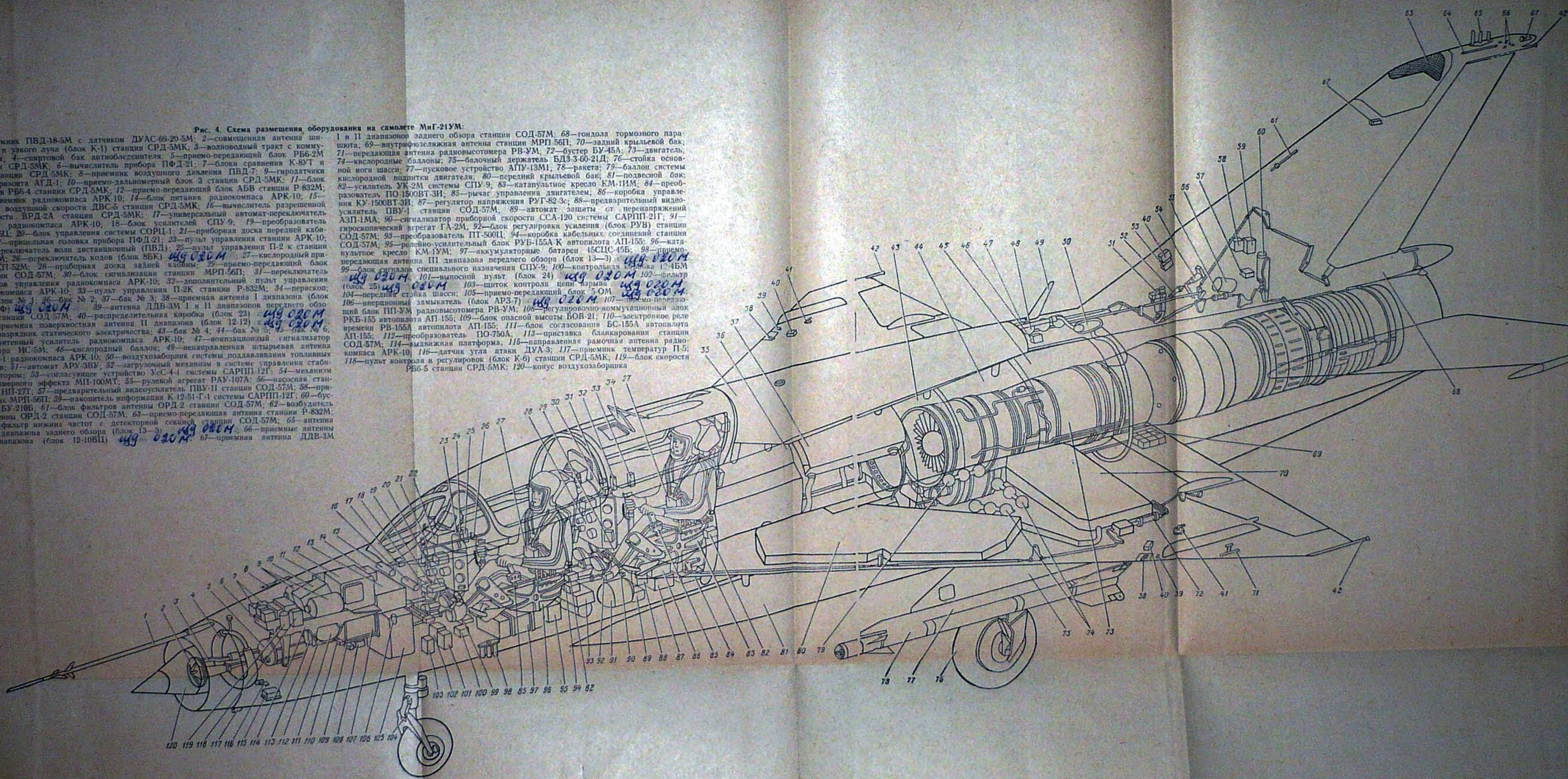


Рис. 3. Самолет МиГ-21УМ (вид 3/4 спереди, сверху)

Рис. 4. Схема размещения оборудования на самолете МиГ-21УМ:

1—приемник ПВД-18-5М с датчиком ДУАС-69-20-5М; 2—совмещенная антенна ширококого и узкого луча (блок К-1) станции СРД-5МК; 3—волноводный тракт с коммутатором; 4—спиртовой бак антиобледенителя; 5—премо-передающий блок РБ6-2М станции СРД-5МК; 6—вычислитель прибора ПФД-21; 7—блоки сравнения К-8УТ и К-8 станции СРД-5МК; 8—приемник воздушного давления ПВД-7; 9—гидродатчики авиагоризонта АД-1; 10—премо-дальномерный блок 3 станции СРД-5МК; 11—блок питания РБ6-4 станции СРД-5МК; 12—премо-передающий блок АБВ станции Р-832М; 13—приемник радиоконваса АРК-10; 14—блок питания радиоконваса АРК-10; 15—датчик воздушной скорости ДВС-5 станции СРД-5МК; 16—вычислитель разрешенной дальности ВРД-2А станции СРД-5МК; 17—универсальный автомат-переключатель УАП-1 радиоконваса АРК-10; 18—блок усилителей СПУ-9; 19—преобразователь ПТ-125Ц; 20—блок управления системы СОРЦ-1; 21—приборная доска передней кабины; 22—прицельная головка прибора ПФД-21; 23—пульта управления станции АРК-10; 24—переключатель воли эстажонный (ПВД); 25—пульта управления П-2 к станции Р-832М; 26—переключатель кодов (блок ББК); 27—кислородный прибор КИ-52М; 28—приборная доска задней кабины; 29—премо-передающий блок станции СОД-57М; 30—блок сигнализации станции МРП-56П; 31—переключатель пульта управления радиоконваса АРК-10; 32—дополнительный пульта управления радиоконваса АРК-10; 33—пульта управления П-2К станции Р-832М; 34—перескоп; 35—блок № 1; 36—блок № 2; 37—блок № 3; 38—приемная антенна I диапазона (блок 12-2БФ); 39—антенна ДДВ-3М I и II диапазонов переднего обзора станции СОД-57М; 40—распределительная коробка (блок 23); 41—приемная поверхностная антенна II диапазона (блок 12-12); 42—разрядник статического электричества; 43—бак № 4; 44—бак № 5; 45—бак № 6; 46—антенный усилитель радиоконваса АРК-10; 47—вибрационный сигнализатор пожара ИС-5М; 48—кислородный баллон; 49—ненаправленная итарева антенна АСВ-1 радиоконваса АРК-10; 50—воздухозаборник системы подавления топлива баков; 51—автомат АРУ-3ВУ; 52—загрузочный механизм в системе управления стабилизатором; 53—согласующее устройство УсС-4-1 системы САРПП-121; 54—механизм триммерного эффекта МП-100МТ; 55—рулевой агрегат РАУ-107А; 56—исосная станция НП-27Т; 57—предварительный видеоусилитель ПВУ-II станции СОД-57М; 58—примик МРП-56П; 59—накопитель информации К-12-51-Г-1 системы САРПП-121; 60—бустер БУ-210Б; 61—блок фильтров антенны ОРД-2 станции СОД-57М; 62—возбудитель антенны ОРД-2 станции СОД-57М; 63—премо-передающая антенна станции Р-832М; 64—фильтр нижних частот с детекторной секцией станции СОД-57М; 65—антенна III диапазона заднего обзора (блок 13-3); 66—приемная антенна I диапазона (блок 12-10ВЦ); 67—приемная антенна ДДВ-3М

I и II диапазонов заднего обзора станции СОД-57М; 68—гондола тормозного парашюта; 69—внутрифюзеляжная антенна станции МРП-56П; 70—задний крыльевой бак; 71—передающая антенна радиовысотомера РВ-УМ; 72—бустер БУ-45А; 73—двигатель; 74—кислородные баллоны; 75—балочный держатель БДЗ-3-60-21Д; 76—стойка основной ноги шасси; 77—пусковое устройство АПУ-13М1; 78—ракета; 79—баллон системы кислородной подпитки двигателя; 80—передний крыльевой бак; 81—подвесной бак; 82—усилитель УК-2М системы СПУ-9; 83—катапультиное кресло КМ-ПМ; 84—преобразователь ПО-1500ВТ-3И; 85—рычаг управления двигателем; 86—коробка управления КУ-1500ВТ-3И; 87—регулятор напряжения РУГ-82-3с; 88—предварительный видеоусилитель ПВУ-I станции СОД-57М; 89—автомат защиты от перенапряжений АЗП-1МА; 90—сигнализатор приборной скорости ССА-120 системы САРПП-21Г; 91—газосиликоновый агрегат ГА-2М; 92—блок регулировки усиления (блок РУВ) станции СОД-57М; 93—преобразователь ПТ-500Ц; 94—коробка кабельных соединений станции СОД-57М; 95—резейно-усилительный блок РУБ-155А К автопилота АП-155; 96—катапультиное кресло КМ-УМ; 97—аккумуляторные батареи АСЦС-45Б; 98—премо-передающая антенна III диапазона переднего обзора (блок 13-3); 99—блок сигналов специального назначения СПУ-9; 100—контрольная коробка КР-4БМ (блок 25); 101—выносной пульта (блок 24); 102—фильтр (блок 25); 103—щиток контроля цепи взрыва; 104—передняя стойка шасси; 105—премо-передающий блок 5-ОМ; 106—инерционный замыкатель (блок АРЗ-7); 107—премо-передающий блок ПП-УМ радиовысотомера РВ-УМ; 108—регуляторно-коммутационный блок РКБ-155 автопилота АП-155; 109—блок опасной высоты БОВ-21; 110—электронное реле времени РВ-155А автопилота АП-155; 111—блок согласования БС-155А автопилота АП-155; 112—преобразователь ПО-750А; 113—приставка блокирования станции СОД-57М; 114—выдвигная платформа; 115—направленная рамочная антенна радиоконваса АРК-10; 116—датчик угла атаки ДУА-3; 117—приемник температур П-5; 118—пульта контроля и регулировок (блок К-6) станции СРД-5МК; 119—блок скорости РБ6-5 станции СРД-5МК; 120—конус воздухозаборника



4 мин, без пуска ракет Р-3С. Дальность и продолжительность полета с подвесным топливным баком приведена с учетом сбрасывания бака после выработки из него топлива.

5. Посадочные характеристики даны для веса самолета $G_{\text{пос}} = 6800$ кг при выпуске тормозного парашюта в начале пробега на скоростях менее 320 км/ч.

6. Максимальная эксплуатационная перегрузка для самолета с двумя ракетами Р-3С дана при остатке топлива не более 1200 л.

Основные весовые и центровочные данные самолета приведены в табл. 1.

Подробная сводка весовых и центровочных данных самолета и весовые и центровочные данные с другими вариантами нагрузки приведены в гл. IX. Общий вид самолета МиГ-21УМ приведен на рис. 1—3.

Схема размещения оборудования представлена на рис. 4.

Таблица 1
Основные весовые и центровочные данные

Данные самолета	Без подвесного топливного бака		С подвесным топливным баком 490 л	
	без ракет	с ракетами Р-3С	без ракет	с ракетами Р-3С
Нормальный взлетный вес в кг	7820	8011	8266	8457
Вес топлива при удельном весе $\gamma_T = 0,83$ г/см ³ в кг	1940	1940	2350	2350
Полный диапазон центровок в % САХ	34,3—31,3	34,4—31,4	34,3—31,2	34,4—31,4

ГЛАВА II

ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

К летным характеристикам самолета относятся: максимальная скорость и высота полета, дальность и продолжительность полета, характеристики устойчивости, управляемости, маневренности, а также взлетно-посадочные характеристики.

Материалы по летным характеристикам получены при совместных государственных летных испытаниях самолета или по аэродинамическому расчету. Летные характеристики приводятся для стандартных атмосферных условий; характеристики устойчивости и управляемости, полученные в летных испытаниях, даны при фактических атмосферных условиях. Методика приведения к стандартным атмосферным условиям изложена в настоящей главе.

Летные характеристики самолета, связанные с его пилотированием, приведены также в инструкции летчику самолета МиГ-21УМ.

СКОРОСТЬ И ВЫСОТА ПОЛЕТА, СКОРОПОДЪЕМНОСТЬ

Самолет обладает широким диапазоном скоростей горизонтального полета: от минимальной $V_{\text{пр}} = 240$ км/ч до $V_{\text{ист}} = 2175$ км/ч на высоте 12 600 м и выше.

Максимальная скорость горизонтального полета достигается при разгоне на режиме полного форсажа двигателя на высотах от 12 600 до 17 500 м; по энерговооруженности на режиме полного форсажа самолет может выполнять полет и до больших скоростей.

Для самолета МиГ-21УМ установлены следующие максимально допустимые эксплуатационные скорости и числа M полета:

а) самолет с двумя ракетами Р-3С или без них (но с пилонами):

на высотах $H = 0 - 5000$ м приборная скорость $V_{\text{пр}} = 1100$ км/ч;

на высотах $H = 5000 - 12 600$ м приборная скорость $V_{\text{пр}} = 1200$ км/ч;

на высотах $H \geq 12 600$ м число $M = 2,05$;

б) самолет с двумя ракетами Р-3С (или без них) и с пулеметной гондолой:

на высотах $H = 0 - 5000$ м приборная скорость $V_{\text{пр}} = 1100$ км/ч;

на высотах $H = 5000 - 11 600$ м приборная скорость $V_{\text{пр}} = 1200$ км/ч;

на высотах $H = 11 600$ м число $M = 1,9$;

в) самолет с двумя блоками УБ-16-57УМ и подвесным топливным баком 490 л:

на высотах $H = 0 - 11 800$ м приборная скорость 1000 км/ч;

на высотах $H \geq 11 800$ м число $M = 1,6$;

г) самолет с подвеской двух снарядов С-24 или двух бомб ФАБ-250:

на высотах $H = 0 - 8600$ м приборная скорость $V_{\text{пр}} = 1000$ км/ч;

на высотах $H \geq 8600$ м число $M = 1,3$.

Примечание. У земли при $H = 100$ м приборная скорость полета $V_{\text{пр}}$, равная 1100 км/ч, соответствует истинной скорости $V_{\text{ист}} = 1145$ км/ч ввиду того, что приемник воздушного давления занижает показание прибора на величину аэродинамической и волновой поправок. По той же причине приборной скорости полета $V_{\text{пр}} = 1000$ км/ч у земли соответствует истинная скорость $V_{\text{ист}} = 1020$ км/ч. Установленные предельные максимальные скорости и числа M полета могут быть изменены.

ВНИМАНИЕ! Официальные данные по максимальным эксплуатационным режимам полета приведены в инструкции летчику самолета МиГ-21УМ.

Все изменения по этим данным вносятся в указанную инструкцию.

Эволютивная скорость самолета $V_{\text{пр}} = 400$ км/ч в диапазоне высот полета от 0 до 15 000 м.

Минимальные скорости прямолинейного горизонтального полета на высотах 7000—8000 м, соответ-

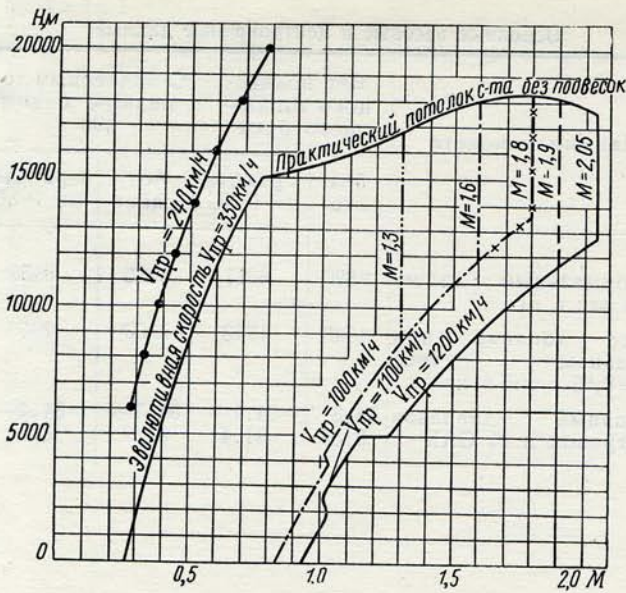


Рис. 5. Область эксплуатационных чисел M и высот полета:

- самолет без подвесок или с ракетами Р-3С;
- - - самолет с пулеметной гондолой;
- · · · самолет с блоками или УБ-16 и подвесным баком;
- · - · - · самолет с бомбами ФАБ;
- - ● - ● - минимальная скорость горизонтального полета самолета без подвесок;
- × - × - × - самолет с блоками УБ-16

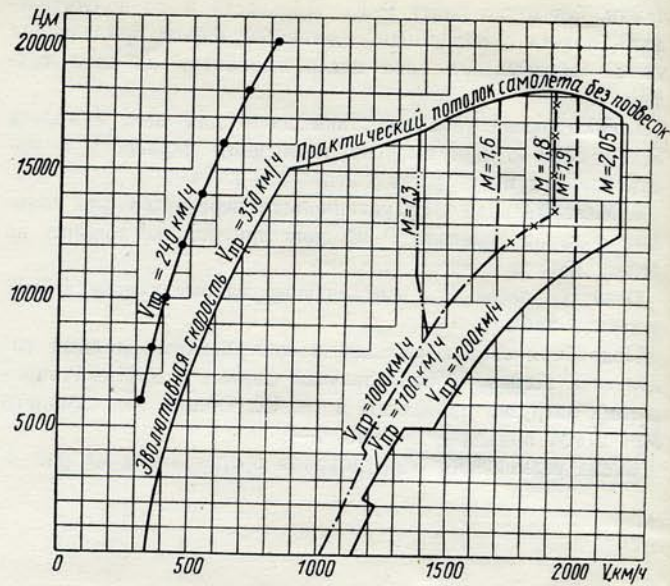


Рис. 6. Область эксплуатационных скоростей и высот полета:

- самолет без подвесок или с ракетами Р-3С;
- - - самолет с пулеметной гондолой;
- · · · самолет с блоками или УБ-16 и подвесным баком;
- · - · - · самолет с бомбами ФАБ;
- - ● - ● - минимальная скорость горизонтального полета самолета без подвесок;
- × - × - × - самолет с блоками УБ-16

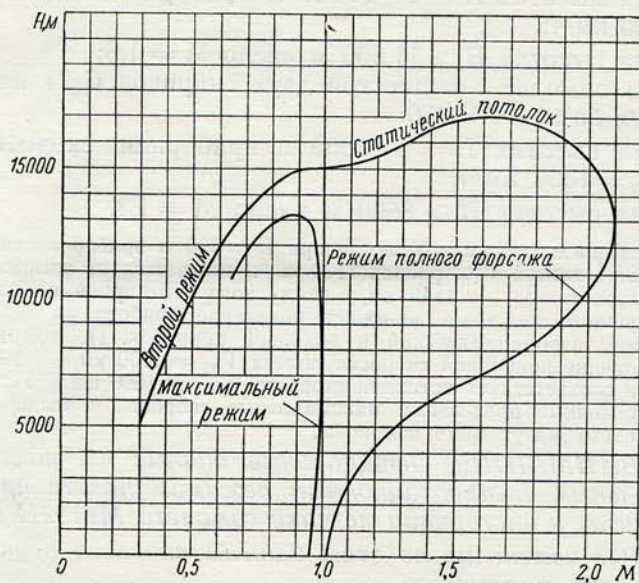


Рис. 7. Максимально достижимые числа M горизонтального полета самолета с двумя ракетами Р-3С по высотам при различных режимах работы двигателя (по расчету):
вес самолета на потолке 6500 кгс

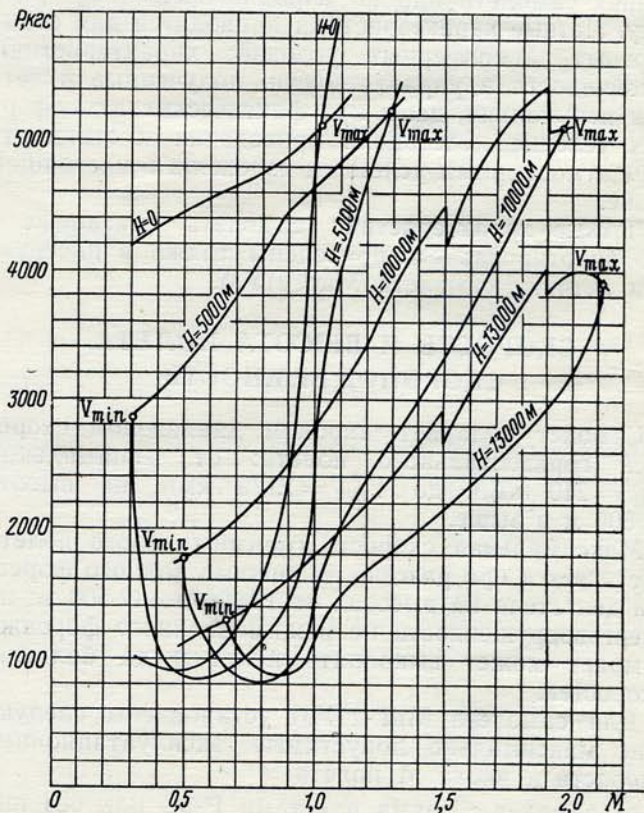


Рис. 8. Располагаемые и потребные тяги самолета с ракетами Р-3С при работе двигателя на режиме полного форсажа (по расчету)

ствующие началу сваливания самолета, при работе двигателя на режиме малого газа составляют:

- а) без подвесок:
 - 240 км/ч (полетная конфигурация);
 - 190 км/ч (посадочная конфигурация);
- б) при подвеске двух ракет Р-3С и пулеметной гондолы:
 - 250 км/ч (полетная конфигурация);
 - 200 км/ч (посадочная конфигурация);
- в) при подвеске двух блоков УБ-16-57УМП и пулеметной гондолы:
 - 260 км/ч (полетная конфигурация);
 - 205 км/ч (посадочная конфигурация).

При приближении скорости самолета к минимальной (из режима прямолинейного горизонтального полета) на скоростях по прибору, равных 360—380 км/ч, появляется тряска самолета, интенсивность которой уменьшается по мере приближения к скорости начала сваливания; на скоростях по прибору 290—300 км/ч появляются покачивания самолета с крыла на крыло.

Области эксплуатационных чисел M , скоростей и высот горизонтального полета самолета приведены на рис. 5, 6.

Максимальные скорости и высоты горизонтального установившегося полета при работе двигателя на различных режимах, полученные аэродинамическим расчетом, приведены на рис. 7.

На рис. 8 представлены зависимости потребных и располагаемых тяг в горизонтальном полете на высотах 0; 5; 10; 13 км от скорости полета при работе двигателя на режиме полного форсажа.

Расчет этих зависимостей выполнен по приведенным в гл. VI полярам самолета и характеристикам двигателя, приведенным в гл. V.

Как видно из рис. 8, равенство потребной и располагаемой тяги в области больших скоростей обуславливает максимальную скорость горизонтального установившегося полета. С уменьшением скорости полета потребная тяга вначале падает, а затем в области малых скоростей возрастает, так как самолет выходит на большие углы атаки, на которых индуктивное сопротивление увеличивается. При этом имеет место так называемый «второй режим». Расчетные минимальные скорости на втором режиме могут несколько отличаться от полученных при летных испытаниях (см. рис. 7).

Избыток располагаемой тяги двигателя над потребной для горизонтального установившегося полета может быть использован как для набора высоты и разгона самолета, так и для любых эволюций, связанных с затратой дополнительной энергии.

Весьма важной и удобной в практике является безразмерная величина продольной перегрузки самолета n_x , равная отношению избытка тяги к весу самолета:

$$n_x = \frac{P_{\text{расп}} - P_{\text{потр}}}{G_c},$$

- где $P_{\text{расп}}$ — располагаемая тяга двигателя;
- $P_{\text{потр}}$ — тяга, потребная для установившегося горизонтального полета;
- G_c — вес самолета.

Продольная перегрузка n_x зависит от веса самолета, высоты и скорости полета, а также от режима работы двигателя, лобового сопротивления самолета и температуры наружного воздуха.

По величине n_x можно судить об ускорении самолета, избыточной тяге и возможных вертикальных скоростях полета.

Зависимость продольной перегрузки n_x от числа M полета самолета с двумя ракетами Р-3С на режиме полного форсажа двигателя в стандартных условиях на высоте 13 000 м приведена на рис. 9, на высотах 1000 и 5000 м — на рис. 10.

Зависимость n_x от числа M и высоты полета при работе двигателя на максимальном режиме приведена на рис. 11.

Продольная перегрузка n_x в большой степени зависит от положения конуса воздухозаборника. Программа регулирования конуса в зависимости от числа M полета приведена на рис. 12.

Как видно из рис. 9, наибольших значений продольная перегрузка на высоте 13 000 м достигает при числе $M = 1,87$. Значит, при этом и близких к нему числах M наиболее целесообразно выполнять маневр самолета с вертикальной перегрузкой или набор высоты практического потолка.

При взлете и наборе высоты без подвесного бака максимальная высота ограничена запасом топлива и составляет 16 000 м при остатке топлива 700 л для самолета с двумя ракетами Р-3С; при этом $V_y = 22$ м/с. Для самолета без подвесок высота практического потолка составляет 18 100 м при остатке топлива 700 л, $V_y = 3$ м/с.

Практическим потолком принято называть высоту, на которой вертикальная скорость самолета равна 3 м/с. Набор практического потолка производится при работе двигателя на режиме полного форсажа и числе M полета, равном $\sim 1,8—1,85$.

При отклонении температуры окружающего воздуха от стандартной высота практического потолка

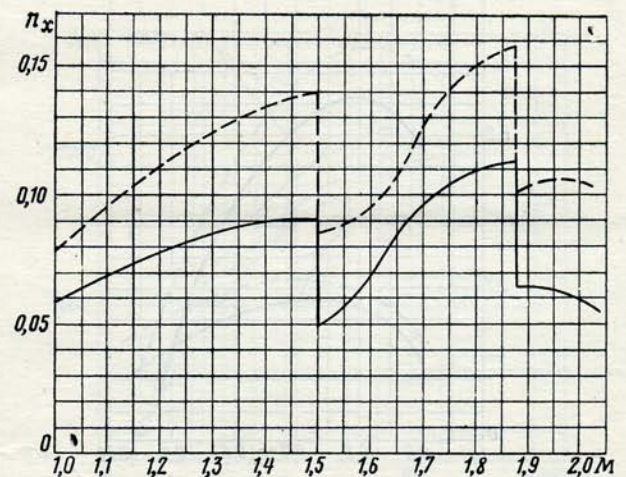


Рис. 9. Продольная перегрузка самолета при работе двигателя на полном форсажном режиме ($H = 13\ 000$ м):
 — самолет с двумя ракетами Р-3С ($G_{\text{ср}} = 6800$ кгс);
 - - - самолет без подвесок ($G_{\text{ср}} = 6800$ кгс)

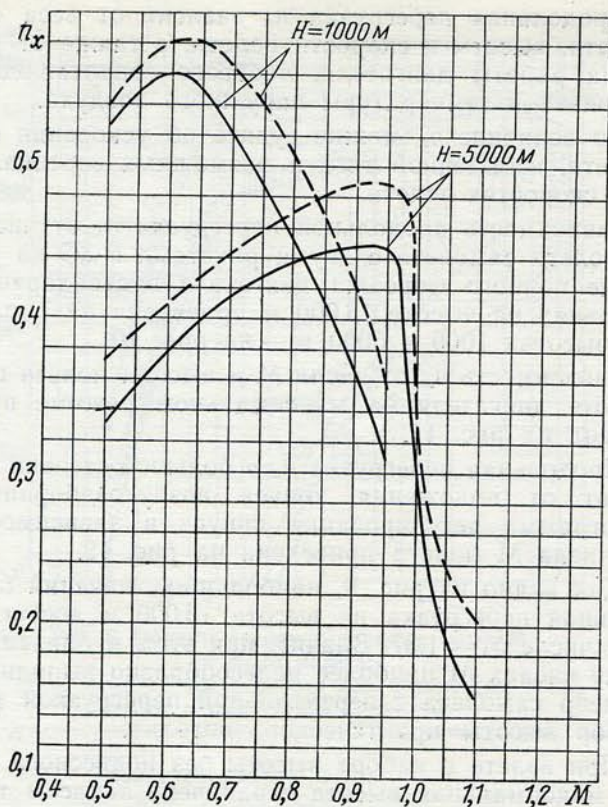


Рис. 10. Продольная перегрузка самолета при работе двигателя на полном форсажном режиме ($H = 1000$ и 5000 м):
 — самолет с двумя ракетами Р-3С ($G_{cp} = 7000$ кгс);
 - - - самолет без подвесок ($G_{cp} = 6800$ кгс)

уменьшается или увеличивается в связи с уменьшением или увеличением тяги силовой установки. Методика приведения практического потолка к стандартным условиям изложена ниже.

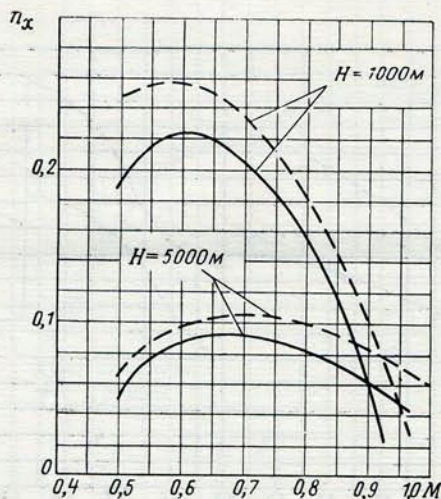


Рис. 11. Продольная перегрузка самолета при работе двигателя на максимальном режиме:
 — самолет с двумя ракетами Р-3С ($G_{cp} = 7000$ кгс);
 - - - самолет без подвесок ($G_{cp} = 6800$ кгс)

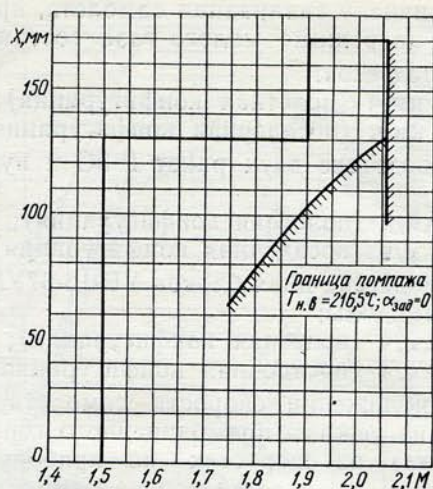


Рис. 12. Программа регулирования конуса (трехступенчатое регулирование)

Далее приводится один из вариантов оптимального по расходу топлива режима набора высоты практического потолка:

взлет и набор высоты 1000 м на режиме минимального форсажа двигателя;

набор высоты 11000 м на максимальном режиме работы двигателя при постоянной истинной скорости 870 км/ч;

на высоте 11000 м включение полного форсажа и разгон до $V_{пр} = 1100$ км/ч со снижением на 1000 м;

набор высоты с разгоном на постоянной скорости по прибору 1100 км/ч до высоты, на которой достигается скорость, соответствующая числу $M \approx 1,82$;

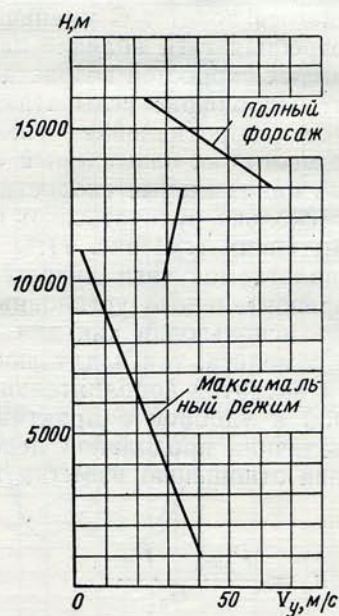


Рис. 13. Вертикальные скорости полета самолета с двумя ракетами Р-3С при наборе высоты практического потолка

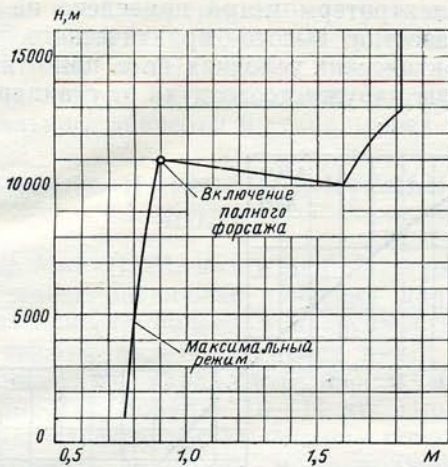


Рис. 14. Числа M при наборе высоты практического потолка самолета с двумя ракетами Р-3С

набор высоты практического потолка на скорости, соответствующей числу $M \approx 1,82$ до $V_y = 3$ м/с или до остатка топлива 700 л.

Вертикальные скорости самолета, числа M и время набора высоты в стандартных условиях при работе двигателя сначала на максимальном режиме, а затем на режиме полного форсажа приведены на рис. 13—15.

Самолет обладает достаточно высокими вертикальными скоростями при наборе высоты, величина которых достигает 100 м/с на режиме полного форсажа двигателя, и 45 м/с на максимальном режиме работы двигателя.

В зависимости от боевого задания набор высоты выполняется на различных режимах работы двигателя и по различным профилям.

Критериями оптимальности набора являются минимальное время выхода на заданную высоту или минимальный расход топлива.

Для полета на дальность при заданных высоте и скорости полета (например, при $H = 10000$ м и

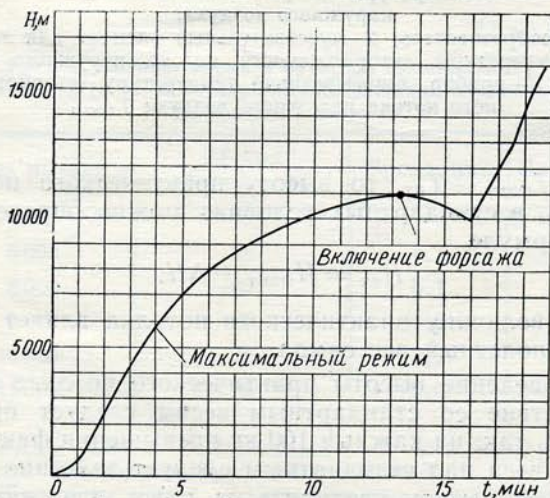


Рис. 15. Время набора высоты практического потолка самолета с двумя ракетами Р-3С

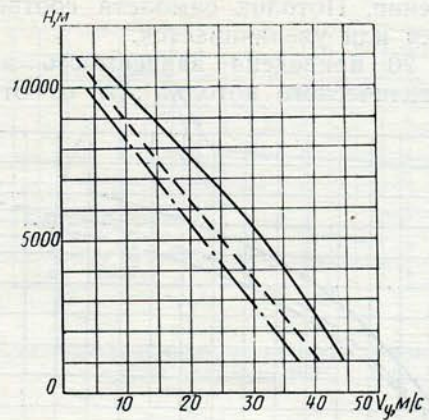


Рис. 16. Вертикальные скорости полета при наборе высоты на максимальном режиме работы двигателя:
 — самолет без подвесок;
 - - - самолет с двумя ракетами Р-3С или подвесным баком;
 - · - самолет с двумя ракетами Р-3С и подвесным баком

$M = 0,8 \div 0,85$) меньше топлива расходуется при наборе высоты на максимальном режиме работы двигателя, хотя по времени на такой набор высоты затрачивается 7,5 мин вместо 2,5 мин на режиме полного форсажа. Для набора высоты или разгона на высотах более 10 000 м целесообразно всегда переходить на режим полного форсажа на высоте 10 000 м.

Наборы высоты на максимальном режиме двигателя приведены на рис. 16—19.

ПРИВЕДЕНИЕ ПРАКТИЧЕСКОГО ПОТОЛКА К СТАНДАРТНЫМ УСЛОВИЯМ

Потолок самолета в значительной степени зависит от температуры наружного воздуха, так как тяга двигателя уменьшается с увеличением температуры наружного воздуха и увеличивается при

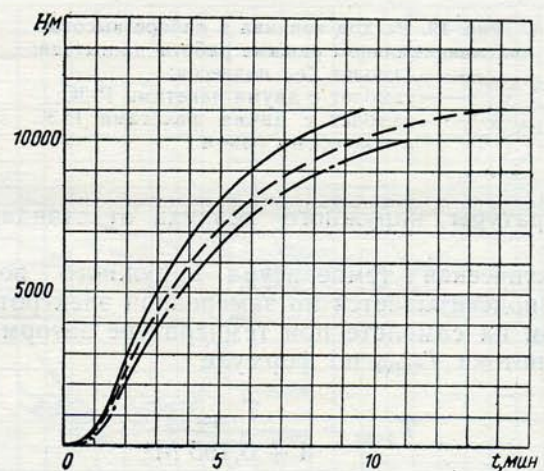


Рис. 17. Время набора высоты на максимальном режиме двигателя:
 — самолет без подвесок;
 - - - самолет с двумя ракетами Р-3С;
 - · - самолет с двумя ракетами Р-3С и подвесным баком

ее уменьшении. Потолок самолета соответственно уменьшается или увеличивается.

На рис. 20 приведена зависимость изменения высоты практического потолка ΔH от отклонения

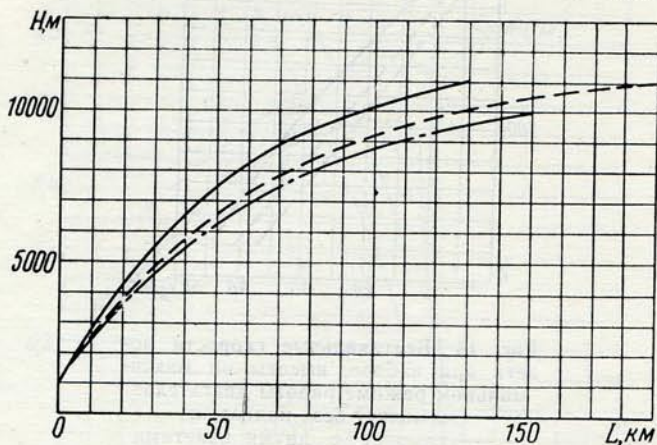


Рис. 18. Путь при наборе высоты на максимальном режиме работы двигателя:

- самолет без подвесок;
- - - самолет с двумя ракетами Р-3С;
- · - · - самолет с двумя ракетами Р-3С и подвесным баком

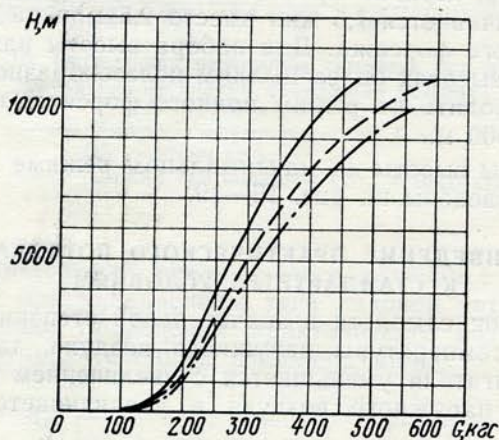


Рис. 19. Расход топлива в наборе высоты на максимальном режиме работы двигателя:

- самолет без подвесок;
- - - самолет с двумя ракетами Р-3С;
- · - · - самолет с двумя ракетами Р-3С и подвесным баком

температуры наружного воздуха от стандартной ΔT .

Фактическая температура наружного воздуха $T_{\text{факт}}$ подсчитывается по замеренной электротермометром на самолете при температуре заторможенного потока $T_{\text{торм}}$ по формуле

$$T_{\text{факт}} = \frac{T_{\text{торм}}}{1 + 0,195 M^2},$$

где $M = M_{\text{пр}} + \delta M_{\text{инс}} + \delta M_{\text{а}} + \delta M_{\text{в}}$.

Подробно определение истинного числа M изложено в гл. VIII.

Электротермометр не является стандартным прибором и устанавливается при необходимости.

Схема электротермометра приведена на рис. 21. Если известна высота практического потолка $H_{\text{факт}}$ в фактических условиях (т. е. при отклонении температуры наружного воздуха от стандартной на

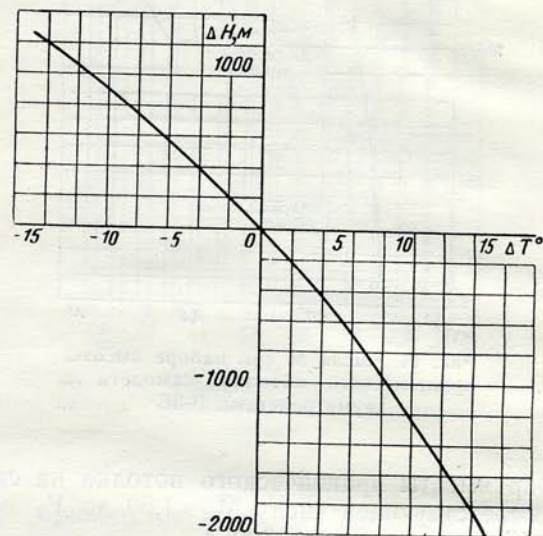


Рис. 20. Влияние отклонения температуры наружного воздуха от стандартной на изменение практического потолка: самолет с двумя ракетами Р-3С

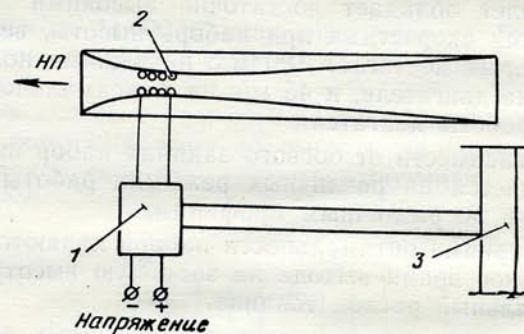


Рис. 21. Схема электротермометра для замера температуры заторможенного потока наружного воздуха:

1—преобразователь; 2—чувствительный элемент для замера температуры заторможенного потока наружного воздуха; 3—прибор, записывающий температуру заторможенного потока наружного воздуха $T_{\text{торм}}$

$\Delta T = T_{\text{факт}} - T_{\text{ст}}$, то высоту практического потолка $H_{\text{ст}}$ в стандартных условиях можно определить по формуле

$$H_{\text{ст}} = H_{\text{факт}} \pm \Delta H.$$

На величину практического потолка влияет также и полетный вес самолета.

Приведение высоты практического потолка в соответствие со стандартным весом следует производить так: на каждые 100 кг превышения фактического веса над стандартным следует значение фактической высоты увеличить на 100 м, а на каждые 100 кг уменьшения фактического веса — уменьшить фактическую высоту на 100 м.

Учитывая производственные отступления по качеству изготовления самолета и допуски на тягу двигателя, для практического потолка самолета установлен допуск на уменьшение в размере 4% от номинального значения в стандартных условиях.

ДАЛЬНОСТЬ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА

Самолет МиГ-21УМ, как и любой сверхзвуковой самолет, имеет различные значения дальности и продолжительности полета в зависимости от скорости и высоты полета. Самолет имеет наибольшую дальность и продолжительность полета на средних высотах, порядка 10—11 км. При полетах на высотах, близких к статическому потолку, и на малых высотах дальность и продолжительность уменьшаются, так как значительная часть топлива расходуется на разгон самолета до сверхзвуковых скоростей и на набор потолка. Очевидно, продолжительность полета на потолке будет в значительной степени зависеть от режима и профиля набора высоты.

Режимы полета на максимальную дальность и продолжительность на средних высотах определяются при минимальных значениях километрового расхода топлива q_{min} . Эта величина зависит от аэродинамического качества самолета K . Зависимость $K = f(M)$ показана на рис. 22.

Зависимость километрового расхода топлива q от высоты и скорости полета по прибору для различных вариантов подвесок приведена на рис. 23, 24.

В расчете практической дальности и продолжительности полета учтены:

расход топлива при работе двигателя на земле в течение 7 мин — 70 кг;

расход топлива, путь и время при взлете и наборе высоты на максимальном режиме работы двигателя (см. рис. 17—19);

расход топлива, путь и время при планировании до высоты выполнения круга на высоте $H = 0,5$ км (табл. 2);

расход топлива при полете по кругу перед посадкой в течение 4 мин — 120 кг;

Таблица 2

Расход топлива, время и путь при планировании самолета (с любыми вариантами внешних подвесок) до высоты 1000 м

Высота полета, м	Расход топлива, кг	Время, мин	Путь, км
5 000	38	4,1	40
8 000	62	6,7	70
9 000	67	7,5	80
10 000	75	8,2	90
11 000	80	9,0	100

Примечания. 1. Планирование со всех высот производится на скорости $V_{пр} = 500 \div 550$ км/ч.

2. Тормозные щитки и закрылки при планировании находятся в убранном положении.

3. Рычаг управления двигателем при планировании находится на режиме малого газа.

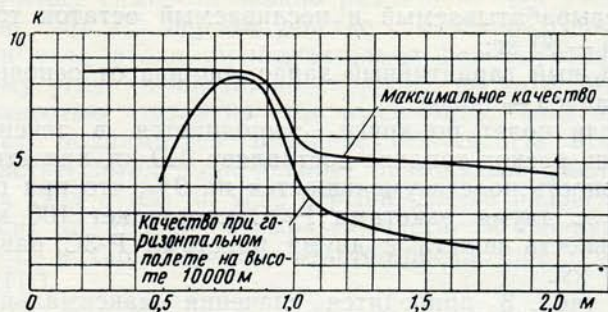


Рис. 22. Аэродинамическое качество самолета с двумя ракетами Р-3С

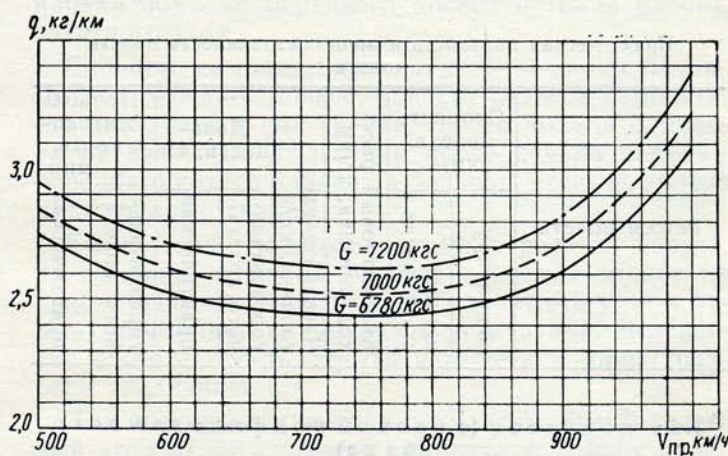


Рис. 23. Километровый расход топлива на высоте 500 м:

- самолет без подвесок;
- - - самолет с двумя ракетами Р-3С или с подвесным баком;
- · - самолет с двумя ракетами Р-3С и подвесным баком

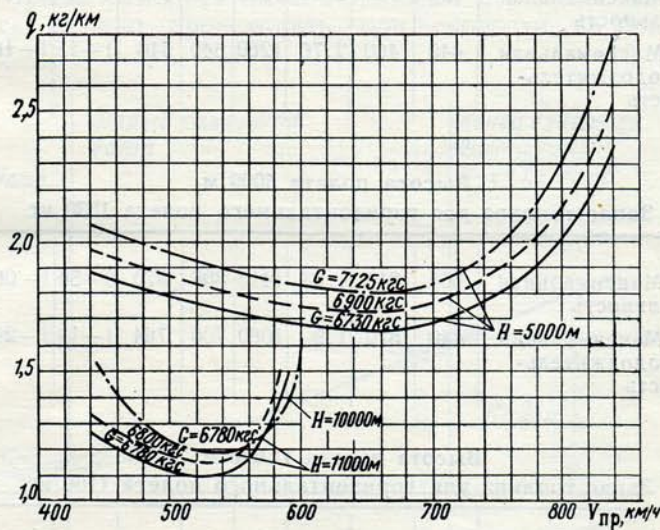


Рис. 24. Километровый расход топлива:

- самолет без подвесок;
- - - самолет с двумя ракетами Р-3С или с подвесным баком;
- · - самолет с двумя ракетами Р-3С и подвесным баком

невырабатываемый и несливаемый остаток топлива — 60 кг;

7%-ный гарантийный запас топлива от основного запаса — 140 кг.

Если полет по кругу выполняется в течение 8 мин, расход топлива составляет 240 кг, при этом дальность полета уменьшается на 9%, что при полете с двумя ракетами Р-3С составляет 100 км. Дальность полета с двумя ракетами Р-3С равна 1030 км.

В табл. 3 приводятся значения максимальной практической дальности и максимальной практической продолжительности полета, определенные на основании материалов летных испытаний самолета.

В табл. 3 все данные приведены для полета с топливом удельного веса $\gamma = 0,83 \text{ г/см}^3$.

Таблица 3

Практическая дальность и продолжительность полета самолета

Режим полета	Скорость полета, км/ч		Километровый расход топлива, кг/км	Часовой расход топлива, кг/ч	Дальность, км		Продолжительность, ч—мин	
	по прибору	истинная стандартная			горизонтального полета	практическая	горизонтального полета	практическая

Без подвесок (с балкой подфюзеляжного бака)

Вырабатываемый запас топлива 1940 кг ($\gamma = 0,83 \text{ г/см}^3$)
Начальный вес самолета 7820 кг

Высота полета 500 м

Запас топлива для горизонтального полета 1490 кг

Максимальная дальность	750	790	2,44	1930	611	611	0—46	0—51
Максимальная продолжительность	440	460	2,76	1260	540	540	1—11	1—16

Высота полета 5000 м

Запас топлива для горизонтального полета 1330 кг

Максимальная дальность	660	840	1,68	1410	806	870	0—56	1—06
Максимальная продолжительность	440	570	1,9	1080	700	764	1—14	1—24

Высота полета 11000 м

Запас топлива для горизонтального полета 1100 кг

Максимальная дальность	560	990	1,11	1100	989	1221	1—00	1—21
Максимальная продолжительность	500	890	1,13	990	975	1205	1—06	1—28

С двумя ракетами Р-3С (с балкой подвешенного топливного бака)

Вырабатываемый запас топлива 1940 кг
Начальный вес самолета 8011 кг

Высота полета 500 м

Запас топлива для горизонтального полета 1480 кг

Максимальная дальность	750	790	2,52	1990	588	588	0—45	0—50
Максимальная продолжительность	440	460	2,85	1310	520	520	1—08	1—13

Высота полета 5000 м

Запас топлива для горизонтального полета 1305 кг

Максимальная дальность	660	840	1,756	1480	746	818	0—53	1—03
Максимальная продолжительность	440	570	2,0	1140	650	722	1—09	1—19

Высота полета 11000 м

Запас топлива для горизонтального полета 975 кг

Максимальная дальность	520	910	1,17	1070	840	1130	0—55	1—21
Максимальная продолжительность	500	890	1,18	1040	825	1115	0—56	1—22

Без подвесок и с подвешенным топливным баком емкостью 490 л

Вырабатываемый запас топлива 2350 кг
Начальный полетный вес 8266 кг

Высота полета 500 м

Запас топлива для горизонтального полета 1880 кг

Максимальная дальность	750	790	2,52	1990	746	746	0—56	1—01
Максимальная продолжительность	440	460	2,85	1310	660	660	1—26	1—31

Высота полета 5000 м

Запас топлива для горизонтального полета 1710 кг

Максимальная дальность	660	840	1,75	1480	980	1045	1—09	1—19
Максимальная продолжительность	440	570	2,0	1140	860	924	1—30	1—40

Высота полета 11000 м

Запас топлива для горизонтального полета 1375 кг

Максимальная дальность	520	910	1,17	1070	1160	1450	1—17	1—42
Максимальная продолжительность	500	890	1,185	1050	1150	1440	1—19	1—44

С двумя ракетами Р-3С и подвесным топливным баком емкостью 490 л
 Вырабатываемый запас топлива 2350 кг.
 Начальный полетный вес 8457 кг

Высота полета 500 м

Запас топлива для горизонтального полета 1870 кг

Максимальная дальность	750	790	2,64	2090	710	710	0-54	0-59
Максимальная продолжительность	440	460	2,94	1350	635	635	1-23	1-28

Высота полета 5000 м

Запас топлива для горизонтального полета 1685 кг

Максимальная дальность	660	850	1,83	1562	920	996	1-05	1-16
Максимальная продолжительность	440	570	2,0	1140	845	921	1-29	1-40

Высота полета 10 000 м

Запас топлива для горизонтального полета 1420 кг

Максимальная дальность	540	905	1,24	1120	1140	1380	1-16	1-38
Максимальная продолжительность	500	840	1,3	1090	1090	1330	1-18	1-40

Дальности и продолжительности полета с подвесным топливным баком приведены без сброса бака после выработки из него топлива. Сброс подвесного бака приводит к увеличению дальности горизонтального полета на ~8%.

ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

ВЗЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

К взлетным характеристикам самолета относятся: длина и время разбега, скорость отрыва, взлетная дистанция.

Разбег самолета можно разбить на два участка (рис. 25). На первом участке самолет разгоняется при угле атаки, приблизительно равном стоячному углу самолета, до скорости, на которой при полностью взятой на себя ручке управления начинает подниматься переднее колесо. На втором участке самолет продолжает разгоняться, увеличивая угол атаки до угла отрыва. Длина разбега зависит от скорости отрыва самолета, тяговооруженности и характеристик взлетно-посадочной полосы (ВПП).

Влияние всех этих факторов на длину разбега можно выразить математическими зависимостями.

Скорость отрыва самолета определяется взлетным весом, углом отклонения закрылков и углом атаки самолета при отрыве. Угол атаки самолета при отрыве зависит от скорости самолета в момент начала подъема переднего колеса и темпа набора взлетного угла.

Скорость самолета, при которой начинает подниматься переднее колесо, зависит от веса самолета, его центровки и сил трения. Время выхода самолета на взлетный угол атаки после начала подъема переднего колеса зависит в большой степени от техники пилотирования.

Если летчик задержит отрыв переднего колеса, то самолет за время разбега по земле может не успеть выйти на максимальный взлетный угол и отрыв произойдет на меньшем угле атаки. Вследствие этого скорость отрыва самолета и длина разбега увеличиваются.

Для обеспечения выхода на максимальный взлетный угол атаки скорость самолета в момент начала подъема переднего колеса должна составлять 0,7—0,8 скорости отрыва самолета.

Зависимость скорости отрыва самолета от веса и угла атаки в момент отрыва приведена на рис. 26.

Для самолета с двумя ракетами Р-3С без подвесного бака скорость отрыва при выпущенных закрылках 330 км/ч. Для обеспечения этой скорости отрыва самолета начало подъема переднего колеса должно происходить при скорости не более

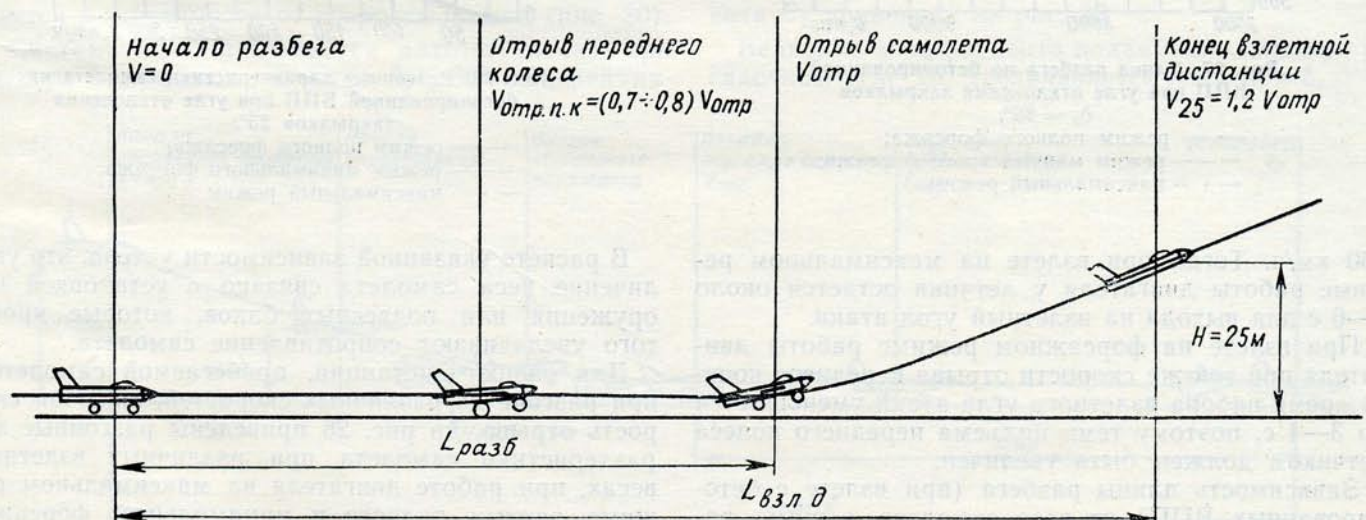


Рис. 25. Схема взлета самолета:
 $L_{разб}$ — длина разбега; $L_{взл.д}$ — взлетная дистанция

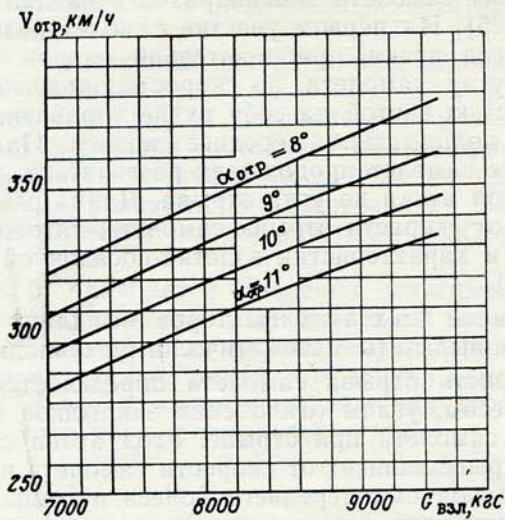


Рис. 26. Скорость отрыва самолета при взлете с бетонированных и грунтовых ВПП при угле отклонения закрылков $\delta_3 = 25^\circ$

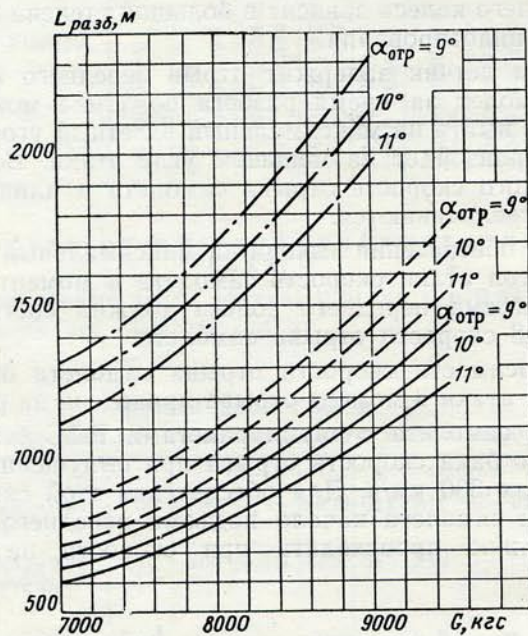


Рис. 27. Длина разбега по бетонированной ВПП при угле отклонения закрылков $\delta_3 = 25^\circ$:

- режим полного форсажа;
- - - режим минимального форсажа;
- · - максимальный режим

230 км/ч. Тогда при взлете на максимальном режиме работы двигателя у летчика остается около 5—6 с для выхода на взлетный угол атаки.

При взлете на форсажном режиме работы двигателя при той же скорости отрыва переднего колеса время набора взлетного угла атаки уменьшается до 3—4 с, поэтому темп подъема переднего колеса летчиком должен быть увеличен.

Зависимость длины разбега (при взлете с бетонированных ВПП) от веса самолета, режима работы двигателя и угла атаки в момент отрыва приведена на рис. 27.

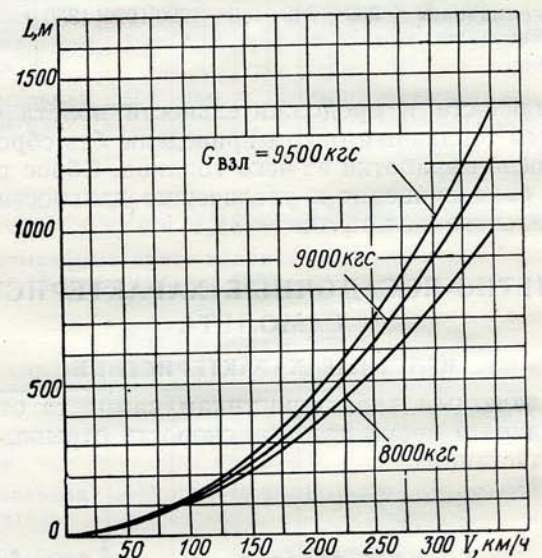
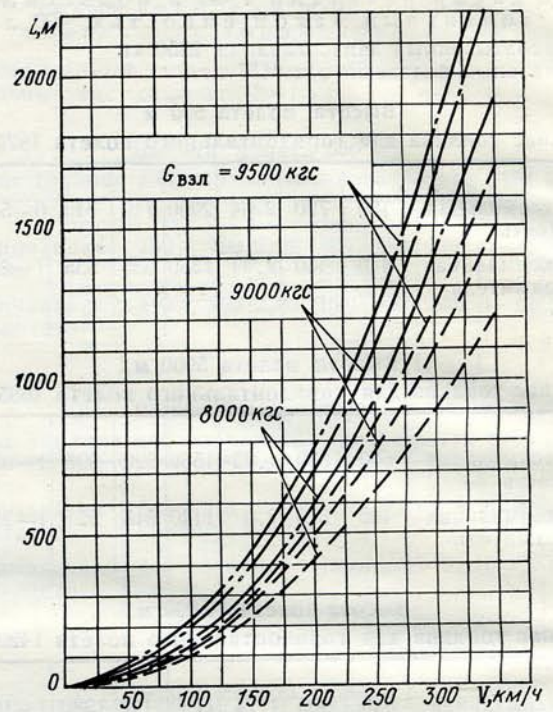


Рис. 28. Разгонные характеристики самолета на бетонированной ВПП при угле отклонения закрылков 25° :

- режим полного форсажа;
- - - режим минимального форсажа;
- · - максимальный режим

В расчете указанной зависимости учтено, что увеличение веса самолета связано с установкой вооружения или подвесных баков, которые кроме того увеличивают сопротивление самолета.

Для оценки дистанции, пробегаемой самолетом при разгоне до различных скоростей, включая скорость отрыва, на рис. 28 приведены разгонные характеристики самолета при различных взлетных весах, при работе двигателя на максимальном режиме, режиме полного и минимального форсажа.

Взлетные характеристики самолета с двумя ракетами Р-3С для сухих бетонированных взлетно-

посадочных полос при угле отклонения закрылков 25°, для веса 7800 кг, на режиме полного и минимального форсажа двигателя приведены ниже. Указанные характеристики приводятся для стандартных атмосферных условий при отсутствии ветра.

	Полный форсаж	Минимальный форсаж
Длина разбега в м	900	1150
Скорость отрыва самолета в км/ч	330	330
Скорость отрыва носового колеса в км/ч	230	230

ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

К посадочным характеристикам самолета относятся: длина и время пробега, посадочные скорость и дистанция.

Длину пробега можно разбить на два участка (рис. 29). На первом участке самолет после касания земли основными колесами постепенно опускает переднее колесо. На втором участке самолет движется на трех колесах с углом атаки, приблизительно равным стояночному углу с включенными тормозами колес.

Длина пробега после приземления зависит от посадочной скорости самолета, от момента включения тормозов, от состояния поверхности посадочной полосы, а также от момента выпуска тормозного парашюта.

Для увеличения подъемной силы крыла и уменьшения посадочной скорости на самолете применена система сдува пограничного слоя с закрылков (СПС). Воздух отбирается в количестве до 2,5 кг/с за последней ступенью компрессора двигателя в диапазоне оборотов РНД 45—100% от максимальных.

Закрылки на самолете выполнены по «плавающей» схеме, т. е. угол отклонения закрылка изменяется в зависимости от скорости полета (рис. 30).

Система СПС включается автоматически при выходе закрылков на угол $\delta_3 = 30^\circ$. Эффектив-

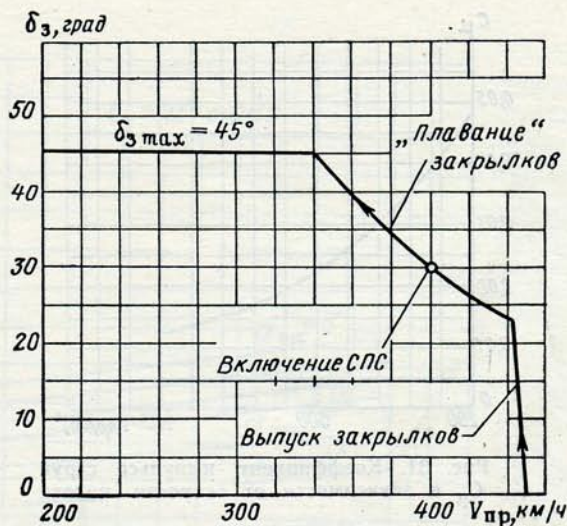


Рис. 30. Угол отклонения закрылков при посадке с включенной системой СПС

ность системы СПС характеризуется коэффициентом импульса струи C_{μ} , который определяется по следующей формуле:

$$C_{\mu} = \frac{\Delta G_v V_{ист}}{g q S_{обсл}} = \frac{9,73}{q},$$

где $\frac{\Delta G_v V_{ист}}{g}$ — импульс выдуваемого воздуха;

q — скоростной напор полета;

$S_{обсл}$ — площадь крыла, обслуживаемая СПС.

Зависимость C_{μ} от скорости полета представлена на рис. 31.

Система СПС позволяет ликвидировать отрыв пограничного слоя от верхней поверхности закрылков, отклоненных при посадке на угол 45°, и увеличить их эффективность. Зависимость приращения коэффициента подъемной силы c_y самолета при разных углах отклонения закрылков от коэффициента C_{μ} приведена на рис. 32.

Величина коэффициента подъемной силы при посадочном угле 10° увеличивается с 0,7 при $\delta_3 = 25^\circ$

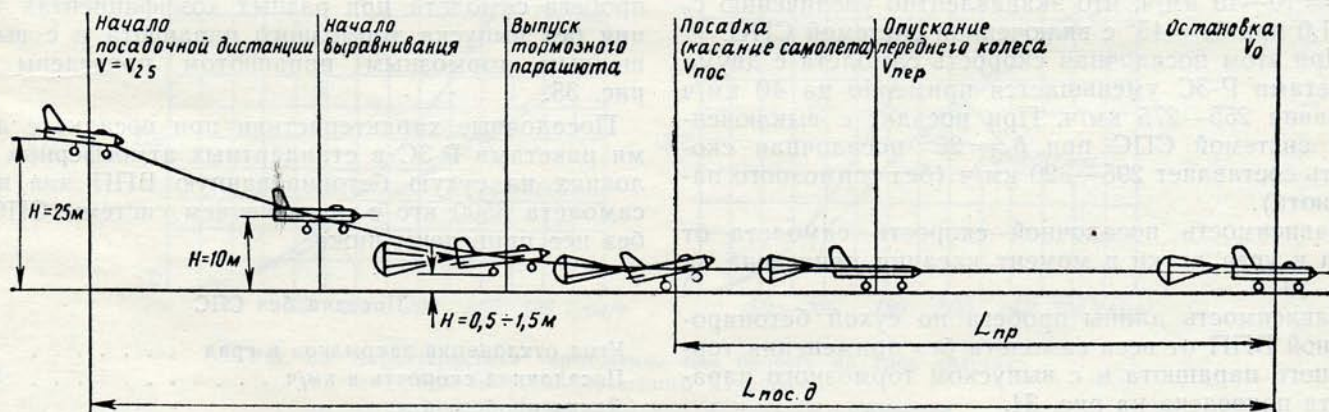


Рис. 29. Схема посадки самолета:

$L_{пр}$ — длина пробега; $L_{пос.д}$ — посадочная дистанция

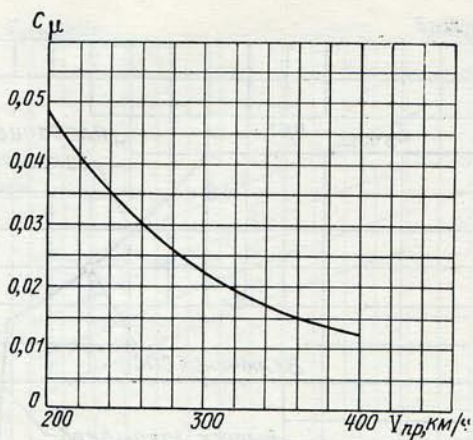


Рис. 31. Коэффициент импульса струи C_{μ} в зависимости от скорости полета

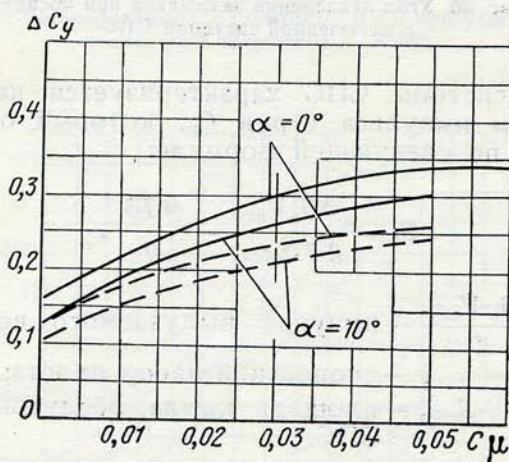


Рис. 32. Зависимость приращения коэффициента подъемной силы от коэффициента импульса струи (без влияния земли):
 — $\delta_3 = 45^\circ$;
 - - $\delta_3 = 25^\circ$

без включения системы СПС до 0,9 при $\delta_3 = 45^\circ$ с включенной системой СПС.

Выпуск тормозного парашюта в воздухе на режиме выдерживания приводит к уменьшению посадочной скорости к моменту касания самолета на $\Delta V = 10-15$ км/ч, что эквивалентно увеличению C_y до 1,0 при $\delta_3 = 45^\circ$ с включенной системой СПС.

При этом посадочная скорость самолета с двумя ракетами Р-3С уменьшается примерно на 40 км/ч и равна 255—275 км/ч. При посадке с выключенной системой СПС при $\delta_3 = 25^\circ$ посадочная скорость составляет 295—320 км/ч (без тормозного парашюта).

Зависимость посадочной скорости самолета от веса и угла атаки в момент касания приведена на рис. 33.

Зависимость длины пробега по сухой бетонированной ВПП от веса самолета без применения тормозного парашюта и с выпуском тормозного парашюта приведена на рис. 34.

При расчете длины пробега с выпуском тормозного парашюта принимают, что парашют к момен-

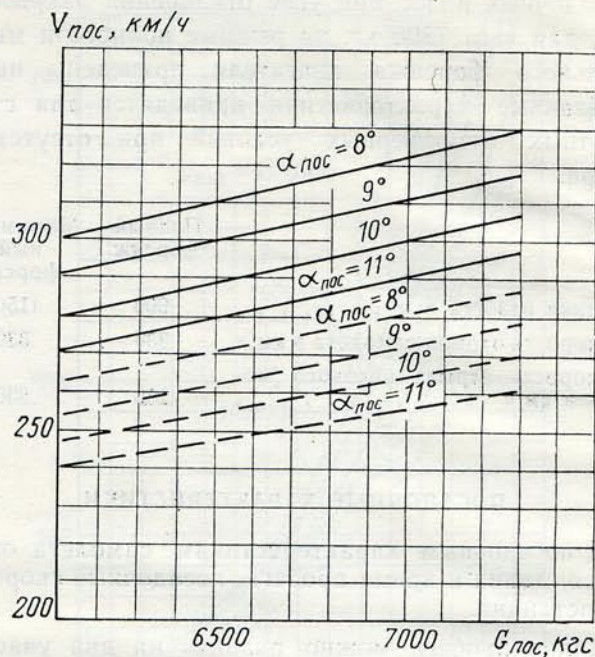


Рис. 33. Посадочная скорость самолета:
 — без СПС, $\delta_3 = 25^\circ$;
 - - с СПС, $\delta_3 = 45^\circ$

ту касания полностью наполнен, переднее колесо опускается за 2 с, сразу после опускания носового колеса включаются тормоза. Аэродинамическая характеристика парашютно-тормозной системы $(C_x S)_{\text{торм. пар}} = 0,6 \cdot 19 = 11,4 \text{ м}^2$.

Длина пробега самолета при посадочном весе 6800 кг при посадке с включенной системой СПС, с выпуском тормозного парашюта после приземления на ВПП составляет 650—850 м, а без выпуска тормозного парашюта 1100—1300 м.

Выпускается тормозной парашют сразу после приземления. Однако с учетом времени наполнения ($t = 2 \div 2,5$ с) задержка с выпуском тормозного парашюта приводит к увеличению длины пробега. Поэтому в исключительных случаях для сокращения длины пробега выпускать тормозной парашют можно в воздухе на высоте не более 1 м (при достаточной тренировке в полетах с системой СПС).

Характеристики торможения на втором участке пробега самолета при разных коэффициентах трения без выпуска тормозного парашюта и с выпущенным тормозным парашютом приведены на рис. 35.

Посадочные характеристики при посадке с двумя ракетами Р-3С в стандартных атмосферных условиях на сухую бетонированную ВПП для веса самолета 6500 кгс с применением системы СПС и без нее приведены ниже.

Посадка без СПС

Угол отклонения закрылков в град	25
Посадочная скорость в км/ч	300
Длина пробега в м:	
без выпуска тормозного парашюта	1350
с выпущенным тормозным парашютом	1000

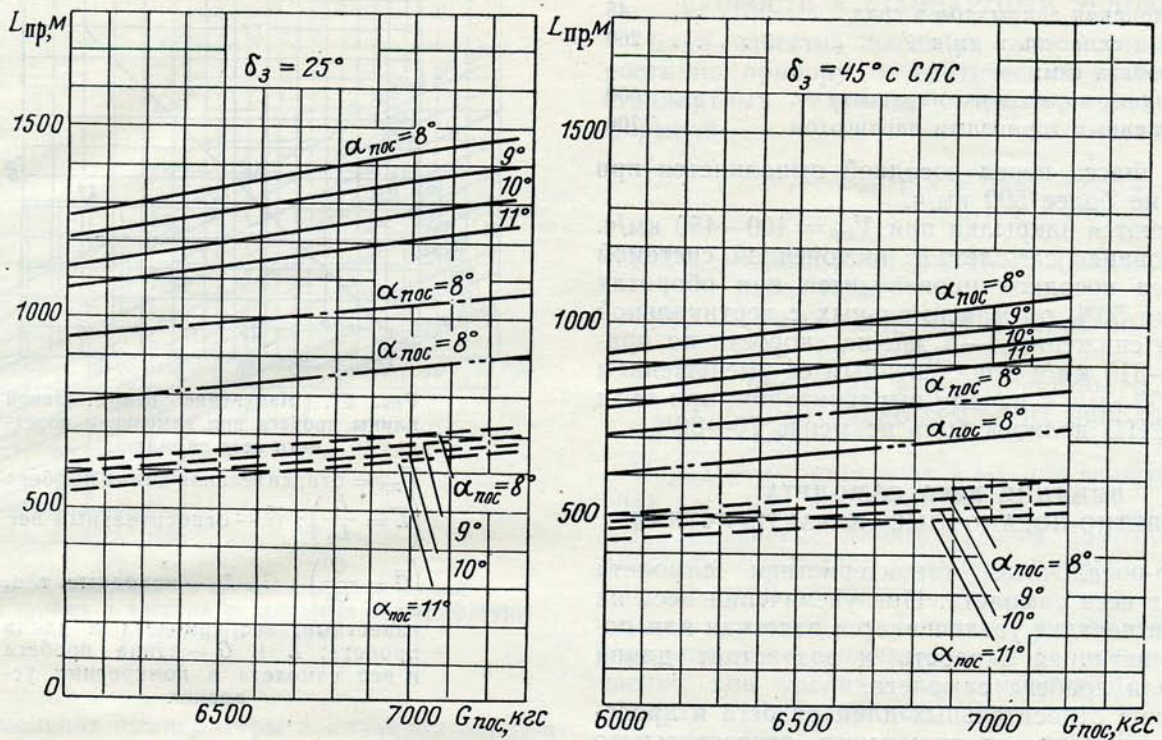


Рис. 34. Длина пробега самолета по сухой бетонированной ВПП ($f_{тр} = 0,3$):

- без выпуска тормозного парашюта;
- - - тормозной парашют выпущен после опускания носового колеса;
- · - тормозной парашют выпущен на выдерживании;
- · · - тормозной парашют выпущен после касания основных колес

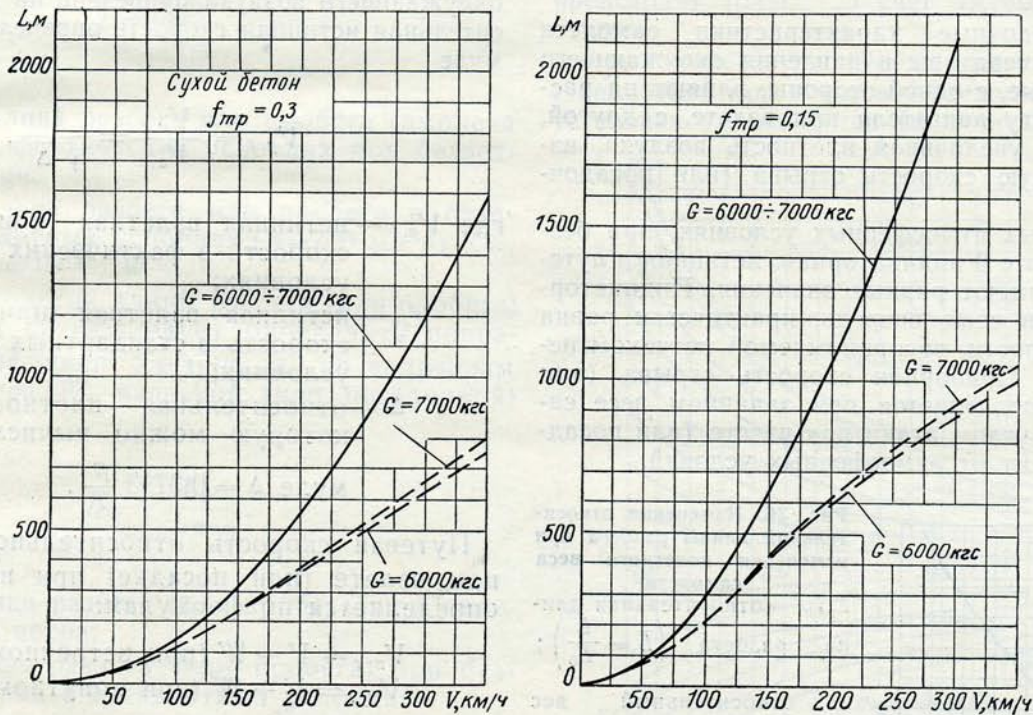


Рис. 35. Характеристики торможения при пробеге на трех колесах:

- без выпуска тормозного парашюта;
- - - тормозной парашют выпущен на выдерживании

Посадка с СПС

Угол отклонения закрылков в град	45
Посадочная скорость в км/ч	260
Длина пробега в м:	
без выпуска тормозного парашюта	1000
с выпущенным тормозным парашютом	700

Выпуск шасси перед посадкой выполняется при скорости не более 500 км/ч.

Выпускаются закрылки при $V_{пр} = 400-450$ км/ч.

Планирование самолета с включенной системой СПС перед посадкой производится при оборотах РНД выше 50% от максимальных с вертикальной скоростью снижения 4—5 м/с на скорости по прибору 320—310 км/ч с постепенным ее уменьшением до 310—300 км/ч к началу выравнивания; при этом обороты РНД должны быть не менее 70—80%.

ВЛИЯНИЕ ВЕСА САМОЛЕТА НА ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Взлетно-посадочные характеристики самолета зависят от веса самолета. При увеличении веса на взлете или посадке увеличивается взлетная или посадочная истинная скорость и возрастает длина разбега или пробега самолета.

Изменение относительных длин разбега и пробега в зависимости от изменения относительного взлетного и посадочного веса показано на рис. 36, 37.

ВЛИЯНИЕ ДАВЛЕНИЯ, ТЕМПЕРАТУРЫ ОКРУЖАЮЩЕГО ВОЗДУХА И СКОРОСТИ ВЕТРА НА ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Взлетно-посадочные характеристики самолета зависят от температуры и давления окружающего воздуха, которые, с одной стороны, влияют на располагаемую тягу двигателя при взлете, с другой, уменьшая или увеличивая плотность воздуха, изменяют истинную скорость отрыва (или посадочную скорость).

В стандартных атмосферных условиях, при безветрии, на высоте 0 индикаторная, истинная и путевая скорости имеют равные значения. Индикаторная скорость, в свою очередь, практически равна приборной скорости, воспринимаемой летчиком непосредственно. Приборная скорость отрыва (или посадочная) определяется при заданном весе самолета только углом атаки при взлете (или посадке) и не зависит от атмосферных условий.

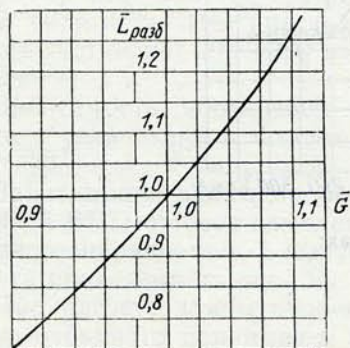


Рис. 36. Изменение относительной длины разбега при изменении полетного веса самолета:

$L_{разб}$ — относительная длина разбега ($\bar{L} = \frac{L}{L_0}$);

G — относительный вес ($\bar{G} = \frac{G}{G_0}$); G_0, L_0 — исходные, т. е. известные, вес самолета и длина разбега;

G, L — вес самолета и длина в конкретных условиях

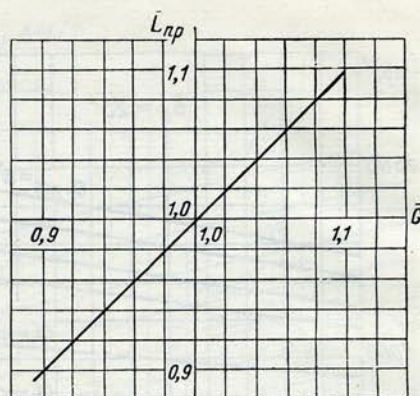


Рис. 37. Изменение относительной длины пробега при изменении полетного веса самолета:

$\bar{L}_{пр}$ — относительная длина пробега ($\bar{L} = \frac{L}{L_0}$); \bar{G} — относительный вес

($\bar{G} = \frac{G}{G_0}$); G_0, L_0 — исходные, т. е.

известные, вес самолета и длина пробега; L и G — длина пробега и вес самолета в конкретных условиях

Истинная скорость отрыва (или посадочная) V относительно потока воздуха изменяется, так как при изменении температуры и давления окружающего воздуха меняется его плотность. Зависимость относительных истинных скоростей самолета при взлете (или посадке) от температуры и давления окружающего воздуха приведена на рис. 38. Относительная истинная скорость определяется по формуле

$$\bar{V}_{p,t} = \frac{V_{p,t}}{V_{ст}} = \frac{1}{\sqrt{\Delta}},$$

где $V_{p,t}$ — истинная взлетная (или посадочная) скорость в фактических атмосферных условиях;

$V_{ст}$ — истинная взлетная (или посадочная) скорость в стандартных атмосферных условиях;

Δ — относительная плотность воздуха, которую можно вычислить по формуле $\Delta = 0,3793 \frac{p}{T}$.

Путевая скорость относительно земли $V_{пут}$ при взлете (или посадке) при наличии ветра определяется по формулам:

$$V_{пут} = V - W \text{ (при встречном ветре),}$$

$$V_{пут} = V + W \text{ (при попутном ветре),}$$

где V — истинная взлетная (или посадочная) скорость,

W — проекция вектора скорости ветра на направление движения самолета относительно земли.

ПРИВЕДЕНИЕ ВЗЛЕТНОЙ ИЛИ ПОСАДОЧНОЙ СКОРОСТИ К СТАНДАРТНЫМ УСЛОВИЯМ

Если известна взлетная или посадочная скорость по прибору в фактических условиях, то в стандартных условиях скорость определится по формуле

$$V_i = V_{пр} + \Sigma \delta V \pm W \frac{1}{V_{p,t}}$$

где $V_{пр}$ — приборная взлетная (или посадочная) скорость;

$\Sigma \delta V$ — сумма поправок к указателю скорости (см. гл. VIII);

W — проекция вектора скорости ветра относительно земли на направление полета.

Перед W берется знак «+» при попутном ветре, знак «-» при встречном ветре.

На изменение длины разбега помимо взлетной скорости оказывает большое влияние изменение тяги силовой установки.

Тяга силовой установки увеличивается или уменьшается в зависимости от отклонения (уменьшения или увеличения) температуры наружного воздуха от стандартной.

При температуре окружающего воздуха ниже стандартной тяга и часовой расход топлива силовой установки увеличиваются (при числе $M = \text{const}$). Однако максимальная производительность топливного насоса форсажного контура не позволяет реализовать приращение тяги на взлете, поэтому уменьшение длины разбега в этом случае происходит только за счет уменьшения скорости отрыва.

При температуре окружающего воздуха выше стандартной тяга и часовой расход топлива силовой установки уменьшаются (при числе $M = \text{const}$), а

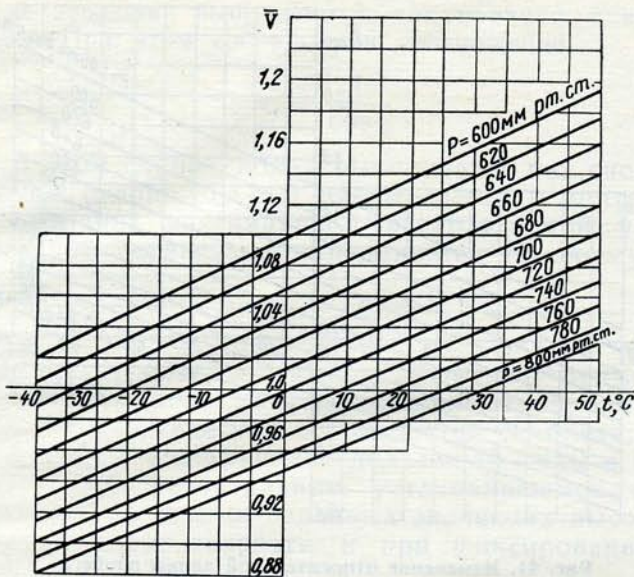


Рис. 38. Зависимость относительной истинной скорости отрыва и касания от давления и температуры окружающего воздуха

При изменении температуры и давления окружающего воздуха и при наличии ветра изменяются путевые взлетные и посадочные скорости, а следовательно, длины разбега и пробега.

Относительная длина разбега (пробега) определяется по формуле

$$\bar{L} = \frac{L_{\text{факт}}}{L_{\text{ст}}}$$

где $L_{\text{факт}}$ — длина разбега или пробега самолета в фактических условиях при безветрии;

$L_{\text{ст}}$ — длина разбега или пробега в стандартных условиях ($p = 760$ мм рт.ст., $t = 15^\circ \text{C}$, $W = 0$).

Для определения длины разбега (или пробега) при наличии ветра следует определить поправочный коэффициент \bar{L}_W (рис. 39) по величинам скорости ветра W , взлетной (или посадочной) скорости

$$\bar{L}_W = \frac{L_W}{L_{W=0}}$$

где L_W — длина разбега (или пробега) при наличии ветра;

$L_{W=0}$ — длина разбега (или пробега) при безветрии в стандартных условиях;

W_0 — скорость ветра при $p = 760$ мм рт.ст., $t = 15^\circ \text{C}$

$$\left(W_0 = W \sqrt{\bar{\Delta}} = W \frac{1}{V_{p,t}} \right)$$

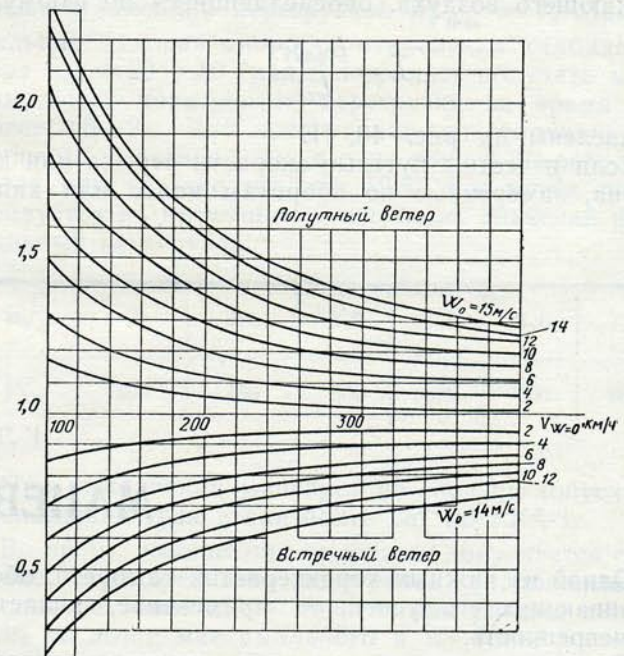


Рис. 39. Влияние ветра на длины разбега и пробега

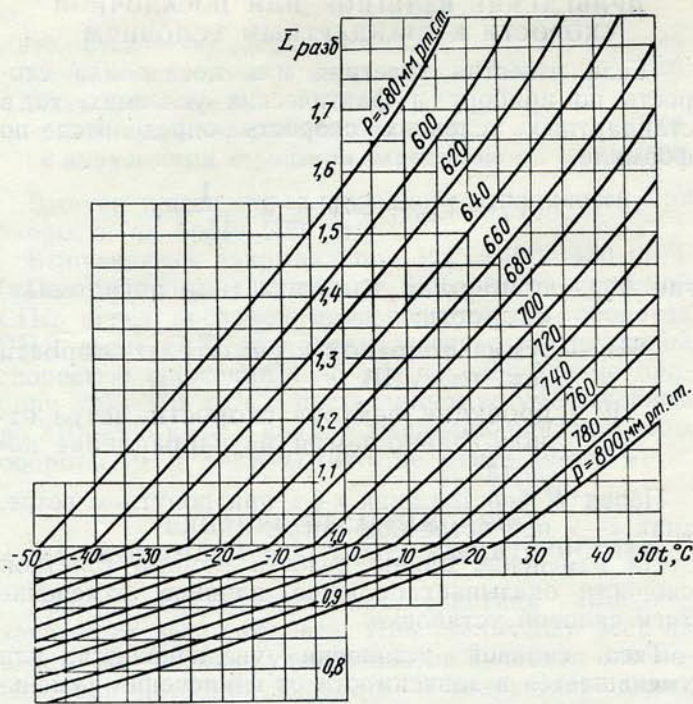


Рис. 40. Изменение относительной длины разбега при изменении давления и температуры окружающего воздуха

скорость отрыва возрастает. Поэтому длина разбега в этом случае увеличивается в зависимости от этих обоих факторов.

На изменение длины пробега оказывает влияние только посадочная скорость, которая увеличивается или уменьшается при отклонении температуры и давления окружающего воздуха от стандартных величин.

Зависимости относительной длины разбега и пробега самолета от температуры и давления окружающего воздуха, определяющиеся по формуле

$$\bar{L} = \frac{L_{\text{факт}}}{L_{\text{ст}}},$$

приведены на рис. 40, 41.

Если известны путевые скорости отрыва или касания, замеренные по оборотам колес или кино-

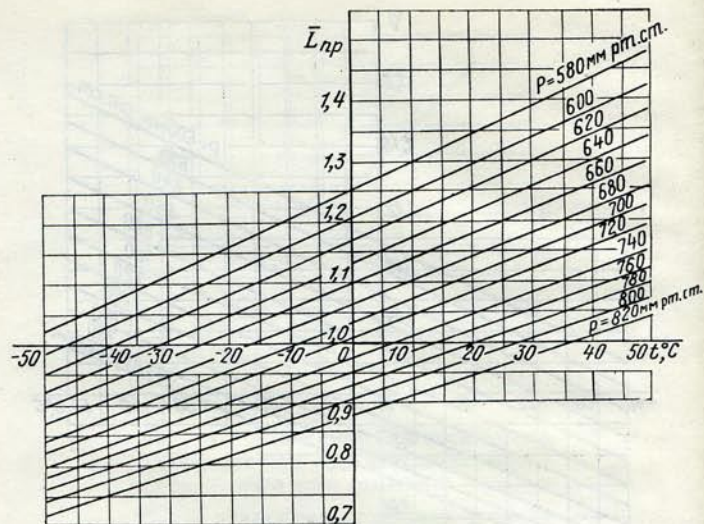


Рис. 41. Изменение относительной длины пробега при изменении давления и температуры окружающего воздуха

теодолитной станцией (КТС), то в стандартных условиях

$$V_{\text{ст}} = (V_{\text{пут}} \pm W) \frac{1}{V_{p,t}}.$$

Перед W берется знак «+» при встречном ветре; «-» при попутном ветре.

ПРИВЕДЕНИЕ ДЛИНЫ РАЗБЕГА И ПРОБЕГА К СТАНДАРТНЫМ УСЛОВИЯМ

Если известна длина разбега (или пробега) в фактических условиях, то длина разбега (или пробега) в стандартных условиях определится по формулам

$$L_{\text{разб. ст}} = L_{\text{разб. факт}} \frac{1}{\bar{L}_{\text{разб}}} \frac{1}{\bar{L}_W};$$

$$L_{\text{пр. ст}} = L_{\text{пр. факт}} \frac{1}{\bar{L}_{\text{пр}}} \frac{1}{\bar{L}_W}.$$

ГЛАВА III

МАНЕВРЕННОСТЬ

Одной из важных характеристик самолета, обеспечивающих его успешное применение, является маневренность.

Под маневренностью принято понимать способность самолета к быстрому изменению параметров полета: скорости, высоты, направления.

Изменение направления полета самолета достигается созданием необходимой величины нормальной перегрузки (в плоскости симметрии самолета n_y).

Маневры в вертикальной плоскости выполняются без крена ($\gamma = 0$). Все остальные криволиней-

ные эволюции выполняются, как правило, с креном. При этом соблюдается соотношение

$$n_y = \frac{1}{\cos \gamma}.$$

В этом случае полет выполняется без скольжения (шарик ДА-200 удерживается в центре).

Величина максимальной располагаемой нормальной перегрузки определяется по формуле

$$n_{y \text{ расп}}^{\text{max}} = \frac{c_{y \text{ max}}}{c_{y \text{ г. п}}},$$

где $c_{y \text{ max}}$ — максимальный коэффициент подъемной силы, зависящий от аэродинамических особенностей самолета;

$c_{y \text{ г. п}}$ — коэффициент подъемной силы в горизонтальном установившемся полете на заданных значениях высоты и скорости и при фиксированном весе самолета.

Величина максимального коэффициента подъемной силы $c_{y \text{ max}}$ зависит от скорости полета.

На дозвуковых скоростях полета величина $c_{y \text{ max}}$ обуславливается несущими свойствами крыла. Рассмотрим зависимость c_y от угла атаки α (см. гл. VI). В диапазоне углов атаки $0-10^\circ$ эта зависимость имеет линейный характер вследствие безотрывного обтекания крыла. При дальнейшем увеличении α возникают местные срывы потока с крыла, поэтому линейность функции $c_y = f(\alpha)$ нарушается, хотя c_y продолжает возрастать. Зона местных срывов потока по мере увеличения угла атаки расширяется, захватывая постепенно всю площадь крыла. Наступает общий срыв потока. Угол атаки, при котором образуется общий срыв потока, называется критическим. Коэффициент подъемной силы на этом угле атаки достигает максимального значения.

Вблизи критического угла атаки вследствие несимметричности обтекания крыла происходит сваливание самолета.

Особенностью данного самолета является то, что энергичного сваливания на крыло не происходит. Предупреждающим признаком о приближении к режиму сваливания является покачивание самолета с крыла на крыло и «вождение носом».

На сверхзвуковых скоростях полета величина $c_{y \text{ max}}$ ограничена максимальным углом отклонения стабилизатора. Последний, в свою очередь, обусловлен законом работы автомата АРУ-ЗВУ. В зависимости от высоты и скорости полета АРУ-ЗВУ изменяет передаточное отношение системы продольного управления от ручки к стабилизатору, обеспечивая предельно возможный угол отклонения и соответствующую ему величину $c_{y \text{ max}}$. Изменение передаточного отношения осуществляется за счет длины плеча агрегата АРУ-ЗВУ. Более подробно работа АРУ-ЗВУ освещена в главе «Характеристики устойчивости и управляемости самолета».

На рис. 42 изображена зависимость величины $c_{y \text{ max}}$ от числа M полета для самолета с двумя ракетами Р-3С и пулеметной гондолой и без подвесок. На этом же графике приведена зависимость величины c_y начала предупредительной тряски от числа

M полета. Величина c_y начала предупредительной тряски определяет минимальную величину c_y , при которой летчик начинает ощущать легкую тряску самолета.

Для описываемого самолета интенсивность тряски в процессе торможения до скорости сваливания уменьшается. При числах M , меньших 0,5, предупредительная тряска практически отсутствует.

На самолете МиГ-21УМ установлен указатель углов атаки УУА-1 и сигнализатор предельно допустимых углов атаки СУА-1, которые обеспечивают возможность контроля угла атаки и своевременное предупреждение летчика о подходе к предельно допустимым углам атаки.

Допустимый местный угол атаки, равный по указателю УУА-1 $+28^\circ$, выбран из условия, что этому углу соответствует значение $c_y \approx 0,78$. Сваливанию самолета соответствуют углы атаки по указателю более $+33^\circ$. Таким образом, для обеспечения необходимой безопасности полета запас по углу атаки составляет не менее $5-8^\circ$. В зависимости от темпа торможения сигнализатор СУА-1 обеспечивает предупреждение летчика о подходе к режиму сваливания не менее чем за $11-12^\circ$ до границы сваливания. Более подробно работа этих приборов описана в инструкции летчику самолета МиГ-21УМ.

На рис. 42 приведены зависимости $c_{y \text{ max}}$ от числа M полета при углах атаки, соответствующих различным показаниям УУА-1 и СУА-1.

На рис. 43 представлены зависимости максимальной располагаемой нормальной перегрузки от высоты и числа M полета для самолета с двумя ракетами Р-3С и пулеметной гондолой и без подвесок. Величины перегрузок рассчитаны по вышеприведенной формуле с использованием функции $c_{y \text{ max}} = f(M)$, изображенной на рис. 42.

Величины максимальной располагаемой перегрузки сравниваются с максимальной допустимой эксплуатационной перегрузкой $n_{y \text{ max}}^2 = 7$. Максимальная угловая скорость отклонения стабилизатора $\omega_{ст} = 20 \div 30$ град/с позволяет получать максимальные нормальные перегрузки за время не более $0,5-2$ с. Для предотвращения сваливания в процессе пилотирования в зоне тряски на всех высотах при остатке топлива 1900 л и менее рекомендуется не превышать следующих значений нормальных перегрузок:

n_y	2	2,5	3,0	4,5	6,0	7,0
$V_{пр}$	400	450	500	600	700	800

При выполнении маневров не следует допускать превышения угла атаки более 28° по УУА-1.

Во время выполнения пилотажа допускается создание отрицательных перегрузок продолжительностью не более 15 с — на режимах работы двигателя не выше максимального и не более 5 с — на форсажном режиме. Остаток топлива при этом должен быть не менее 500 л. Продолжительность полета с отрицательными перегрузками обусловлена

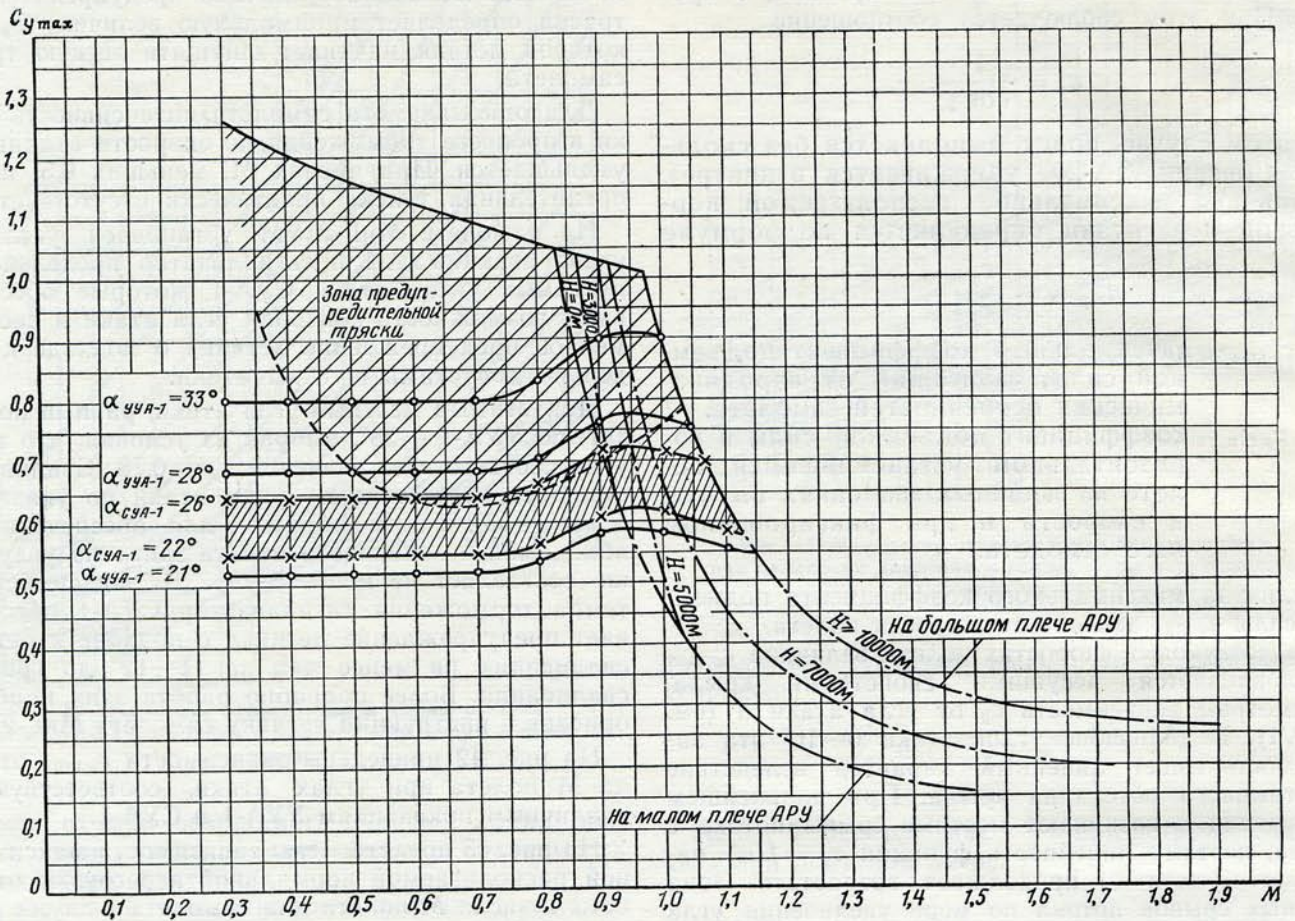


Рис. 42. Зависимость максимального коэффициента подъемной силы самолета от числа M полета:

$\bar{x}_T = 33\% \text{ САХ}$
 — граница по срыву; — начало предупредительной тряски;
 - - граница по максимальному отклонению стабилизатора $\varphi_{ст \max}$;
 ×—×—× зона срабатывания СУА-1; ○—○—○ зависимость $c_y = f(M)$,
 соответствующая следующим показаниям УУА-1; 28—33°— зона опасных для пилотирования углов атаки из-за возможности сваливания (черно-красный сектор); 21—28°— углы атаки, предупреждающие о приближении к опасной зоне (желто-черный сектор)

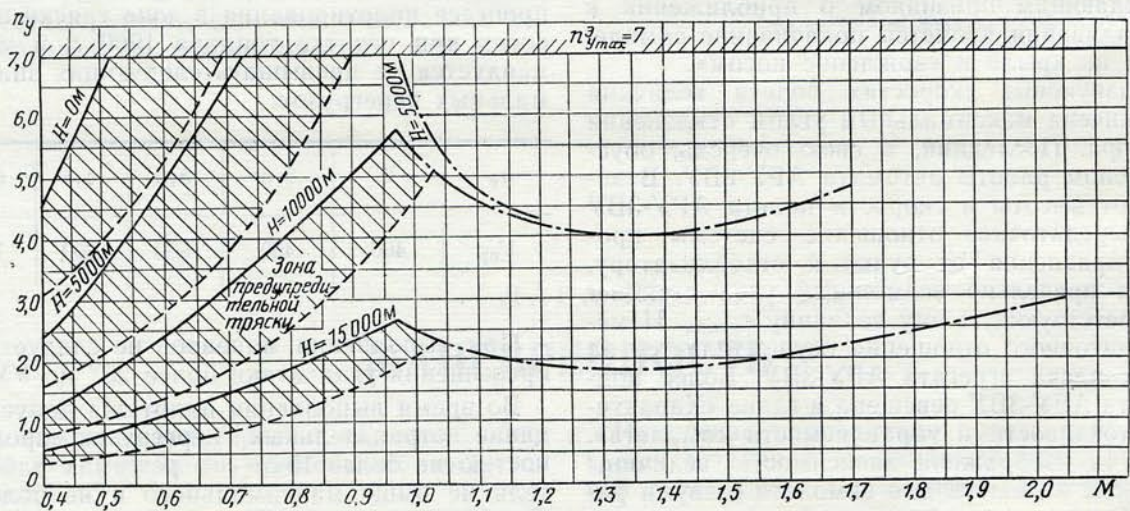


Рис. 43. Максимальные располагаемые перегрузки самолета:

$\bar{x}_T = 33\% \text{ САХ}$; — n_y при $c_{y \max}$; - - n_y при c_y начала тряски;
 - - n_y при c_y , соответствующих $\varphi_{ст \max}$

конструктивными особенностями отсека отрицательных перегрузок. Полет с отрицательными перегрузками может вызвать падение давления масла на входе в двигатель до нуля. При выводе из этого режима давление масла восстанавливается до нормального. Повторное создание отрицательных перегрузок возможно не ранее чем через 30 с горизонтального полета. Разрешаются только кратковременные околонулевые и нулевые перегрузки (в течение 1—2 с).

Для полной оценки маневренных свойств самолета нужно знать, как быстро могут изменяться скорость и высота полета.

Изменение скорости и высоты полета определяется величиной продольной перегрузки n_x . По величине n_x можно судить об ускорении (торможении), избыточной тяге и возможных вертикальных скоростях самолета.

Продольная перегрузка, зависящая от высоты и скорости полета, веса самолета, типа подвесок вооружения, режима работы двигателя и температуры окружающего воздуха, определяется по формуле

$$n_x = \frac{P_{\text{расп}} - P_{\text{потр}}}{G},$$

где, $P_{\text{расп}}$ — располагаемая тяга двигательной установки;

$P_{\text{потр}}$ — тяга, потребная для установившегося горизонтального полета на заданных высоте и скорости;

G — вес самолета.

На рис. 9 приведена зависимость продольной перегрузки от числа M полета на высоте 13 000 м на режиме полного форсажа двигателя при стандартной температуре окружающего воздуха для самолета с двумя ракетами Р-3С.

Кривая n_x , изображенная на этом графике, имеет два скачка, соответствующие ступенчатой программе регулирования конуса воздухозаборника. Максимального значения величина n_x достигает при числе $M = 1,87$. Это означает, что при данном числе M избыток тяги максимальный, т. е. скороподъемность наиболее выгодная, а практический потолок максимальный.

На рис. 10 приведена зависимость продольной перегрузки от числа M полета на высотах 1000 и 5000 м на режиме полного форсажа двигателя при стандартной температуре окружающего воздуха для самолета с двумя ракетами Р-3С и без подвесок. Из рассмотрения этого графика следует, что на высоте 1000 м продольная перегрузка достигает максимального значения при $M = 0,63$. На высоте 5000 м максимум n_x сдвигается в сторону увеличения числа M , т. е. на $M = 0,9$. В трансзвуковой зоне на числах $M > 0,9$ значение продольной перегрузки уменьшается вследствие резкого возрастания лобового сопротивления самолета.

На рис. 11 приведена зависимость продольной перегрузки самолета с двумя ракетами Р-3С и без подвесок от числа M и высоты полета при работе двигателя на максимальном режиме при стандартной температуре окружающего воздуха.

Используя величины n_x , приведенные на этом графике, можно вычислить вертикальные скорости самолета V_y^* как произведение:

$$V_y^* = n_x V_s,$$

где V_s — скорость полета по траектории в м/с.

Далее можно выбрать наиболее выгодный по времени режим набора высоты при работе двигателя на максимальном режиме. Минимальное время набора высоты получается при условии, если текущее значение V_y^* будет максимальным. Как показывают расчеты и летные испытания, максимальные значения V_y^* получаются при истинной скорости набора высоты около 920 км/ч. Время набора высоты, равной 10 км, на этой скорости составляет 8 мин.

По этому же графику можно также определить максимальную скорость установившегося горизонтального полета на максимальном режиме двигателя. Например, на высоте 1000 м максимальная скорость соответствует числу $M \approx 0,95$.

Зависимость продольной перегрузки от числа M и высоты полета при торможении самолета с ракетами Р-3С и без ракет приведена на рис. 44.

Для энергичного торможения на самолете установлены два тормозных щитка. Время открытия тормозных щитков на максимальный угол равно 1,5—2 с.

Скороподъемность — одна из основных характеристик маневренности — описана в гл. II.

Энергетические свойства самолета обеспечивают выполнение фигур простого и сложного пилотажа в широком диапазоне высот и скоростей полета. При этом маневренные возможности самолета МиГ-21УМ практически не отличаются от возможностей боевых самолетов МиГ-21. Некоторое ограничение маневренных возможностей самолета МиГ-21УМ по сравнению с боевыми самолетами связано с существующими ограничениями по мак-

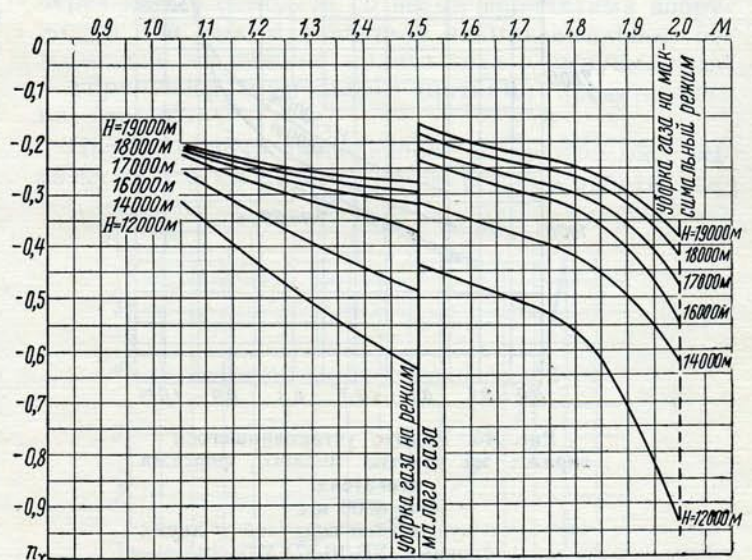


Рис. 44. Продольные перегрузки самолета с ракетами Р-3С и без ракет при полете с торможением (без подвесного топливного бака)

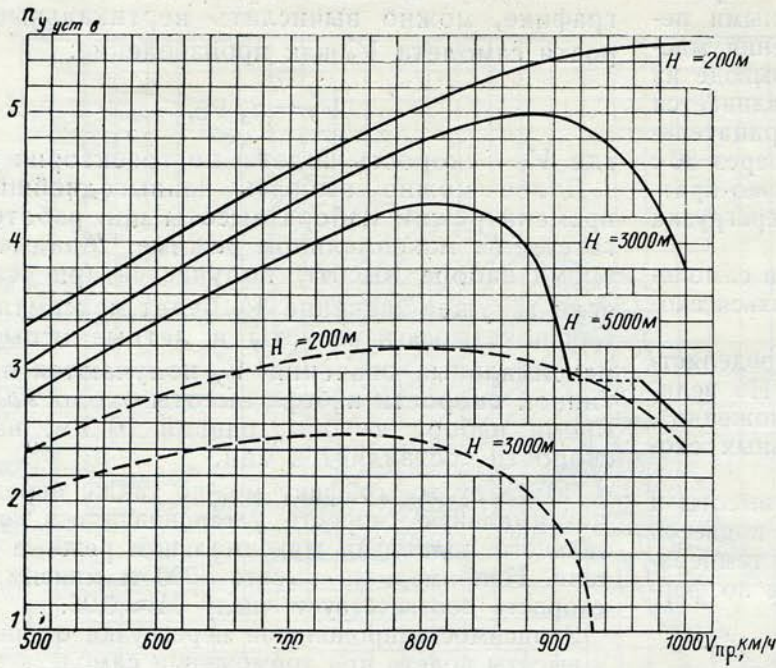


Рис. 45. Перегрузка установившегося виража: самолет с пулеметной gondolой и двумя блоками УБ-16-57УМП
 ————— полный форсаж; ——— максимал

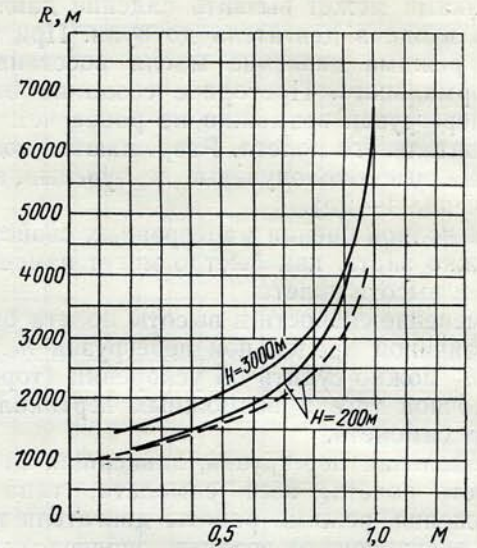


Рис. 47. Радиус установившегося виража на максимальном режиме: $G = 6900$ кгс
 ————— с пулеметной gondolой и двумя блоками УБ-16-57УМП;
 - - - - с двумя ракетами Р-3С

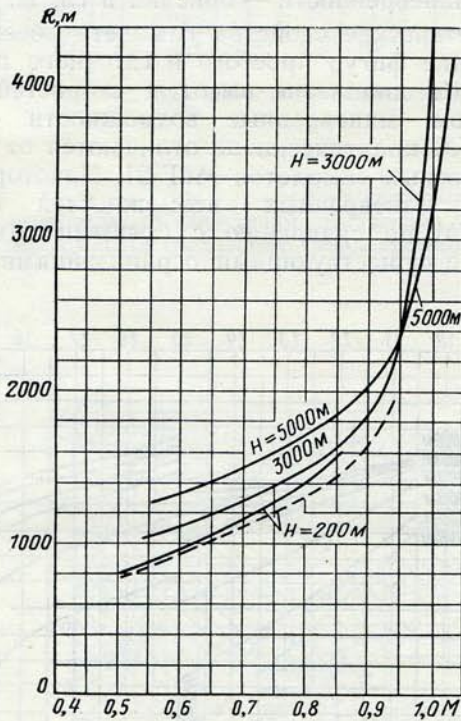


Рис. 46. Радиус установившегося виража на режиме полного форсажа двигателя: $G = 6900$ кгс
 ————— с пулеметной gondolой и двумя блоками УБ-16-57УМП;
 - - - - с двумя ракетами Р-3С

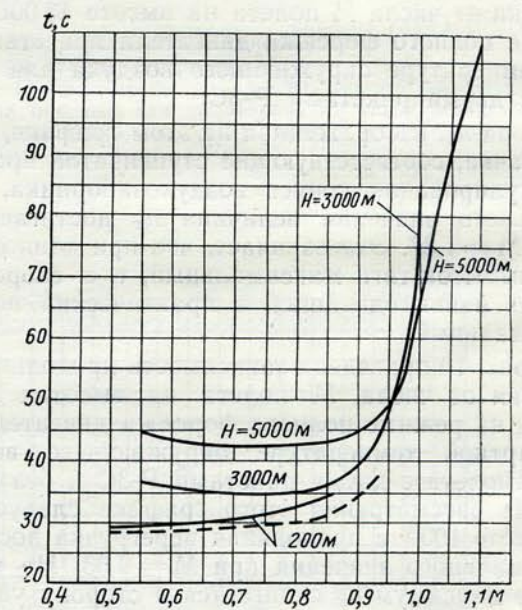


Рис. 48. Время установившегося виража на режиме полного форсажа двигателя: $G = 6900$ кгс
 ————— с пулеметной gondolой и двумя блоками УБ-16-57УМП;
 - - - - с двумя ракетами Р-3С

симальной приборной скорости на малых и средних высотах.

Выполнение маневров, включая сложные виды (петли, полупетли, боевые развороты), на самолете МиГ-21УМ с подвеской двух ракет Р-3С, двух ракет Р-3С и пулеметной гондолы, а также без подвесок на малых и средних высотах с рекомендованной перегрузкой до 5,0 возможно во всем разрешенном диапазоне скоростей полета до $V_{пр\ max}$, включая трансзвуковую зону. Пилотирование самолета в трансзвуковой зоне имеет свои особенности. Характеристики устойчивости и управляемости самолета в этой зоне подробно изложены в гл. IV.

Рассмотрим далее основные фигуры пилотажа.

Виращ. Виращи можно выполнять на форсажных и бесфорсажных режимах работы двигателя во всем диапазоне высот и скоростей полета. На рис. 45—49 представлены зависимости перегрузки, времени и радиуса установившегося виража от высоты, скорости полета и режима работы двигателя для самолета с пулеметной гондолой и двумя блоками УБ-16-57УМП. На рис. 50 изображена зависимость перегрузки от угла крена при выполнении виража без скольжения.

Неустановившиеся виращи на дозвуковых скоростях полета можно выполнять с любой перегрузкой, не превышая значений перегрузки, указанных на с. 21, а на больших приборных скоростях — максимальной эксплуатационной перегрузки. Интенсивность разгона (торможения) самолета при выполнении неустановившегося виража зависит от скорости и высоты полета, перегрузки, режима работы двигателя, положения тормозных щитков.

При выполнении неустановившихся виражей с $n_y \leq 5,5$ —5,0 на скорости 900—1000 км/ч по прибору и высоте ниже 1000 м при работе двигателя на полном форсаже необходимо следить за скоростью полета, так как скорость самолета может превысить ограничения по скорости.

Неустановившиеся виращи на сверхзвуковых скоростях и средних высотах с перегрузкой более 5—6 выполняются с практически полностью взятой на себя ручкой управления, при этом самолет на режим тряски не выходит. При уменьшении скорости до числа $M \approx 0,9$ на самолете с полностью взятой на себя ручкой управления происходит явление «подхвата», описанное в гл. IV.

В этом случае летчик должен парировать увеличение перегрузки своевременным уменьшением тянущих усилий на ручке управления.

Боевой разворот. Боевой разворот можно выполнять на максимальном и форсажном режимах двигателя.

Скорость ввода в боевой разворот по прибору равна 800—1000 км/ч при высоте ввода 0—1000 м; скорость вывода по прибору 400 км/ч. Максимальное значение нормальной перегрузки при выполнении боевых разворотов равно 4,5—5,0.

Набор высоты за боевой разворот при указанных начальных условиях составляет:

- а) для самолета с пулеметной гондолой:
 - 4100—5900 м — при работе двигателя на режиме полного форсажа;

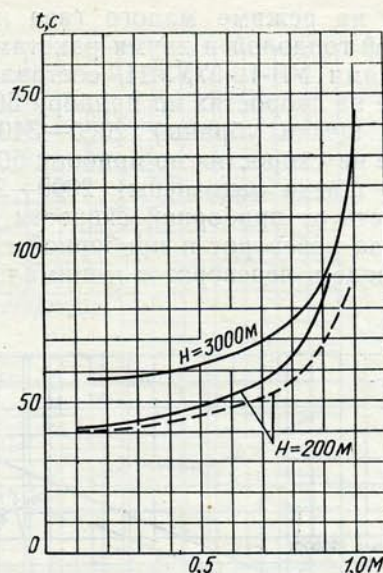


Рис. 49. Время установившегося виража на максимальном режиме двигателя:

- $G = 6900$ кгс
- с пулеметной гондолой и двумя блоками УБ-16-57УМП;
- - - с двумя ракетами Р-3С

2300—3800 м — при работе двигателя на максимальном режиме;

б) для самолета с пулеметной гондолой и двумя блоками УБ-16-57УМП:

3800—5500 м — при работе двигателя на режиме полного форсажа;

2000—3600 м — при работе двигателя на максимальном режиме.

Характеристики боевых разворотов представлены на рис. 51, записи параметров по времени при выполнении боевого разворота — на рис. 52.

Переворот. Область выполнимости переворотов через крыло самолета со всеми вариантами вооружения при работе двигателя на максимальном режиме или на режиме малого газа с выпущенными и убранными тормозными щитками представлена на рис. 53.

Потеря высоты за переворот, выполняемый с высоты 5000 м на максимальном режиме работы дви-

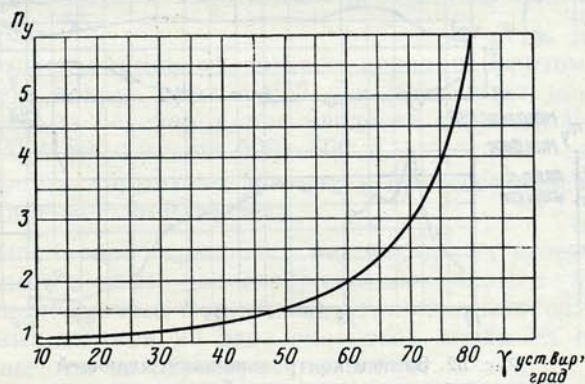


Рис. 50. Зависимость перегрузки виража без скольжения от угла крена

гателя или на режиме малого газа на самолете с пулеметной gondолой и двумя ракетами Р-3С или двумя блоками УБ-16-57УМП, составляет:

при вводе на скоростях по прибору 500—800 км/ч (тормозные щитки убраны) 2000—3400 м;
при вводе на скоростях по прибору 500—800 км/ч (тормозные щитки выпущены) 2000—2800 м.

Зависимость от приборной скорости потери высоты за переворот и приборной скорости вывода при вводе в переворот с минимально возмож-

ной высоты, указанной на рис. 53, представлена на рис. 54.

При этом пилотирование самолета выполняется с перегрузками, соответствующими зоне тряски (но не больше значений, указанных на с. 21), а на больших приборных скоростях — с максимальной располагаемой перегрузкой, приведенной на рис. 42.

В случае неправильного выполнения переворота, когда летчик недостаточно энергично берет ручку на себя и выдерживает перегрузку меньше рекомендованной, возможно возникновение сложной ситуации.

Особенно опасна такая ошибка летчика при выполнении переворота на больших дозвуковых скоростях ($M \geq 0,75 \div 0,8$) и средних высотах при работе двигателя на повышенных режимах. В этом случае располагаемая тяга превышает силу лобового сопротивления, самолет начинает разгоняться и может попасть в трансзвуковую зону ($M \geq 0,9$). Радиус вывода из переворота, являющийся функцией квадрата скорости, существенно возрастает, т. е. потеря высоты на выводе увеличивается.

В процессе разгона с фиксированной в начальном положении ручкой управления угол отклонения стабилизатора остается постоянным, равным начальному значению. Самолет оказывается несбалансированным, появляется пикирующий момент. Кроме того, вследствие возрастания запаса устойчивости по перегрузке и уменьшения эффективности стабилизатора увеличиваются углы от-

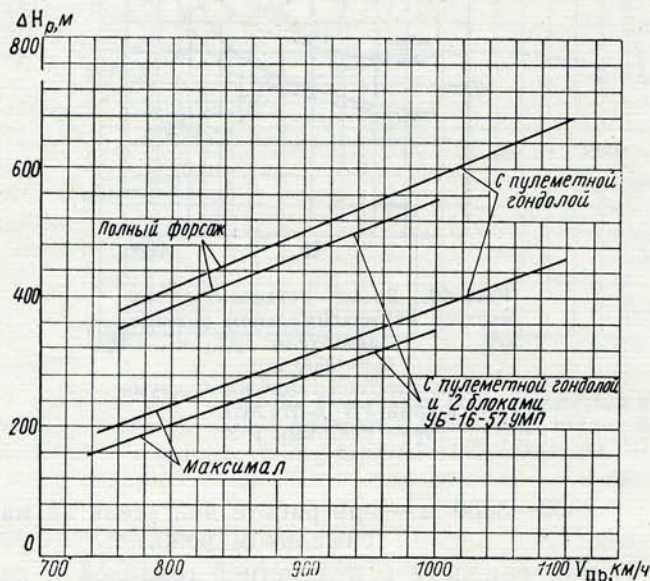


Рис. 51. Характеристики боевых разворотов:
 ΔH_p — набор высоты за боевой разворот

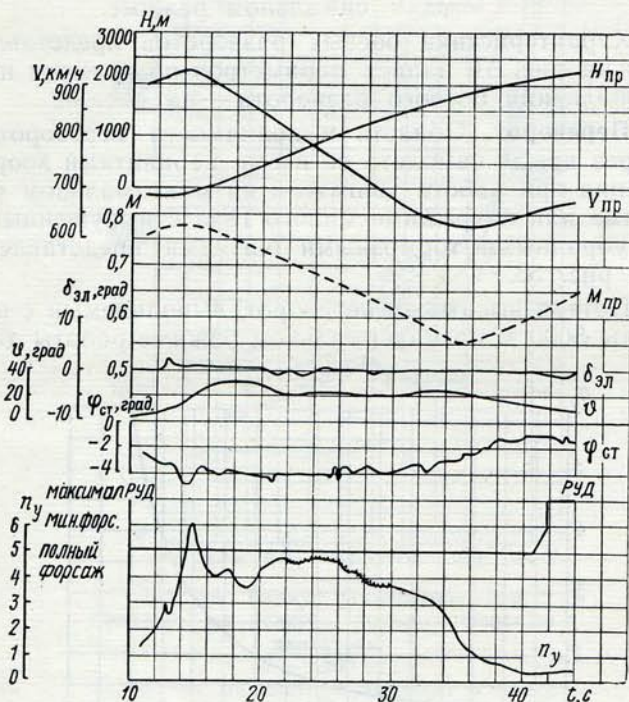


Рис. 52. Записи контрольно-записывающей аппаратуры при выполнении боевого разворота: самолет с пулеметной gondолой и двумя ракетами Р-3С; $G_c = 7335$ кгс

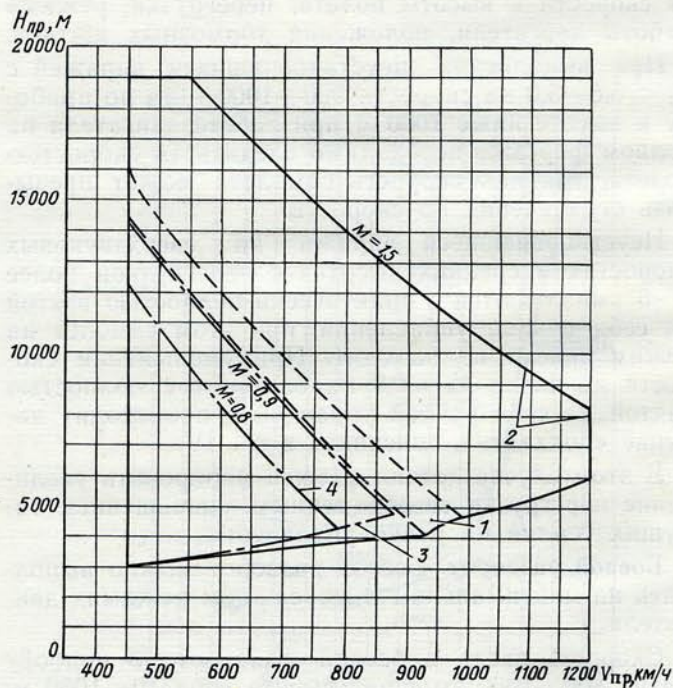


Рис. 53. Область выполнимости переворотов. Максимальная приборная скорость ввода в переворот: 1—зона неустойчивых показаний приборов; 2—с выпущенными тормозными щитками при работе двигателя на режиме малого газа, самолет без подвесок с двумя или четырьмя Р-3С; 3—с убранными тормозными щитками при работе двигателя на малом газе, самолет со всеми вариантами подвесок; 4—с убранными тормозными щитками при работе двигателя на максимале, самолет со всеми вариантами подвесок

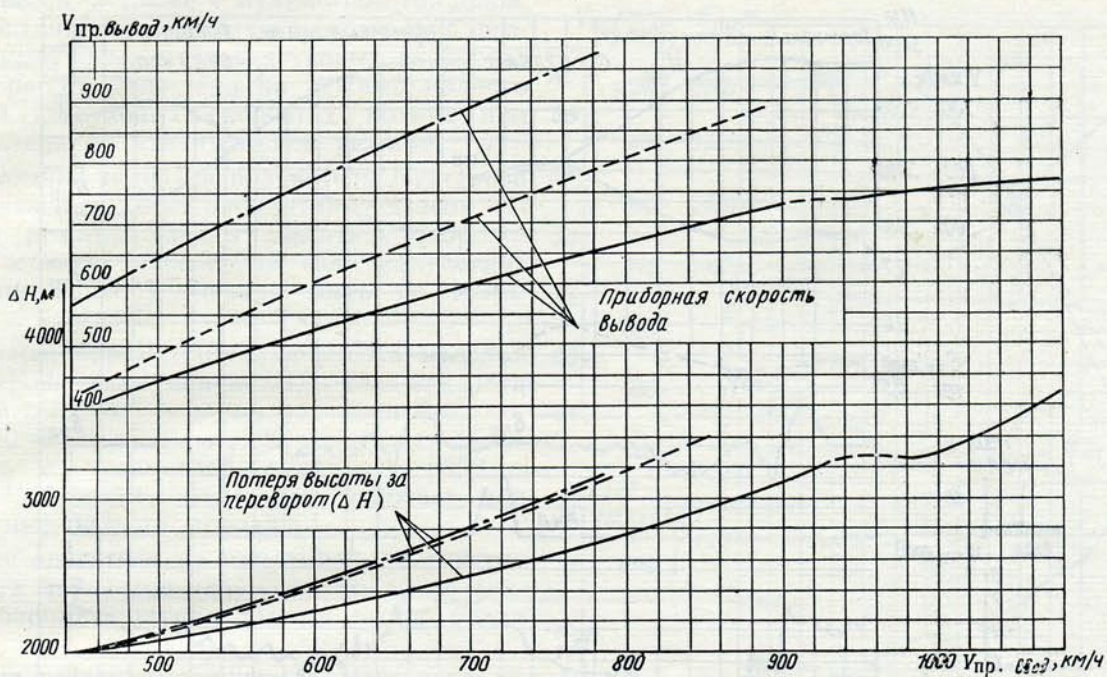


Рис. 54. Потеря высоты за переворот и приборная скорость вывода из переворота при вводе с минимально возможной высотой:
 — — — максимальный режим, тормозные щитки убраны;
 — — — «Малый газ», тормозные щитки выпущены;
 — — — «Малый газ», тормозные щитки убраны

клонения стабилизатора, потребные для создания единицы перегрузки. На скоростях полета, больших 1000 км/ч, на высотах 5000 м и менее автоматика АРУ-ЗВУ находится в положении «Малое плечо», поэтому при том же положении ручки управления максимальный угол отклонения стабилизатора уменьшается, а усилия на ручке возрастают. При этом максимальный располагаемый угол отклонения стабилизатора меньше, чем на дозвуковых скоростях.

Вышесказанное иллюстрируется графиками $\varphi^u = f(M, H)$, $K_\varphi = f(V_{пр}, H)$, $X^u = f(M, H)$ из гл. IV и графиками на рис. 42, 43 настоящей главы.

Все перечисленные факторы препятствуют усилиям летчиков по созданию максимальной перегрузки, т. е. усложняют вывод самолета из переворота и увеличивают потерю высоты.

При допущении летчиком подобной ошибки необходимо сделать следующее:

убрать РУД в положение «Малый газ» с одновременным выпуском тормозных щитков;

добрать ручку управления на себя, создать максимально допустимую перегрузку.

Необходимо иметь в виду, что в процессе торможения на числе $M_{пр} = 0,9 \div 0,87$ начинается явление «подхвата». В этом случае летчик должен парировать самопроизвольное увеличение перегрузки уменьшением тянущих усилий на ручке управления с последующим выдерживанием максимально допустимой перегрузки.

При выполнении переворотов на дозвуковых скоростях полета как при максимальном режиме работы двигателя, так и на малом газе (с тормозными щитками и без них) на рекомендованных скоростях и высотах ввода, с рекомендованными значениями перегрузки практически исключен выход самолета на числа $M_{пр} > 0,9$.

Пилотирование самолета в процессе переворота в этом случае трудностей не представляет.

Выполнять переворот на сверхзвуковых скоростях полета следует только с выпущенными тормозными щитками.

После поворота самолета на 180° одновременно с уборкой РУД в положение «Малый газ» и выпуском тормозных щитков ручка управления берется полностью на себя. Запись параметров полета по времени при выполнении переворота приведена на рис. 55.

Выпуск тормозных щитков перед поворотом самолета вокруг продольной оси уменьшает потерю высоты за переворот при вводе на скорости $V_{пр} = 700 \div 800$ км/ч на 500—600 м.

Выпуск тормозных щитков в процессе переворота дает меньший эффект.

Выполнение переворота на приборных скоростях 550 км/ч и менее целесообразно выполнять с убранными тормозными щитками, так как выпуск тормозных щитков на этих скоростях ввода на потерю высоты за переворот не влияет.

Петля и полупетля Нестерова. Выполнение петель и полупетель Нестерова на самолете без на-

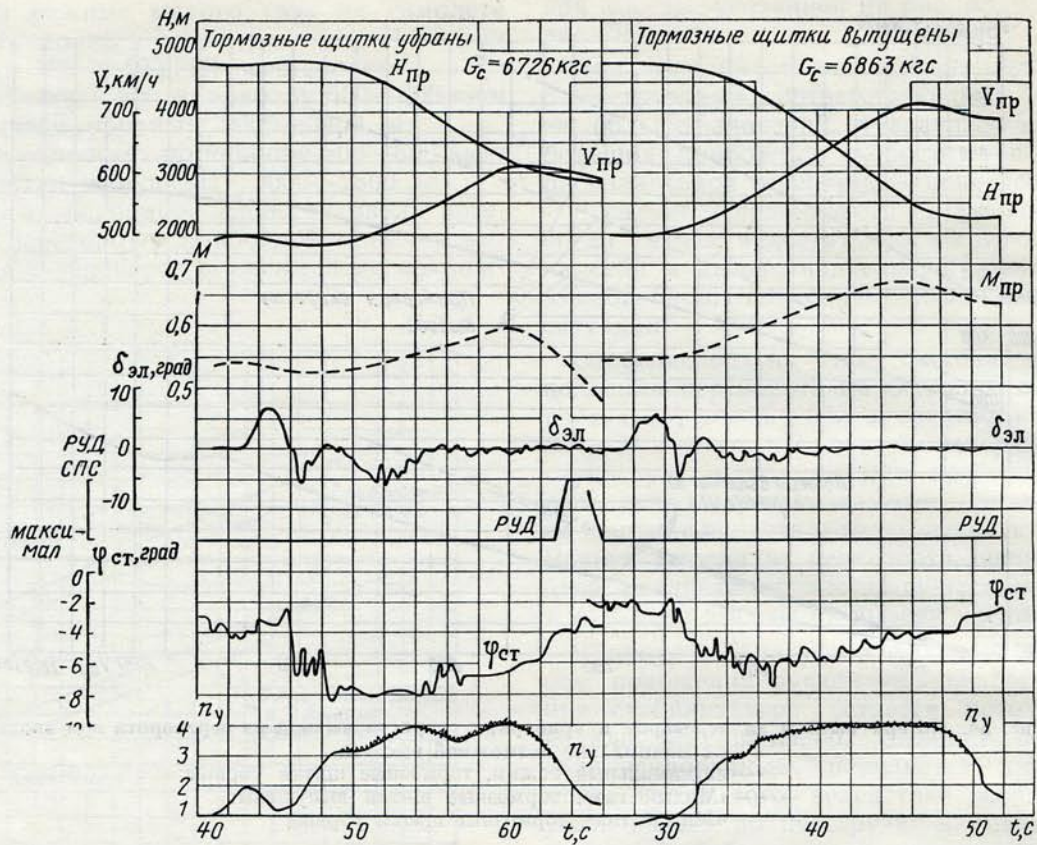


Рис. 55. Записи параметров при выполнении переворота через крыло: самолет с пулеметной гондолой

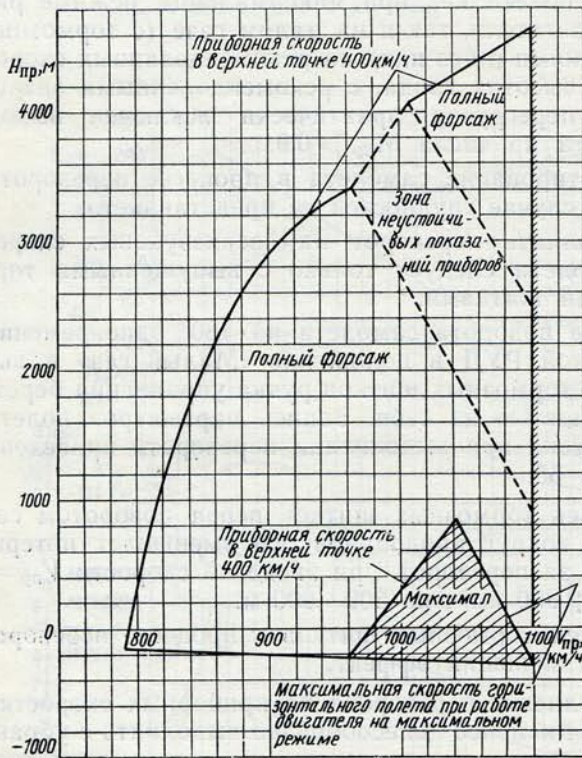


Рис. 56. Область выполнимости петли и полупетли Нестерова:

самолет без подвесок или с пулеметной гондолой, или с двумя ракетами Р-3С, или с пулеметной гондолой и двумя ракетами Р-3С

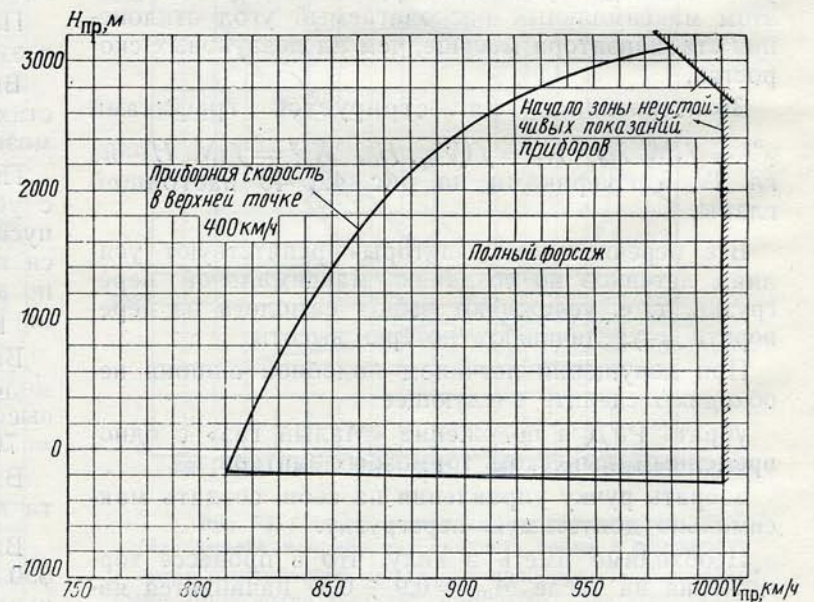


Рис. 57. Область выполнимости петли и полупетли Нестерова:

самолет с двумя блоками УБ-16-57УМП или пулеметной гондолой и двумя блоками УБ-16-57УМП

ружных подвесок, а также с пулеметной gondолой, с пулеметной gondолой и двумя ракетами Р-3С возможно на дозвуковых и сверхзвуковых скоростях полета при работе двигателя на режиме полного форсажа, на дозвуковых скоростях полета при работе двигателя на максимальном режиме.

При выполнении петель и полупетель Нестерова для всех указанных выше вариантов подвесок независимо от режима работы двигателя скорость самолета в верхней точке петли (или полупетли) Нестерова по прибору должна быть не менее 400 км/ч.

Максимальная барометрическая высота ввода в петлю Нестерова (или полупетлю) для самолета с пулеметной gondолой и двумя ракетами Р-3С составляет 4800 м ($V_{пр. ввода} = 1100$ км/ч); для самолета только с пулеметной gondолой — 5500 м ($V_{пр. ввода} = 1200$ км/ч). Двигатель работает при этом на режиме полного форсажа.

При работе двигателя на максимальном режиме для этих двух вариантов наружных подвесок максимальная барометрическая высота ввода равна 1100 м.

Выполнение петель и полупетель Нестерова на самолете с двумя блоками УБ-16-57УМП возможно только на режиме полного форсажа двигателя в дозвуковом диапазоне скоростей полета. Максимальная барометрическая высота ввода в петлю Нестерова (или полупетлю) в этом случае равна 3800 м (число $M_{пр. ввода} = 0,94$), а $V_{пр. вывода} = 400$ км/ч.

На восходящей части петли рекомендуемая величина нормальной перегрузки постоянна и равна примерно 4,5—5,5 вплоть до выхода на режим тряски. Далее величина перегрузки выдерживается по режиму тряски.

При этом величина n_y не должна превышать значений, указанных на с. 21.

Заданная перегрузка (4,5—5,5) сохраняется до угла атаки 28° по указателю УУА-1, который выдерживается постоянным на всей петле. На участке вывода при достижении больших приборных скоростей величина n_y не должна превышать максимальной эксплуатационной величины $n_{y макс}$.

Область выполнения петли и полупетли Нестерова с различными вариантами подвесок при работе двигателя на режимах полного форсажа и максимальном приведена на рис. 56, 57.

Запись параметров по времени при выполнении полупетли Нестерова приведена на рис. 58.

Пикирование. Ввод в пикирование производится с разворота, с переворота или полупереворота. Потеря высоты на выводе из пикирования зависит от угла пикирования, скорости и перегрузки. Как показывают летные испытания самолета с различными вариантами подвесок (с пулеметной gondолой, с пулеметной gondолой и двумя ракетами Р-3С или двумя блоками УБ-16-57УМП), с двигателем, работающим на максимальном режиме или на малом газе, при выводе с высот 1000—2000 м и скоростей 900—1000 км/ч с перегрузкой 4,5—5,5 потеря высоты составляет:

400—550 м при угле тангажа 30° ,

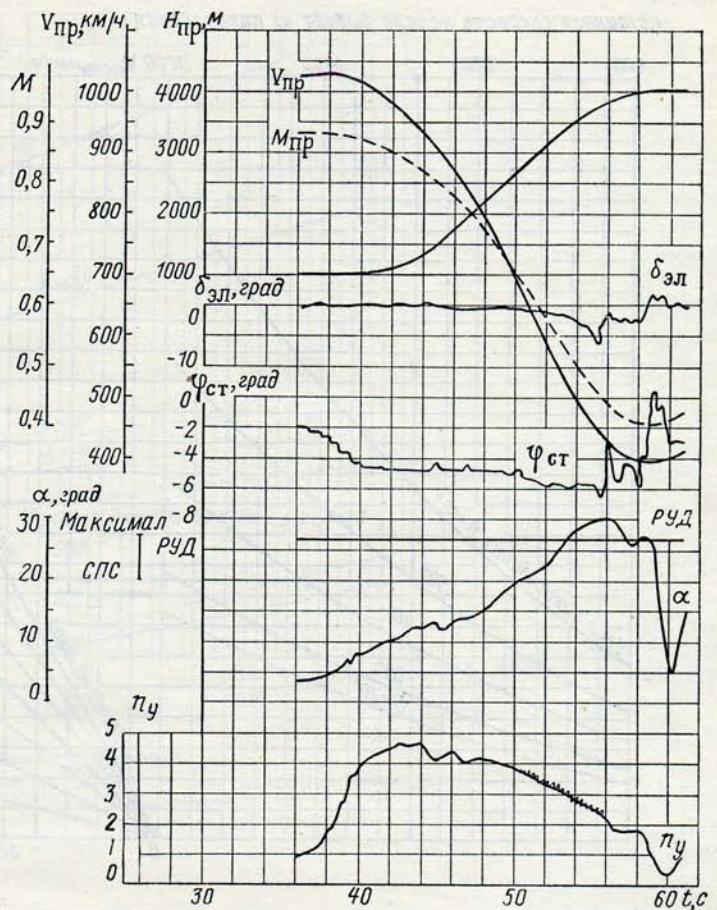


Рис. 58. Записи параметров при выполнении полупетли Нестерова: самолет с пулеметной gondолой и двумя ракетами Р-3С; $G_e = 6900$ кгс; $\Delta G_r = 20$ кгс

650—850 м при угле тангажа 45° ,

1250—1500 м при угле тангажа 60° .

Номограмма для определения потери высоты за вывод из пикирования приведена на рис. 59; записи параметров по времени при выполнении пикирования — на рис. 60.

Горка. Горка выполняется во всем диапазоне высот на максимальном и форсажном режимах работы двигателя при скорости ввода, не превышающей максимально допустимую.

Набор высоты за горку с углами тангажа $60-45^\circ$ при вводе с малых высот на скоростях по прибору 800—1000 км/ч и выводе на скорости 400 км/ч по прибору на самолете с пулеметной gondолой на режиме полного форсажа составляет 4100—9900 м. Набор высоты за горку с углами тангажа $60-30^\circ$ при тех же условиях на максимальном режиме работы двигателя составляет 2200—4500 м.

Характеристики горок представлены на рис. 61. Записи параметров по времени при выполнении горки приведены на рис. 62.

Особенности пилотирования самолета при выполнении всех фигур пилотажа подробно изложены в инструкции летчику самолета МиГ-21УМ.

Истинная скорость начала вывода из пикирования

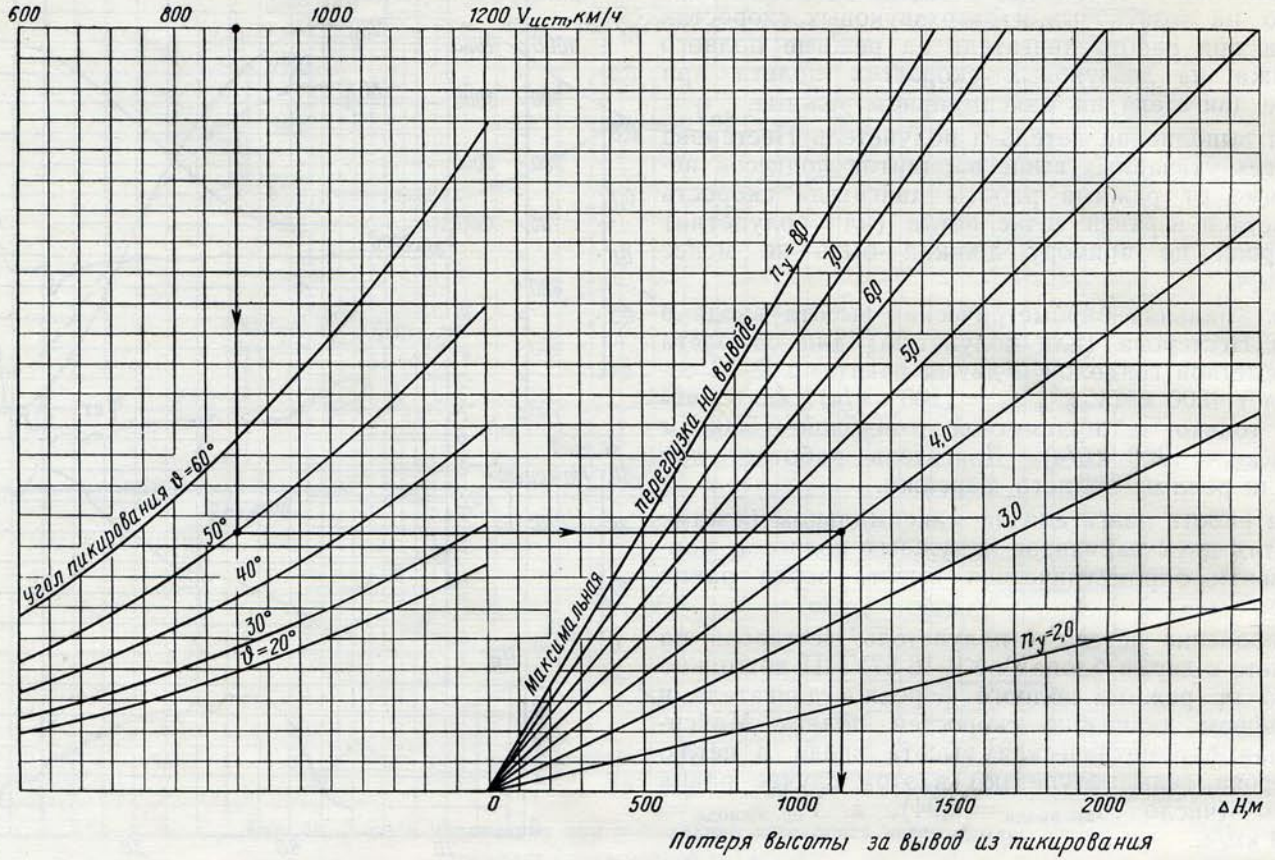


Рис. 59. Номограмма для определения потери высоты за вывод из пикирования

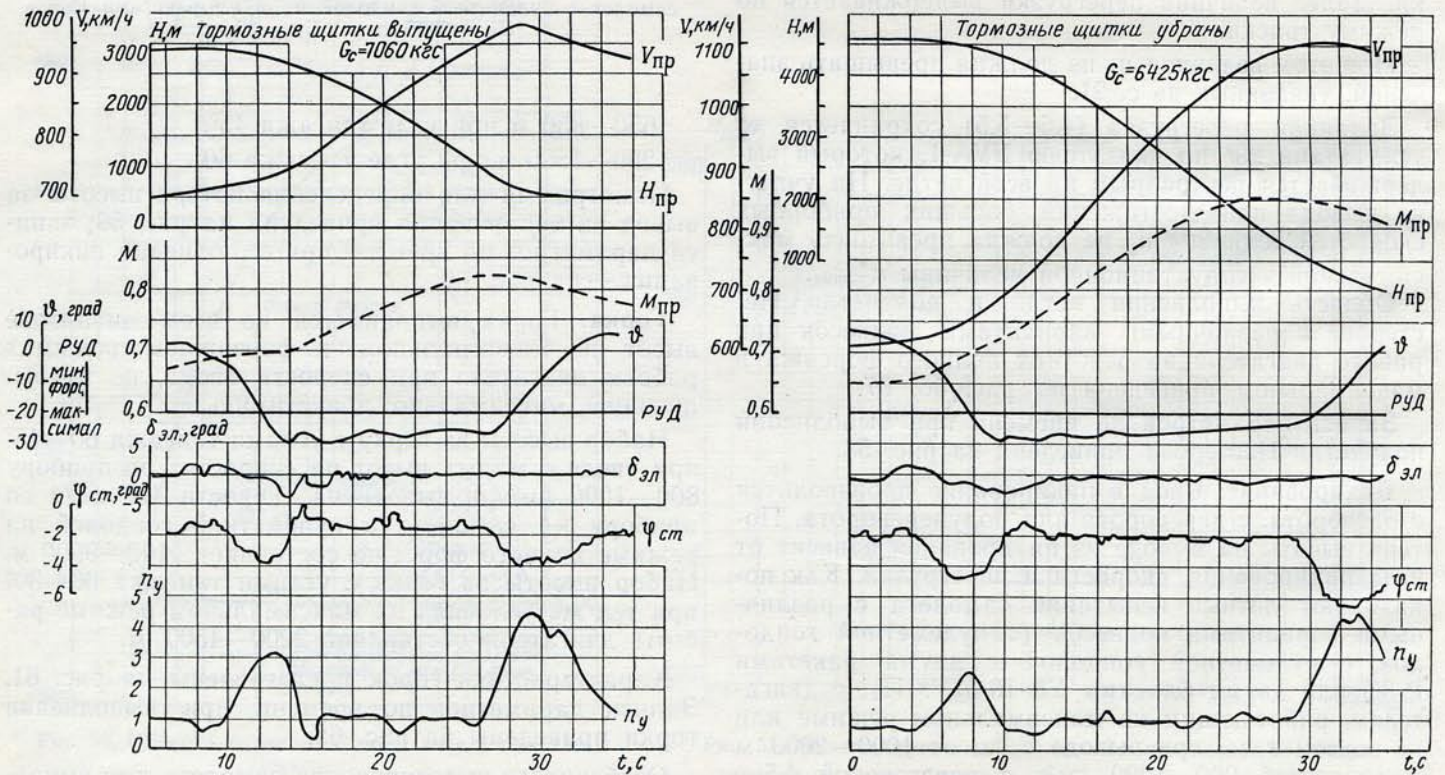


Рис. 60. Записи параметров при выполнении пикирования: самолет с пулеметной gondolой

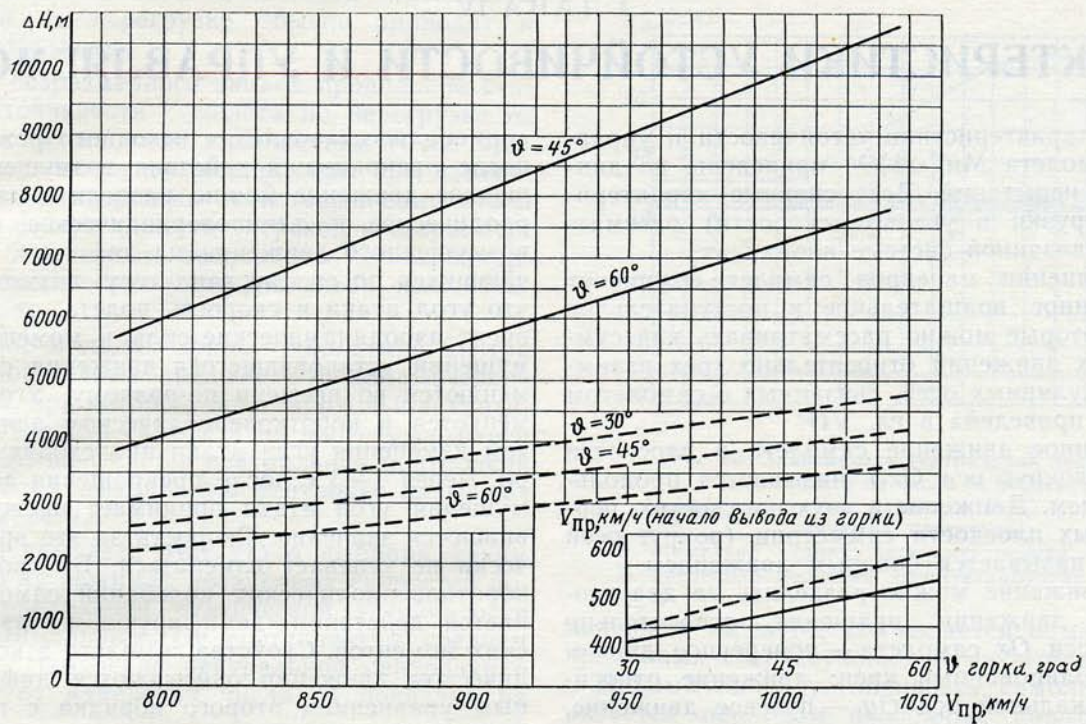


Рис. 61. Характеристики горок:
самолет с пулеметной гондолой; высота ввода в горку (по прибору) 300—100 м
—— полный форсаж; — — максимал

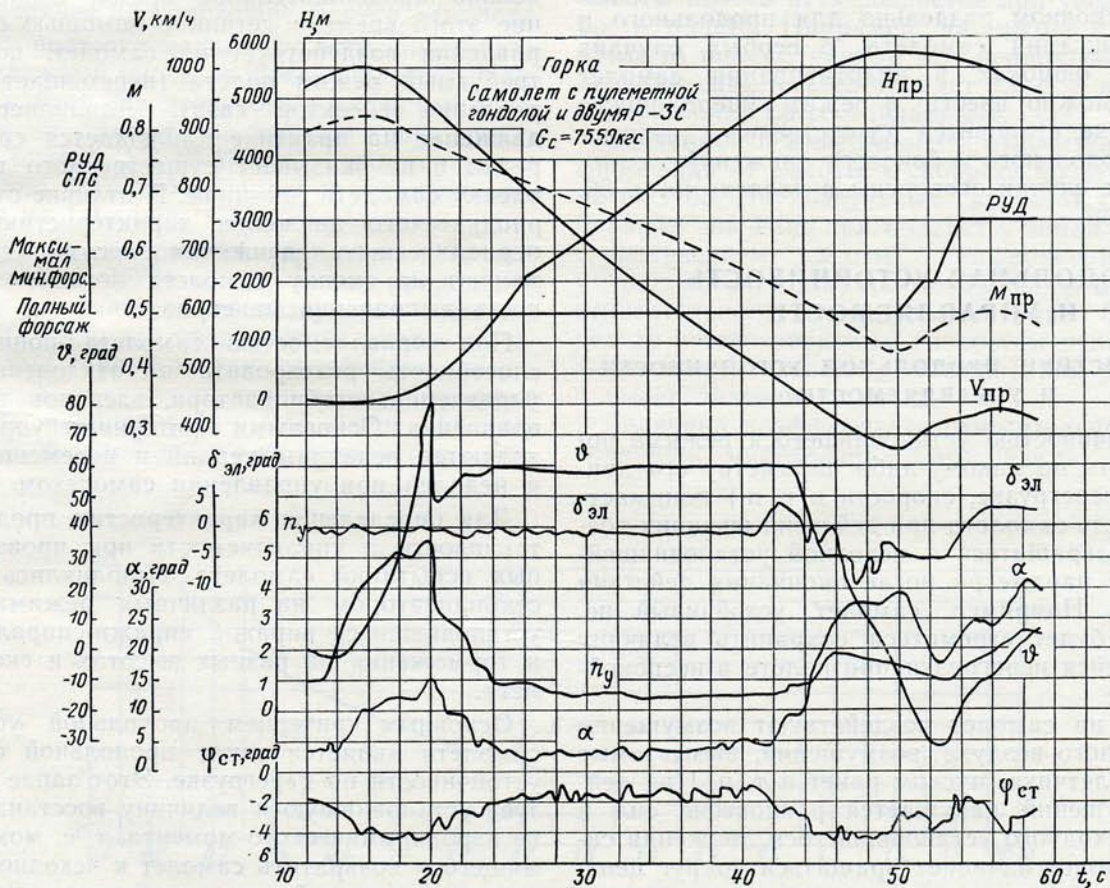


Рис. 62. Записи параметров при выполнении горки:
самолет с пулеметной гондолой и двумя ракетами Р-3С; $G_c = 7550$ кгс

ХАРАКТЕРИСТИКИ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ

Основные характеристики устойчивости и управляемости самолета МиГ-21УМ приведены по данным летных испытаний. Все основные характеристики (перегрузки и угловые скорости) рассматриваются в связанной системе координат.

При выполнении маневров самолет совершает пространственное вращательное и поступательное движения, которые можно рассматривать как сумму отдельных движений относительно трех взаимно перпендикулярных осей, связанных с самолетом (схема осей приведена в гл. VI).

Изолированное движение самолета в плоскости симметрии (вокруг оси Oz_1) называется продольным движением. Движение в двух плоскостях, перпендикулярных плоскости симметрии (вокруг осей Ox_1 и Oy_1), называется боковым движением.

Боковое движение можно разделить на два изолированных движения: вращение относительно продольной оси Ox самолета — поперечное движение, или изолированный крен; движение относительно вертикальной оси Oy_1 — путевое движение, или изолированное рыскание.

Во всем эксплуатационном диапазоне высот и скоростей полета самолета МиГ-21УМ продольное и боковое движения при нормальном пилотировании практически не влияют друг на друга. Поэтому характеристики устойчивости и управляемости приведены в основном раздельно для продольного и бокового движений самолета. В особых случаях при грубых ошибках в пилотировании самолет МиГ-21УМ можно ввести в режим инерционного вращения, где становится существенным взаимодействие продольного и бокового движений.

Указанные случаи оговорены в разделе на с. 56.

ПРОДОЛЬНАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ

ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРОДОЛЬНОЙ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ

Под устойчивостью установившегося режима полета самолета по какому-либо параметру его движения (по перегрузке, скорости и т. п.) понимается способность самолета при действии внешних возмущений возвращаться к исходной установившейся величине параметра после окончания действия возмущений. Например, самолет, устойчивый по перегрузке, будет стремиться сохранить величину установившейся перегрузки при полете в неспокойном воздухе.

В полете на самолет воздействуют возмущения от неспокойного воздуха, возмущения, вызываемые действиями летчика, пуском ракет и т. п. При действии возмущений нарушается равновесие сил и моментов исходного установившегося движения самолета. Самолет начинает вращаться вокруг центра тяжести, что приводит к изменению траектории. Цель исследования устойчивости заключается в определении характера возмущенного движения и

времени восстановления исходного режима полета после прекращения действия возмущений. Возмущенное движение можно разделить на короткопериодическое и длиннопериодическое. Разделение возмущенного движения на два типа, резко отличающихся по своему характеру, возможно потому, что угол атаки и скорость полета, от которых зависят аэродинамические силы и моменты, при возмущении установившегося движения самолета изменяются во времени по-разному. Угол атаки изменяется в короткопериодическом движении, причем изменения угла атаки происходят очень быстро. Через 1—3 с после прекращения действия возмущения угол атаки принимает прежнее, установившееся значение. Скорость за это время практически не успевает измениться. Быстрое затухание короткопериодических колебаний самолета объясняется действием демпфирующих аэродинамических моментов. Свойства самолета в короткопериодическом движении описываются дифференциальным уравнением второго порядка с постоянными коэффициентами.

Длиннопериодическое движение развивается медленно, его период составляет ~ 50 — 80 с, поэтому результаты длиннопериодического движения могут быть замечены летчиком только через довольно продолжительное время. Однако в течение этого времени летчик с помощью органов управления воздействует на самолет, поддерживая требуемый режим полета (перемещает ручку управления и сектор газа). Длиннопериодическое движение на практике наблюдается сравнительно редко и не оказывает существенного влияния на оценку самолета летчиком. В отличие от длиннопериодического движения характеристики короткопериодического движения весьма существенно влияют на оценку самолета летчиком и на точность выполнения маневров.

Под управляемостью самолета понимается его способность реагировать на отклонение органов управления: стабилизатора, элеронов и руля направления. Основными критериями управляемости являются величины усилий и перемещений ручки и педалей при управлении самолетом.

Для определения характеристик продольной устойчивости и управляемости при проведении летных испытаний самолета выполнялись импульсы стабилизатором на различных режимах полета, установившиеся виражи, виражи-спирали, разгоны и торможения на разных высотах и скоростях полета.

Основным критерием продольной устойчивости самолета является запас продольной статической устойчивости по перегрузке. Этот запас характеризует установившуюся величину восстанавливающего аэродинамического момента, т. е. момента, стремящегося вернуть самолет к исходному режиму полета при воздействии постоянного внешнего возмущения (например, изменения угла атаки самолета при входе в порыв ветра). Для удобства поль-

зования величину запаса продольной статической устойчивости по перегрузке обычно приводят к безразмерному виду.

Величина безразмерного запаса продольной статической устойчивости самолета по перегрузке σ_{Π} определяется в основном положением точки приложения приращения подъемной силы при изменении угла атаки, несущими свойствами самолета и положением центра тяжести (переход к безразмерному виду и зависимость величины σ_{Π} от безразмерных аэродинамических коэффициентов изложены в гл. VI).

Выраженное в долях хорды положение центра тяжести относительно средней аэродинамической хорды крыла, при котором запас продольной статической устойчивости самолета по перегрузке равен нулю ($\sigma_{\Pi} = 0$), называется нейтральной центровкой самолета. Часто нейтральную центровку называют фокусом самолета.

Центровка самолета МиГ-21УМ выбрана таким образом, что на режимах дозвуковых скоростей полета запас продольной статической устойчивости является оптимальным. Он составляет в среднем 2—5% САХ. Изменение нейтральной центровки в зависимости от изменения числа M показано на рис. 63.

Нейтральная центровка приведена для режимов полета самолета с работающим двигателем. При выключении двигателя запас продольной статической устойчивости увеличивается на 1—2% САХ. Подвески разных типов вооружения оказывают различное влияние на положение фокуса самолета.

Например, подвеска подвесного топливного бака на подфюзеляжный пилон на фокус самолета практически не влияет. На дозвуковых скоростях полета подвеска на пилоны под крылом двух ракет Р-3С, или блоков УБ-16-57УМП, или снарядов С-24, или бомб ФАБ-250 приводит к смещению фокуса вперед на 1,0—1,5% САХ.

При всех предусмотренных вариантах вооружения самолет МиГ-21УМ имеет запас продольной статической устойчивости на дозвуковых режимах не менее 2% САХ, что обеспечивает вполне удовлетворительные характеристики устойчивости и управляемости. Как видно из приведенного графика (см. рис. 63), начиная с $M = 0,85$, запас продольной статической устойчивости увеличивается с уве-

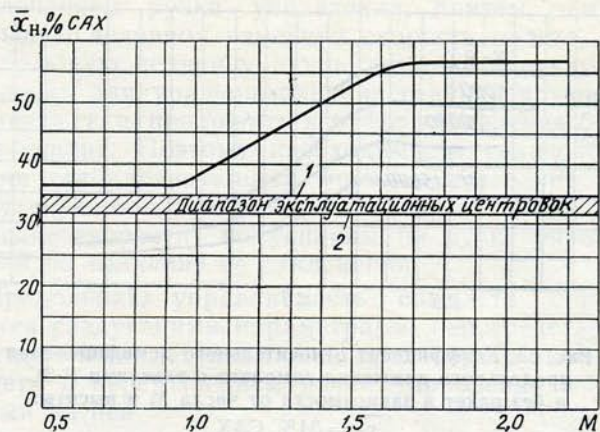


Рис. 63. Зависимость нейтральной центровки самолета от числа M полета (самолет с двумя ракетами Р-3С при полных оборотах двигателя):
1—предельно задняя эксплуатационная центровка;
2—предельно передняя эксплуатационная центровка

личением числа M , что является обычным для современных сверхзвуковых истребителей.

Динамическая устойчивость самолета характеризуется периодом свободных короткопериодических колебаний и коэффициентом относительного демпфирования ζ .

Зависимость периода свободных колебаний T_0 от числа M и высоты полета приведена на рис. 64. Период колебаний увеличивается с увеличением высоты полета и уменьшается при увеличении скорости полета. Например, на высоте 12000 м при числе M полета, равном 0,7, период свободных колебаний самолета составляет 3,5 с, а при числе M полета более 1,5 составляет 1 с.

Зависимость коэффициента относительного демпфирования от высоты и скорости полета приведена на рис. 65. На дозвуковых скоростях ζ имеет наибольшее значение при полетах у земли и равен 0,7, с увеличением высоты демпфирующие моменты уменьшаются и на высоте 15000 м коэффициент относительного демпфирования равен 0,4. При переходе к сверхзвуковым скоростям полета коэффициент относительного демпфирования уменьшается и имеет значение 0,1—0,2.

Величина коэффициента относительного демпфирования ζ определяет длительность переходного

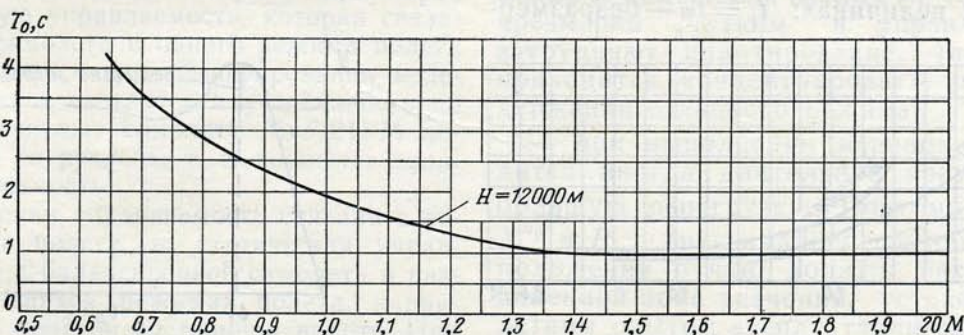


Рис. 64. Период свободных продольных колебаний самолета с двумя ракетами Р-3С:
 $\bar{x}_T = 33\%$ САХ; $G/S = 330$ кгс/м²

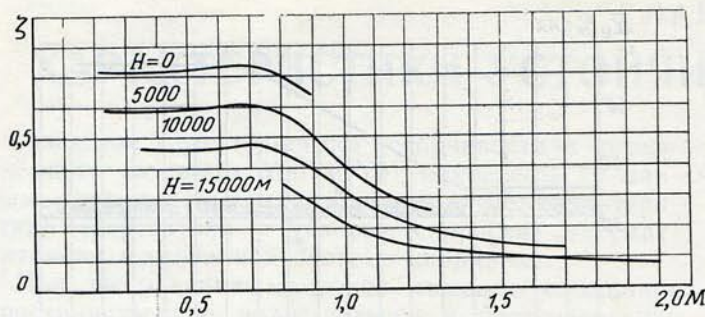


Рис. 65. Коэффициент относительного демпфирования продольного движения самолета с ракетами Р-3С и без ракет в зависимости от числа М и высоты:
 $\bar{x}_r = 34\%$ САХ

процесса и величину заброса по перегрузке. Самолет в короткопериодическом движении представляет собой колебательное звено, характеристическое уравнение которого обычно записывается в виде

$$T_1^2 p^2 + 2\zeta T_1 p + 1 = 0,$$

где T_1 — постоянная времени продольного короткопериодического движения самолета в с (рис. 66);

ζ — коэффициент относительного демпфирования;

p — оператор.

Обозначим $\frac{1}{T_1^2} = \omega^2$ и $\frac{\zeta}{T_1} = h$. Величина ω , имеющая размерность c^{-1} , называется опорной частотой, а коэффициент h , имеющий размерность c^{-1} , — коэффициентом демпфирования колебательного звена.

Очевидно, что $\zeta = hT_1 = \frac{h}{\omega}$. Исследования колебательного звена показывают, что колебания в переходном процессе происходят с круговой частотой $\omega_1 = \sqrt{\omega^2 - h^2}$, т. е. частота колебаний меньше опорной частоты, и только при $h = 0$, когда отсутствует демпфирование, $\omega_1 = \omega$.

На рис. 67 приведены графики из классической теории колебательного звена, с помощью которых можно определить время переходного процесса и заброс перегрузки. График построен в безразмерных величинах: $\bar{t}_p = t\omega$ — безразмер-

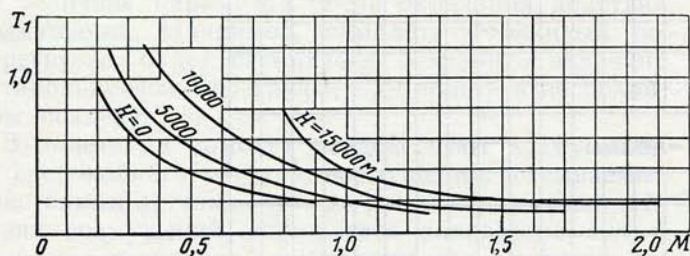


Рис. 66. Постоянная времени продольного короткопериодического движения самолета с ракетами Р-3С и без ракет:
 $G/S = 265 \text{ кгс/м}^2$; $\bar{x}_r = 34\%$ САХ

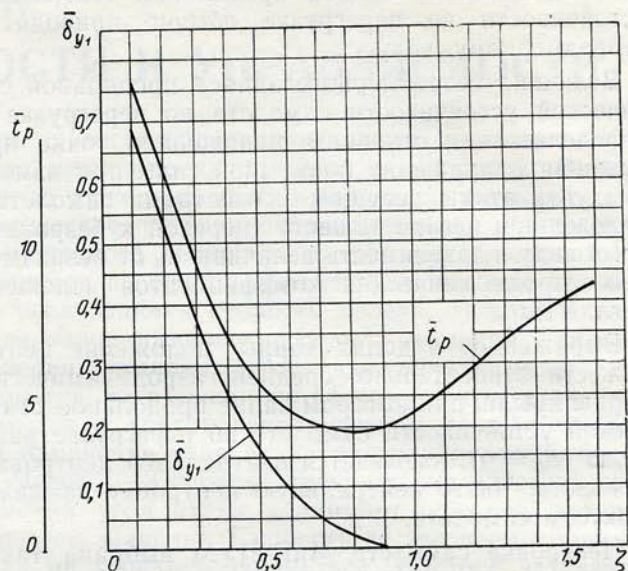


Рис. 67. График для определения параметров переходного процесса колебательного и аperiodического звена второго порядка

ное время переходного процесса; $\bar{\delta}_{y,1}$ — наибольшее относительное отклонение выходной величины в переходном процессе.

Максимальный заброс зависит только от коэффициента относительного демпфирования. Качественная зависимость изменения параметра в переходном процессе приведена на рис. 68.

На этом рисунке t_1 — момент времени, соответствующий наибольшему забросу, который определяется по формуле $t_1 = \frac{\pi}{\sqrt{1-\zeta^2}}$, а t_p — время переходного процесса.

При построении графика (см. рис. 68) за время переходного процесса принято время, по истечении которого $\bar{\delta}_{y,1}$ не превышает 5% равновесного значения.

Для примера определим характеристики переходного процесса самолета МиГ-21УМ.

На $H=0$ и при $M=0,8$ по графикам рис. 65, 66 определим, что $\zeta=0,7$ и постоянная времени $T_1=0,2$ с, и тогда опорная частота ω будет равна $\frac{1}{T_1} = \frac{1}{0,2} = 5,0 \text{ с}^{-1}$. По графику рис. 67 опреде-



Рис. 68. Качественная зависимость изменения параметра в переходном процессе

ляем, что $\bar{t}_p = 4,0$, а $\bar{\delta}_{y1} = 0,05$. Это означает, что заброс не превышает 5% установившегося значения параметра (α или n_y), а время переходного процесса $t_p = \frac{\bar{t}_p}{\omega} = \frac{4}{5} = 0,8$ с, т. е. на рассмотренном режиме полета самолет МиГ-21УМ имеет отличные характеристики динамической устойчивости.

На высоте 13 км при $M = 1,8$ по графикам рис. 65, 66 определяем, что $\zeta = 0,1$, а $T_1 = 0,2$ с, и опорная частота вычисляется по формуле $\omega = \frac{1}{T_1} = \frac{1}{0,2} = 5,0$ с⁻¹.

По графику определяем, что $\bar{t}_p = 16,0$, а $\bar{\delta}_{y1} = 0,67$, т. е. заброс составляет 67% установившегося значения параметра, а время переходного процесса $t_p = \frac{\bar{t}_p}{\omega} = \frac{16,0}{5,0} = 3,2$ с. Если сравнить полученный результат с расчетом для $H=0$ и $M = 0,8$, то видно, что значительное снижение коэффициента относительного демпфирования для режима полета на $H = 13$ км и $M = 1,8$ привело к возрастанию времени переходного процесса в три раза и появлению значительного заброса при ступенчатом (резком) отклонении стабилизатора. Поэтому на больших сверхзвуковых числах M и больших высотах резкое отклонение органов управления не рекомендуется. Если опорная частота составляет $\omega = 5$ с⁻¹, то период колебаний в переходном процессе на высоте 13 км и при $M = 1,8$

$$T_0 = \frac{2\pi}{\sqrt{\omega^2 - h^2}} = \frac{2 \cdot 3,14}{\sqrt{25 - 0,25}} = \frac{2 \cdot 3,14}{4,97} = 1,2 \text{ с.}$$

Опыт летной эксплуатации самолетов показывает, что летчик может парировать колебания с периодом не менее 3,0—2,0 с, поэтому короткопериодическое движение на самолете МиГ-21УМ протекает без вмешательства летчика с целью парирования собственных колебаний. Быстрое затухание короткопериодических колебаний обеспечивается естественным демпфированием самолета. Применение автопилота улучшает характеристики динамической устойчивости.

Демпфирование колебаний и запас статической устойчивости по перегрузке оказывают большое влияние не только на динамическую устойчивость, но и динамическую управляемость, которая связана с переводом самолета с одного режима полета на другой. Высокая степень демпфирования колебаний и достаточная статическая устойчивость по перегрузке обеспечивают самолету МиГ-21УМ хорошее «хождение за ручкой», т. е. хорошую динамическую управляемость.

Если динамическая управляемость связана с изменением режима полета, то статическая управляемость связана с балансировкой самолета в различных установившихся режимах полета, например, в режиме разгона на постоянной высоте. При изменении скорости полета появляется стабилизирующий момент (для самолета, устойчивого по скорости), который летчик должен уравновесить

отклонением ручки управления; причем, чем на большую величину изменена скорость полета, тем на большую величину нужно отклонить ручку управления для уравновешивания стабилизирующего момента, т. е. приложить к ручке управления большее усилие. Поэтому необходимость уравновешивания стабилизирующего момента позволяет летчику «чувствовать» изменения режима полета (изменение скорости) по усилиям на ручке управления и по величине ее отклонения.

Продольная управляемость самолета определяется следующими параметрами, непосредственно ощущаемыми летчиком в полете: перегрузкой самолета и перемещением ручки управления и усилиями на ней.

При практической оценке управляемости удобно пользоваться величинами $\frac{\partial P}{\partial n_y} = P^{ny}$ и $\frac{\partial x}{\partial n_y} = X^{ny}$, определяющими соответственно требуемые изменения усилий и перемещений ручки при изменении перегрузки.

На самолете МиГ-21УМ в системе продольного управления установлен гидроусилитель, а система управления выполнена по необратимой схеме, поэтому характеристики P^{ny} и X^{ny} зависят кроме аэродинамических факторов и от характеристик системы управления. При выборе законов регулирования изменяемого передаточного отношения между ручкой управления, стабилизатором и загрузочным механизмом и при выборе градиентов усилий загрузочного механизма учитывались указанные ниже положения:

— при пилотировании самолета, поддерживая заданный режим полета, летчик непрерывно перемещает ручку управления, устраняя влияние внешних возмущений от беспокойного воздуха и исправляя ошибки пилотирования. Опытные летчики делают это автоматически, не концентрируя внимания специально на поддержании заданного режима полета. В этом случае большие усилия (большие P^{ny}) и большие перемещения (большие X^{ny}) делают самолет неудобным в пилотировании, так как летчику приходится затрачивать дополнительную мускульную энергию при пилотировании.

Очевидно, что малые усилия (малые P^{ny}) и малые перемещения (малые X^{ny}) делают самолет чрезмерно «чутким» в управлении и также затрудняют пилотирование, так как летчику приходится концентрировать внимание на поддержании заданного режима;

— при выполнении маневра летчику приходится иногда длительное время выдерживать большую перегрузку. Поэтому величины P^{ny} , X^{ny} и P_{max} (максимальное усилие при крайнем положении ручки) должны находиться в определенной зоне значений, установленной многолетним опытом эксплуатации самолетов.

На самолете МиГ-21УМ в системе продольного управления установлен автомат АРУ-ЗВУ изменения передаточного отношения в цепи

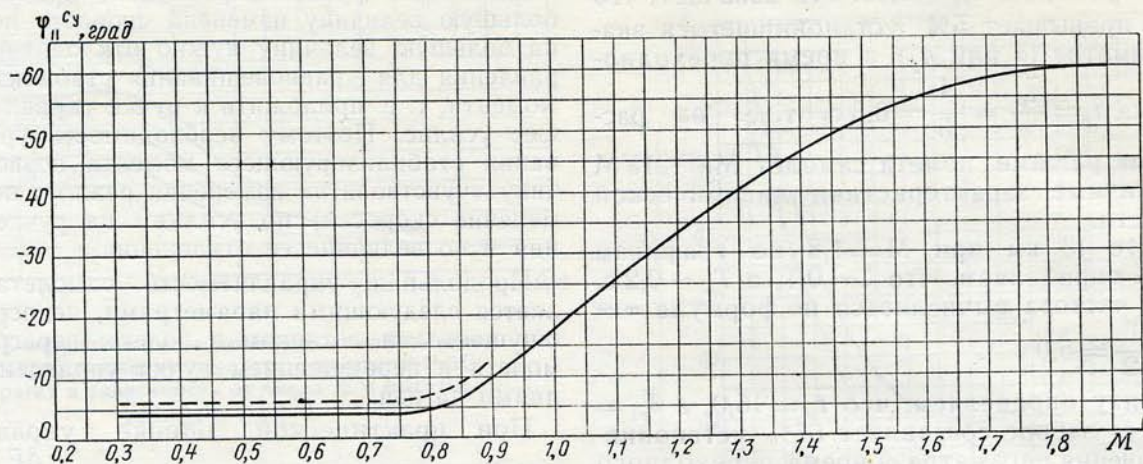


Рис. 69. Зависимость величин φ^{cy} от числа M полета самолета с двумя ракетами Р-3С:
 — $\bar{x}_T = 35\% \text{ CAХ}$; --- $\bar{x}_T = 33\% \text{ CAХ}$

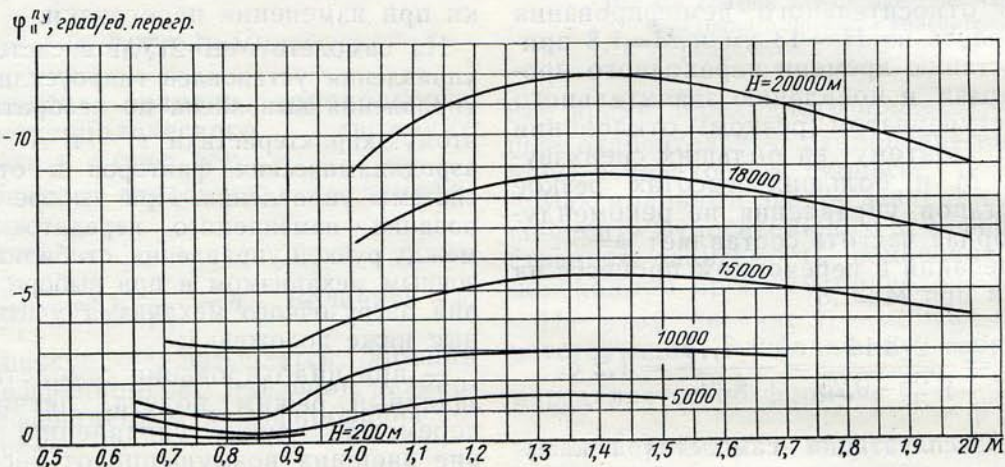


Рис. 70. Углы отклонения стабилизатора, необходимые для создания единичной перегрузки (с двумя ракетами Р-3С):
 $\bar{x}_T = 33\% \text{ CAХ}$; $G/S = 330 \text{ кгс/м}^2$

„ручка — стабилизатор“ и в цепи „ручка — грузочный механизм“.

Автомат АРУ-ЗВУ обеспечивает получение оптимальных характеристик P^{ny} и X^{ny} практически на всех режимах полета.

Автомат АРУ-ЗВУ обеспечивает получение усилий, не превышающих 25 кгс при больших перегрузках на малых высотах, а на режимах взлета и посадки и при маневрах на высотах более 10 000 м на всех скоростях полета — не более 8 кгс.

Для анализа характеристик управляемости обычно пользуются величинами $\varphi^{cy} = \frac{\partial \varphi^*}{\partial c_y}$ и $\varphi^{ny} = \frac{\partial \varphi^*}{\partial n_y}$.

Величина φ^{cy} равна углу отклонения стабилизатора, необходимому для изменения величины

* В главе IV углы φ приведены по потоку.

коэффициента подъемной силы самолета c_y на единицу.

Величина φ^{ny} равна углу отклонения стабилизатора, необходимому для изменения перегрузки на единицу.

На рис. 69 представлена зависимость величины φ^{cy} от числа M полета. Характеристика φ^{cy} практически не зависит от высоты полета и веса самолета, поэтому ею удобно пользоваться при оценке управляемости самолета. Величина φ^{cy} определяется запасом статической устойчивости самолета по перегрузке m_z^{cy} и эффективностью стабилизатора m_z^{φ} :

$$\varphi^{cy} = - \frac{m_z^{cy}}{m_z^{\varphi}}$$

Изменение величины φ^{ny} по скорости и высоте полета приведено на рис. 70. Характеристику управляемости φ^{ny} часто называют „расходом стабилизатора на единицу перегрузки“. Вели-

чина φ^{ny} (в град/ед. перегр.) определяется в расчетах по φ^{cy} (при летных испытаниях по величине φ^{ny} определяется величина φ^{cy}) при данном весе и высоте полета:

$$\varphi^{ny} = \varphi^{cy} c_{y \text{ г.п.}}$$

где $c_{y \text{ г.п.}}$ — коэффициент подъемной силы самолета в горизонтальном полете с единичной перегрузкой $\left(c_{y \text{ г.п.}} = \frac{G/S}{q} \right)$.

Минимального значения расход стабилизатора на единицу c_y достигает на режиме дозвуковых скоростей полета, когда величина m_2^{cy} минимальна. При увеличении скорости полета до сверхзвуковой значение величины φ^{cy} плавно возрастает главным образом вследствие увеличения запаса продольной статической устойчивости по перегрузке, а также падения эффективности стабилизатора (m_2^z).

Увеличение φ^{cy} характерно для всех современных сверхзвуковых самолетов, но на самолете МиГ-21УМ величина φ^{cy} плавно возрастает при изменении скорости полета от дозвуковой до большой сверхзвуковой, что является положительной особенностью самолета.

При пуске ракет Р-ЗС величины φ^{cy} и φ^{ny} практически не изменяются, что также является положительной особенностью самолета.

На режиме дозвуковых скоростей, где запасы продольной статической устойчивости оптимальны и составляют 4—5%, существенным фактором, влияющим на величину φ^{cy} , является центровка самолета, так как изменение центровки на 1—2% соизмеримо с запасом статической устойчивости. На режимах сверхзвуковых скоростей, где запасы статической устойчивости велики и составляют 25—30%, влияние центровки несущественное.

Характеристики X^{ny} и P^{ny} определяются по характеристикам управляемости φ^{ny} и характеристикам автомата АРУ-ЗВУ и загрузочного механизма по следующим формулам:

$$X^{ny} = X^{\varphi} \varphi^{ny} \quad \text{и} \quad P^{ny} = P^x X^{ny},$$

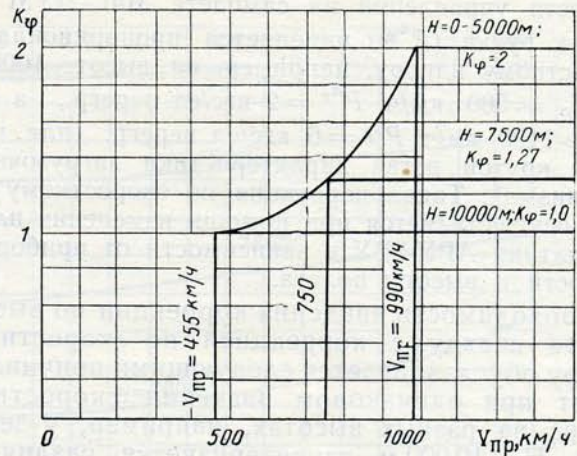


Рис. 71. Изменение относительного передаточного числа K_{φ} продольного управления в зависимости от приборной скорости и высоты полета

где X^{φ} — передаточное отношение между ходом ручки и углом отклонения стабилизатора, являющееся функцией высоты и скорости полета (см. закон регулирования автомата АРУ-ЗВУ, рис. 71);

P^x — градиент изменения усилия на ручке управления по ходу ручки в кгс/мм, являющийся также функцией скорости и высоты полета.

Зависимость величины X^{ny} от скорости и высоты полета представлена на рис. 72.

Автоматика АРУ-ЗВУ введена в систему продольного управления, исходя из следующих соображений.

Расход стабилизатора на единицу перегрузки уменьшается обратно пропорционально скоростному напору. Это и обуславливает необходимость регулировки величины X^{φ} и P^x , так как предположение об отсутствии такой регулировки приводит к нарушению принципа гармоничности управления, т. е. наибольшее изменение усилий на ручке управления при маневре получилось бы на малых скоростях полета, где потребные перемещения ручки управления были бы больше, чем на больших дозвуковых скоростях полета. Для обеспечения гармо-

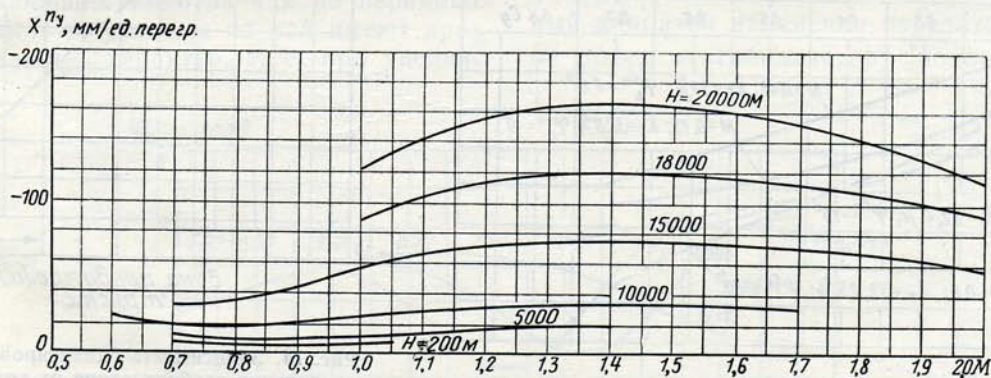


Рис. 72. Перемещение ручки управления, потребное для создания единичной перегрузки: $x_{\tau} = 33\% \text{ САХ}$; $G/S = 300 \text{ кгс/м}^2$

ничности управления на самолете МиГ-21УМ загрузка ручки (P^{ny}) изменяется пропорционально скоростному напору, например, на высоте 1000 м на $V_{пр} = 500$ км/ч $P^{ny} = 2$ кгс/ед. перегр., а на $V_{пр} \geq 1100$ км/ч $P^{ny} = 6$ кгс/ед. перегр. (для наиболее крутой ветви характеристики загрузочного механизма). Такая коррекция по скоростному напору осуществляется при помощи изменения плеча автоматики АРУ-ЗВУ в зависимости от приборной скорости и высоты полета.

Необходимость введения коррекции по высоте полета наряду с коррекцией по скоростному напору обуславливается следующими причинами. Полет при одинаковом значении скоростного напора на разных высотах, например, у земли и на $H = 10\,000$ м, характеризуется различным значением числа M : на малой высоте это дозвуковой полет, а на большой высоте — сверхзвуковой. Если предположить, что загрузочный механизм имеет коррекцию только по скоростному напору, то он обеспечил бы в обоих случаях одинаковую загрузку ручки на единицу ее хода. Но на сверхзвуковой скорости полета величина $m_{zy}^{c_y}$ значительно возрастает по сравнению с $m_{zy}^{c_y}$ на дозвуковых скоростях и ввиду этого для выполнения маневра требуются большие хода ручки, что при сохранении постоянным P^x привело бы к утяжелению управления на больших высотах.

Коррекция по высоте заключается в том, что при достижении числа $M = 0,95 \div 1,0$, когда $m_{zy}^{c_y}$ начинает возрастать, датчик скоростного напора автоматики АРУ-ЗВУ отклоняется, что приводит к $P^{ny} \sim \text{const}$ при дальнейшем росте скоростного напора. Коррекция по q и высоте действует в диапазоне высот 5000—10000 м, а на $H \geq 10\,000$ м автоматика АРУ-ЗВУ находится на большом плече, коррекция по q и H отключена.

Наряду с требуемой загрузкой ручки в зависимости от q и H автоматика АРУ-ЗВУ обеспечивает приемлемые характеристики X^{ny} на

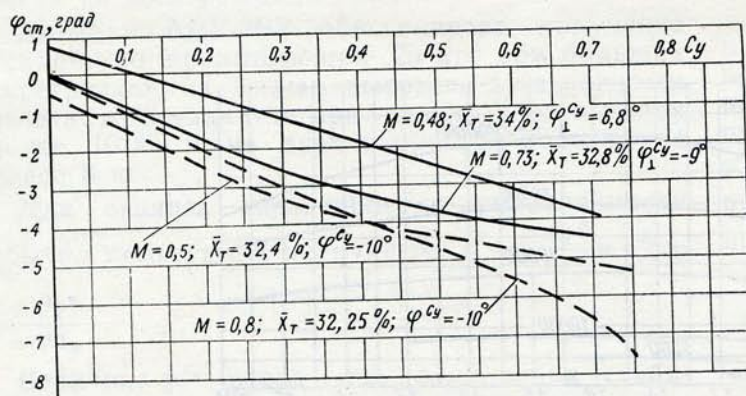


Рис. 73. Зависимость балансирующего угла отклонения стабилизатора от коэффициента подъемной силы:
 — самолет с двумя ракетами Р-3С;
 - - - самолет с двумя блоками УБ-16-57УМП

больших дозвуковых скоростях полета, на малых и средних высотах $X^{ny} = 10$ мм/ед. перегр. = const для $M < 1,0$, с увеличением высоты полета величина X^{ny} увеличивается.

Для обеспечения удовлетворительных характеристик устойчивости и управляемости большое значение имеет линейная зависимость между отклонением стабилизатора и изменением перегрузки при всех значениях числа M , что характеризуется постоянством φ^{c_y} во всем диапазоне c_y . Самолет МиГ-21УМ обладает линейной зависимостью балансирующего угла отклонения стабилизатора от величины c_y при различных значениях числа M практически во всем эксплуатационном диапазоне изменения c_y и числа M . Однако при $c_y > 0,25 \div 0,5$ на дозвуковых скоростях полета, соответствующих $M = 0,75 \div 0,98$, может возникать нелинейный характер зависимости, показанный для различных вариантов подвесок на рис. 73, 74.

Нелинейность объясняется влиянием скоса потока за крылом на обтекание стабилизатора при изменении c_y и влиянием некоторых подкрыльевых подвесок на обтекание крыла. Проявление нелинейности может быть только на больших дозвуковых скоростях полета, когда запас продольной статической устойчивости минимален, а стабилизатор обладает большой эффективностью.

Так как запас продольной статической устойчивости на дозвуковых скоростях сильно зависит от центровки, то усиление нелинейности наблюдается при задних центровках $\bar{x}_T \geq 32 \div 33\%$ САХ в диапазоне чисел $M \geq 0,75 \div 0,98$.

Наряду с зависимостью угла отклонения стабилизатора от c_y , которая характеризует устойчивость самолета по перегрузке, важное значение имеют зависимости величин $\varphi_{ст}$, X_p , P_p от числа M , полученные в горизонтальном полете (при перегрузке $n_y = 1,0$).

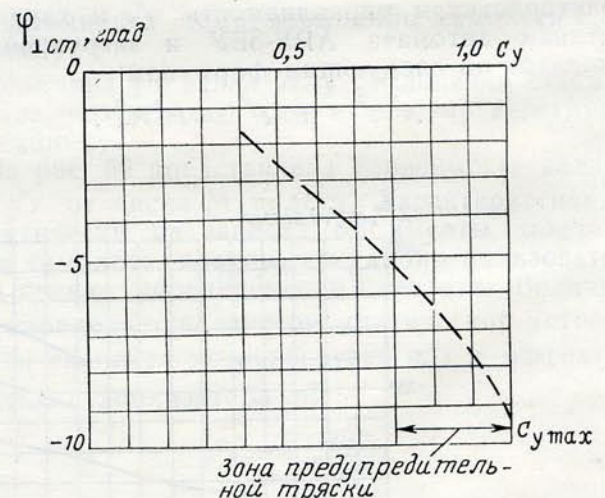


Рис. 74. Зависимость балансирующего угла отклонения стабилизатора от коэффициента подъемной силы на больших углах атаки: режим работы двигателя — «Малый газ»; $\bar{x}_T = 32\%$ САХ

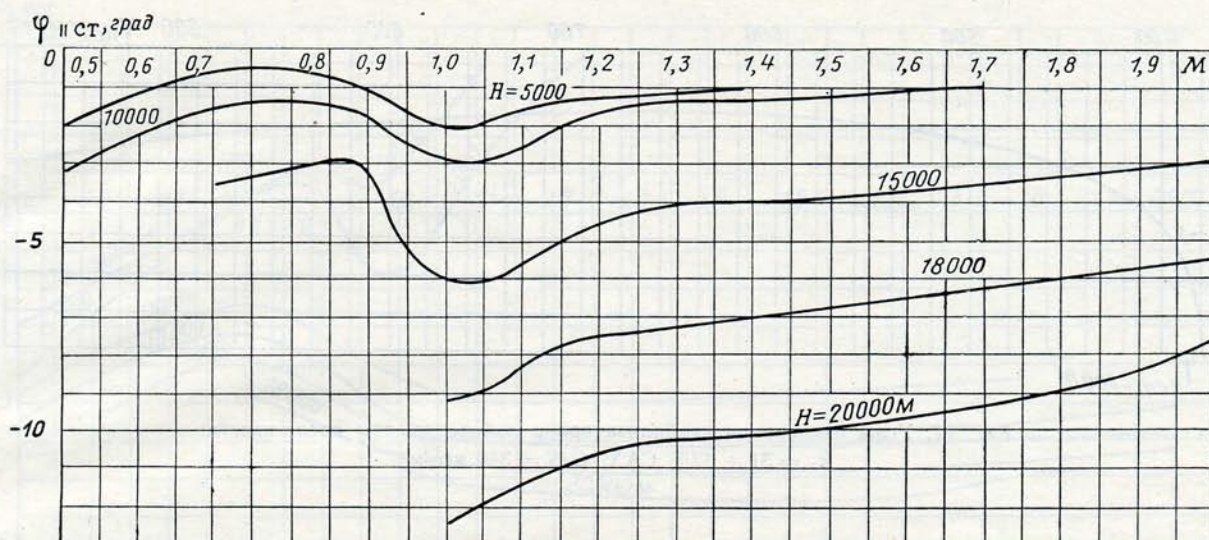


Рис. 75. Углы отклонения стабилизатора в прямолинейном горизонтальном полете
 $\bar{x}_T = 33\%$ САХ; $G/S = 300$ кгс/м²

Зависимости угла отклонения стабилизатора в прямолинейном горизонтальном полете (при перегрузке $n_y = 1,0$) от числа M или V , называемые балансировочными кривыми, приведены на рис. 75, 76.

Зависимость балансировочного угла отклонения стабилизатора от приборной скорости в наборе высоты после взлета приведена на рис. 77.

Положительной особенностью самолета МиГ-21УМ является незначительное плавное изменение балансировочного угла отклонения стабилизатора при возрастании числа M в диапазоне околозвуковых значений.

Положение ручки управления и усилия на ней в режимах горизонтального полета определяются по балансировочным кривым и характеристикам автомата АРУ-ЗВУ и загрузочного механизма. На рис. 78 приведены балансировочные кривые по ходу ручки на высотах ≥ 5000 м, а на рис. 79 — на малых высотах.

Балансировочные кривые по усилиям для нескольких высот в зависимости от числа M полета и $V_{пр}$ приведены на рис. 80, 81.

Балансировочные кривые при больших числах M на средних и больших высотах как по перемещению ручки, так и по усилиям на ней имеют практически нейтральный характер, т. е. при увеличе-

нии числа M положение ручки и усилие на ней остаются неизменными. Однако это не мешает пилотированию.

Чтобы сделать возможным полет с нулевыми усилиями на ручке на любой скорости и высоте, используется специальный механизм триммерного эффекта, по желанию летчика уменьшающий усилие загрузочного механизма до нуля.

Диапазон работы механизма триммерного эффекта обеспечивает практически на всех скоростях и высотах возможность полета при нулевых усилиях на ручке.

Самолет МиГ-21УМ балансируется таким образом, что при нейтральном положении механизма триммерного эффекта усилие на ручке управления равняется нулю на высоте 0—3000 м в режиме набора высоты после взлета при $V_{пр} = 750 \pm 100$ км/ч.

Характер изменения балансировочных усилий в зависимости от приборной скорости полета существенно зависит от величины «увода» стабилизатора. Особенно сильно влияние «увода» стабилизатора сказывается в диапазоне высот 0—5000 м, где АРУ-ЗВУ в зависимости от $V_{пр}$ отработывает полный диапазон изменения передаточного отношения от ручки к стабилизатору [подробнее этот вопрос

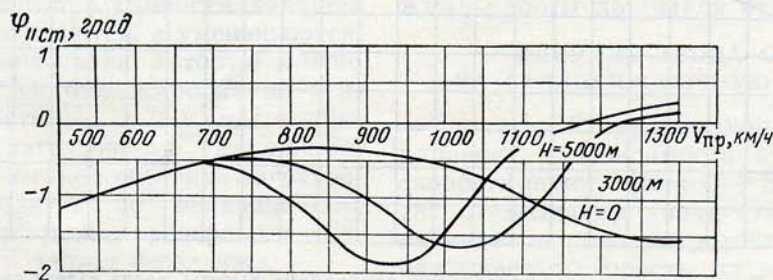


Рис. 76. Углы отклонения стабилизатора в прямолинейном горизонтальном полете

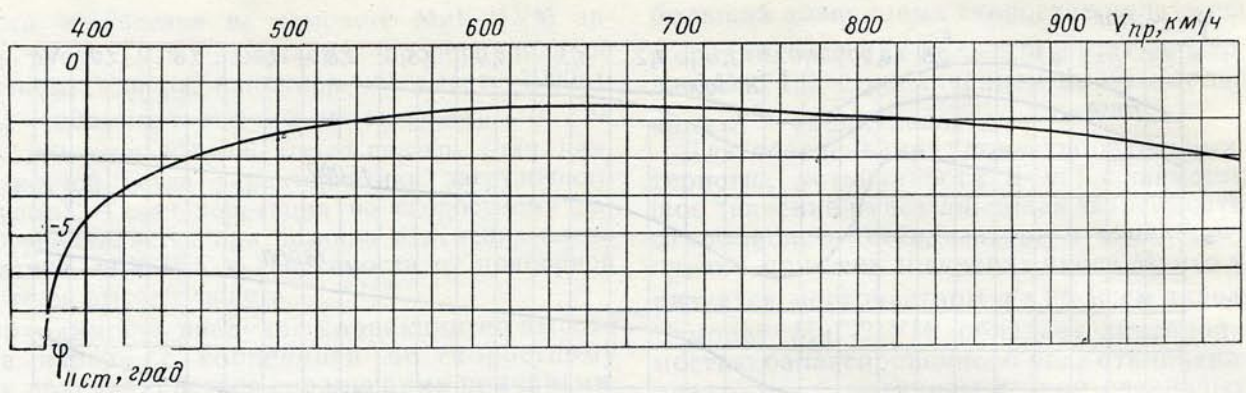


Рис. 77. Углы отклонения стабилизатора в наборе высоты после взлета:
 $\bar{x}_T = 31 \div 32\%$ САХ; $G/S = 340$ кгс/м²

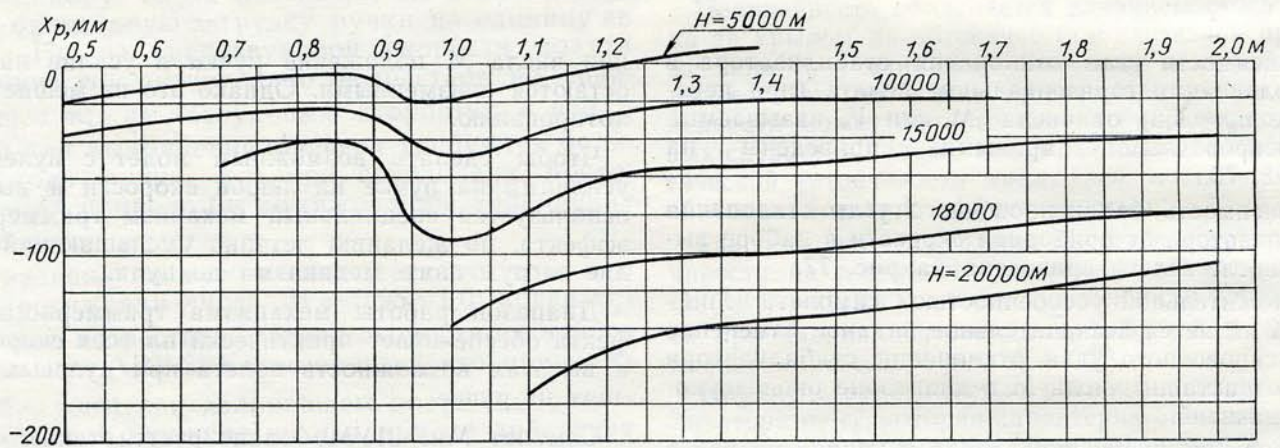


Рис. 78. Перемещение ручки управления в прямолинейном горизонтальном полете самолета с двумя ракетами Р-3С:
 $\bar{x}_T = 33\%$ САХ; $G/S = 300$ кгс/м²

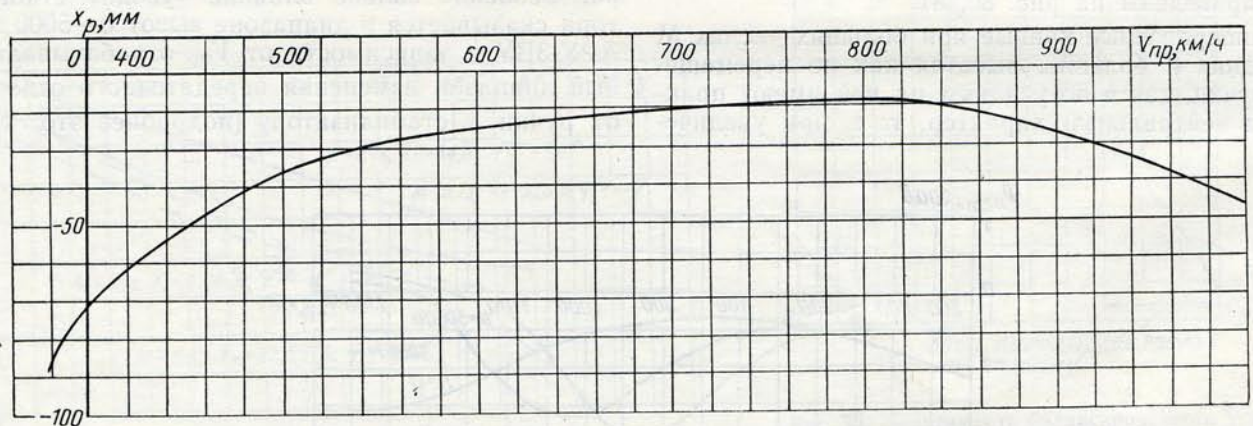


Рис. 79. Перемещение ручки управления при наборе высоты после взлета самолета с двумя ракетами Р-3С:
 $\bar{x}_T = 33\%$ САХ; $G/S = 350$ кгс/м²

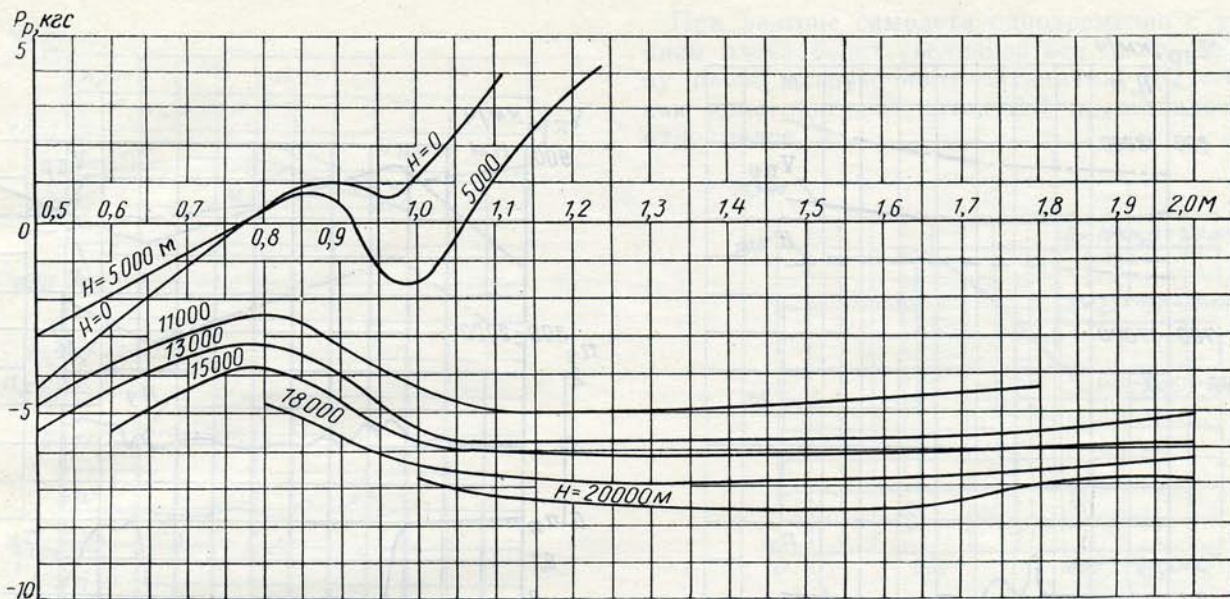


Рис. 80. Усилия на ручке управления в прямолинейном горизонтальном полете: самолет с ракетами Р-3С и без ракет

$$\bar{x}_T = 32 \div 34\% \text{ САХ}; G/S = 250 \div 270 \text{ кгс/м}^2$$

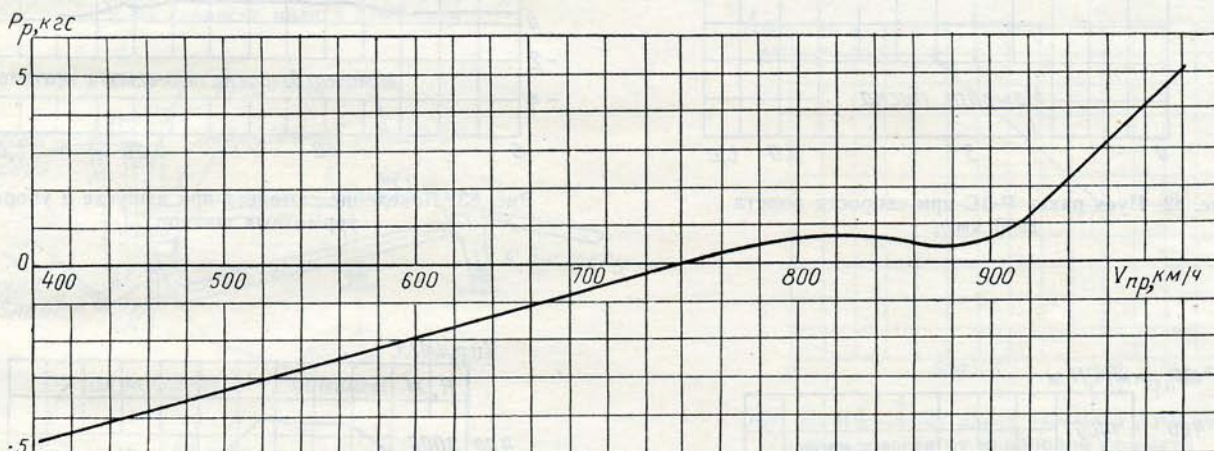


Рис. 81. Усилия на ручке управления при наборе высоты после взлета:

$$\bar{x}_T = 31 \div 32\% \text{ САХ}; G/S = 340 \text{ кгс/м}^2$$

освещен далее, в разделе «Влияние увода стабилизатора на балансировочную кривую $P = f(V_{пр})$ »].

При величине увода стабилизатора, отличной от номинального значения, балансировочная кривая изменения усилий по скорости полета может иметь «ложку», т. е. при увеличении скорости давящие усилия на ручке не увеличиваются, а уменьшаются. При номинальной величине увода, которую можно видеть на рисунках гл. XI, балансировка по усилиям ($P_p = 0$) на скорости $V_{пр} = 750$ км/ч подбирается регулировкой грузозначного механизма. Контроль за необходимым положением грузозначного механизма производится по величине $D_{ср}$, являющейся расстоянием между реперными точками на стабилизаторе и зализе фюзеляжа.

Выпуск шасси, закрылков и тормозных щитков, изменение режима работы двигателя практически

не влияют на характеристики продольной устойчивости и управляемости.

Записи параметров движения самолета в полете при пуске ракет Р-3С, выпуске и уборке тормозных щитков, закрылков, шасси и при изменении режима работы двигателя приведены на рис. 82—86.

ВЛИЯНИЕ УВОДА СТАБИЛИЗАТОРА НА БАЛАНСИРОВОЧНУЮ КРИВУЮ $P = f(V_{пр})$.

Характер балансировочных усилий на ручке управления в зависимости от изменения приборной скорости полета ($H = 0 \div 5$ км) существенно зависит от величины увода стабилизатора. Некоторое влияние на балансировочную кривую $P = f(V_{пр})$ оказывает и скорость, на которой произведена полетная балансировка самолета. Балансировочную кривую и скорость балансировки самолета по уси-

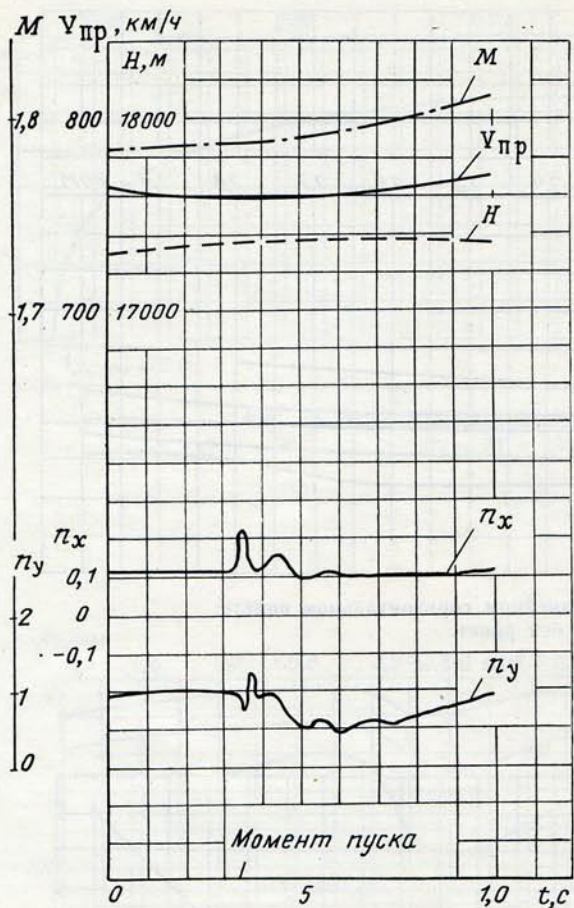


Рис. 82. Пуск ракет Р-3С при скорости полета 1900 км/ч

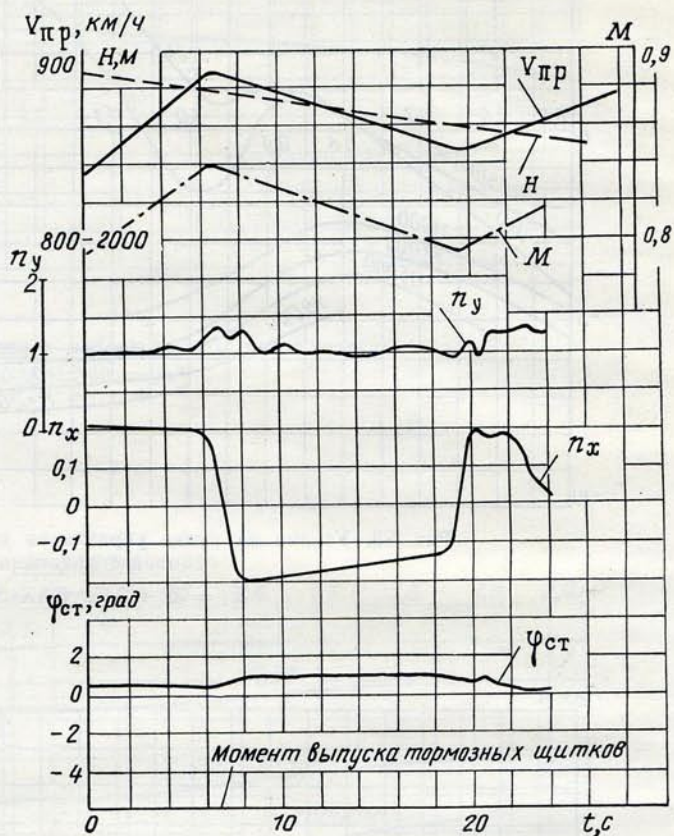


Рис. 83. Поведение самолета при выпуске и уборке тормозных щитков

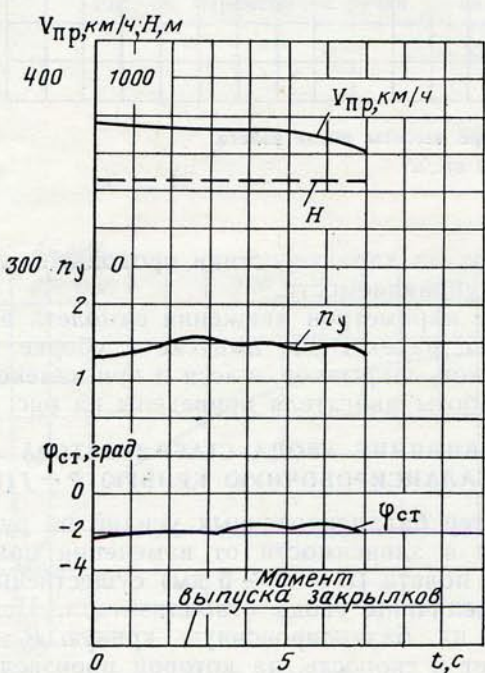


Рис. 84. Выпуск закрылков при скорости 380 км/ч по прибору

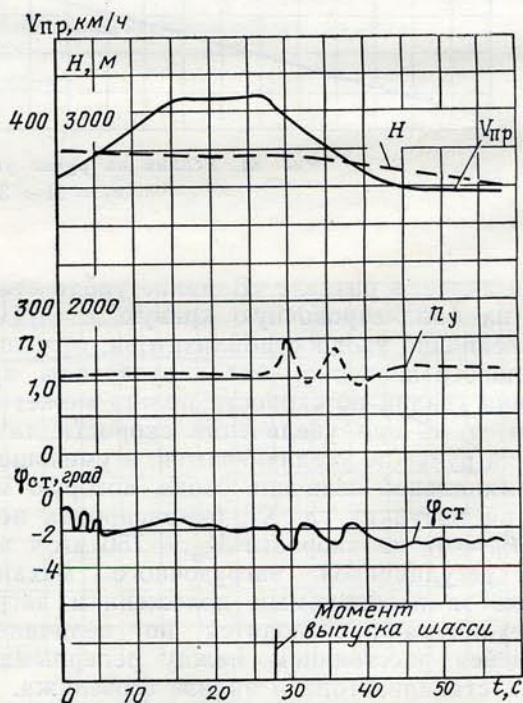


Рис. 85. Выпуск шасси на скорости полета 400 км/ч по прибору

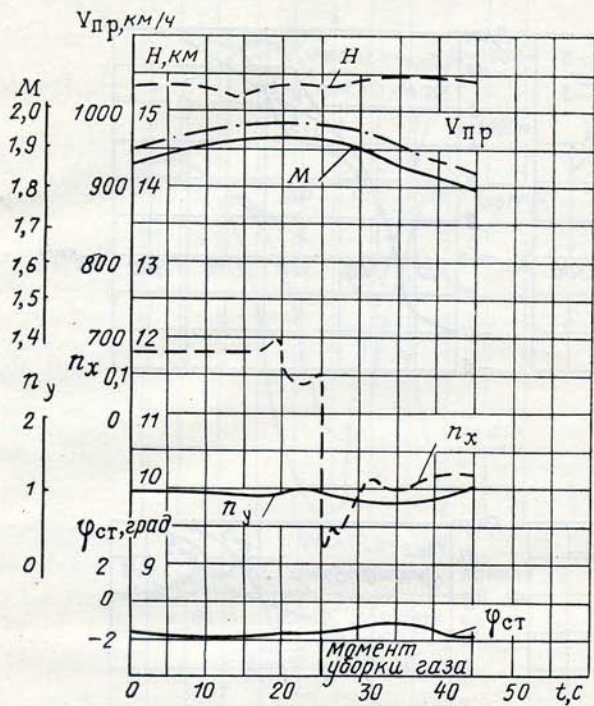


Рис. 86. Поведение самолета при уборке газа на скорости полета 2100 км/ч

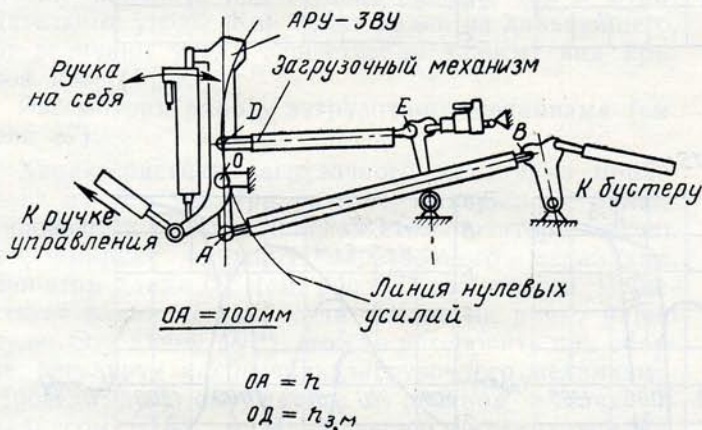


Рис. 87. Кинематическая схема участка системы управления АРУ-ЗВУ — загрузочный механизм: $OA = h$; $OD = h_{з.м}$

лиям можно изменять в процессе летной доводки самолета регулировкой величины увода и $D_{ср}$.

Для обеспечения характеристик устойчивости и управляемости в систему продольного управления самолета МиГ-21УМ введен автомат АРУ-ЗВУ, кинематически связанный с загрузочным механизмом. В зависимости от скорости и высоты полета АРУ-ЗВУ изменяет передаточное отношение системы продольного управления от ручки к стабилизатору, обеспечивая нужные характеристики устойчивости и управляемости. Кинематическая схема, включающая АРУ-ЗВУ и загрузочный механизм, приведена на рис. 87.

Передаточное отношение изменяется в зависимости от плеча $h = OA$ агрегата АРУ-ЗВУ (рис. 88). В диапазоне высот $H = 0 \div 5$ км плечо h изменяется по закону, приведенному на рис. 89.

При разгоне самолета одновременно с уменьшением плеча будет увеличиваться на ту же величину плечо загрузочного механизма $h_{з.м} = OD$, так как конструктивно шток AD представляет собой одно целое.

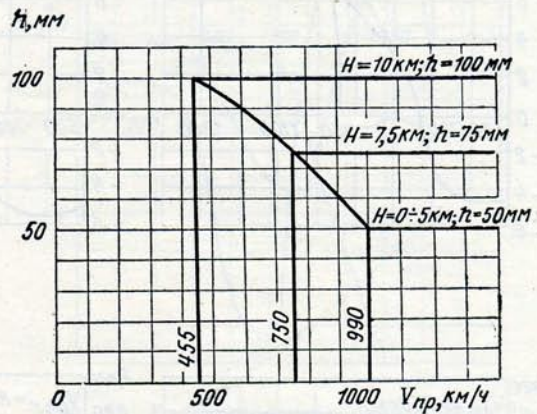


Рис. 88. Изменение плеча автомата АРУ-ЗВУ в зависимости от приборной скорости и высоты полета

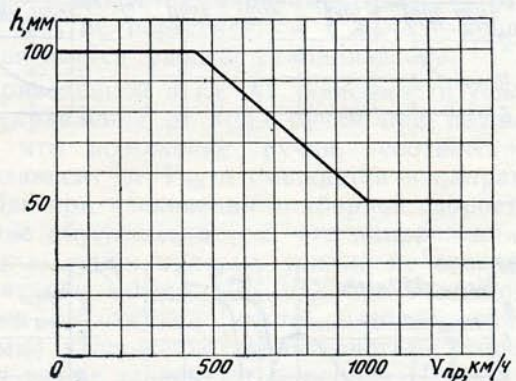


Рис. 89. Изменение плеча автомата АРУ-ЗВУ в зависимости от приборной скорости в диапазоне $H = 0 \div 5000$ м

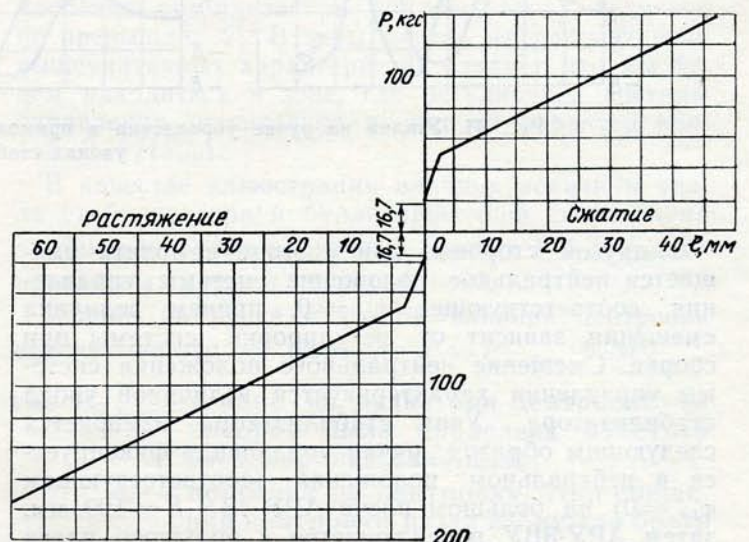


Рис. 90. Характеристика загрузочного механизма

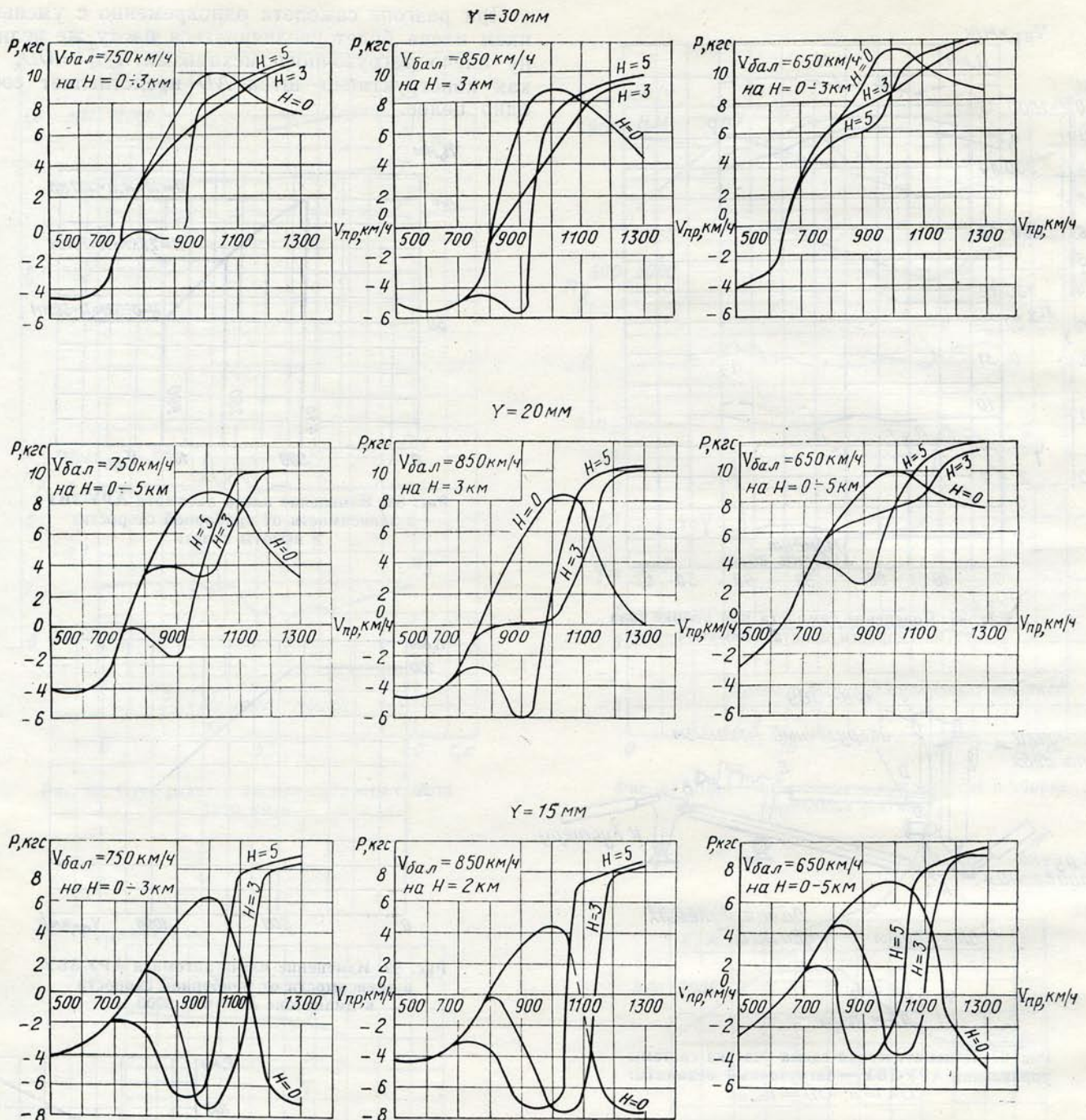


Рис. 91. Усилia на ручке управления в прямолинейном горизонтальном полете при различных уводах стабилизатора

С другой стороны, при разгоне самолета смещается нейтральное положение системы управления, соответствующее $\varphi_{ст} = 0$, причем величина смещения зависит от регулировки системы при сборке. Смещение нейтрального положения системы управления характеризуется величиной увода стабилизатора. Увод стабилизатора измеряется следующим образом: ручка управления фиксируется в нейтральном положении (соответствующем $\varphi_{ст} = 0$) на большом плече АРУ-ЗВУ $h = 100$ мм, затем АРУ-ЗВУ переключается с большого плеча на малое $h = 50$ мм и по реперным точкам 54; 55

измеряется отклонение носка стабилизатора от нейтрального положения. Величина этого отклонения — увод стабилизатора. Увод считается положительным, если носок стабилизатора отклоняется вниз. Из рис. 87 видно, что величина увода зависит от угла OAB , другими словами от наклона АРУ-ЗВУ относительно вертикали при нейтральном положении системы управления. Чем острее угол OAB , т. е. чем больше наклон АРУ-ЗВУ по часовой стрелке, тем больше увод стабилизатора вниз. При приближении угла OAB к прямому увод стремится к нулю, если же угол OAB сделать тупым, то

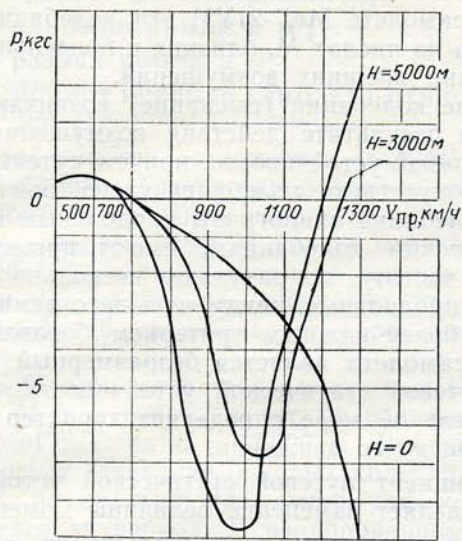


Рис. 92. Балансировочная кривая $P = f(V_{пр})$ при уводе $Y = 0$ мм и балансировке самолета на $V_{пр} = 750$ км/ч: $H = 0 \div 5000$ м

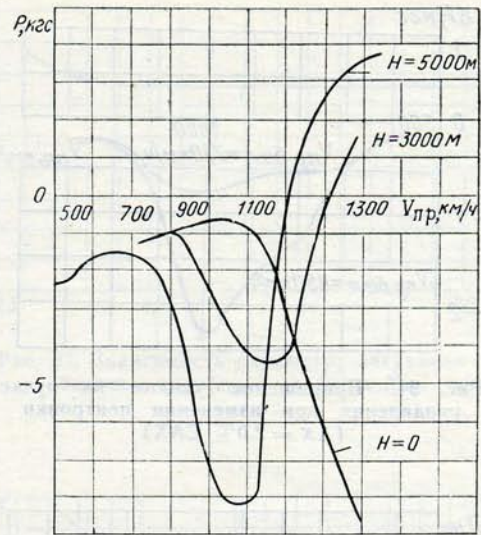


Рис. 93. Балансировочная кривая $P = f(V_{пр})$ при уводе $Y = 5$ мм и балансировке самолета на $V_{пр} = 750$ км/ч: $H = 0 \div 5000$ м

носок стабилизатора будет отклоняться вверх, т. е. увод будет отрицательным. Регулировкой тяги AB можно получать как положительные, так и отрицательные уводы. Как будет видно из дальнейшего, от величины увода существенно зависит вид кривой $P = f(V_{пр})$.

Рассмотрим работу загрузочного механизма (см. рис. 87).

Характеристика загрузочного механизма приведена на рис. 90. При разгоне, выдерживая балансировочный угол отклонения стабилизатора, летчик деформирует пружину загрузочного механизма, при этом длина DE (см. рис. 87) изменяется. Существует длина $(DE)_0$, когда усилие на ручке равно нулю. Эту длину $(DE)_0$ можно установить при сборке, регулируя наконечник загрузочного механизма. Проведя дугу окружности с центром в точке E радиусом $(DE)_0$, получим линию нулевых усилий; если точка D будет находиться на этой линии, то усилие на ручке управления будет равно нулю. При выполнении разгона точка D занимает различное положение относительно линии нулевых усилий: с одной стороны, нужно выдерживать балансировочный угол отклонения стабилизатора, с другой стороны, изменяется плечо АРУ-ЗВУ. При разгоне точка D опишет некоторую траекторию в плоскости установки АРУ-ЗВУ, определяемую этими двумя факторами, а также уводом стабилизатора, причем, когда точка D будет левее линии нулевых усилий, усилия на ручке управления будут тянущими, если правее, — давящими. При выполнении полетной балансировки необходимо установить длину $(DE)_0$ такой, чтобы при полете на заданной высоте и при данном уводе стабилизатора точка D находилась на линии нулевых усилий на скорости, равной балансировочной $V_{пр. бал}$.

Из приведенной в гл. XI зависимости хода ручки от угла отклонения стабилизатора видно, что на

наклон характеристик влияет $V_{пр}$, так как плечо АРУ-ЗВУ изменяется; зависимости $X_p = f(\varphi_{ст})$ при разных $V_{пр}$ не пересекаются в начале координат, что объясняется уводом стабилизатора.

Из приведенной в гл. XI зависимости усилия на ручке управления от хода ручки при разных $V_{пр}$ видно, что положение ручки, соответствующее $P = 0$, зависит от $V_{пр}$ и смещается в направлении «на себя» при увеличении приборной скорости. Это смещение обусловлено тем, что направления касательных к линии нулевых усилий не совпадают с направлением штока АРУ-ЗВУ при исходном нейтральном положении системы управления ($h = 100$ мм). Положение характеристики относительно нуля также зависит от величины $(DE)_0$.

Наличие зоны нечувствительности объясняется люфтом системы управления.

При выполнении разгона самолета на высотах $H = 0 \div 5$ км потребный на балансировку угол отклонения стабилизатора по абсолютной величине не превышает 2° . В этом случае из рассмотрения вышеуказанных характеристик следует, что мы будем находиться в зоне, где регулировка системы управления значительно влияет на характер кривой $P = f(V_{пр})$.

В качестве иллюстрации влияния величины увода стабилизатора и балансировочной скорости на протекание балансировочных кривых $P = f(V_{пр}; H)$ приведены графики на рис. 91—93.

Усилие на ручке с учетом влияния центровки подсчитывается по формуле $P = P_{x_{т. бал}} + \Delta P$,

где $P_{x_{т. бал}}$ — усилие на ручке при центровке, на которой была проведена полетная балансировка самолета;

ΔP — поправка на центровку. При смещении центровки назад ΔP нужно брать со знаком „минус“, вперед — „плюс“.

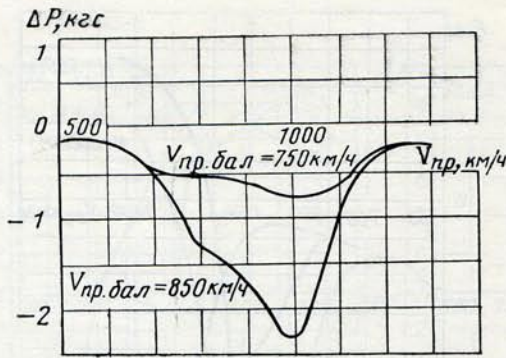


Рис. 94. Приращение усилия на ручке управления при изменении центровки ($\Delta x = 2,0\%$ САХ)

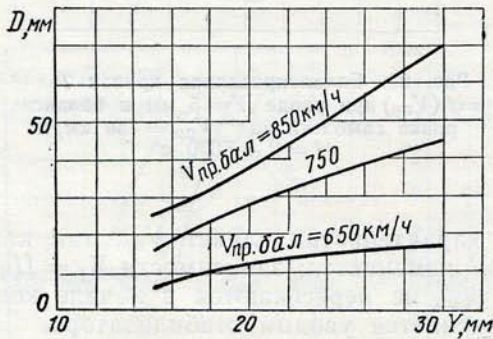


Рис. 95. Зависимость величины D (D_{cp}) от увода стабилизатора и балансировочной приборной скорости

Влияние центровки на балансировочную кривую приведено на рис. 94.

Зависимость величины D_{cp} от увода стабилизатора при различных $V_{пр. бал}$, полученная по результатам расчета, приведена на рис. 95.

БОКОВАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ

Характеристики боковой устойчивости и управляемости самолета определены в летных испытаниях при выполнении импульсов элеронами и рулем направления на различных режимах полета, а также при выполнении координированных скольжений, разгонов с отклоненным рулем направления, бочек и других фигур пилотажа.

Характеристики боковой устойчивости и управляемости зависят в основном от статических характеристик путевой и поперечной устойчивости и от демпфирования движений рыскания и крена.

Боковое возмущенное движение может быть спиральным или колебательным.

Спиральное движение развивается медленно, поэтому летчик обычно его не замечает, так как оно парируется небольшими отклонениями органов управления. Медленное боковое движение может иметь колебательный, а не спиральный характер, когда самолет обладает малым запасом путевой

устойчивости при наличии поперечной устойчивости. На самолете МиГ-21УМ эти колебания могут возникать на числах M , близких к предельным, при воздействии внешних возмущений.

Быстрые колебания (рыскание) возникают в основном в результате действия возмущения и момента путевой устойчивости, причем путевым колебаниям сопутствуют колебания крена. Быстрые боковые колебания аналогичны продольным короткопериодическим колебаниям, имеют примерно такую же частоту, но затухают несколько медленнее, чем продольные, ввиду меньшего демпфирования. Наиболее важным критерием боковой устойчивости самолета является безразмерный коэффициент путевой статической устойчивости, который в значительной мере определяет характер бокового возмущенного движения.

Коэффициент путевой статической устойчивости m_y^{β} определяет изменение величины момента рыскания при изменении угла скольжения самолета. Величина коэффициента путевой статической устойчивости в зависимости от числа M полета с ракетами Р-3С приведена в гл. VI.

На сверхзвуковых скоростях полета при увеличении числа $M > 1,4 \div 1,5$ коэффициент устойчивости пути уменьшается, что свидетельствует об уменьшении запаса устойчивости пути при больших значениях числа M . Однако в диапазоне летных ограничений самолета величина m_y^{β} остается в пределах норм, что обеспечивает удовлетворительные характеристики путевой устойчивости. На самолете с подвесным баком характеристики путевой устойчивости удовлетворительны до числа $M = 1,6$.

Боковая динамическая устойчивость самолета характеризуется периодом свободных колебаний T , отношением максимальных угловых скоростей крена и рыскания χ при импульсе от руля направления, а также временем затухания колебаний.

Зависимость периода свободных колебаний самолета от числа M представлена на рис. 96.

Между периодом колебаний и коэффициентом путевой статической устойчивости существует приближенная зависимость, полученная из уравнений изолированного рыскания:

$$T \approx \frac{2\pi}{\sqrt{\frac{57,3 m_y^{\beta} q S l}{I_{y1}}}}$$

где m_y^{β} — коэффициент путевой статической устойчивости;

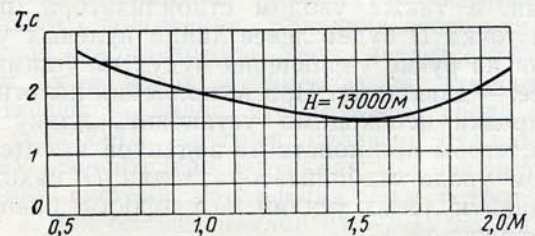


Рис. 96. Период свободных боковых колебаний на высоте 13 000 м на форсажном режиме двигателя

q — скоростной напор в кг/м²;

S — площадь крыла в м²;

l — размах крыла в м;

I_{y1} — момент инерции самолета относительно оси Oy_1 .

Из приведенного соотношения следует, что период колебаний обратно пропорционален корню квадратному из величины скоростного напора.

При постоянном числе M полета период свободных колебаний увеличивается с ростом высоты. Так же как и при продольном движении, время затухания колебаний увеличивается с ростом высоты полета.

На рис. 97 приведена зависимость величины $m_{зат}$ от числа M , полученная в летных испытаниях самолета МиГ-21С на $H = 13\,000$ м. Величина $m_{зат}$ характеризует затухание боковых колебаний и показывает, во сколько раз амплитуда колебаний уменьшается за период. В изолированном движении рыскания величина $m_{зат}$ связана с коэффициентом относительного демпфирования соотношением

$$\ln m_{зат} = \frac{2\pi\xi}{\sqrt{1-\xi^2}},$$

где ξ — коэффициент относительного демпфирования.

Время переходного процесса связано с величиной $m_{зат}$ следующим соотношением:

$$t_p = \frac{3,0 \sqrt{1-\xi^2}}{2\pi\xi} \quad \text{или} \quad t_p = \frac{3,0T}{\ln m_{зат}}.$$

За время переходного процесса, как и в продольном движении, по-прежнему считаем время, в течение которого амплитуда колебаний уменьшилась до 5% установившейся величины. Определим время (в с) переходного процесса на $H = 13\,000$ м и $M = 1,8$

$$t_p = \frac{3,0}{\ln 2} T = \frac{3,0}{0,69} T = 4,35T,$$

т. е. малое боковое движение затухает по прошествии примерно четырех периодов свободных колебаний. Так как период свободных колебаний при указанных условиях равен 2 с, то колебания при импульсе рулем направления затухают через 8,7 с. Из изложенного видно, что время затухания боковых колебаний значительно больше по сравнению с временем затухания продольных колебаний (см. раздел «Продольная устойчивость»). Это объясняется меньшей величиной демпфирующего момента в боковом движении.

Зависимость величины κ , характеризующей связь поперечных и путевых колебаний самолета, от числа M полета представлена на рис. 98. Величина κ определяется как отношение максимальной скорости вращения ω_{x1} к максимальной скорости вращения ω_{y1} при свободном боковом движении самолета; величина κ пропорциональна величине

$$\frac{m_x^\beta I_y}{m_y^\beta I_x}.$$

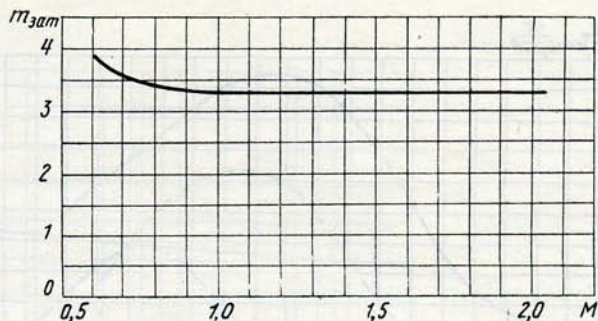


Рис. 97. Зависимость параметра затухания боковых колебаний от числа M

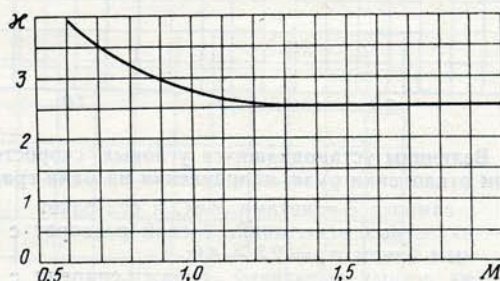


Рис. 98. Отношение угловых скоростей крена и рыскания при импульсах рулем направления на высоте 13 000 м: самолет с двумя ракетами Р-3С

Величина отношения $\frac{m_x^\beta}{m_y^\beta}$ зависит от числа M и угла атаки.

При уменьшении скорости до $M = 0,5 \div 0,4$ величина κ возрастает до значения $\kappa = 6$ вследствие роста угла атаки. При полете на сверхзвуковых режимах при $M > 1,7$ величина κ остается примерно постоянной. При увеличении κ малые боковые движения сопровождаются колебаниями по крену, причем вращение вокруг оси Ox_1 преобладает над вращением вокруг оси Oy_1 .

Подкрыльевые подвески вооружения не оказывают влияния на величину κ . При подвеске подфюзеляжного топливного бака величина κ возрастает до значения 8—10 на числах $M = 0,9 \div 0,95$ и возрастает тем больше, чем больше угол атаки. Ввиду этого самолет МиГ-21УМ с подфюзеляжным топливным баком в узком диапазоне чисел $M = 0,85 \div 1,0$ при создании вертикальных перегрузок $n_y > 2$ (на $H = 7\,000 \div 10\,000$ м) обладает повышенной реакцией по крену на отклонение руля направления. Реакция самолета на отклонение руля направления прямая, т. е. при импульсе рулем направления самолет отвечает вращением по крену в сторону отклоненного руля. На виражах-спиралях с подвесным топливным баком при $M = 0,9 \div 0,95$ с $n_y = 2,0 \div 4,0$ при отклонении педалей на $\sim 1/10$ хода (элероны в нейтральном положении) возникает энергичное вращение относительно продольной оси $\omega_{x1} = 40 \div 50$ град/с, которое сопровож-

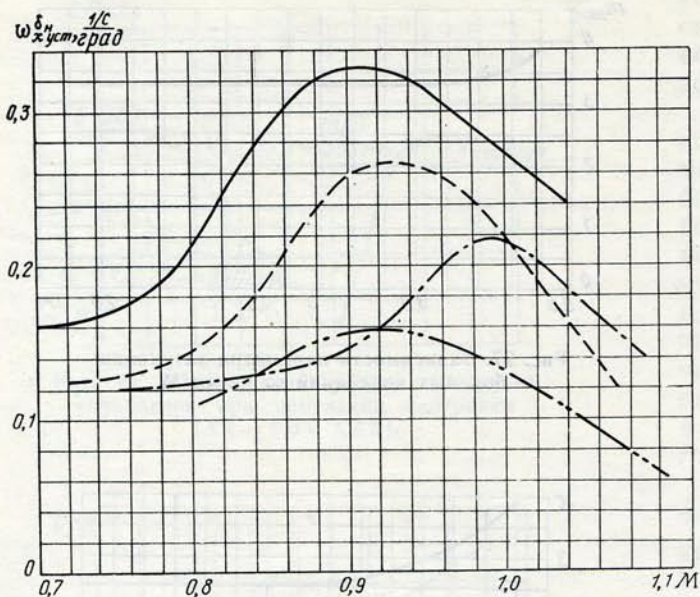


Рис. 99. Величины установившихся угловых скоростей крена при отклонении руля направления на один градус:

- самолет с ракетами Р-3С и без ракет
- из летных испытаний: боевой разворот с подвесным баком $n_y = 2,5 \div 4,0$;
- - - из летных испытаний: виражи-спирали с подвесным баком $n_y = 2,0 \div 3,0$;
- · · · · из летных испытаний: виражи-спирали с подвесным баком $n_y = 4 \div 1,0$;
- - - - - из расчета без подвесного бака $n_y = 3,0$

дается увеличением вертикальной перегрузки на $\Delta n_y = 1,0 \div 2,0$.

После того как педали будут поставлены в нейтральное положение, вращение самолета прекра-

щается. При отклонении педалей на самолете без подвесного топливного бака интенсивность вращения уменьшается на 35—40%, причем подкрыльевые подвески практически не влияют на интенсивность вращения самолета после отклонения педалей.

На рис. 99 приведена зависимость $\omega_{xуст}^{\delta_n}$ от числа M , полученная в летных испытаниях. При $M > 1,0$ и $M < 0,9$ величина $\omega_{xуст}^{\delta_n}$ резко уменьшается, поэтому повышенная реакция на отклонение руля направления имеется только в узком диапазоне $M = 0,9 \div 0,95$. На числах $M > 1,1$ усилия на педалях, необходимые для отклонения руля направления, возрастают, и на $M > 1,2$ руль направления отклонить практически невозможно. Характеристики координированных скольжений самолета с подвесным баком практически не отличаются от характеристик без подвесного бака — самолет легко удерживается от крена ручкой управления.

Характеристики поперечной управляемости самолета определяются эффективностью элеронов

$$\omega_{xуст}^{\delta_a} = \frac{\partial \omega_x}{\partial \delta_a}$$

и величиной усилий на ручке при создании угловой скорости крена $\omega_x = 1,0$ рад/с

$$P_9^{w_x} = \frac{\partial P_9}{\partial \omega_x}$$

На самолете МиГ-21УМ в системе поперечного управления установлены два необратимых гидросилителя.

Ручка загружается загрузочным механизмом пружинного типа с максимальным усилием на ручке 4,5—5 кгс при ее крайних положениях.

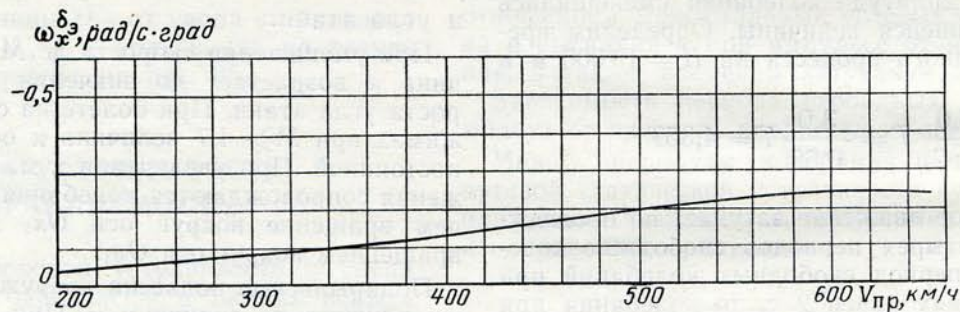


Рис. 100. Эффективность элеронов на высоте полета 5000 м: самолет с двумя ракетами Р-3С

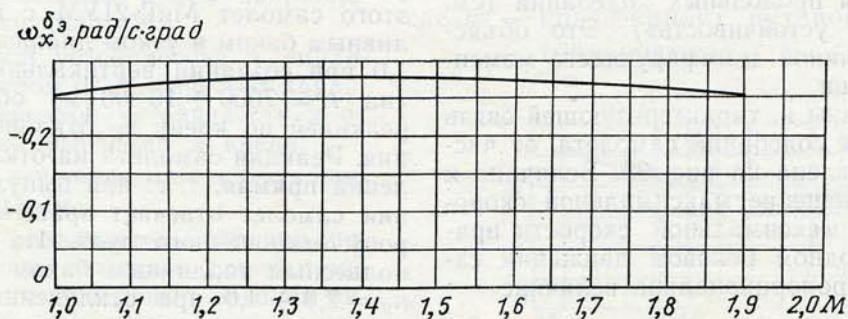


Рис. 101. Эффективность элеронов на больших высотах ($H \geq 11000$ м): самолет с двумя ракетами Р-3С

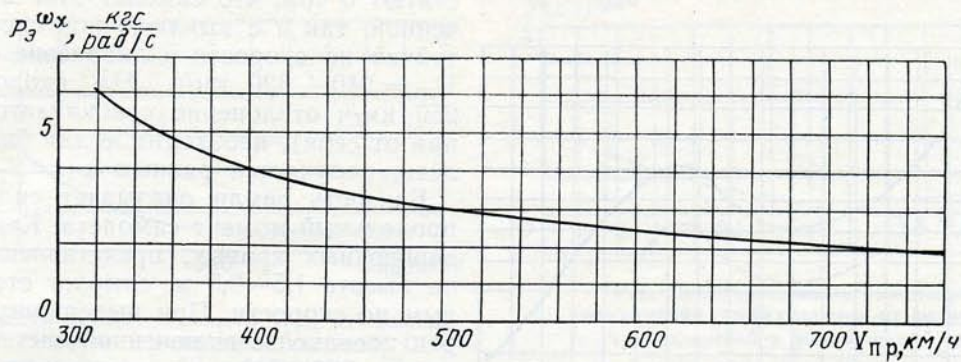


Рис. 102. Усилия на ручке, необходимые для создания угловой скорости крена в 1 рад/с на высоте 5000 м

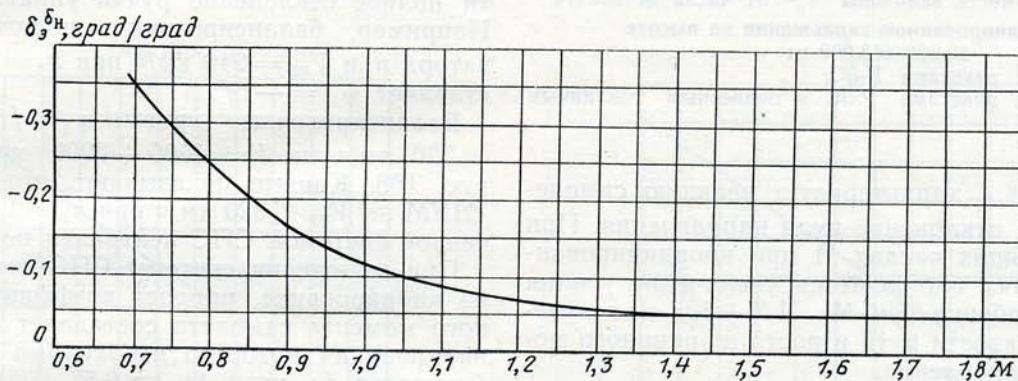


Рис. 103. Соотношение между углами отклонения элеронов и руля направления при координированном скольжении на высоте 12 000 м

Величина $P_3^{\omega_x}$ определяется характеристикой грузочного механизма P_3^x , эффективностью элеронов $\omega_x^{\delta_\alpha}$ и кинематической зависимостью угла отклонения элеронов от перемещения ручки $X_p^{\delta_\alpha}$.

Таким образом, величина $P_3^{\omega_x}$ определяется соотношением

$$P_3^{\omega_x} = \frac{P_3^x X_p^{\delta_\alpha}}{\omega_x^{\delta_\alpha}}$$

Зависимость эффективности элеронов $\omega_x^{\delta_\alpha}$ от числа M и приборной скорости полета представлена на рис. 100, 101.

Из приведенных графиков следует, что эффективность элеронов сохраняется удовлетворительной до скорости полета 250 км/ч по прибору. На малых высотах и больших приборных скоростях полета эффективность элеронов повышается.

Для получения удовлетворительных значений величины $P_3^{\omega_x}$ в системе поперечного управления установлен нелинейный механизм с максимальным изменением передаточного числа от ручки к элеронам в два раза (графики зависимости углов отклонения элеронов от хода ручки представлены в гл. XI). При малых углах отклонения элеронов, необходимых для поддержания заданного режима полета на больших приборных скоростях, величина

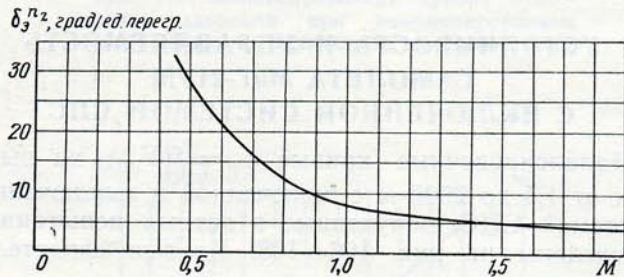


Рис. 104. Зависимость величины $\delta_3^{\delta_n^z}$ от числа M полета при координированном скольжении на высоте 10 000—13 000 м

$X_p^{\delta_\alpha}$ выбрана максимальной. На режимах полета с малыми приборными скоростями, где требуются большие углы отклонения элеронов, величина $X_p^{\delta_\alpha}$ уменьшается, компенсируя падение эффективности элеронов на малых приборных скоростях.

Зависимость величины $P_3^{\omega_x}$ от приборной скорости изображена на рис. 102.

Характеристики координированных скольжений представлены на рис. 103—105. Координированные скольжения характеризуются соотношениями между углом крена и углами отклонения элеронов и руля направления, необходимыми для балансировки самолета.

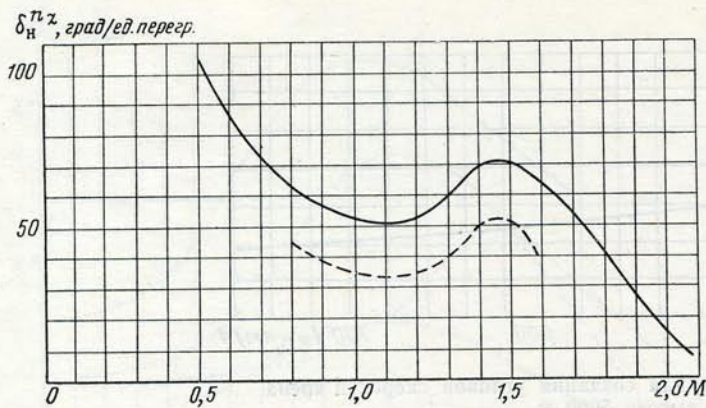


Рис. 105. Зависимость величины δ_n^z от числа M полета при координированном скольжении на высоте 10 000—13 000 м:

— самолет с ракетами Р-3С;
 - - - самолет с ракетами Р-3С и подвесным топливным баком

Величина δ_n^z характеризует реакцию самолета по крену на отклонение руля направления. При полете на больших числах M при координированных скольжениях наблюдается увеличение усилия на педалях, особенно при $M = 1,3 \div 1,6$, из-за увеличения устойчивости пути и роста шарнирного момента руля направления.

Самолет МиГ-21УМ обладает удовлетворительными характеристиками боковой устойчивости и управляемости во всем эксплуатационном диапазоне высот и скоростей полета.

УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА МиГ-21УМ С ВКЛЮЧЕННОЙ СИСТЕМОЙ СПС

Балансировочные кривые $\varphi_{||} = f(V_{пр})$ на высотах от 1,5 до 2000 м с включенной и выключенной системой СПС, полученные в летных испытаниях, приведены на рис. 106—108. Кривые свидетель-

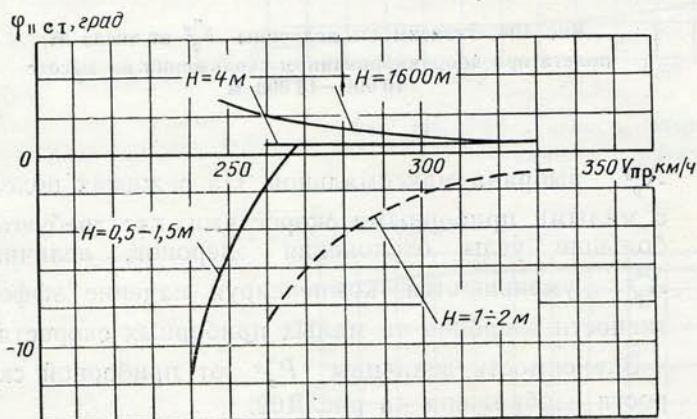


Рис. 106. Балансировочные кривые $\varphi_{|| ст} = f(V_{пр})$ на выдерживании с выключенной и включенной системой СПС:

$x_T = 34\%$ САХ
 — с включенной системой СПС;
 - - - с выключенной системой СПС

ствуют о том, что самолет МиГ-21УМ как с включенной, так и с выключенной системой СПС неустойчив по скорости в диапазоне скоростей полета $V_{пр} = 240 \div 320$ км/ч. На скорости $V_{пр} = 250 \div 260$ км/ч отклонение стабилизатора (в направлении от себя), необходимое для балансировки самолета, получается равным $\varphi_{\perp} = 2-3^\circ$.

Близость земли оказывает сильное влияние на продольный момент самолета. Как видно из балансировочных кривых, представленных на рис. 106, на высоте 1,5—0,5 м, самолет становится устойчивым по скорости. При выдерживании самолета перед посадкой с включенной системой СПС на скоростях 320—240 км/ч происходит значительное нарастание пикирующего момента, для парирования которого за 1—3 с до приземления требуется почти полное отклонение ручки управления на себя. Например, балансировочное положение стабилизатора при $V_{пр} = 240$ км/ч при $x_T = 34,5\%$ САХ составляет $\varphi_{\perp} = -19^\circ$.

Балансировочные кривые $\varphi_{||} = f(n_y)$ при $V_{пр} = 320$ км/ч на $H = 1500 \div 2000$ м приведены на рис. 108. Кривые показывают, что самолет МиГ-21УМ на $V_{пр} < 320$ км/ч при $n_y = 1,1 \div 1,5$ с включенной системой СПС нейтрален по перегрузке.

При включении системы СПС создается момент на кабрирование, прирост коэффициента продольного момента самолета составляет $\Delta m_z \approx 0,02$, для парирования которого необходимо отклонить стабилизатор на угол $\Delta \varphi_{\perp} \approx 2,5^\circ$.

Характеристики боковой устойчивости и управляемости самолета МиГ-21УМ с включенной системой СПС практически не отличаются от характеристик самолета с выключенной системой СПС.

На рис. 109, 110 приводятся балансировочные кривые $\delta_n = f(\gamma)$ и $\delta_o = f(\gamma)$ с включенной и выключенной системой СПС.

Кривые показывают, что самолет статически устойчив в боковом движении.

Самолет МиГ-21УМ с включенной системой СПС обладает большей эффективностью элеронов на посадочных режимах.

На рис. 111 приводится зависимость ω_x^{δ} по скорости полета, полученная обработкой переключений элеронов на $H = 2000$ м с включенной и выключенной системой СПС. Из рис. 111 следует, что эффективность элеронов при включении системы СПС повышается.

УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА С АВТОПИЛОТОМ АП-155

Для упрощения пилотирования самолетом, а также для повышения безопасности полетов на всех режимах в систему управления самолета МиГ-21УМ включен автопилот АП-155. Автопилот АП-155 представляет собой двухканальную (тангаж, крен) систему автоматического управления с жесткой обратной связью, осуществляющую управление самолетом относительно трех осей (по курсу — через элероны).

Автопилот АП-155 во всем диапазоне высот и скоростей полета выполняет следующие функции:

— демпфирование короткопериодических колебаний самолета по тангажу и крену;

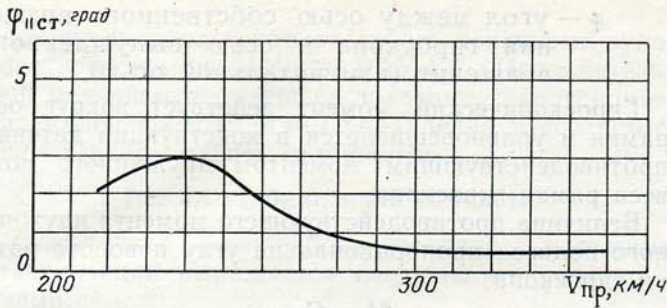


Рис. 107. Зависимость балансирующего угла отклонения стабилизатора от скорости с включенной системой СПС (при выпущенных шасси и закрылках): самолет с двумя ракетами Р-3С; $\bar{x}_T = 33 \div 34\%$ САХ

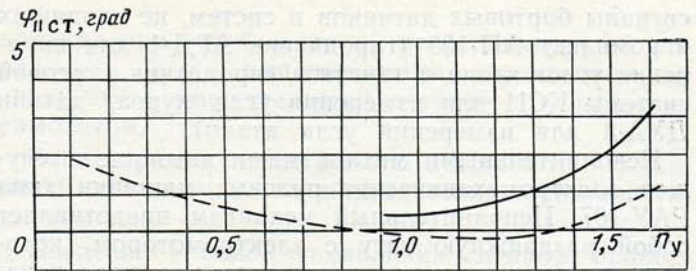


Рис. 108. Зависимость балансирующего угла отклонения стабилизатора от величины перегрузки с включенной и выключенной системой СПС: $V_{пр} = 320$ км/ч; $H = 1500$ м; $\bar{x}_T = 33 \div 34\%$ САХ (Шасси и закрылки выпущены)
 — самолет с четырьмя ракетами Р-3С;
 - - - самолет с двумя ракетами Р-3С

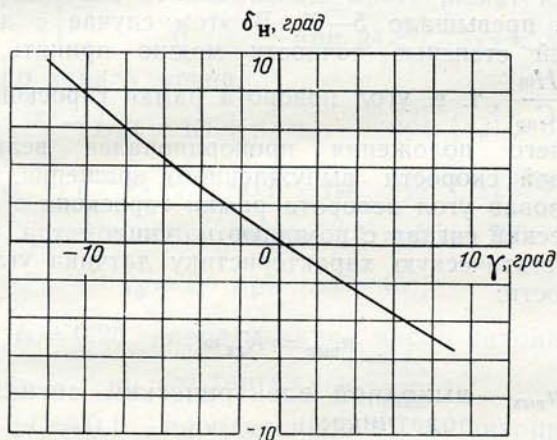


Рис. 109. Балансирующая кривая отклонения руля направления при координированном скольжении с включенной системой СПС

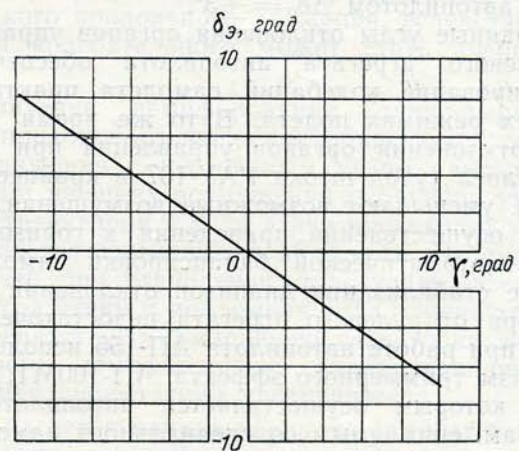


Рис. 110. Балансирующая кривая отклонения элеронов при координированном скольжении с включенной системой СПС

стабилизацию любых заданных углов крена и углов тангажа, за исключением стабилизации по крену при углах тангажа $\pm 81-99^\circ$, также не стабилизируются углы крена меньше 6° (в зоне углов крена $\pm 6^\circ$ автоматически включается стабилизация нулевого угла крена);

стабилизацию любого заданного курса самолета при полете с углами тангажа в диапазоне $\pm 40^\circ$;

приведение самолета к горизонтальному полету (нулевому углу крена и нулевому углу наклона траектории) из любого исходного положения в случае потери летчиком пространственной ориентировки;

стабилизацию любой заданной барометрической высоты полета.

Принцип работы автопилота

Принцип действия автопилота основан на измерении величин, характеризующих положение самолета в пространстве (углов и угловых скоростей крена и тангажа, углов курса, нормальных перегрузок, высоты полета и углов атаки) и на преобразовании их в перемещение органов управления.

Чувствительными элементами автопилота являются датчики ДУС-155К, ДУС-155Т для измерения угловых скоростей крена и тангажа, датчик ДПЛ-7 для измерения нормальной перегрузки, корректор высоты КВ-11У для измерения барометрической высоты полета. В автопилоте используются также

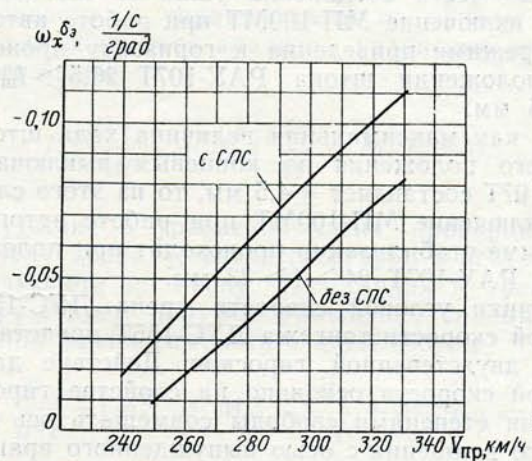


Рис. 111. Эффективность элеронов с включенной и выключенной системой СПС

сигналы бортовых датчиков и систем, не входящих в комплект АП-155 (гиродатчик АГД-1 для измерения углов крена и тангажа, гиродатчик курсовой системы КСИ для измерения угла курса, датчик ДУА-3 для измерения угла атаки).

Исполнительными механизмами автопилота служат электромеханические рулевые машинки типа РАУ-107. Исполнительный механизм представляет собой раздвижную тягу с электромотором, которая включена в проводку управления последовательно. Максимальная величина хода штока РАУ-107Т (по конечным выключателям) в канале тангажа составляет $\pm 4,5$ мм, что позволяет отклонять стабилизатор на угол $\Delta\varphi \pm 1^\circ$. Максимальная величина хода штока РАУ-107К (по конечным выключателям) в канале крена составляет ± 8 мм, что соответствует максимальному углу отклонения элементов автопилотом $\Delta\delta_a = \pm 3^\circ$.

Указанные углы отклонения органов управления от рулевого агрегата автопилота обеспечивают демпфирование колебаний самолета практически на всех режимах полета. В то же время малые углы отклонения органов управления при отказе автопилота (уход штока РАУ-107 в крайнее положение) уменьшают возможные возмущения.

Для осуществления приведения к горизонту, а также автоматической балансировки самолета в режиме стабилизации диапазон отклонения стабилизатора от рулевого агрегата недостаточен. Поэтому при работе автопилота АП-155 используется механизм триммерного эффекта МП-100МТ, управление которым осуществляется автопилотом по сигналам, снимаемым со специального ламельного устройства в РАУ-107Т в режиме приведения и с конечных выключателей РАУ-107Т в режиме стабилизации. Зазор ламельного устройства составляет ± 2 мм; нейтральное положение штока РАУ-107Т соответствует размеру 28,5 мм от торца корпуса до места соединения ушка со штоком. Поэтому включение МП-100МТ при работе автопилота в режиме приведения к горизонту происходит при положении штока РАУ-107Т $26,5 > l_{\text{штока}} > 30,5$ мм.

Так как максимальная величина хода штока от среднего положения по конечным выключателям РАУ-107Т составляет $\pm 4,5$ мм, то из этого следует, что включение МП-100МТ при работе автопилота в режиме стабилизации происходит при положении штока РАУ-107Т $24 > l > 33$ мм.

Датчики угловой скорости крена ДУС-155К и угловой скорости тангажа ДУС-155Т представляют собой двухстепенной гироскоп. Действие датчика угловой скорости основано на свойстве гироскопа с двумя степенями свободы совмещать ось собственного вращения с осью вынужденного вращения. При этом возникает гироскопический момент

$$M = H\omega \sin \varphi,$$

где H — кинетический момент (г·см·с), который равен произведению момента инерции ротора гироскопа на его угловую скорость вращения;

ω — угловая скорость вынужденного вращения;

φ — угол между осью собственного вращения гироскопа и осью вынужденного вращения (измерительной осью).

Гироскопический момент действует вокруг оси рамки и уравнивается в конструкции датчика противодействующим моментом пружинного подвеса рамки гироскопа.

Величина противодействующего момента пружинного подвеса пропорциональна углу поворота рамки гироскопа:

$$M = C_{\text{пр}} \alpha,$$

где $C_{\text{пр}}$ — жесткость пружинного подвеса в г·см/рад;

α — угол поворота рамки гироскопа в рад.

Угол φ при установке датчика на самолет имеет значение, равное 90° , а жесткость пружин выбирается такой, чтобы максимальное значение угла α не превышало 5 – 6° . В этом случае с достаточной степенью точности можно принять, что

$\alpha = \frac{H\omega}{C_{\text{пр}}}$, т. е. угол поворота рамки гироскопа от

среднего положения пропорционален величине угловой скорости вынужденного вращения. Преобразовав угол поворота рамки гироскопа в электрический сигнал с помощью потенциометра, получим статическую характеристику датчика угловой скорости:

$$u_{\text{вых}} = K_{\text{гд}} \omega,$$

где $u_{\text{вых}}$ — выходной электрический сигнал гиродатчика;

$K_{\text{гд}}$ — коэффициент пропорциональности гиродатчика.

Датчики ДУС-155К и ДУС-155Т выдают в систему автопилота электрические сигналы постоянного тока, пропорциональные величине угловых скоростей в диапазоне измеряемых скоростей ± 18 град/с. При угловой скорости больше 18 град/с датчики выдают максимальный сигнал соответствующей полярности.

Сигналы текущих углов крена и тангажа выдаются блоком фазочувствительных выпрямителей, связанных с гироскопическим датчиком АГД-1.

На выходе гировертикали, которая представляет собой гироскоп с тремя степенями свободы, формируется электрический сигнал, пропорциональный замеряемому углу, например, для угла крена

$$u_{\text{вых}} = K_{\text{гв}} \gamma,$$

где $u_{\text{вых}}$ — выходной электрический сигнал гировертикали;

$K_{\text{гв}}$ — коэффициент пропорциональности гировертикали.

Аналогично снимается электрический сигнал, пропорциональный углу курса ψ , с гиродатчика курсовой системы КСИ.

При работе автопилота в режиме стабилизации электрические сигналы, пропорциональные углам тангажа, крена и курса, а также угловым скоростям ω_z и ω_x , усиливаются электромагнитным усилителем. Далее суммарный сигнал соответствующего канала управления через релейный усилитель

подается на вход исполнительного механизма рулевого агрегата управления РАУ-107. Исполнительный механизм перемещает золотник гидроусилителя, отклоняющего органы управления в соответствии с законом работы автопилота.

Режим стабилизации самолета

Статический закон работы автопилота в режиме стабилизации выражается следующими соотношениями:

а) по каналу тангажа;

$$\varphi_{ст} = \varphi_{ст РАУ} + \varphi_{ст МП};$$

$$\varphi_{ст РАУ} = i_{\vartheta}(\vartheta - \vartheta_0) + \mu_z \omega_z;$$

$$\varphi_{ст МП} = \begin{cases} \pm \int K_{МП} V_{МП} dt & \text{при } 24 > l_{шт РАУ} > 33 \text{ мм;} \\ 0 & \text{при } 24 < l_{шт РАУ} < 33 \text{ мм;} \end{cases}$$

б) по каналу крена:

$$\delta_{\vartheta} = i_{\gamma}(\gamma - \gamma_0) + \mu_x \omega_x \quad \text{при } |\gamma_0| > 6^\circ;$$

$$\delta_{\vartheta} = i_{\gamma} \gamma + \mu_x \omega_x + i_{\psi}(\psi - \psi_0) \quad \text{при } |\gamma_0| \leq 6^\circ;$$

$$i_{\gamma} = 0 \text{ в зоне тангажа } |\vartheta| = 81 \div 99^\circ;$$

$$i_{\psi} = 0 \text{ при } |\vartheta| > 40^\circ,$$

где $i_{\vartheta} = 0,25$ — передаточное число автопилота по тангажу в $\frac{\text{град}}{\text{град}}$;

$i_{\gamma} = 0,1$ — передаточное число автопилота по крену в $\frac{\text{град}}{\text{град}}$;

$i_{\psi} = 0,18$ — передаточное число автопилота по курсу в $\frac{\text{град}}{\text{град}}$;

μ_{ϑ} и μ_x — передаточные числа автопилота по угловой скорости соответственно тангажа и крена в $\frac{\text{град}}{\text{град/с}}$;

$K_{МП}$ — передаточное отношение электромеханизма МП-100МТ в град. стабил. ход штока МП в мм;

$V_{МП} = 80 - 110$ — скорость штока МП-100МТ в мм/с;

ϑ, γ, ψ — текущие углы тангажа, крена, курса в град;

$\vartheta_0, \gamma_0, \psi_0$ — заданные углы тангажа, крена, курса в град;

$\varphi_{ст РАУ}$ — угол отклонения стабилизатора от рулевого агрегата РАУ-107Т;

$\varphi_{ст МП}$ — угол отклонения стабилизатора от электромеханизма МП-100МТ;

δ_{ϑ} — угол отклонения элеронов.

При включении режима «Стабилизация» в каналы крена и тангажа одновременно подаются сигналы в соответствии с указанными выше законами работы автопилота. Режим «Стабилизация» предназначен для максимального облегчения летчику пилотирования самолета. При включенном автопилоте самолет приобретает новое качество — устойчивость по отношению к углам крена и тангажа, заданным летчиком в процессе эволюции,

которые при освобожденной по усилиям ручки управления будут выдерживаться автопилотом до следующего вмешательства летчика в управление самолетом.

Рассмотрим влияние работы автопилота в режиме «Стабилизация» на динамические характеристики самолета.

Введение в закон управления сигнала, пропорционального угловой скорости вращения самолета ω_x и ω_z , увеличивает демпфирование самолета, а введение в закон управления сигналов, пропорциональных углам ϑ, γ, ψ , дает автоматическое выдерживание постоянного пространственного положения самолета.

При движении с постоянным углом тангажа существенно возрастает демпфирование длиннопериодического продольного движения, вследствие чего оно из колебательного может стать апериодическим.

Увеличение демпфирования длиннопериодического продольного движения объясняется тем, что при движении с постоянным углом тангажа при действии внешних возмущений изменение угла наклона траектории и угла атаки происходит так, что выполняется соотношение $\Delta\theta = -\Delta\alpha$. Нетрудно видеть, что при отклонении траектории вверх или вниз угол атаки и подъемная сила изменяются так, что препятствуют отклонению траектории, вследствие чего демпфирование длиннопериодического движения существенно увеличивается.

Что касается канала крена, то самолет без автопилота является нейтральным по отношению к углу крена — астатичным. Наличие в законе управления автопилота члена $\delta_{\vartheta} = i_{\gamma} \gamma + \mu_x \omega_x$ превращает нейтральный по крену самолет в устойчивый и увеличивает демпфирование крена. Для оценки влияния работы автопилота на характеристики устойчивости и управляемости по каналу крена можно ограничиться анализом уравнения изолированного крена

$$I_{x1} \frac{d^2 \gamma_{x1}}{dt^2} + M_{x1}^{\omega} \frac{d\gamma}{dt} + M_x^{\delta_{\vartheta}} \delta_{\vartheta} = 0.$$

Отсутствие в уравнении члена, пропорционального углу крена γ , свидетельствует о нейтральности самолета по крену. Подставляя в уравнение $\delta_{\vartheta} = i_{\gamma} \gamma + \mu_x \omega_x$, получим уравнение, описывающее движение крена самолета с автопилотом:

$$I_x \frac{d^2 \gamma}{dt^2} + (M_x^{\omega} + M_{x1}^{\delta_{\vartheta}} \mu_x) \frac{d\gamma}{dt} + M_x^{\delta_{\vartheta}} i_{\gamma} \gamma = 0.$$

Из уравнения видно, что автопилот превращает нейтральный по крену самолет в устойчивый (или статический). Как известно, все статические системы обладают статической ошибкой при действии внешних возмущений. Например, при возникновении внешних моментов относительно оси Ox_1 (несимметрия самолета, односторонняя подвеска и т. п.) возникает кренение самолета при включенном автопилоте. Самолет без автопилота реагирует на внешний момент $M_{x1 \text{ вн}}$ вращением с угловой скоростью ω_{x1} . Летчик отклонением элеронов на

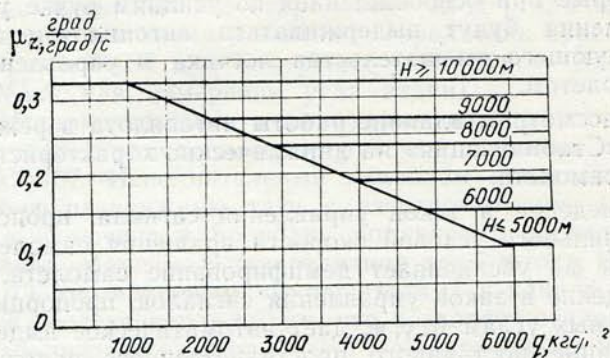


Рис. 112. Зависимость передаточного числа автопилота АП-155 в канале тангажа от высоты полета и скоростного напора

угол $\delta_a = \frac{M_{x1} \text{ вн}}{M_{x1} \delta_a}$ балансирует внешний момент, обеспечивая полет самолета без крена.

При полете самолета с автопилотом (режим стабилизации) при отклонении элеронов для парирования внешнего момента самолет будет иметь крен, так как самолет с автопилотом статически устойчив по крену и между углом отклонения элеронов и углом крена существует жесткая связь. При этом угол крена легко выражается через потребный угол отклонения элеронов:

$$\gamma = \frac{\delta_a}{i_\gamma}$$

Для уменьшения статической ошибки передаточное число i_γ желательно увеличивать, но только до верхнего предела, определяемого требованиями системы «самолет—автопилот».

Передаточные числа i_δ , i_γ , i_ψ , μ_z , μ_x подбираются с учетом двух условий — получения оптимальных характеристик устойчивости и управляемости и отсутствия автоколебаний системы «самолет—автопилот». Для каждого режима полета существу-

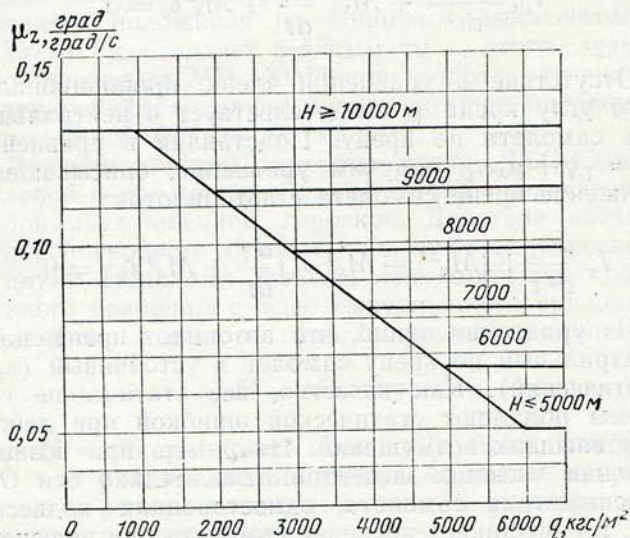


Рис. 113. Зависимость передаточного числа автопилота АП-155 в канале крена от высоты полета и скоростного напора

ют максимальные критические числа $(\mu_x)_{кр}$ и $(\mu_z)_{кр}$, выше которых устанавливать передаточное число по угловой скорости нельзя из-за возникновения автоколебаний самолета.

При работе реального автопилота имеются запаздывания и зоны нечувствительности как в самом автопилоте, так и в системе управления (проводка, гидроусилитель), датчиках углов и угловых скоростей.

Запаздывание и зона нечувствительности — два основных фактора, ограничивающие передаточные числа μ_x и μ_z . Поэтому на больших дозвуковых скоростях у земли, где стабилизатор и элероны имеют повышенную эффективность, а собственная частота самолета возрастает, передаточные числа μ_x и μ_z приходится снижать, так как время запаздывания становится соизмеримым с временем выхода самолета на установившуюся скорость вращения. На больших высотах и сверхзвуковых скоростях полета время запаздывания значительно меньше времени выхода самолета на установившиеся значения угловой скорости и поэтому передаточные числа μ_x и μ_z можно увеличивать. Например, передаточное число μ_x изменяется в зависимости от режима полета при помощи потенциометра в пределах от $\mu_x = 0,05$ (малые высоты) до $\mu_x = 0,13$ (большие высоты).

Сигнал изменения передаточных чисел μ_z и μ_x подается от автоматики регулирования управления АРУ-ЗВУ. Поэтому изменение чисел μ_z и μ_x происходит по закону изменения передаточного числа K_φ от ручки управления к стабилизатору, обеспечиваемому автоматикой АРУ-ЗВУ в зависимости от приборной скорости и высоты полета. Закон изменения передаточных чисел μ_x и μ_z в зависимости от изменения скоростного напора и высоты приведен на рис. 112, 113.

Стабилизация заданного курса происходит, как это видно, из закона управления, путем изменения крена самолета.

Управление самолетом с помощью ручки при автопилоте, включенном в режим стабилизации

В режиме ручного управления углами тангажа и крена осуществляются следующие законы регулирования:

а) по каналу тангажа:

$$\varphi_{ст} = \varphi_{ст \text{ РАУ}} + k_\psi X_{p\psi};$$

$$\varphi_{ст \text{ РАУ}} = \mu_z \omega_z;$$

б) по каналу крена:

$$\delta_a = \mu_x \omega_x + k_\gamma X_{p\gamma},$$

где k_ψ ; k_γ — передаточные числа от ручки управления соответственно к стабилизатору и элеронам в град/мм;

$X_{p\psi}$; $X_{p\gamma}$ — перемещения ручки управления соответственно по каналам тангажа и крена в мм.

Указанные законы регулирования обеспечивают с помощью концевых выключателей, установленных в ручке управления.

При приложении к ручке управления в продольном и поперечном направлениях соответственно усилий 1,9 и 1,2 кгс концевые выключатели отключают сигналы, пропорциональные отклонению от заданных углов в каналах тангажа и крена, а также сигналы отклонения от курса в канале крена.

При этом осуществляется обычное управление самолетом с демпфированием от автопилота АП-155. Одновременно следящие системы механизма согласования автопилота переводятся в режим согласования с текущими значениями углов тангажа, крена и курса. При снятии усилия с ручки управления текущие значения углов тангажа, крена и курса запоминаются с помощью механизмов согласования и с их сельсинов снимаются сигналы, пропорциональные отклонению от тех значений тангажа, крена и курса, которые были запомнены в момент снятия усилия с ручки управления. При снятии усилия с ручки управления автопилот стабилизирует углы тангажа, крена и курса по законам регулирования, указанным в разделе «Режим стабилизации самолета».

Режим приведения к горизонтальному полету и стабилизация высоты полета

В режиме приведения к горизонтальному полету осуществляются следующие законы регулирования:

а) по каналу тангажа:

$$\varphi_{ст} = \varphi_{ст РАУ} + \varphi_{ст МП};$$

$$\varphi_{ст РАУ} = i_{\vartheta} \vartheta - i_{\alpha} \alpha + i_{n_y} \Delta n_y + \mu_{\omega_z} \omega_z + i_n \Delta H;$$

$$\varphi_{ст МП} = \begin{cases} \pm \int K_{МП} V_{МП} dt & \text{при } 26,5 > l_{шт} > 30,5 \text{ мм;} \\ 0 & \text{при } 26,5 < l_{шт} < 30,5 \text{ мм;} \\ 0 & \text{при } -0,2 > n_y > 2,0. \end{cases}$$

Сигнал $i_n \Delta H$ поступает при входе самолета в зону $-2^\circ < \vartheta < +10^\circ$;

б) по каналу крена:

$$\delta_{\vartheta} = i_{\vartheta} \gamma + \mu_x \omega_x + i_{\psi} (\psi - \psi_{зад});$$

$$i_{\psi} = 0 \text{ при } |\vartheta| > 40^\circ, |\gamma| > 6^\circ,$$

где ΔH — отклонение барометрической высоты полета;

Δn_y — приращение нормальной перегрузки;

α — угол атаки самолета;

$i_{\alpha} = 0,2$ — передаточное число автопилота по углу атаки в $\frac{\text{град}}{\text{град}}$;

$i_{n_y} = 0,6$ — передаточное число автопилота по перегрузке в град/ед. перегр.;

$i_n = 0,012$ — передаточное число автопилота по высоте в $\frac{\text{град}}{\text{м}}$.

Остальные обозначения совпадают с указанными в разделе «Режим стабилизации самолета», за исключением того, что передаточное число автопило-

та по углу тангажа i_{ϑ} в режиме приведения к горизонту составляет 0,5 град/град.

При нажатии кнопки «Приведение к горизонту» начинается вывод самолета к нулевому углу крена, а приведение по углу тангажа начинается через 1,5 с. Стабилизация барометрической высоты полета включается при входе самолета в диапазон углов тангажа $+10^\circ - 2^\circ$. В процессе приведения самолета к горизонту усилия на ручке управления не должны превышать 1,9 кгс в продольном направлении и 1,2 кгс в поперечном.

При приложении к ручке больших усилий (при вмешательстве летчика) осуществляются следующие законы регулирования:

а) по тангажу:

$$\varphi_{ст} = \varphi_{ст РАУ} + k_{\vartheta} x_{p \vartheta};$$

$$\varphi_{ст РАУ} = \mu_z \omega_z + i_{\vartheta} \vartheta - i_{\alpha} \alpha + i_{n_y} \Delta n_y;$$

б) по крену:

$$\delta_{\vartheta} = \mu_x \omega_x + i_{\gamma} \gamma + k_{\gamma} x_{p \gamma}.$$

В результате самолет автоматически приводится к горизонтальному полету со стабилизацией барометрической высоты полета. Как показали летные испытания, максимальные значения перегрузок при приведении составляют $n_y = +4,1$ и $-1,5$.

Общее время действия отрицательных перегрузок в процессе приведения достигает 10 с. Приведение к горизонту из больших углов крена происходит с угловыми скоростями до 70—90 град/с, что по оценкам летчиков является приемлемым.

Маршрутный полет, выполняемый в режиме «Приведение к горизонту» на средних высотах, по точности стабилизации угла крена не отличается от полета при работе автопилота в режиме «Стабилизация», и при этом происходит автоматическая стабилизация барометрической высоты полета. Как показали летные испытания, точность выдерживания барометрической высоты составляет $\pm 30-50$ м.

Следует отметить, что в летных испытаниях проверялись разгоны и торможения самолета в режиме работы автопилота «Приведение к горизонту» с прохождением скорости, соответствующей числу $M = 1,0$. При скорости, соответствующей числам $M = 0,96-1,03$, за счет скачка уплотнения на приемнике ПВД-18-5М по сигналу корректора высоты самолет совершает одно-два колебания с небольшим изменением перегрузки ($\Delta n_y \leq \pm 0,5$).

При любых отказах автопилота, в том числе таких, которые приводят к заклиниванию исполнительного штока рулевого агрегата РАУ-107, у летчика имеется возможность парировать нежелательное движение самолета на всех режимах полета, включая посадку с боковым ветром до 7—8 м/с.

Установка автопилота АП-155 на самолет МиГ-21УМ значительно облегчает управление самолетом, повышает точность выполнения эволюций особенно в сложных метеорологических условиях и ночью. В полетах с включенным автопилотом летчик имеет возможность больше внимания уделять визуальной ориентировке и тщательнее контролировать работу систем (силовой установки, оборудования и т. п.).

ОСОБЕННОСТИ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ПРОДОЛЬНОГО И БОКОВОГО ДВИЖЕНИЙ САМОЛЕТА

Расширение эксплуатационного диапазона скоростей и высот полета, свойственное современным маневренным самолетам, обуславливает появление ряда специфических особенностей компоновочной схемы.

Повышение энерговооруженности достигается увеличением мощности реактивных двигателей. Для современного реактивного оружия высокой эффективности на борту самолета должны быть размещены специализированные счетно-решающие устройства и радиолокационные станции.

Для получения оптимальных аэродинамических характеристик в широком диапазоне скоростей и высот полета на самолетах устанавливаются тонкие несущие поверхности относительно малого удлинения. Удовлетворительные характеристики устойчивости и управляемости в широком диапазоне высот и скоростей полета обеспечиваются малыми запасами статической устойчивости на ряде режимов полета, применением мощных высокоэффективных органов управления и автоматизацией системы управления самолетом.

Установка мощных двигателей, вооружения и необходимой аппаратуры приводит к увеличению веса самолета, увеличению нагрузки на крыло и возрастанию полезных объемов и в соответствии с аэродинамическими требованиями — к разному массе вдоль продольной оси самолета.

Увеличение соотношения моментов инерции и нагрузки на крыло, характерное для современных самолетов, приводит в ряде случаев к существенному взаимодействию бокового и продольного движений, что нежелательно для летчика.

В особых случаях полета существенное взаимодействие продольного и бокового движений может вызвать полную потерю устойчивости и управляемости самолета или выход самолета на разрушающие перегрузки. Это явление получило название «инерционное вращение». Поэтому особенно важно в процессе проектирования самолета получить количественные характеристики этого явления для того, чтобы выявить и по возможности устранить или смягчить опасные режимы полета и установить необходимые ограничения, обеспечивающие безопасность полета. В настоящее время разработаны надежные методы расчета, позволяющие с достаточной для практики степенью точности определять количественные характеристики сложного явления взаимодействия продольного и бокового движений самолета.

ФИЗИЧЕСКАЯ СУЩНОСТЬ ЯВЛЕНИЯ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ПРОДОЛЬНОГО И БОКОВОГО ДВИЖЕНИЙ САМОЛЕТА

Как известно, движение самолета в полете определяется действующими на него силами и моментами. Если пренебречь влиянием упругости конструкции, то силы и моменты, действующие на самолет, будут зависеть от его инерционных и аэродинамических характеристик. Любое сложное дви-

жение самолета как твердого тела можно разложить на три поступательных и три вращательных движения относительно выбранной системы координат. В дальнейшем за исходную систему координат будем принимать систему координат, жестко связанную с самолетом. Для простоты предположим, что оси координат совпадают с главными осями инерции самолета*.

Рассмотрим вращение самолета относительно выбранных осей координат. Так как момент инерции самолета относительно продольной оси значительно меньше двух других моментов инерции, то, очевидно, скорость вращения относительно продольной оси (ω_x) будет значительно больше двух других угловых скоростей.

Так как соотношение моментов инерции составляет величину порядка 1/10, то и соотношение угловых скоростей также имеет порядок 1/10. При таком соотношении угловых скоростей вращающееся тело можно рассматривать как волчок или гироскоп. Таким образом, движение самолета можно сравнивать с движением гироскопа или волчка, ось вращения которого направлена вдоль продольной оси самолета. Следовательно, к движению самолета применимо широко известное свойство гироскопа прецессировать под воздействием внешнего момента.

Это свойство гироскопа приводит к тому, что при изменении, например, угла тангажа самолета в силу прецессии самолет самопроизвольно изменяет угол рыскания и, наоборот, при изменении угла рыскания самолет самопроизвольно изменяет угол тангажа. Таким образом, взаимодействие бокового и продольного движений проявляется в возникновении инерционных сил и моментов, вызванных эффектом «прецессии самолета». Однако на самолет действуют еще и аэродинамические силы и моменты, которые зависят от режима полета и положения самолета относительно вектора скорости (от углов атаки и скольжения).

Для пояснения кинематического взаимодействия продольного и бокового движений удобно рассмотреть следующую модель движения самолета.

Рассмотрим кинематические соотношения между углом атаки α и углом скольжения β при вращении самолета относительно продольной оси. На рис. 114 приведены два положения самолета при вращении относительно продольной оси с начальным значением угла атаки $\alpha = \alpha_0$ в момент времени $t = t_0$, отличающиеся между собой на угол поворота $\gamma = 90^\circ$.

Как следует из рис. 114, изменение угла атаки и скольжения по времени при вращении самолета относительно продольной оси будет происходить по следующему закону:

$$\alpha(t) = \alpha_0 \cos \omega_x t; \quad \beta(t) = \alpha_0 \sin \omega_x t.$$

Таким образом, при вращении самолета по крену углы атаки и скольжения будут изменяться по гармоническому закону. А так как аэродинамические силы и моменты являются функциями углов

* Главными осями инерции называются оси, относительно которых все центробежные моменты инерции равны нулю.

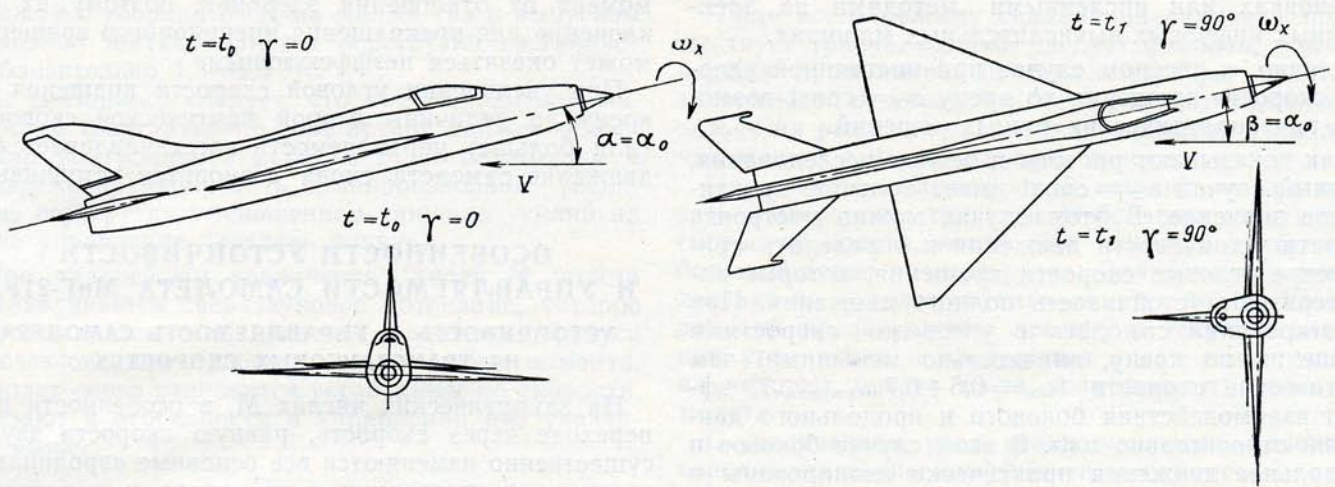


Рис. 114. Кинематические соотношения между углом атаки и углом скольжения при быстром вращении самолета относительно продольной оси

атаки и скольжения, то и они будут изменяться по гармоническому закону, т. е. движение самолета в этом случае приобретает колебательный характер даже при постоянной угловой скорости вращения по крену. Аналогично, если в начальный момент времени $t=0$ угол атаки равен нулю ($\alpha_0=0$), а угол скольжения $\beta=\beta_0$, то изменение углов атаки и скольжения при вращении по крену будет происходить по следующему закону:

$$\beta(t) = \beta_0 \cos \omega_x t; \quad \alpha(t) = \beta_0 \sin \omega_x t. \quad (1)$$

Действительная картина гораздо сложнее. Под воздействием стабилизирующих моментов при вращении по крену ось Ox_1 поворачивается в пространстве при наличии скольжения или угла атаки. Вследствие этого строго гармонического изменения углов атаки и скольжения, как следует из формулы (1), на практике не происходит. Однако периодический характер возмущения, обусловленный кинематической связью α , β и ω_x , сохраняется в общем случае. Поэтому качественный анализ можно производить по формуле (1).

Следовательно, вследствие кинематической связи аэродинамические силы и моменты, так же как инерционные, вызывают взаимодействие бокового и продольного движений. Инерционные и аэродинамические силы и моменты, вызывающие взаимодействие бокового и продольного движений, зависят от одного и того же параметра — величины угловой скорости крена ω_x .

Приближенную картину явления качественно можно объяснить следующим образом: так как изолированное продольное и боковое движения являются колебательными движениями и характеризуются собственными частотами колебаний и декрементами затухания, то возможно такое сочетание аэродинамических и инерционных сил и моментов при взаимодействии продольного и бокового движений, когда взаимодействующие силы и моменты попадают в резонанс с собственными частотами колебаний изолированного бокового или продольного движения. Известно, что явление резонан-

са сопровождается нарастанием амплитуды колебаний, а иногда и полной потерей устойчивости и разрушением колебательной системы. Величина угловой скорости вращения по крену, при которой наступает резонанс, носит название критической угловой скорости. Поскольку резонанс может наступить в случае совпадения частоты взаимодействующих сил и моментов с собственными частотами изолированного бокового движения и изолированного продольного движения, то различают две критические скорости крена:

1. Критическая скорость крена, при которой наступает резонанс с изолированным продольным движением $\omega_{x \text{ кр } \alpha}$.

2. Критическая скорость крена, при которой наступает резонанс с изолированным боковым движением $\omega_{x \text{ кр } \beta}$.

Если собственные частоты изолированного бокового и продольного движений совпадают, то совпадают и величины критических угловых скоростей. В этом случае $\omega_{x \text{ кр } \alpha} = \omega_{x \text{ кр } \beta}$.

Таким образом, существенный эффект взаимодействия продольного и бокового движений состоит, грубо говоря, в совпадении частот возмущающих инерционных сил и моментов (вызванных «прецессией» самолета как гироскопа) с собственными частотами изолированного бокового и продольного движений самолета (обусловленными в основном аэродинамическими силами и моментами).

Для получения количественных характеристик движения и определения величин критических скоростей в зависимости от режима полета и параметров самолета необходимо воспользоваться уравнениями движения самолета как твердого тела.

УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ

Уравнения движения совместного бокового и продольного движений, записанные в главных осях инерции, приведены в гл. VI.

Решение такого рода систем уравнений производится, как правило, на электронно-моделирующих

установках или численными методами на электронных цифровых вычислительных машинах.

Однако в частном случае при постоянной угловой скорости вращения по крену $\omega_x = \text{const}$ возможен ряд аналитических точных решений.

Как показывают расчеты и летные исследования, частный случай $\omega_x = \text{const}$ имеет большое практическое значение. В этом случае можно построить области устойчивости движения и определить критические угловые скорости вращения, которые характеризуют устойчивость полного движения. При пилотировании самолета с угловыми скоростями вращения по крену, значительно меньшими, чем критические скорости ($\omega_x = 0,5 \div 0,7 \omega_{x \text{ критич}}$), эффект взаимодействия бокового и продольного движений относительно мал. В этом случае боковое и продольное движения практически изолированы и расчеты характеристик устойчивости и управляемости можно проводить известными методами.

При приближении угловой скорости крена к критическому значению начинает проявляться взаимодействие продольного и бокового движений, которое может привести к появлению боковых (n_z) или нормальных (n_y) перегрузок. Начиная с величин $\omega_x = 0,7 \div 0,9 \omega_{x \text{ критич}}$, необходимо осторожно и внимательно управлять самолетом, особенно в неспокойной атмосфере. В диапазоне угловых скоростей крена, близких к критическим, нарушается линейная зависимость между отклонением ручки или педалей и соответствующими перегрузками и угловыми скоростями, характерная для обычного пилотирования. При этом в зависимости от исходного режима полета возможны два случая для поперечного управления:

1. Эффективность поперечного управления резко падает при приближении к значению критической угловой скорости вращения по крену.

В этом случае при обычном пилотировании самолет не может достичь первой критической скорости.

2. Эффективность поперечного управления при приближении к критической скорости вращения по крену при одновременном уменьшении угла атаки резко возрастает, происходит интенсивное увеличение угла скольжения и развивается соответствующее ему энергичное вращение. При этом на дозвуковых скоростях инерционное вращение может иметь место только на отрицательных углах атаки при отклоненном руле направления.

При больших значениях угла скольжения, возникающего при околокритических скоростях вращения, неодинаковые условия обтекания левой и правой половин стабилизатора обуславливают при его отклонении возникновение кроме продольного момента поперечного момента. Этот момент при околоуловых углах атаки из-за отмеченного выше соотношения моментов инерции самолета может приводить к изменению угла атаки крыла, противоположному отклонению стабилизатора.

При малых запасах путевой устойчивости на больших сверхзвуковых скоростях из-за большого влияния путевого момента, возникающего при отклонении элеронов, обуславливаемое им увеличение скольжения и соответствующее изменение поперечного момента могут парировать поперечный

момент от отклонения элеронов, поэтому их отклонение для прекращения инерционного вращения может оказаться неэффективным.

При увеличении угловой скорости вращения по крену до величины второй критической скорости (или больше) управляемость восстанавливается и движение самолета снова становится устойчивым.

ОСОБЕННОСТИ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ САМОЛЕТА МиГ-21УМ УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА НА ТРАНСЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ

На закритических числах M , в особенности при переходе через скорость, равную скорости звука, существенно изменяются все основные аэродинамические характеристики, в том числе и характеристики устойчивости и управляемости. На таких режимах полета незначительное увеличение числа M полета вызывает достаточно резкое изменение важнейших характеристик устойчивости и управляемости, таких как m_z^c , m_z^z и др. Изменение этих характеристик вызывает нарушение балансировки самолета, что требует от летчика в процессе разгона для восстановления балансировки дополнительных отклонений органов управления.

Изменение положения фокуса на околозвуковых скоростях полета сопровождается появлением прироста пикирующего момента, обуславливающего потерю устойчивости по скорости. В этом случае при увеличении скорости для уравнивания возникающего пикирующего момента требуется отклонять ручку на себя, увеличивая тянущее усилие на ручку.

На докритических скоростях полета изменение характеристики X_p^{ny} незначительно и в основном связано с изменением веса самолета, что сопровождается изменением положения центра тяжести, а также удельной нагрузки на крыло. На закритических скоростях значительное увеличение устойчивости по перегрузке, вызванное перемещением фокуса назад, и падение эффективности стабилизатора приводят к достаточно резкому увеличению градиента усилия по перегрузке. Продольное управление самолетом становится более тяжелым.

Резкое изменение градиента X^{ny} на околозвуковых скоростях может привести при выполнении маневра с торможением к произвольному увеличению угла атаки, а соответственно и перегрузки. Это явление произвольного увеличения угла атаки носит название «подхвата».

Темп самопроизвольного увеличения перегрузки зависит от следующих причин:

от темпа торможения самолета в процессе выполнения маневра;

от величины и характера изменения запаса устойчивости по перегрузке.

Темп самопроизвольного прироста перегрузки при фиксированной ручке управления в процессе выполнения вертикальных маневров (горки, полупетли, петли) в трансзвуковой зоне с $n_y \approx 5,0$ составляет $0,8-1,0$ 1/с; при выполнении торможения

виражом с уборкой РУД на малый газ и выпуском тормозных щитков прирост перегрузки составляет приблизительно 1,3—1,5 1/с.

Из сказанного следует, что при выполнении маневров в трансзвуковой зоне летчик должен обязательно контролировать число M и перегрузку и своевременно парировать самопроизвольное увеличение перегрузки уменьшением тянущих усилий на ручке управления («отдать ручку»).

При дальнейшем увеличении числа M полета устанавливается сверхзвуковое обтекание, которое сопровождается стабилизацией положения фокуса и исчезновением прироста пикирующего момента. Самолет снова становится устойчивым по скорости, исчезают и особенности в управлении им, указанные выше.

ОСОБЕННОСТИ ПОВЕДЕНИЯ САМОЛЕТА НА БОЛЬШИХ УГЛАХ АТАКИ

Минимальные приборные скорости полета самолета соответствуют скоростям, близким к скоростям сваливания, и зависят от конфигурации самолета, от режима работы силовой установки, от варианта загрузки самолета.

Минимальные приборные скорости полета самолета МиГ-21УМ следующие:

при подвеске двух ракет Р-3С с пулеметной гондолой и без подвесок $V_{пр} = 240 \div 250$ км/ч — в полетной конфигурации; $V_{пр} = 190 \div 200$ км/ч — в посадочной конфигурации; $V_{пр} = 200$ км/ч — во взлетной конфигурации;

при подвеске двух блоков УБ-16-57УМП с пулеметной гондолой $V_{пр} = 260$ км/ч — в полетной конфигурации; $V_{пр} = 205$ км/ч — во взлетной конфигурации.

Самолет МиГ-21УМ при торможении в полете в зависимости от высоты полета можно привести к режиму сваливания различными методами, например, торможением в горизонтальном полете и торможением в вираже-спирали и др.

В обоих приведенных случаях самолет выходит на большие углы атаки; в первом случае с перегрузкой $n_y = 1$, а во втором случае с $n_y > 1$.

Чаще всего режиму сваливания самолета предшествует тряска, однако следует помнить, что, совершая прямолинейный горизонтальный полет, в зависимости от числа M полета самолет может оказаться на режимах сваливания, но перед этим летчик может и не чувствовать тряски.

При полете с перегрузкой самолет может оказаться на режиме тряски и на больших дозвуковых скоростях полета, когда еще имеется достаточно большой запас по перегрузке. Для ориентирования летчика на самолет устанавливается прибор УУА-1, дающий представление летчику о текущем значении угла атаки и предельных углах атаки, полет на которых опасен из-за возможности срыва самолета.

С увеличением угла атаки меняются основные аэродинамические коэффициенты самолета:

коэффициент путевой статической устойчивости, будучи отрицательным на малых углах атаки, уменьшается по абсолютной величине до нуля и становится положительным при $\alpha > 20^\circ$, т. е. самолет из устойчивого в путевом отношении превращается в неустойчивый;

коэффициент поперечной статической устойчивости возрастает по абсолютной величине в несколько раз;

значительно выполняется зависимость $c_y = f(\alpha)$; эффективность элеронов, характеризуемая коэффициентом эффективности элеронов $m_x^{\delta_a}$, падает до нуля при $\alpha \approx 40^\circ$;

практически полностью сохраняется эффективность руля направления как по курсу, так и по крену.

Последнее приводит к тому, что имеется возможность управлять по крену с помощью руля направления, вместе с тем энергичное отклонение руля направления на минимальных скоростях приводит к энергичному вращению самолета вокруг продольной оси, что может привести к вводу самолета в штопор. Таким образом, при приближении самолета к минимальным скоростям нужна особая осторожность при использовании руля направления, так как попытка устранить скольжение самолета может привести к нежелательному вращению вокруг продольной оси.

ГЛАВА V

ХАРАКТЕРИСТИКИ ДВИГАТЕЛЯ

Двигатель Р11Ф2С-300 — турбореактивный, с форсажной камерой. Характеристики двигателя: тяга, расход топлива и воздуха — даны на номинальном, максимальном и форсажных режимах работы двигателя на различных высотах и скоростях полета. Все характеристики двигателя, принятые для аэродинамических расчетов, получены пересчетом по теории подобия результатов натурных испытаний.

ТЯГА ДВИГАТЕЛЯ

Тяга двигателя возрастает с увеличением скорости полета ($M > 0,5$; $H = \text{const}$) из-за повышения давления на входе в двигатель и увеличения в соответствии с этим весового расхода воздуха через двигатель. Исключением является участок малых значений числа M , где тяга уменьшается с увеличением скорости ($M = 0 \div 0,5$). На малых высотах

максимальная тяга ограничивается производительностью форсажного насоса регулятора.

С увеличением высоты тяга двигателя уменьшается, так как уменьшается плотность воздуха и соответственно уменьшается весовой расход воздуха, проходящего через двигатель.

На рис. 115—118 приведены высотно-скоростные характеристики реактивного двигателя Р11Ф2С-300

с учетом стандартных потерь по графику ЦАГИ—ЦИАМ.

Значения тяги двигателя на режиме полного форсажа даны для двигателя с сужающимся соплом. Поэтому для определения располагаемой тяги двигателя Р11Ф2С-300, установленного на самолете, необходимо учесть как дополнительные потери тяги в канале $\Delta P_{\text{кан}}$ (рис. 119), так и прирост тяги

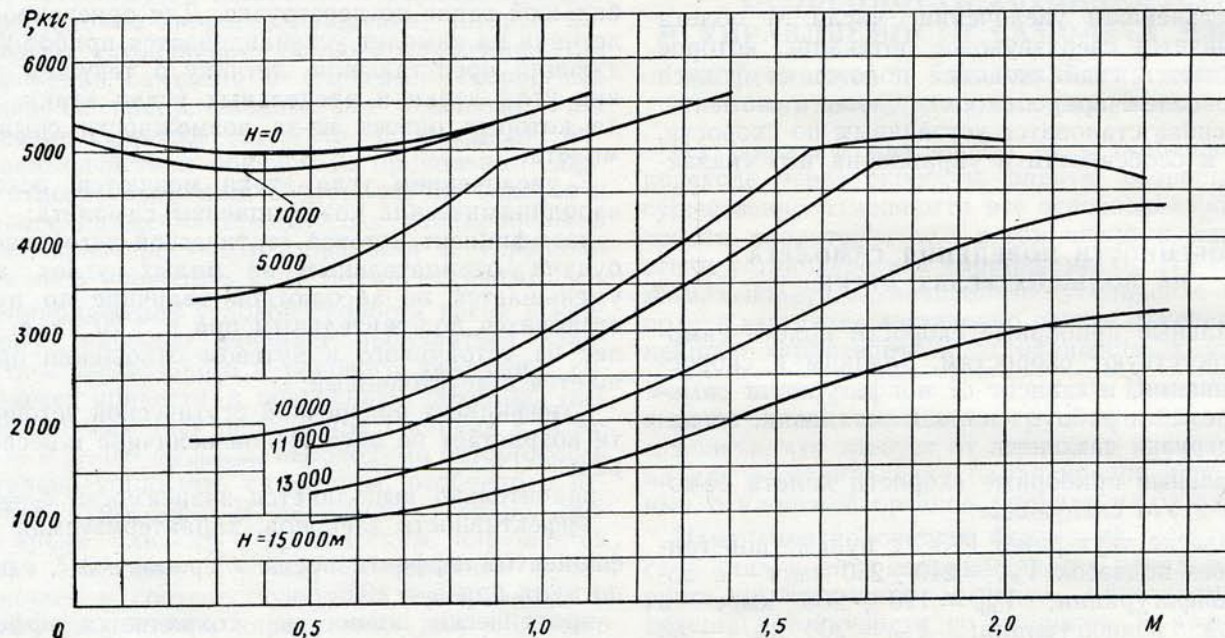


Рис. 115. Тяга двигателя Р11Ф2С-300 на режиме полного форсажа при стандартных потерях: сужающееся сопло $F_{кр} = 0,374 \text{ м}^2$

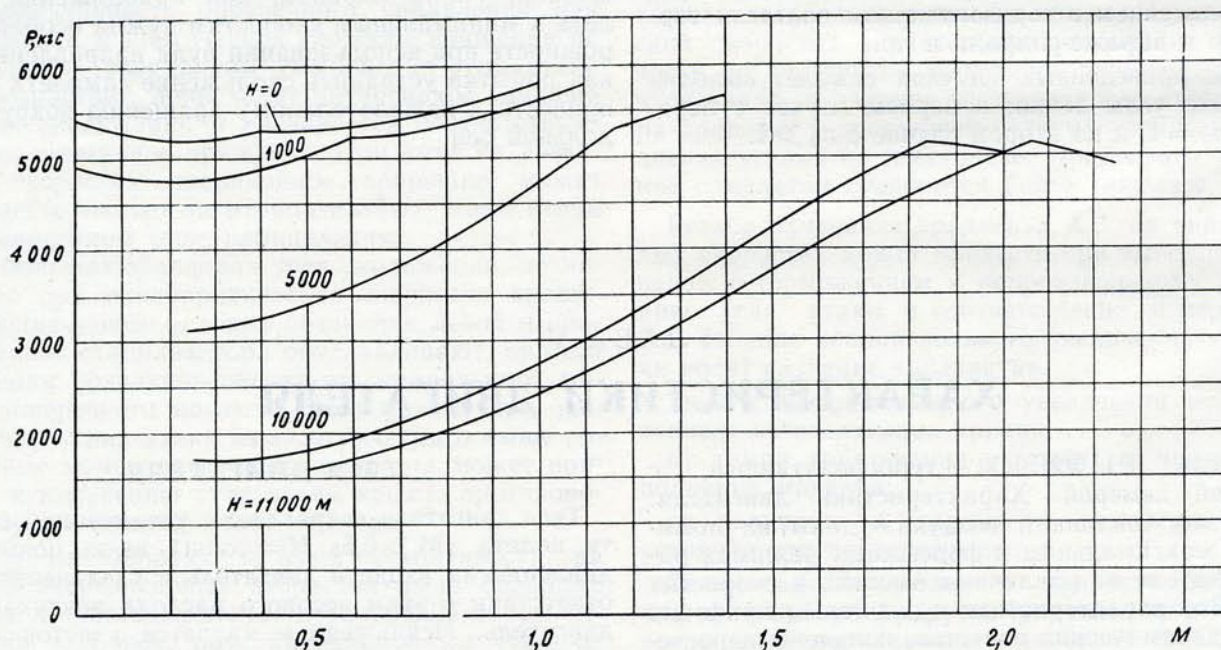


Рис. 116. Тяга двигателя Р11Ф2С-300 на режиме частичного форсажа при стандартных потерях: сужающееся сопло $F_c = 0,350 \text{ м}^2$

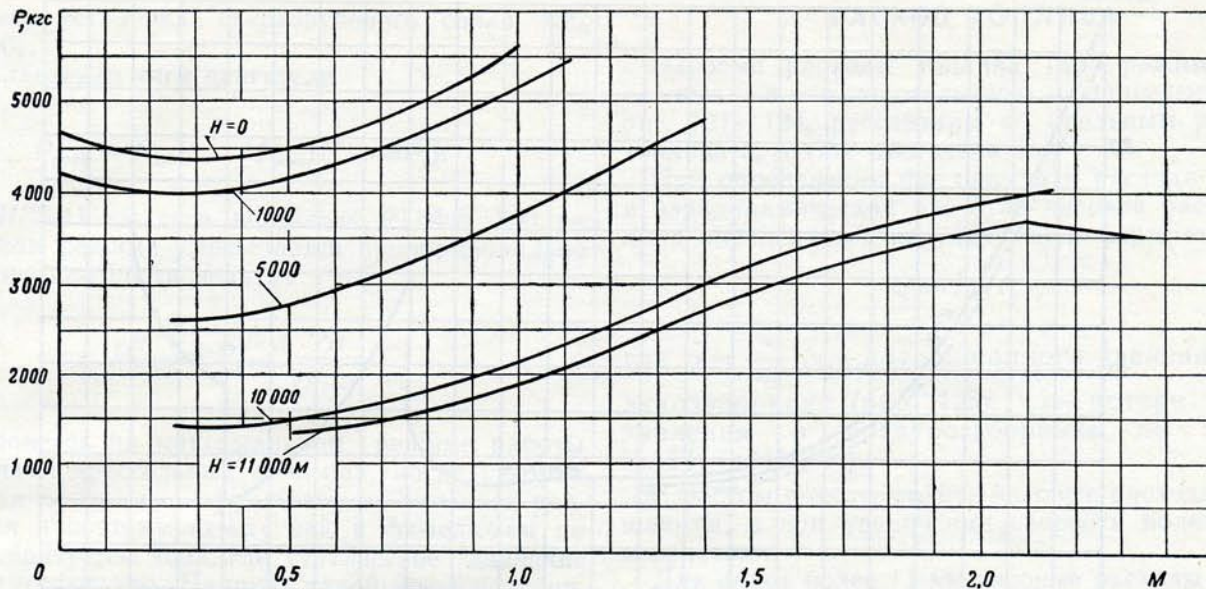


Рис. 117. Тяга двигателя Р11Ф2С-300 на режиме минимального форсажа при стандартных потерях: сужающееся сопло $F_c = 0,289 \text{ м}^2$

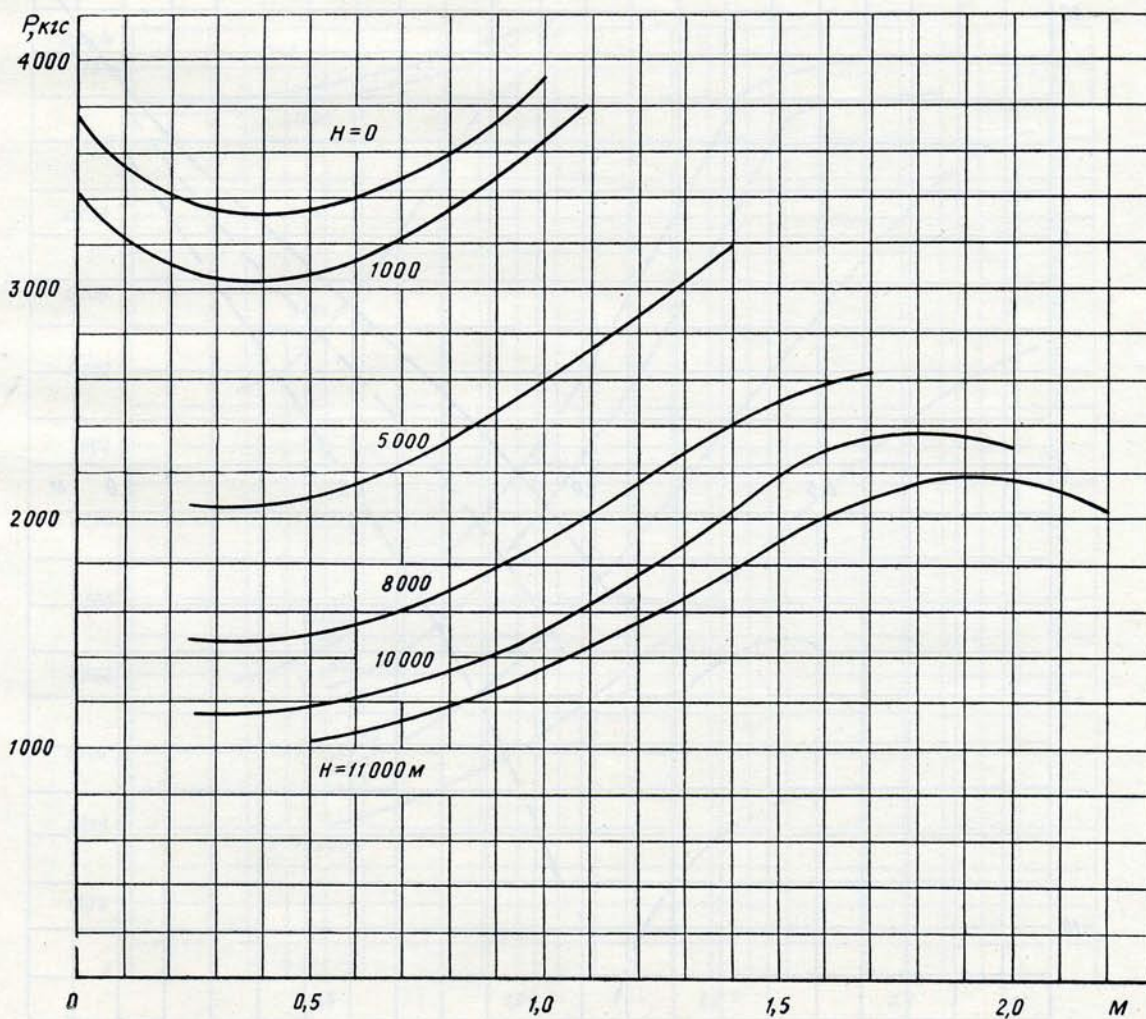


Рис. 118. Тяга двигателя Р11Ф2С-300 на максимальном режиме при стандартных потерях

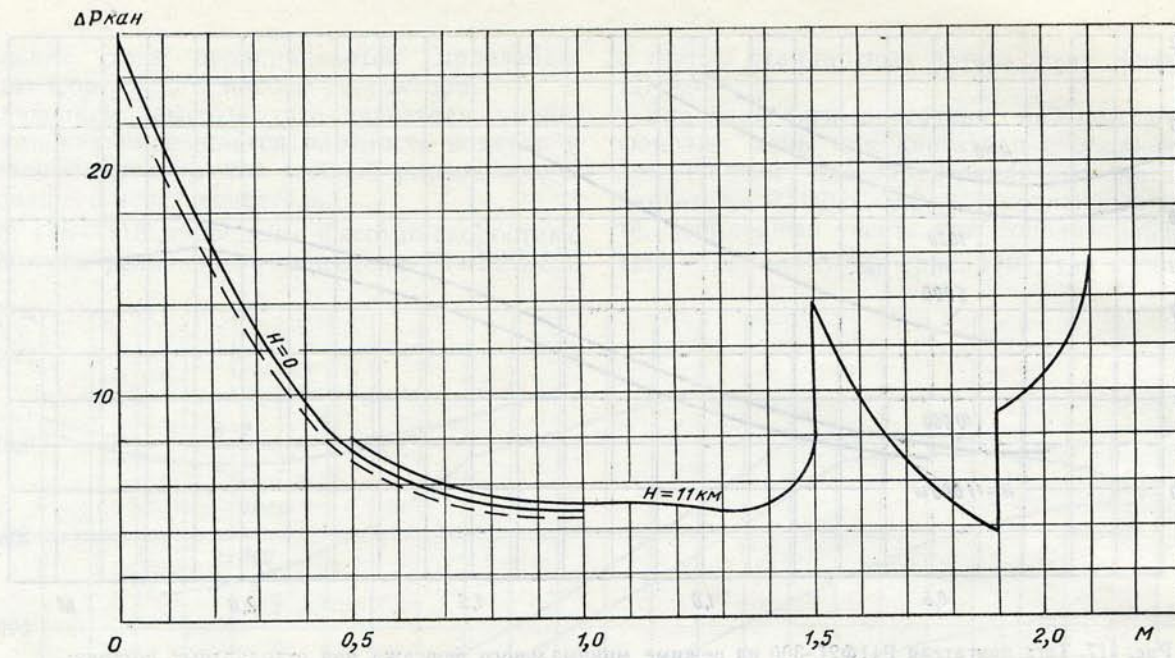


Рис. 119. Потери тяги в диффузоре дополнительно к стандартным:
 ————— полный форсаж; - - - - - максимальный режим

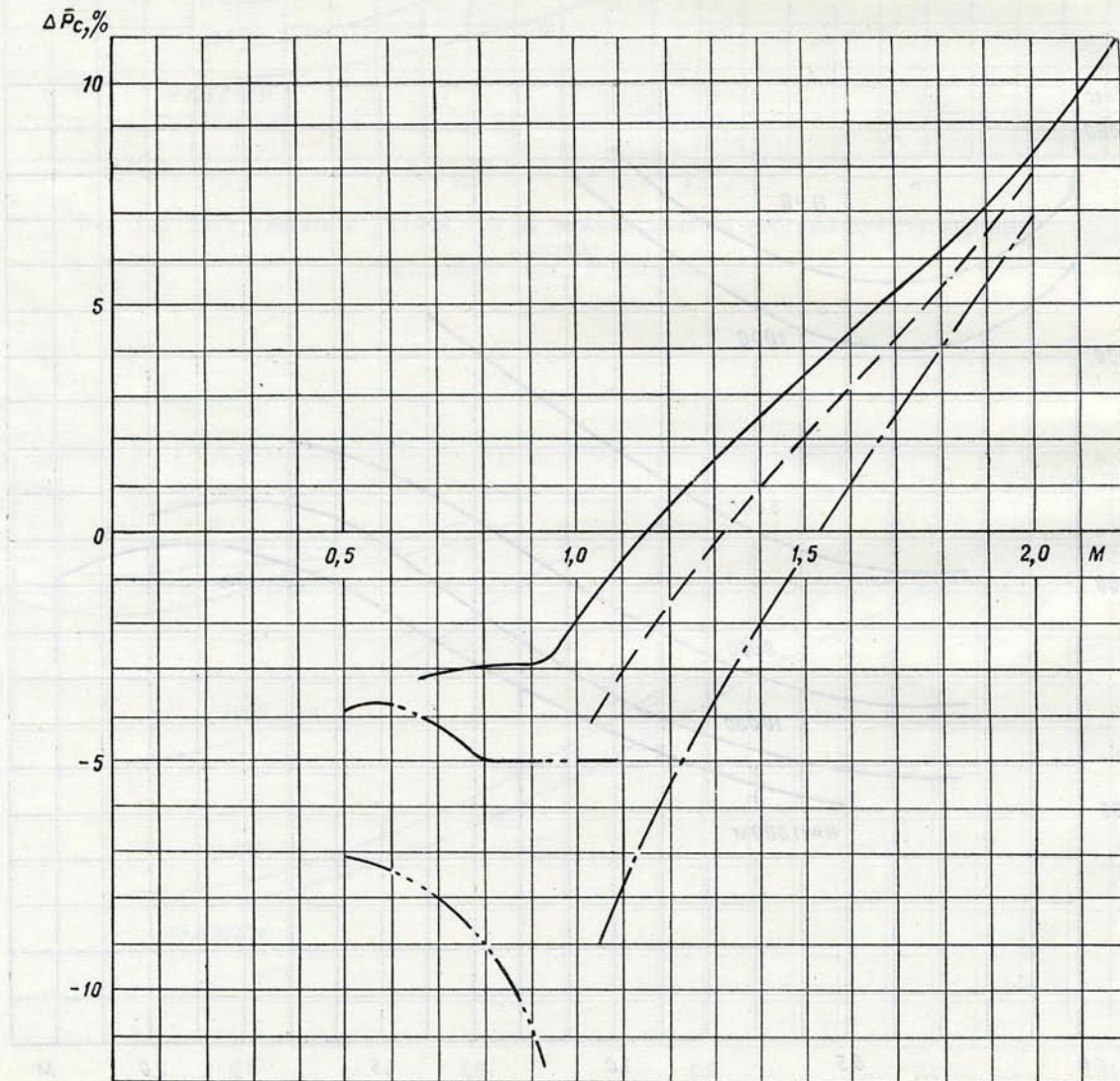


Рис. 120. Изменение тяги от сверхзвукового сопла:

— режим полного форсажа; - · - режим минимального форсажа;
 - · · · - номинальный и дроссельный режимы; - - - режим частичного форсажа;
 - · - - максимальный режим

вследствие установки сверхзвукового сопла ΔP_c (рис. 120).

Располагаемая тяга двигателя

$$P_{расп} = P_{дв} (1 - \Delta \bar{P}_{кан}) (1 + \Delta \bar{P}_c).$$

Для $H > 11$ км тяга двигателя Р11Ф2С-300 на форсажном режиме уменьшается пропорционально изменению плотности воздуха:

$$P_{расп}^H = P_{расп}^{H=11} \frac{\rho_H}{\rho_{H=11}}.$$

При полетах на максимальном режиме работы двигателя и дроссельных режимах, когда створки двигателя прикрыты, струя газов не успевает расшириться и поэтому между ней и фюзеляжем по обрезу образуется зона, где статическое давление ниже атмосферного. Наличие такой зоны увеличивает сопротивление самолета, что приводит к потерям эффективной тяги.

Располагаемая тяга на максимальном режиме работы двигателя определяется по приведенным выше формулам для полного форсажного режима.

РАСХОД ТОПЛИВА

Часовые расходы топлива (для режимов форсажных и максимального), приведенные на рис. 121—124, рассчитаны по удельным расходам топлива c_e и тяге двигателя $P_{дв}$.

При определении фактического расхода топлива в аэродинамических расчетах часовой расход топлива определяется по следующей формуле:

$$Q = P_{дв} c_e \bar{v},$$

где $\bar{v} = \frac{v}{v_{ст}}$ (v — потери полного давления в воздухозаборнике (рис. 125); $v_{ст}$ — потери полного давления в воздухозаборнике по графику ЦАГИ — ЦИАМ).

С ростом высоты полета часовые расходы уменьшаются, а при увеличении скорости полета резко возрастают.

Для высот более 11 км часовые расходы топлива двигателя уменьшаются пропорционально изменению плотности воздуха:

$$Q_H = Q_{H=11} \frac{\rho_H}{\rho_{H=11}}.$$

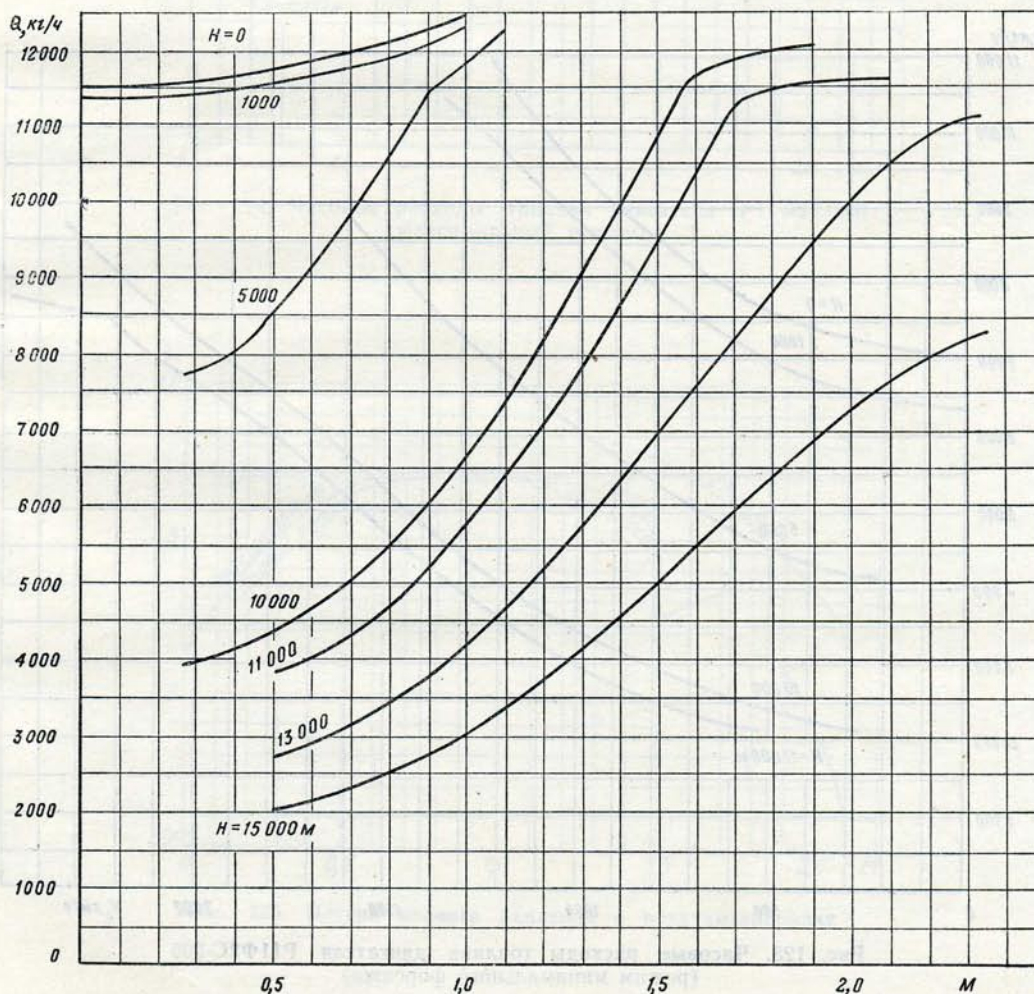


Рис. 121. Часовые расходы топлива двигателя Р11Ф2С-300 (режим частичного форсажа)

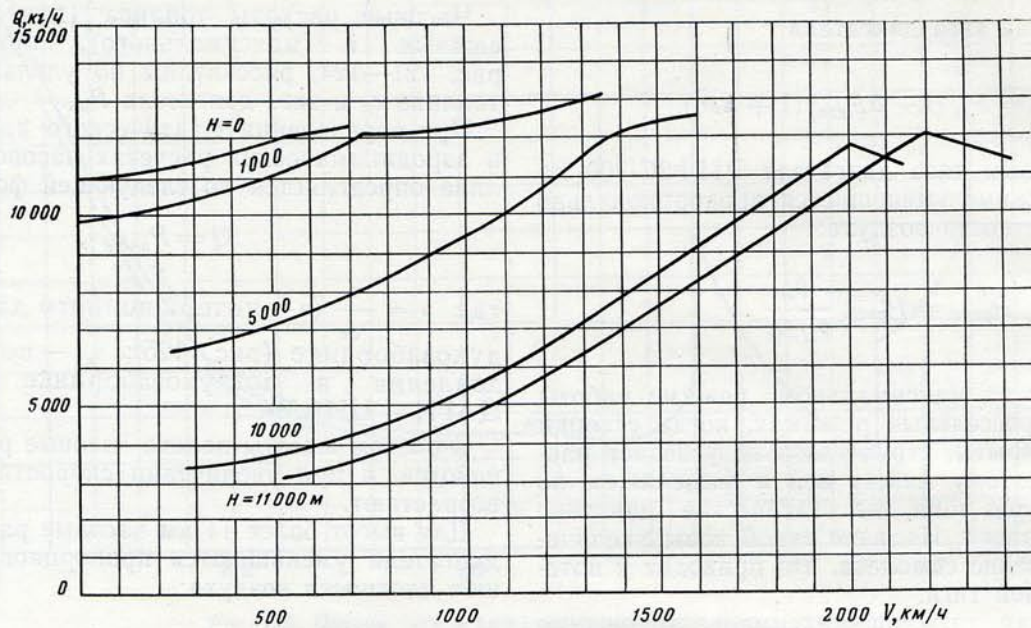


Рис. 122. Часовые расходы топлива двигателя Р11Ф2С-300 (режим частичного форсажа)

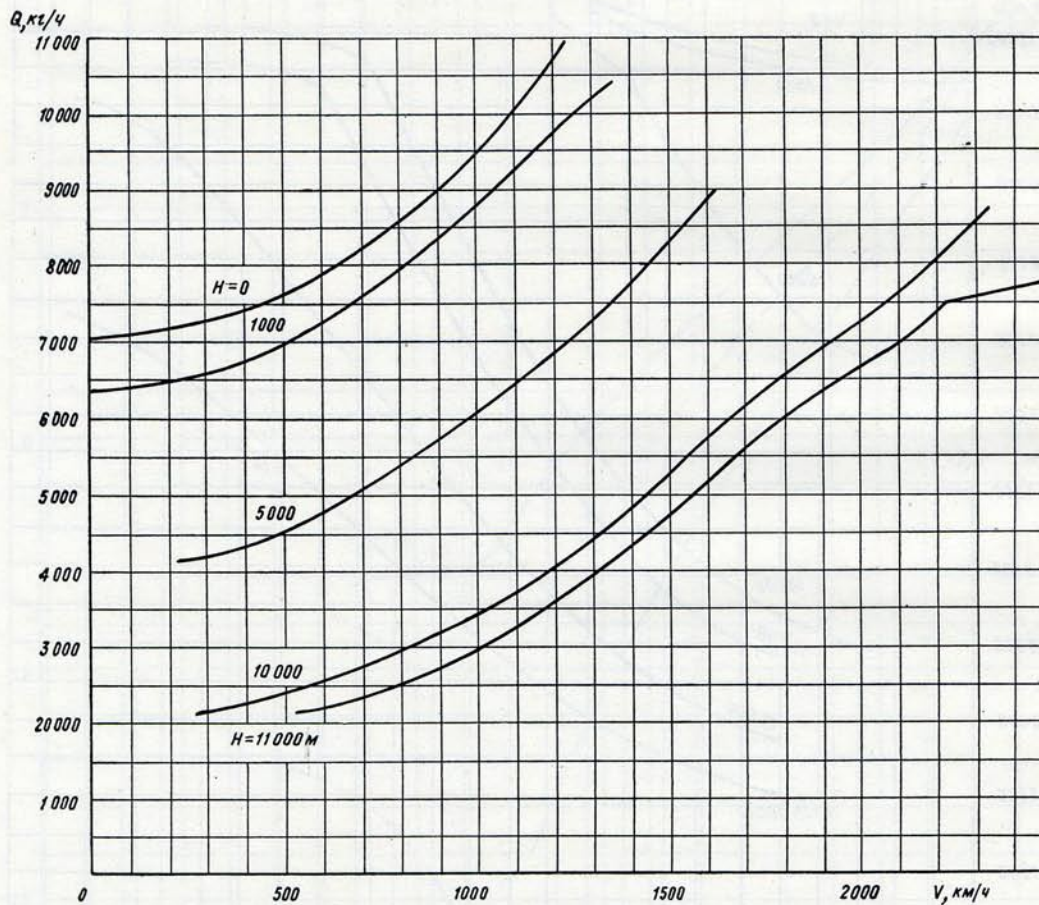


Рис. 123. Часовые расходы топлива двигателя Р11Ф2С-300 (режим минимального форсажа)

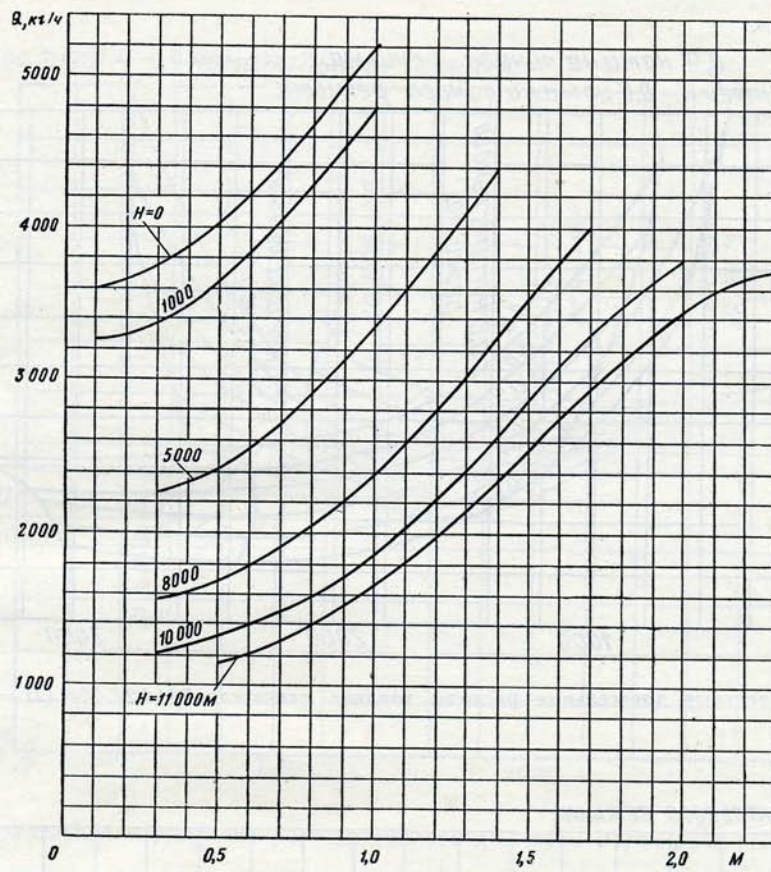


Рис. 124. Часовые расходы топлива двигателя Р11Ф2С-300 (максимальный режим)

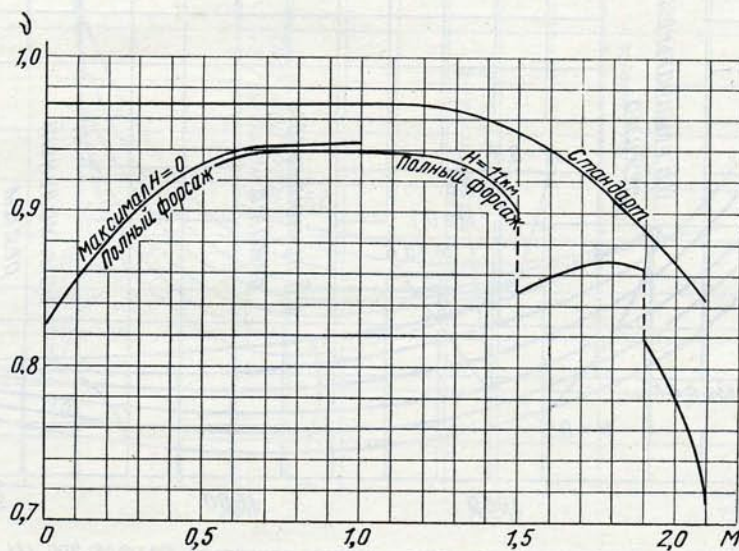


Рис. 125. Потери полного давления в воздухозаборнике

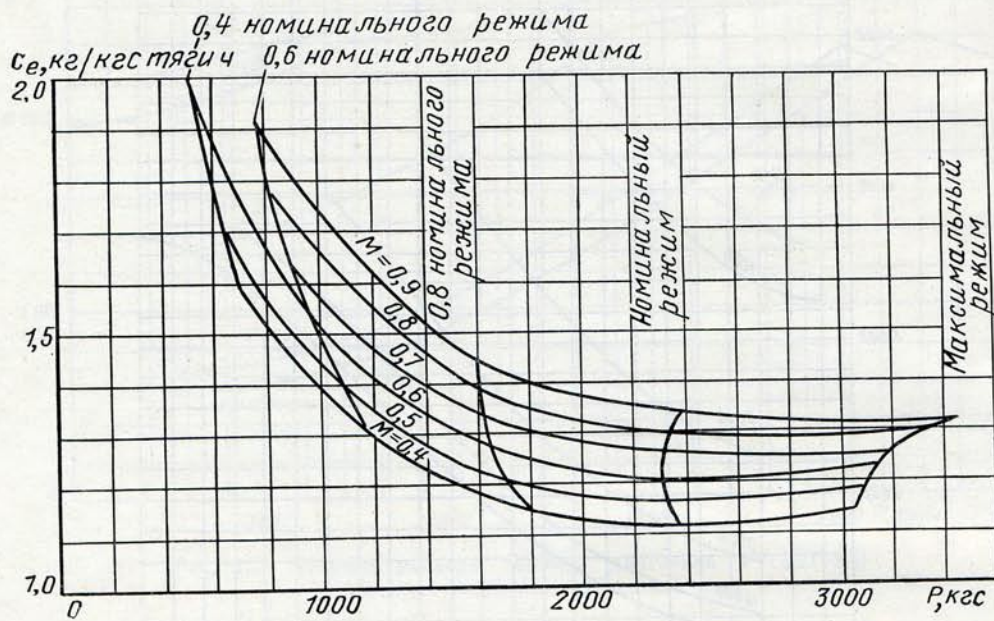


Рис. 126. Удельные дроссельные расходы топлива двигателя Р11Ф2С-300 ($H = 1000 \text{ м}$)

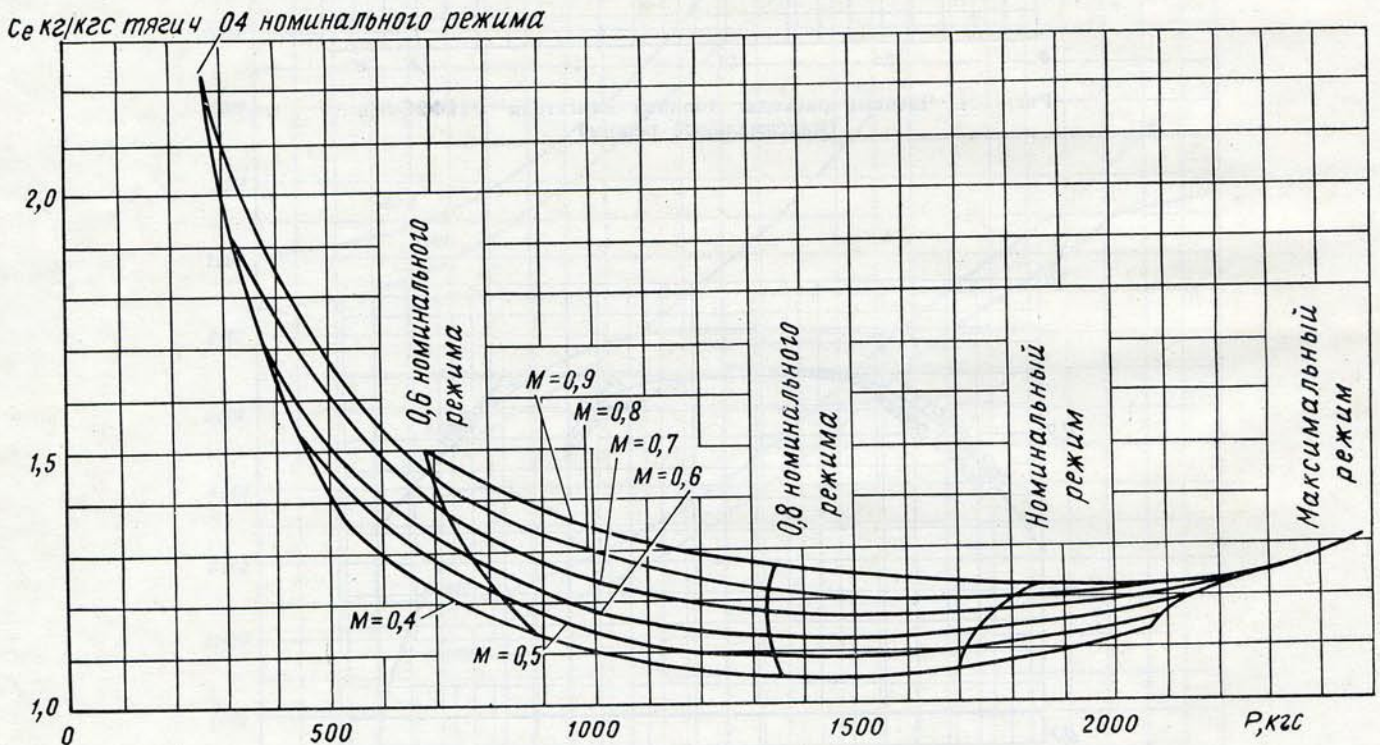


Рис. 127. Удельные дроссельные расходы топлива двигателя Р11Ф2С-300 ($H = 5000 \text{ м}$)

$c_p, \text{кг/кгс тяги ч } 0,4 \text{ номинального режима}$

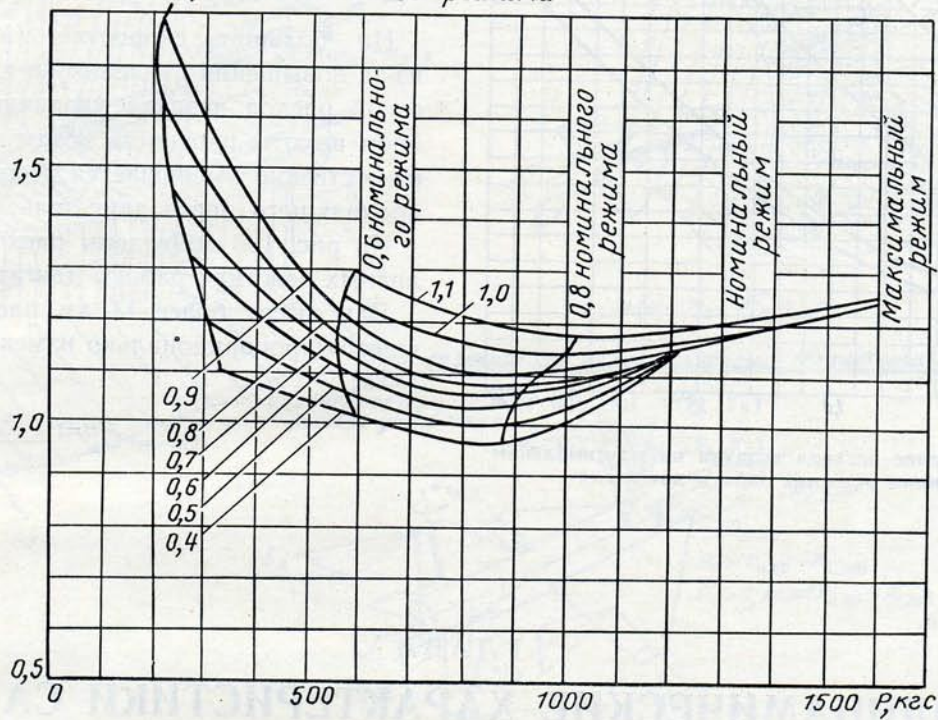


Рис. 128. Удельные дроссельные расходы топлива двигателя P11Ф2С-300 ($H = 10000$ м)

$c_p, \text{кг/кгс тяги ч } 0,4 \text{ номинального режима}$

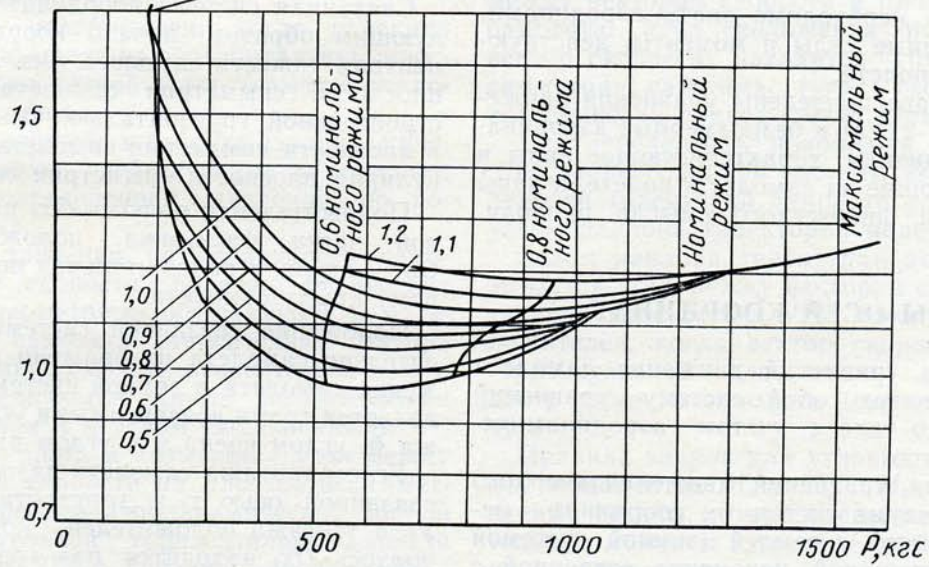


Рис. 129. Удельные дроссельные расходы топлива двигателя P11Ф2С-300 ($H = 11000$ м)

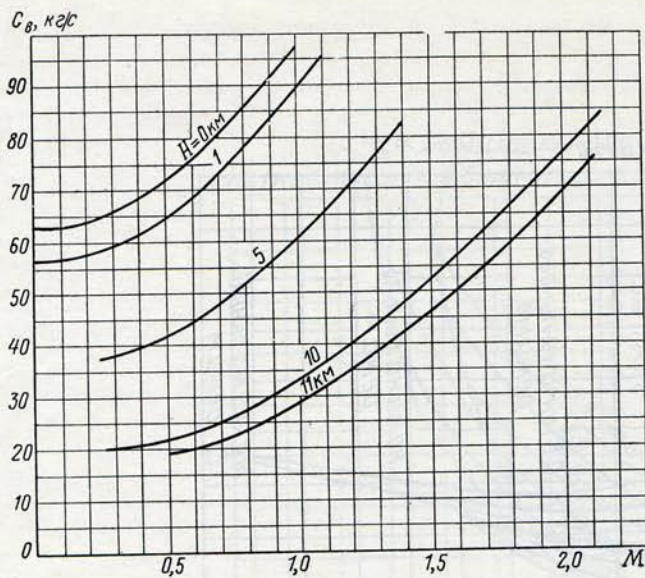


Рис. 130. Изменение расхода воздуха на максимальном и форсажном режимах работы двигателя

На рис. 126—129 показано изменение удельных дроссельных расходов топлива для нескольких высот полета в зависимости от числа M и тяги двигателя.

РАСХОД ВОЗДУХА

На больших скоростях ($M > 0,5$; $H = \text{const}$) из-за повышения давления на входе в двигатель весовой расход воздуха увеличивается. С увеличением высоты плотность воздуха уменьшается и соответственно уменьшается весовой расход воздуха, проходящего через двигатель.

На рис. 130 приведены расходы воздуха на различных режимах работы двигателя.

Для высот более 11 км расход воздуха уменьшается пропорционально изменению плотности воздуха:

$$G_v^H = G_v^{H=11} \frac{\rho_H}{\rho_{H=11}}$$

ГЛАВА VI

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

При проведении расчетов летных характеристик самолета для различных режимов полета, встречающихся при летной эксплуатации самолета, при моделировании движения самолета МиГ-21УМ на стендах, при тренировках и обучении летного состава на тренажерах необходимо знать аэродинамические и инерционные силы и моменты, действующие на самолет в полете.

В настоящей главе приведены уравнения движения самолета МиГ-21УМ и безразмерные аэродинамические коэффициенты, характеризующие силы и моменты, действующие на самолет в полете, и даны краткие пояснения физического смысла приводимых величин.

СИСТЕМЫ ОСЕЙ КООРДИНАТ

Полная система уравнений движения самолета в полете представляет собой систему уравнений движения твердого тела с учетом аэродинамических сил и моментов.

Для составления уравнений движения твердого тела пользуются двумя системами координат — неподвижной, связанной с землей (земной системой координат), и подвижной, неизменно связанной с телом (связанной системой координат). Уравнения движения для самолета МиГ-21УМ приводятся в связанной системе координат с началом координат в центре тяжести самолета.

Положение самолета относительно земли определяется положением связанной системы координат относительно земной системы координат.

Земная система координат выбирается следующим образом: взаимно перпендикулярные оси x_3 и z_3 , образующие правую систему координат, выбираются произвольно в горизонтальной плоскости, ось y_3 направлена вертикально вверх.

Связанная система координат определяется следующим образом: начало координат совпадает с центром тяжести самолета. Ось x_1 располагается в плоскости симметрии самолета и совпадает со строительной горизонталью. Ось y_1 располагается в плоскости симметрии самолета. Ось z_1 перпендикулярна плоскости симметрии самолета.

Положительная полуось Ox_1 направлена к головной части фюзеляжа, положительная полуось Oy_1 — вверх, а положительная полуось Oz_1 — к правому крылу самолета.

Положение связанной системы координат относительно самолета изображено на рис. 131. Положение самолета в земной системе координат определяется тремя независимыми углами: углом тангажа θ , углом крена γ и углом рыскания ψ .

Углом тангажа самолета называется угол между связанной осью x_1 и горизонтальной плоскостью. Угол тангажа положителен, когда положительная полуось Ox_1 находится над горизонтальной плоскостью, проходящей через центр тяжести самолета (нос самолета поднят вверх).

Углом крена самолета называется угол между связанной осью y_1 и вертикальной плоскостью, проходящей через связанную ось x_1 . Угол крена положителен, когда левое крыло выше правого.

Углом рыскания самолета называется угол меж-

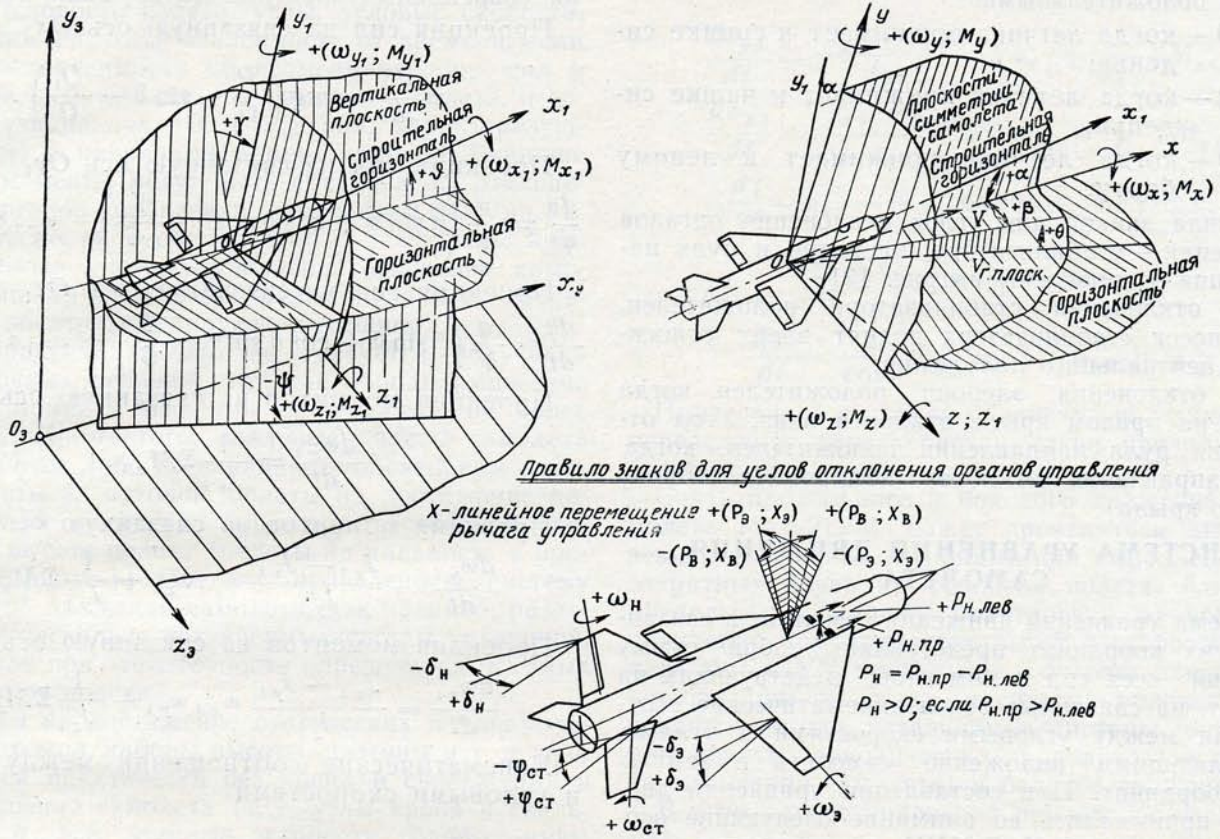


Рис. 131. Системы осей координат и правила знаков

ду земной осью x_3 и вертикальной плоскостью, проходящей через связанную ось x_1 .

Угол рыскания положителен, когда проекция связанной оси x_1 самолета на горизонтальную плоскость лежит слева от земной оси x_3 (самолет отклоняется от курса влево).

При движении самолета в воздухе аэродинамические силы и моменты, действующие на самолет, определяются распределением давления по поверхности самолета.

Распределение давления по поверхности самолета зависит от скорости полета, физических свойств воздуха, геометрических размеров самолета и положения самолета относительно вектора скорости. Положение самолета относительно вектора скорости определяется двумя независимыми углами: углом атаки α и углом скольжения β .

Углом атаки самолета α называется угол между проекцией вектора скорости на плоскость симметрии самолета и средней аэродинамической хордой крыла или строительной горизонталью самолета (на самолете МиГ-21УМ средняя аэродинамическая хорда крыла параллельна строительной горизонтали).

Угол атаки положителен, когда проекция вектора скорости полета на плоскость симметрии самолета ниже строительной горизонтали самолета (правило знаков для угла атаки приведено на рис. 131).

Углом скольжения самолета β называется угол между вектором скорости и плоскостью симметрии самолета. Угол скольжения положителен, когда вектор скорости находится справа от плоскости симметрии самолета (угол скольжения увеличивается, когда правое крыло идет вперед).

Для определения положения вектора скорости относительно земной системы координат при определении траекторий самолета удобно пользоваться углом наклона траектории полета θ .

Углом наклона траектории полета самолета называется угол между вектором скорости и горизонтальной плоскостью. Угол наклона траектории положителен, когда вектор скорости находится над горизонтальной плоскостью, проходящей через центр тяжести самолета (самолет набирает высоту).

Правила знаков для угловых скоростей ω_{x1} , ω_{y1} , ω_{z1} и моментов M_{x1} , M_{y1} , M_{z1} относительно связанных осей x_1 , y_1 приведены на рис. 131. Положительные моменты и угловые скорости определяются по правилу винта.

Правила знаков для проекций сил (действующих на самолет) на связанные оси x_1 , y_1 , z_1 также приведены на рис. 131.

Проекция силы на какую-либо связанную ось x_1 , y_1 или z_1 положительна, если направление действия проекции силы совпадает с направлением связанной оси. Соответственно принятому опреде-

лению перегрузки в связанных осях n_{x1} , n_{y1} , n_{z1} считаются положительными:

$n_{x1} > 0$ — когда летчика прижимает к спинке сиденья;

$n_{y1} > 0$ — когда летчика прижимает к чашке сиденья;

$n_{z1} > 0$ — когда летчика прижимает к левому борту.

Правила знаков для углов отклонения органов управления — стабилизатора, элеронов и руля направления — приведены на рис. 131.

Угол отклонения стабилизатора положителен, когда носок стабилизатора поднят вверх относительно нейтрального положения.

Угол отклонения элерона положителен, когда элерон на правом крыле отклонен вниз. Угол отклонения руля направления положителен, когда руль направления отклонен направо (в сторону правого крыла).

СИСТЕМА УРАВНЕНИЙ ДВИЖЕНИЯ САМОЛЕТА

Система уравнений движения самолета в связанных осях координат представляет собой сумму проекций всех сил и моментов, действующих на самолет, на связанные оси и кинематические соотношения между угловыми скоростями и углами, определяющими положение самолета в земных осях координат. При составлении уравнений движения принимались во внимание следующие особенности самолета МиГ-21УМ, допускающие упрощение уравнений движения.

Угол поворота связанной системы координат относительно главных осей инерции не превышает одного градуса на всех режимах полета.

Следовательно, связанная система координат практически совпадает с главными осями инерции и центробежные моменты инерции в связанной системе координат практически равны нулю:

$$J_{x_1 y_1} = J_{y_1 z_1} = J_{x_1 z_1} \approx 0.$$

Во всем эксплуатационном диапазоне высот и скоростей полета углы атаки и скольжения не превышают $15-20^\circ$ (за исключением штопора). Поэтому можно в уравнениях заменить величины $\cos \alpha$ и $\cos \beta$ единицей, а величины $\sin \alpha$ и $\sin \beta$ — значениями углов α и β , выраженными в радианах:

$$\sin \alpha \approx \frac{\alpha}{57,3^\circ}; \quad \sin \beta \approx \frac{\beta}{57,3^\circ}; \quad \cos \alpha \approx \cos \beta \approx 1.$$

При малых значениях углов атаки и скольжения и угловых скоростей ω_{y1} и ω_{z1} можно пренебречь произведениями этих величин (произведениями малых величин на угловую скорость ω_{x1} пренебрегать нельзя, так как величина ω_{x1} может быть порядка единицы). Следовательно,

$$a\beta \approx \omega_{y1}\omega_{z1} \approx a\omega_{y1} \approx 0.$$

Средняя аэродинамическая хорда крыла и направление тяги двигателя параллельны связанной оси x_1 .

С учетом перечисленных особенностей самолета МиГ-21УМ при постоянном значении веса и моментов инерции самолета уравнения движения запи-

сываются в следующем виде (удобном для решения на современных электромоделлирующих машинах).

Проекция сил на связанную ось Ox_1

$$m \frac{dV}{dt} = mg \left(\frac{P}{G} - \sin \vartheta - \frac{Q_1}{G} \right).$$

Проекция сил на связанную ось Oy_1

$$\frac{d\alpha}{dt} = \frac{g}{V} \left(\alpha \sin \vartheta + \cos \vartheta \cos \gamma - \frac{Y_1}{G} \right) - \omega_{x1} \beta + \omega_{z1}.$$

Проекция сил на связанную ось Oz_1

$$\frac{d\beta}{dt} = \frac{g}{V} \left(\beta \sin \vartheta + \cos \vartheta \sin \gamma + \frac{Z_1}{G} \right) + \omega_{x1} \alpha + \omega_{y1}.$$

Проекция моментов на связанную ось Ox_1

$$\frac{d\omega_{x1}}{dt} = \frac{1}{J_{x1}} \Sigma M_{x1}.$$

Проекция моментов на связанную ось Oy_1

$$\frac{d\omega_{y1}}{dt} = \frac{J_{z1} - J_{x1}}{J_{y1}} \omega_{x1} \omega_{z1} + \frac{1}{J_{y1}} \Sigma M_{y1}.$$

Проекция моментов на связанную ось Oz_1

$$\frac{d\omega_{z1}}{dt} = \frac{J_{x1} - J_{y1}}{J_{z1}} \omega_{x1} \omega_{y1} + \frac{1}{J_{z1}} \Sigma M_{z1}.$$

Кинематические соотношения между углами и угловыми скоростями

$$\frac{d\gamma}{dt} = \omega_{x1} - (\omega_{y1} \cos \gamma - \omega_{z1} \sin \gamma) \operatorname{tg} \vartheta;$$

$$\frac{d\vartheta}{dt} = \omega_{y1} \sin \gamma + \omega_{z1} \cos \gamma;$$

$$\frac{d\psi}{dt} = \frac{1}{\cos \vartheta} (\omega_{y1} \cos \gamma - \omega_{z1} \sin \gamma).$$

В соответствии с определением углов α , β , γ , ϑ величина угла θ выражается соотношением $\sin \theta = \sin \vartheta - \alpha \cos \vartheta \cos \gamma - \beta \cos \vartheta \sin \gamma$.

Высота полета определяется из простого соотношения

$$\frac{dH}{dt} = V \sin \theta.$$

В приведенных уравнениях:

G — вес самолета в кг;

P — тяга двигателя в кгс;

Q_1 — проекция полной аэродинамической силы на связанную ось x_1 в кгс;

Y_1 — проекция полной аэродинамической силы на связанную ось y_1 в кгс;

Z_1 — проекция полной аэродинамической силы на связанную ось z_1 в кгс;

ΣM_{x1} — сумма аэродинамических моментов относительно связанной оси x_1 в кгс·м;

ΣM_{y1} — сумма аэродинамических моментов относительно связанной оси y_1 в кгс·м;

ΣM_{z1} — сумма аэродинамических моментов относительно связанной оси z_1 в кгс·м;

V — истинная скорость полета в м/с;

g — ускорение свободного падения ($g = 9,81 \text{ м/с}^2$).

Приведенная система уравнений позволяет определить все параметры, характеризующие полет самолета (скорость полета, углы, угловые скорости, перегрузки и т. д.) в зависимости от времени, если известны зависимости по времени внешних сил и моментов, действующих на самолет в полете, и соответствующие начальные условия, характеризующие полет в начальный момент времени. Внешние силы и моменты могут быть обусловлены отклонениями органов управления, изменением режима работы двигателя, турбулентностью атмосферы и др. Приведенная система уравнений движения самолета слишком сложна для решения даже на современных электромоделлирующих машинах.

На практике обычно не требуется получения особо точных решений, так как аэродинамические силы и моменты известны с точностью не более 10—15%. Кроме того, реальные полеты самолета совершаются либо по заданным траекториям полета (полеты на потолок, полеты на достижение динамической высоты), либо при постоянной скорости и высоте полета (полеты на дальность и продолжительность). Поэтому приведенную систему уравнений движения самолета, как правило, разделяют на несколько независимых систем уравнений, не снижая при этом точности определения искомых параметров полета.

Полеты на достижение статических и динамических потолков, наборы высоты, разгоны и т. д. производятся практически без крена и скольжения и без вращения самолета (т. е. углы крена и скольжения и все угловые скорости равны нулю $\beta = \gamma = \omega_{x1} = \omega_{y1} = \omega_{z1} = 0$).

Существенную роль при этом играет изменение скорости или высоты полета. Поэтому в расчетах и моделировании пользуются только уравнениями сил:

$$m \frac{dV}{dt} = mg \left(\frac{P}{G} - \sin \vartheta - \frac{Q_1}{G} \right);$$

$$\frac{d\alpha}{dt} = \frac{g}{V} \left(\alpha \sin \vartheta + \cos \vartheta - \frac{Y_1}{G} \right);$$

$$\theta = \vartheta - \alpha;$$

$$\frac{d\vartheta}{dt} = 0; \quad \frac{dH}{dt} = V \sin \theta.$$

При выполнении резких маневров изменение углов и угловых скоростей самолета, характеризующих его поведение при отклонении органов управления, происходит по времени значительно быстрее изменения скорости и высоты полета, т. е. изменение углов и угловых скоростей полета происходит практически при постоянной высоте и скорости полета. Поэтому для определения характеристик устойчивости и управляемости применяется система уравнений в виде:

$$\frac{d\alpha}{dt} = \frac{g}{V} \left(\alpha \sin \vartheta + \cos \vartheta \cos \gamma - \frac{Y_1}{G} \right) + \omega_{z1} - \omega_{x1} \beta;$$

$$\frac{d\beta}{dt} = \frac{g}{V} \left(\beta \sin \vartheta + \cos \vartheta \sin \gamma + \frac{Z_1}{G} \right) + \omega_{x1} \alpha + \omega_{y1};$$

$$\frac{d\omega_{x1}}{dt} = \frac{1}{J_{x1}} \Sigma M_{x1};$$

$$\frac{d\omega_{y1}}{dt} = \frac{J_{z1} - J_{x1}}{J_{y1}} \omega_{x1} \omega_{z1} + \frac{1}{J_{y1}} \Sigma M_{y1};$$

$$\frac{d\omega_{z1}}{dt} = \frac{J_{x1} - J_{y1}}{J_{z1}} \omega_{x1} \omega_{y1} + \frac{1}{J_{z1}} \Sigma M_{z1};$$

$$\frac{d\gamma}{dt} = \omega_{x1} - (\omega_{y1} \cos \gamma - \omega_{z1} \sin \gamma) \operatorname{tg} \vartheta;$$

$$\frac{d\vartheta}{dt} = \omega_{y1} \sin \gamma + \omega_{z1} \cos \gamma;$$

$$\frac{d\psi}{dt} = \frac{1}{\cos \vartheta} (\omega_{y1} \cos \gamma - \omega_{z1} \sin \gamma).$$

Приведенной системой уравнений пользуются для определения характеристик связи продольного и бокового движений самолета.

Связь продольного и бокового движений на самолете МиГ-21УМ может проявляться лишь при резких движениях элеронами при выполнении многократных бочек на режимах полета, близких к предельным. Поэтому практически во всем эксплуатационном диапазоне высот и скоростей самолета МиГ-21УМ продольное и боковое движения не влияют друг на друга, и система уравнений разделяется на две независимые системы, описывающие короткопериодические продольное (в плоскости симметрии самолета) и боковое движения.

В этом случае уравнения принимают следующий вид.

Уравнения продольного движения самолета:

$$\frac{d\alpha}{dt} = \frac{g}{V} \left(\alpha \sin \vartheta + \cos \vartheta \cos \gamma - \frac{Y_1}{G} \right) + \omega_{z1};$$

$$\frac{d\omega_{z1}}{dt} = \frac{1}{J_{z1}} \Sigma M_{z1}; \quad \frac{d\vartheta}{dt} = \omega_{z1}.$$

Уравнения бокового движения самолета:

$$\frac{d\beta}{dt} = \frac{g}{V} \left(\sin \gamma + \frac{Z_1}{G} \right) + \omega_{x1} \alpha + \omega_{y1};$$

$$\frac{d\omega_{x1}}{dt} = \frac{1}{J_{x1}} \Sigma M_{x1}; \quad \frac{d\omega_{y1}}{dt} = \frac{1}{J_{y1}} \Sigma M_{y1};$$

$$\frac{d\gamma}{dt} = \omega_{x1} - \omega_{y1} \cos \gamma \operatorname{tg} \vartheta; \quad \frac{d\psi}{dt} = \frac{1}{\cos \vartheta} \omega_{y1} \cos \gamma.$$

Боковое движение самолета в свою очередь можно разделить на движение изолированного рыскания и движение изолированного крена.

Движение изолированного рыскания описывается уравнениями, аналогичными уравнениям продольного короткопериодического движения самолета:

$$\frac{d\beta}{dt} = \frac{g}{V} \left(\sin \gamma + \frac{Z_1}{G} \right) + \omega_{y1};$$

$$\frac{d\omega_{y1}}{dt} = \frac{1}{J_{y1}} \Sigma M_{y1}; \quad \frac{d\psi}{dt} = \omega_{y1}.$$

Движение изолированного крена описывается уравнениями:

$$\frac{d\omega_{x1}}{dt} = \frac{1}{J_{x1}} \Sigma M_{x1}; \quad \frac{d\gamma}{dt} = \omega_{x1}.$$

БЕЗРАЗМЕРНЫЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ КОЭФФИЦИЕНТЫ

Аэродинамические силы и моменты, действующие на самолет в полете, зависят от скорости полета, плотности воздуха, геометрических размеров самолета и безразмерных аэродинамических коэффициентов.

Зависимость размерных величин сил и моментов от плотности воздуха, скорости полета, геометрических размеров и безразмерных аэродинамических коэффициентов установлена экспериментально. Эта зависимость выражается следующими соотношениями.

Тяга двигателя (проекция на полусвязанную ось x)

$$P = c_p \frac{\rho V^2}{2} S = c_p q S.$$

Лобовое сопротивление самолета (проекция на полусвязанную ось x)

$$Q = c_x \frac{\rho V^2}{2} S = c_x q S.$$

Подъемная сила самолета (проекция на полусвязанную ось y)

$$Y = c_y \frac{\rho V^2}{2} S = c_y q S.$$

Боковая сила самолета (проекция на полусвязанную ось z)

$$Z = c_z \frac{\rho V^2}{2} S = c_z q S.$$

Продольный момент (относительно полусвязанной оси z)

$$m_z = m_z \frac{\rho V^2}{2} S b_A = m_z q S b_A.$$

Путевой момент (относительно полусвязанной оси y)

$$M_y = m_y \frac{\rho V^2}{2} S l = m_y q S l.$$

Поперечный момент (относительно полусвязанной оси x)

$$M_x = m_x \frac{\rho V^2}{2} S l = m_x q S l.$$

В приведенных соотношениях:

$c_p, c_x, c_y, c_z, m_x, m_y, m_z$ — безразмерные аэродинамические коэффициенты сил и моментов;

ρ — плотность воздуха в $\text{кг} \cdot \text{с}^3 / \text{м}^4$;

V — истинная скорость полета в $\text{м}/\text{с}$;

q — скоростной напор в $\text{кгс}/\text{м}^2$;

S — полная площадь крыла в м^2 ;

b_A — средняя аэродинамическая хорда крыла в м ;

l — размах крыла в м .

Безразмерные аэродинамические коэффициенты сил и моментов зависят от геометрических параметров самолета, числа M полета. Они определяются по результатам испытаний геометрически подобных моделей в аэродинамических трубах.

Безразмерные аэродинамические коэффициенты сил и моментов самолета МиГ-21УМ определены по испытаниям моделей самолета МиГ-21УМ в масштабах от 1:5 до 1:20 в аэродинамических трубах ЦАГИ.

Все безразмерные коэффициенты приведены в полусвязанной системе координат, где ось x лежит в плоскости симметрии самолета и направлена вдоль проекции вектора скорости на плоскость симметрии самолета. Ось y лежит в плоскости симметрии самолета и перпендикулярна полусвязанной оси x . Полусвязанная ось z совпадает со связанной осью.

Полусвязанная система осей повернута на угол атаки α относительно связанной системы вокруг общей оси z .

Схема осей и правило знаков для угловых скоростей и моментов приведены на рис. 131.

Формулы пересчета аэродинамических коэффициентов от полусвязанных осей в связанные оси приведены на с. 81.

БЕЗРАЗМЕРНЫЕ КОЭФФИЦИЕНТЫ ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ, ЛОБОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ И ТЯГИ ДВИГАТЕЛЯ

Сопротивление самолета и тяга двигателя выражаются через безразмерный коэффициент сопротивления c_x и коэффициент тяги c_p . Безразмерный коэффициент сопротивления самолета c_x зависит от геометрических параметров самолета, числа M полета и коэффициента подъемной силы самолета.

Коэффициент сопротивления самолета определяется пересчетом результатов испытаний моделей в аэродинамических трубах на натурные условия полета.

Зависимость между величиной коэффициента сопротивления c_x и величиной коэффициента подъемной силы c_y называется полярой. Поляры самолета МиГ-21УМ для различных значений числа M (двигатель работает, шасси и закрылки убраны) на высоте $H = 5000$ м приведены на рис. 132.

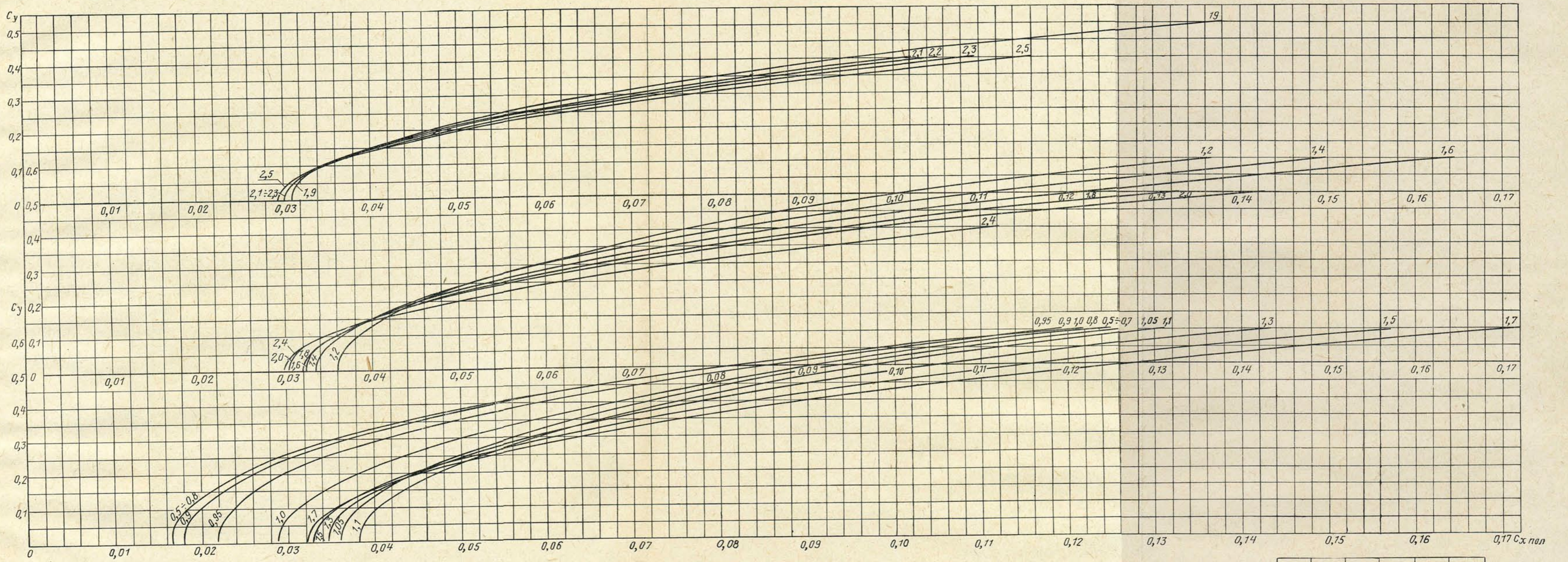
Для других высот коэффициент сопротивления c_x следует подсчитывать с учетом поправки на высоту по формуле

$$c_x = c_{x \text{ пол}} + \Delta c_{xH},$$

где Δc_{xH} — высотная поправка (см. рис. 132).

Поляры даны с учетом сопротивления, вызванного отклонением стабилизатора на угол, необходимый для балансировки самолета при заданном значении коэффициента подъемной силы. Небольшие резкие отклонения стабилизатора от балансирующего значения, потребные для стабилизации траектории летчиком, практически не изменяют коэффициента сопротивления самолета.

Влияние установки Р-ЗС, подвесного топливного бака и различного вооружения, установленного под крылом, на коэффициент сопротивления самолета при нулевой подъемной силе в зависимости от числа M приведено на рис. 133—135. Увеличение коэффициента сопротивления самолета при установке различных подвесок одинаково для всех значений коэффициента подъемной силы на заданном числе M .



H	0	5	10	15	25
Δc_{xH}	-0,0005	0	+0,0005	0,0015	0,0045

Рис. 132. Поляры самолета с ракетами Р-3С (без подвешного топливного бака, $H = 5000$ м):

Примечание. Для промежуточных высот Δc_{xH} находится линейной интерполяцией.

H	0	5000	10 000	15 000	25 000
Δc_{xH}	-0,0005	0	+0,0005	0,0015	0,0045

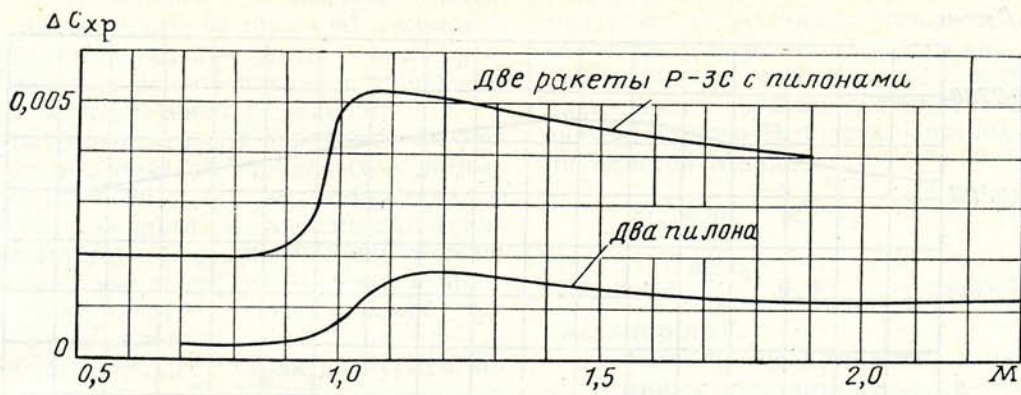


Рис. 133. Коэффициент сопротивления ракет Р-3С, установленных на самолете (отнесен к $S = 23 \text{ м}^2$)

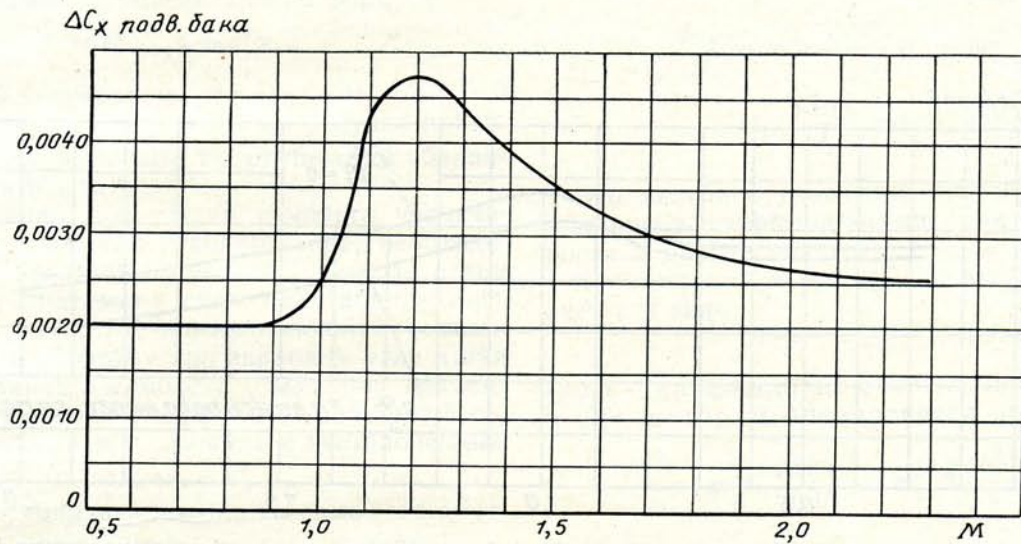


Рис. 134. Коэффициент сопротивления подвесного топливного бака (отнесен к $S = 23 \text{ м}^2$)

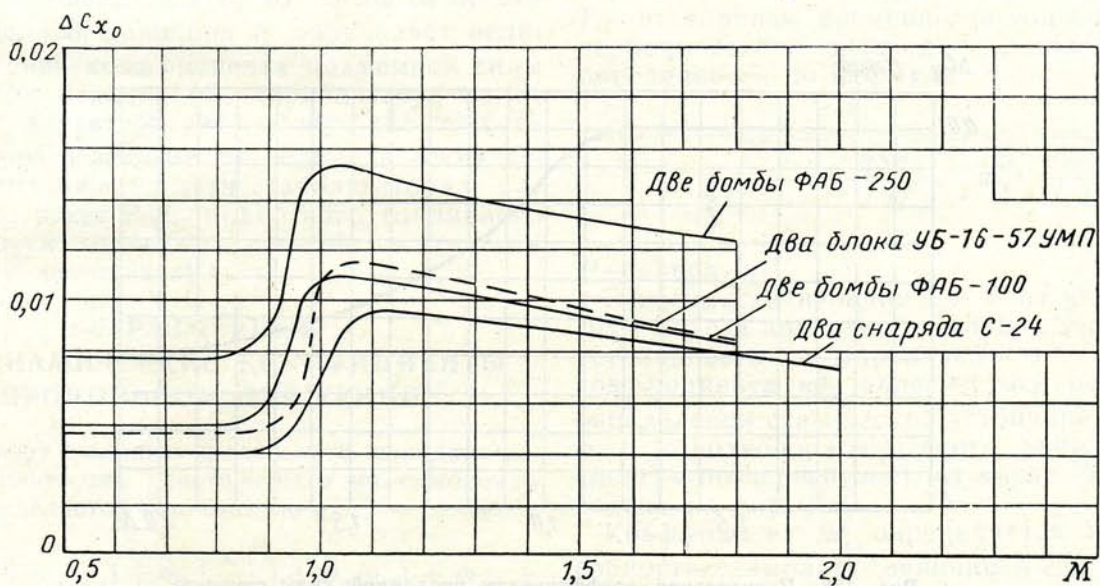


Рис. 135. Коэффициент сопротивления различного вооружения, установленного под крылом (отнесен к $S = 23 \text{ м}^2$)

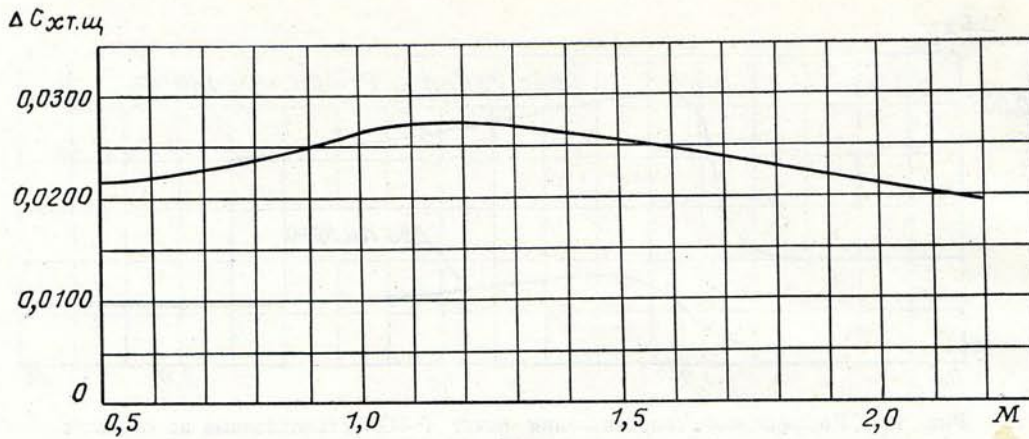


Рис. 136. Коэффициент сопротивления двух тормозных щитков (отнесен к $S = 23 \text{ м}^2$)

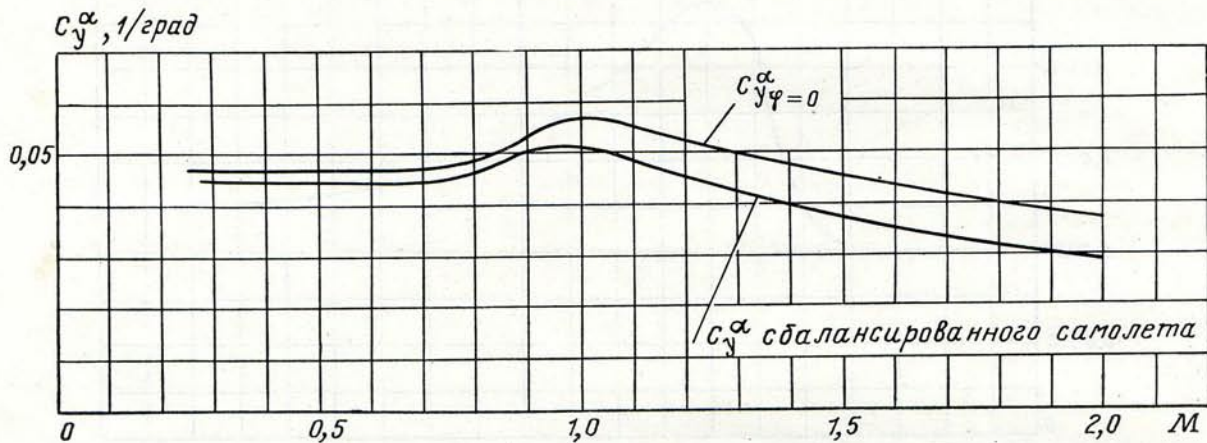


Рис. 137. Производная коэффициента подъемной силы по углу атаки самолета с ракетами Р-3С и без ракет:
 $C_y^\alpha = 0$; $\alpha = 0 \div 12^\circ$

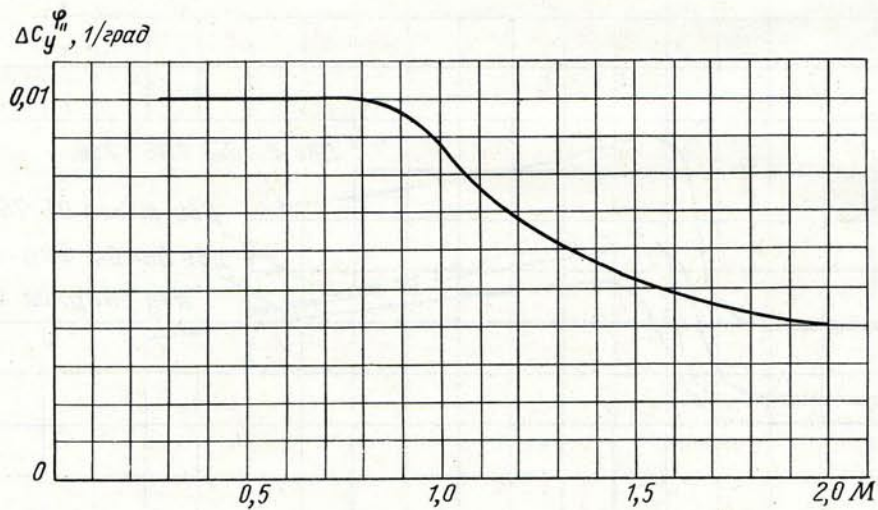


Рис. 138. Производная коэффициента подъемной силы самолета по углу отклонения стабилизатора (самолет с ракетами Р-3С и без ракет):
 $\varphi = 8 \div -16^\circ$; $\alpha = \text{const}$; $\bar{x}_T = 34\% \text{ САХ}$

Увеличение сопротивления при выпуске тормозных щитков в зависимости от числа M приведено на рис. 136. Выпуск тормозных щитков также увеличивает коэффициент сопротивления самолета на постоянную для всех значений c_y величину.

Коэффициенты тяги двигателя определяются расчетным путем по результатам стендовых и летных испытаний двигателя, продувок моделей канала и воздухозаборника самолета в аэродинамических трубах. Безразмерные коэффициенты тяги рассчитываются с учетом суммарной потери тяги и представляют собой коэффициенты располагаемой тяги на заданном режиме полета.

Несущие свойства самолета характеризуются коэффициентом c_y^α . Ввиду линейности зависимостей коэффициента подъемной силы c_y от угла атаки α и угла отклонения стабилизатора φ во всем летном диапазоне α и φ (исключения должны быть оговорены) коэффициент c_y определяют по формуле

$$c_y = c_{y\varphi=0}^\alpha + c_y^\varphi \varphi.$$

Зависимость величины c_y^α от числа M при $\varphi = 0$ приведена на рис. 137. На этом же рисунке приведена зависимость величины c_y^α от числа M сбалансированного самолета.

При увеличении угла атаки самолета увеличивается угол отклонения стабилизатора, необходимый для балансировки самолета. Вместе с тем увеличивается подъемная сила на стабилизаторе, направленная в сторону, противоположную подъемной силе крыла. Поэтому при заданном угле атаки у сбалансированного самолета суммарная подъемная сила и суммарный коэффициент подъемной силы будут меньше, чем у самолета с неотклоненным стабилизатором, на величину c_y^φ .

Величина c_y^α сбалансированного самолета определяется расчетным путем из соотношения

$$c_y^\alpha = c_{y\varphi=0}^\alpha - c_y^\varphi \frac{m_z^\alpha}{m_z^\varphi}.$$

Зависимость величины c_y^φ от числа M приведена на рис. 138. Величина c_y^φ определяет величину изменения коэффициента подъемной силы самолета при отклонении стабилизатора на 1° . Величина c_y^φ характеризует несущую способность стабилизатора и зависит от геометрических параметров подвижной части стабилизатора.

Установка ракет Р-3С, подвесного топливного бака и выпуск тормозных щитков практически не изменяют величин c_y^α и c_y^φ .

БЕЗРАЗМЕРНЫЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ КОЭФФИЦИЕНТЫ В ПРОДОЛЬНОМ ДВИЖЕНИИ

Коэффициент полного продольного аэродинамического момента m_z , действующего на самолет в полете, определяется соотношением

$$m_z = m_z(\alpha) + m_z(\omega_z) + m_z\left(\frac{d\alpha}{dt}\right) + m_z(\varphi_{ст}) + m_{z0} + \Delta m_{z3} + \Delta m_{zт. ш} + \Delta m_{zп. б}.$$

Все зависимости коэффициента продольного момента от угла атаки, угловой скорости тангажа, скорости изменения угла атаки, угла отклонения стабилизатора для самолета МиГ-21УМ линейны практически во всем эксплуатационном диапазоне значений числа M полета. Поэтому соотношение записывается в виде

$$m_z = m_z^\alpha + m_z^{\bar{\omega}_z} \bar{\omega}_z + m_z^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + m_z^\varphi \varphi + m_{z0},$$

где $\bar{\omega}_z = \frac{\omega_z b_A}{V}$ и $\dot{\alpha} = \frac{\dot{\alpha} b_A}{V}$ — безразмерные угловые скорости.

Уравнения продольного короткопериодического движения записываются в виде

$$\begin{aligned} \frac{d\alpha}{dt} &= \omega_z - c_y^\alpha \frac{qS}{G} - \Delta c_y^\varphi \frac{qS}{g} + \frac{g}{V}; \\ + \frac{d\omega_z}{dt} &= m_z^{\bar{\omega}_z} \frac{qS b_A^2}{J_z V} \omega_z + m_z^{\dot{\alpha}} \frac{qS b_A^2}{J_z V} \frac{d\alpha}{dt} + \\ &+ m_z^\alpha \frac{qS b_A}{J_z} \alpha + m_z^\varphi \frac{qS b_A}{J_z} \varphi. \end{aligned}$$

Это линейное уравнение второго порядка с постоянными коэффициентами (при постоянной скорости и высоте полета).

Характеристическое уравнение обычно записывается в виде

$$T^2 P^2 + 2\xi TP + 1 = 0,$$

где ξ — коэффициент относительного демпфирования, который определяется по формуле

$$\xi = \frac{1}{2} \frac{-m_z^{\bar{\omega}_z} \frac{qS b_A^2}{J_z V} - m_z^{\dot{\alpha}} \frac{qS b_A^2}{J_z V} + c_y^\alpha \frac{qS}{g}}{\sqrt{-m_z^\alpha \frac{qS b_A}{J_z} - m_z^{\bar{\omega}_z} \frac{qS b_A^2}{J_z V} c_y^\alpha \frac{qS}{g}}};$$

T — постоянная времени продольного короткопериодического движения самолета, которая определяется по формуле

$$T = \frac{1}{\sqrt{-m_z^\alpha \frac{qS b_A}{J_z} - m_z^{\bar{\omega}_z} \frac{qS b_A^2}{J_z V} c_y^\alpha \frac{qS}{g}}};$$

P — оператор.

Зависимости величин ξ и T от числа M и высоты полета приведены в главе „Характеристика устойчивости и управляемости“. Зависимость коэффициента m_z^α , являющегося основным для определения статической устойчивости продольного короткопериодического движения (устойчивость по перегрузке), от числа M полета приведена на рис. 139.

Коэффициент m_z^α определяется несущей способностью самолета (величиной c_y^α), положением центра тяжести самолета и статическим моментом горизонтального оперения относительно

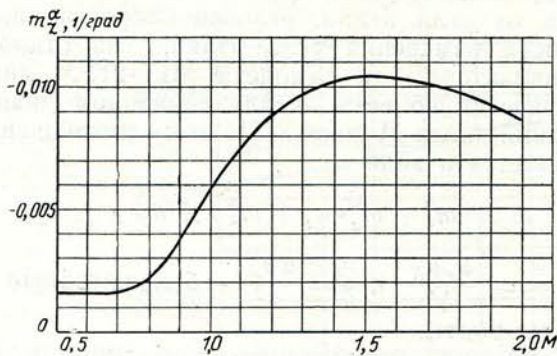


Рис. 139. Коэффициент продольной статической устойчивости самолета с работающим двигателем с ракетами Р-3С и без ракет (без учета демпфирования):
 $\bar{x}_T = 34\%$ САХ

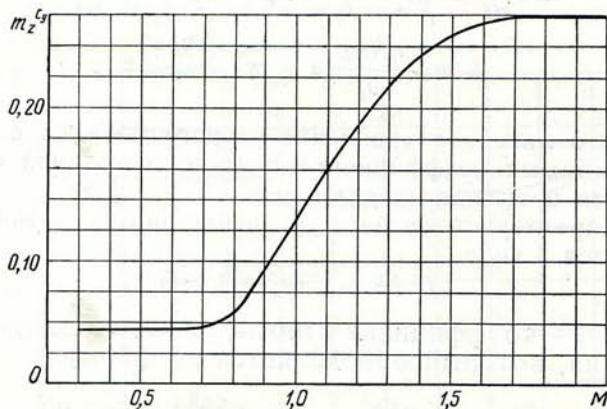


Рис. 140. Коэффициент запаса продольной статической устойчивости самолета с работающим двигателем с ракетами Р-3С и без ракет (без учета демпфирования):
 $\bar{x}_T = 34\%$ САХ

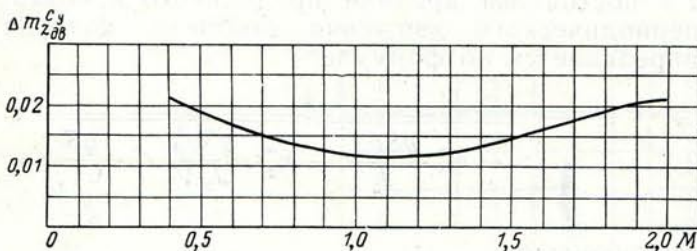


Рис. 141. Влияние работы двигателя на величину коэффициента продольной статической устойчивости самолета с ракетами Р-3С и без ракет:
 $n_{дв} = n_{max}$

центра тяжести самолета. Величина коэффициента m_z^α возрастает по абсолютному значению с ростом числа M до значения $M = 1,5$ и затем убывает.

Такая зависимость величины m_z^α от числа M объясняется уменьшением схода потока в области горизонтального оперения на сверхзву-

ковых скоростях и смещением фокуса крыла назад при переходе через скорость звука.

Удобно пользоваться величиной $m_z^{c_y}$, выражающей зависимость между коэффициентом продольного момента и коэффициентом подъемной силы. Зависимость величины $m_z^{c_y}$ от числа M полета приведена на рис. 140.

Величина $m_z^{c_y} = \frac{m_z^\alpha}{c_y^\alpha}$ определяет фокус самолета, т. е. положение точки приложения приращения подъемной силы при изменении угла атаки в долях средней аэродинамической хорды крыла:

$$m_z^{c_y} = \bar{x}_T - \bar{x}_F,$$

где $\bar{x}_T = \frac{x_T}{b_A}$ и $\bar{x}_F = \frac{x}{b_A}$ — соответственно положение центра тяжести и фокуса относительно САХ крыла (от носка САХ).

Величина $m_z^{c_y}$ является основной для определения запаса продольной статической устойчивости по перегрузке:

$$\sigma_n = m_z^{c_y} + \frac{m_z^{\omega_z}}{\mu},$$

$$\text{где } \mu = \frac{2 \frac{G}{g}}{\rho b_A S}.$$

Величина $m_z^{c_y}$ плавно возрастает с ростом числа M и при $M \geq 1,7$ остается постоянной.

При установке подвешенного бака, выпуске закрылков и тормозных щитков не изменяется величина $m_z^{c_y}$ в диапазоне значений числа M от 0,2 до 2,0 (по испытаниям в аэродинамических трубах ЦАГИ). Влияние работы двигателя на величину $m_z^{c_y}$ в зависимости от числа M приведено на рис. 141. Величина

$$\Delta m_{z_{дв}}^{c_y} = m_{z_{дв}}^{c_y} - m_{z_{без дв}}^{c_y}$$

определяется расчетным путем:

$$\Delta m_{z_{дв}}^{c_y} = -0,0036 \frac{G_B L_{дв}}{\rho V S b_A c_y^\alpha},$$

где $L_{дв}$ — расстояние от обреза носовой части фюзеляжа до центра тяжести самолета в м;

G_B — расход воздуха через двигатель в кг/с;

S — площадь крыла в м²;

b_A — средняя аэродинамическая хорда крыла в м;

c_y^α — производная коэффициента подъемной силы по углу атаки самолета в град.

Снижение оборотов двигателя до оборотов режима малого газа увеличивает $m_z^{c_y}$ на $\Delta m_{z_{дв}}^{c_y} = 0,02$ при $M \geq 1,8$ и на $\Delta m_{z_{дв}}^{c_y} = 0,01$ при $0,7 \leq M \leq 1,5$.

Величины $m_z^{\omega_z}$ и $m_z^{\dot{\alpha}}$, характеризующие демпфирование продольных короткопериодических колебаний, определяются расчетным путем и выражаются через безразмерные аэродинамические коэффициенты самолета, полученные при испытании моделей в аэродинамических трубах, рис. 142, 143.

При вращении самолета относительно оси z на крыле и горизонтальном оперении появляется дополнительный угол атаки $\Delta\alpha$, пропорциональный угловой скорости.

Этот дополнительный угол атаки вызывает аэродинамическую силу и момент, препятствующий вращению самолета. Возникающий момент получил название демпфирующего момента. Для оценки демпфирующего момента удобно пользоваться величиной $m_z^{\omega_z}$, характеризующей приращение демпфирующего момента при изменении безразмерной угловой скорости $\bar{\omega}_z = \omega_z \frac{b_A}{V}$.

Коэффициент момента демпфирования $m_z^{\dot{\alpha}}$, обусловленный скоростью изменения угла атаки, или коэффициент запаздывания скоса потока у оперения, определяется расчетным путем по коэффициентам, полученным при испытаниях моделей в аэродинамических трубах.

Возникновение нулевого продольного момента, а следовательно, и коэффициента m_{z0} вызывается несимметрией самолета относительно строительной горизонтали; наличие фонаря, киля, гаргрота, несимметричное расположение горизонтального оперения приводят также к появлению нулевого продольного момента.

Зависимость коэффициента нулевого продольного момента самолета с убранными тормозными щитками от числа M приведена на рис. 144. Установка подвесного топливного бака не изменяет величину m_{z0} во всем диапазоне значений числа M .

Зависимость величины $m_z^{\varphi_{||}}$ от числа M приведена на рис. 145.

Величина m_z^{φ} характеризует эффективность стабилизатора при постоянном угле атаки. Эффективность стабилизатора определяется коэффициентом статического момента подвижной части стабилизатора $A_{r.o} = \frac{S_{r.o} L_{r.o}}{S b_A}$.

Наличие внешних подвесок и выпуск тормозных щитков по испытаниям в аэродинамических трубах не изменяют величины m_z^{φ} .

БЕЗРАЗМЕРНЫЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ КОЭФФИЦИЕНТЫ В БОКОВОМ ДВИЖЕНИИ

Боковое движение самолета определяют силы, действующие вдоль оси z , и моменты относительно полусвязанных осей x и y .

Аэродинамическая сила, действующая вдоль оси z , зависит от угла скольжения β , угла отклонения руля направления δ_n и выражается через безраз-

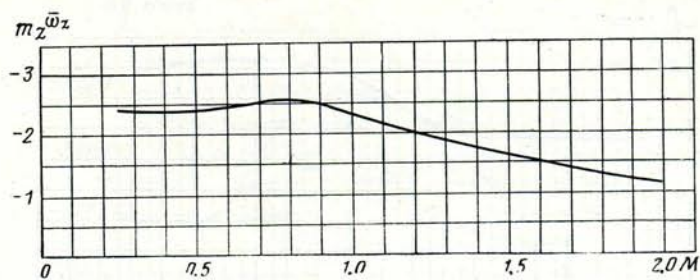


Рис. 142. Коэффициент продольного демпфирования самолета с ракетами Р-3С и без ракет

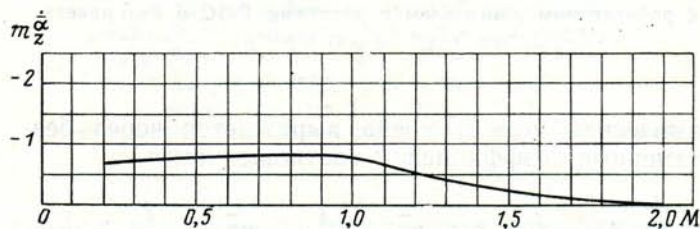


Рис. 143. Коэффициент запаздывания скоса потока у оперения самолета с ракетами Р-3С и без ракет: $\bar{x}_r = 34\%$ САХ

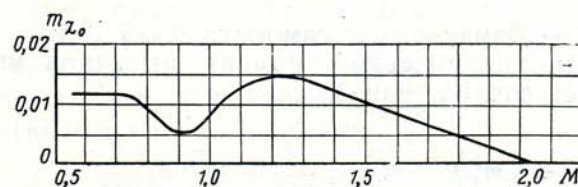


Рис. 144. Коэффициент нулевого продольного момента самолета с работающим двигателем с убранными тормозными щитками с ракетами Р-3С и без ракет

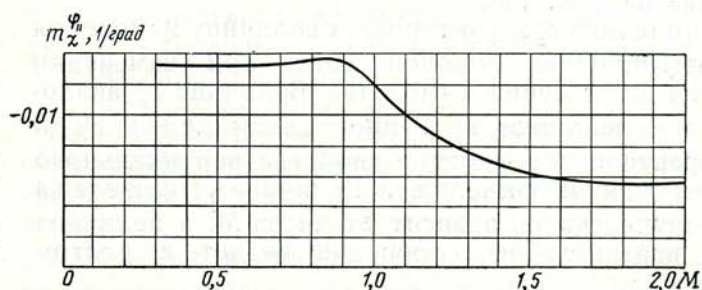


Рис. 145. Коэффициент эффективности стабилизатора самолета с ракетами Р-3С и без ракет: $\bar{x}_r = 34\%$ САХ; $c_y = \text{const}$; $\varphi_{||} = 8 \div -16^\circ$

мерные аэродинамические коэффициенты соотношением

$$z = (c_z^\beta \beta + c_z^{\delta_n} \delta_n) q S.$$

Аэродинамические моменты относительно осей x и y зависят от угла скольжения β , угловых скоростей крена и рыскания ω_x и ω_y , углов отклонения элеронов и руля направления δ_a и δ_n . Аэроди-

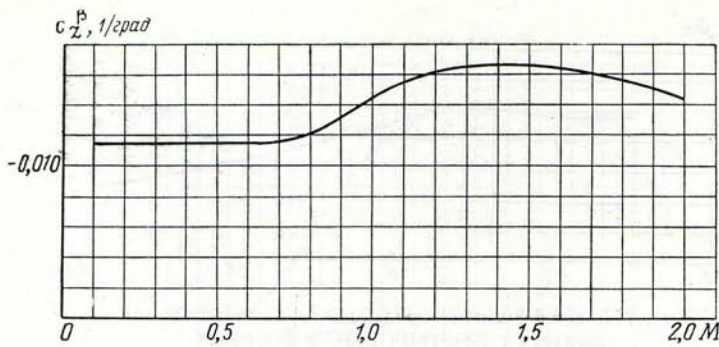


Рис. 146. Коэффициент боковой силы самолета с работающим двигателем с ракетами Р-3С и без ракет: $\bar{x}_r = 34\%$ САХ; $\alpha = 0 \div 8^\circ$; $\beta = \pm 5^\circ$

намический момент крена выражается через безразмерные коэффициенты соотношением

$$M_x = \left(m_x^\beta \beta + m_x^{\omega_x} \omega_x \frac{l}{2V} + m_x^{\omega_y} \omega_y \frac{l}{2V} + m_x^{\delta_n} \delta_n \right) qSl,$$

где l — размах крыла самолета ($l = 7,15$ м).

Аэродинамический момент рыскания выражается соотношением

$$M_y = \left(m_y^\beta \beta + m_y^{\omega_y} \omega_y \frac{l}{2V} + m_y^{\omega_x} \omega_x \frac{l}{2V} + m_y^{\delta_n} \delta_n \right) qSl.$$

Зависимость величины c_z^β от числа M приведена на рис. 146.

Величина c_z^β характеризует величину изменения коэффициента боковой силы при изменении угла скольжения самолета. Величина c_z^β аналогична величине c_y^α в продольном движении и характеризует несущие свойства вертикального оперения и фюзеляжа. Величина c_z^β фюзеляжа практически не зависит от числа M , а величина c_z^β вертикального оперения падает с ростом



Рис. 147. Изменение коэффициента боковой силы самолета от установки ракет Р-3С с пилонами и установки подвесного топливного бака

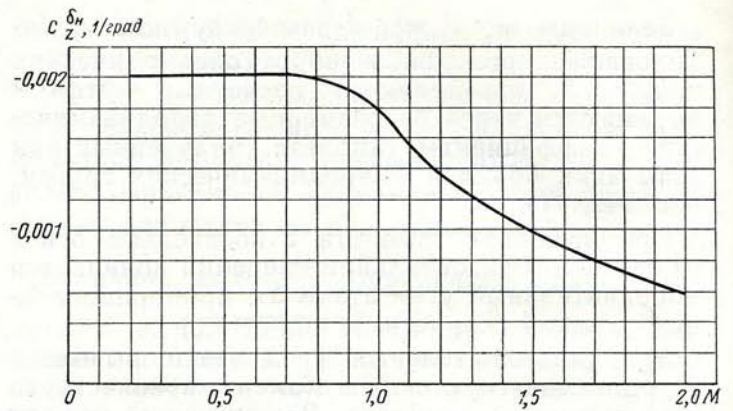


Рис. 148. Коэффициент боковой силы самолета с ракетами Р-3С и без ракет: при отклонении руля направления $\delta_n = \pm 25^\circ$; $\alpha = 0 \div 8^\circ$

числа M при M более 1,3. Поэтому суммарная величина c_z^β самолета незначительно падает с ростом числа $M > 1,3$. Изменение c_z^β при установке подвесного топливного бака и ракет Р-3С приведено на рис. 147, из которого следует, что установка ракет уменьшает величину c_z^β .

Влияние режима работы двигателя на величину c_z^β определяется расчетным путем по формуле

$$c_{z\text{дв}}^\beta = -0,0036 \frac{G_{\text{в}}}{\rho V S l},$$

где $G_{\text{в}}$ — расход воздуха через двигатель в кг/с; S — площадь крыла самолета; ρ — плотность воздуха; V — скорость полета в м/с.

При выключении двигателя уменьшается величина c_z^β по абсолютному значению.

Зависимость величины $c_z^{\delta_n}$ от числа M приведена на рис. 148.

Величина $c_z^{\delta_n}$ определяется на дозвуковых скоростях площадью и хордой руля направления и вертикального оперения, а на сверхзвуковых скоростях — только площадью руля направления.

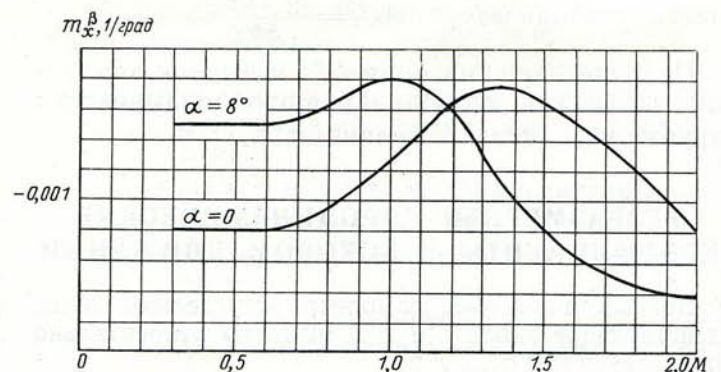


Рис. 149. Коэффициент поперечной статической устойчивости самолета с ракетами Р-3С и без ракет: $\beta = 0 \div \pm 5^\circ$

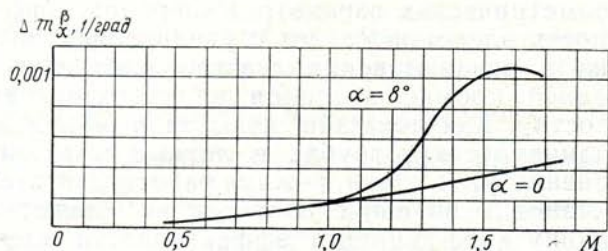


Рис. 150. Изменение коэффициента поперечной устойчивости за счет установки подвесного топливного бака

Это обстоятельство объясняется тем, что на дозвуковых скоростях полета при отклонении руля направления на вертикальном оперении возникает дополнительная сила. На сверхзвуковых скоростях этой дополнительной силы не возникает, так как на передней кромке отклоненного руля возникает скачок уплотнения и изменения давления, вызванное отклонением руля направления, не передается вперед по потоку. Поэтому величина $c_z^{\delta_n}$ резко падает с ростом числа M при $M > 1,0$.

Наличие внешних подвесок, изменение угла атаки и режима работы двигателя не влияют на величину $c_z^{\delta_n}$.

Коэффициенты поперечной и путевой статической устойчивости m_x^{β} и m_y^{β} и коэффициенты эффективности элеронов и руля направления $m_x^{\delta_a}$ и $m_y^{\delta_a}$, $m_x^{\delta_n}$ и $m_y^{\delta_n}$ определяются по испытаниям моделей в аэродинамических трубах. Коэффициенты демпфирования $m_x^{\omega_x}$, $m_y^{\omega_y}$, $m_x^{\omega_y}$, $m_y^{\omega_x}$ определяются расчетным путем по безразмерным коэффициентам, полученным при испытаниях моделей в аэродинамических трубах.

Зависимость величины m_x^{β} от числа M и угла атаки самолета приведена на рис. 149.

Коэффициент поперечной статической устойчивости, характеризующий изменение поперечного момента от угла скольжения, зависит от геометрических параметров крыла, вертикального оперения и от угла поперечного V крыла. Изменение величины m_x^{β} при установке подвесного топливного бака приведено на рис. 150.

Установка подвесного топливного бака вызывает „высокопланный“ эффект и увеличивает величину m_x^{β} по абсолютному значению. Изменение режима работы двигателя не влияет на величину m_x^{β} .

Зависимость величины m_y^{β} от числа M приведена на рис. 151.

Коэффициент путевой статической устойчивости, характеризующий изменение путевого момента при изменении угла скольжения, зависит от величины статического момента вертикального оперения $B_{в.о} = \frac{S_{в.о}}{S_{кр}} \frac{L_{в.о}}{l_{кр}}$, выноса фюзеляжа (расстояние от переднего обреза фюзеляжа до центра тяжести), площади подфюзеляжного

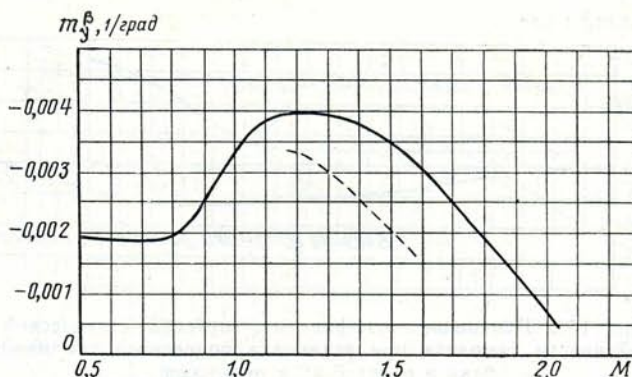


Рис. 151. Коэффициент путевой статической устойчивости самолета с работающим двигателем: режим работы двигателя форсажный; $H = 13\,000$ км; $x_T = 33\%$ САХ; $G/S = 300$ кгс/м²
 — самолет с двумя ракетами Р-3С;
 --- самолет с двумя ракетами Р-3С и подвесным баком

гребня и режима работы двигателя. Величина m_y^{β} падает с ростом числа $M > 1,2$ вследствие падения несущих свойств вертикального оперения.

Для увеличения коэффициента путевой статической устойчивости по абсолютному значению на самолете МиГ-21УМ установлен подфюзеляжный гребень площадью $S_{гр} = 0,80$ м². Влияние работы двигателя на величину m_y^{β} определяется расчетным путем по формуле

$$m_{y\text{дв}}^{\beta} = 0,0036 \frac{G_{в} L_{дв}}{\rho V S l},$$

где $L_{дв}$ — расстояние от обреза носовой части фюзеляжа до центра тяжести самолета в м;

$G_{в}$ — расход воздуха через двигатель в кг/с;

ρ — плотность воздуха;

V — скорость полета в м/с;

S — площадь крыла в м²;

l — размах крыла в м.

При выключении двигателя увеличивается коэффициент m_y^{β} по абсолютному значению, т. е. увеличивается запас путевой устойчивости самолета.

Изменение величины m_y^{β} при установке подвесного топливного бака и ракет Р-3С приведено на рис. 152.

Подвесной бак увеличивает дестабилизирующий момент фюзеляжа и уменьшает величину m_y^{β} по абсолютному значению, т. е. уменьшает запас путевой устойчивости самолета.

Зависимость величины $m_x^{\delta_a}$ от числа M приведена на рис. 153.

Коэффициент эффективности элеронов, характеризующий изменение поперечного момента при отклонении элеронов, зависит от величины статического момента элеронов

$$B_{\delta} = \frac{S_{\delta}}{S} \frac{l_{\delta}}{l}$$



Рис. 152. Изменение коэффициента путевой статической устойчивости самолета при установке подвешного бака и ракет Р-3С с пилонами

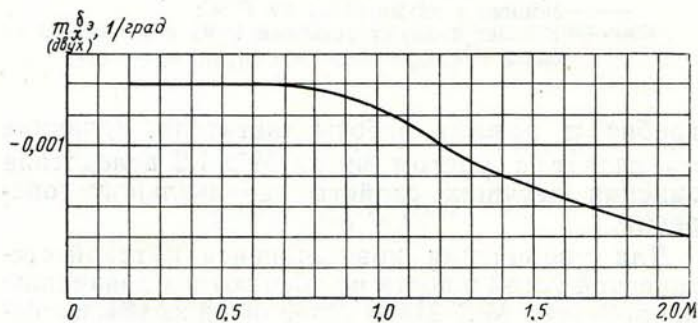


Рис. 153. Коэффициент эффективности элеронов самолета с ракетами Р-3С и без ракет: $\delta_a = \pm 20^\circ$; $\alpha = 0 \div 8^\circ$

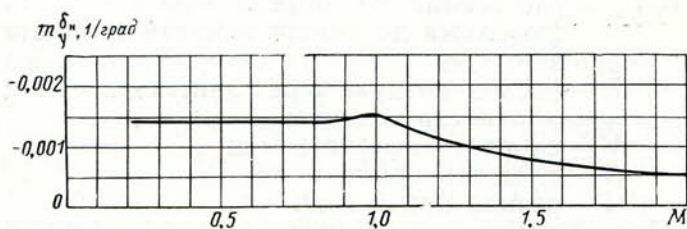


Рис. 154. Коэффициент эффективности руля направления самолета с ракетами Р-3С и без ракет: $\delta_n = \pm 25^\circ$; $\alpha = 0 \div 8^\circ$

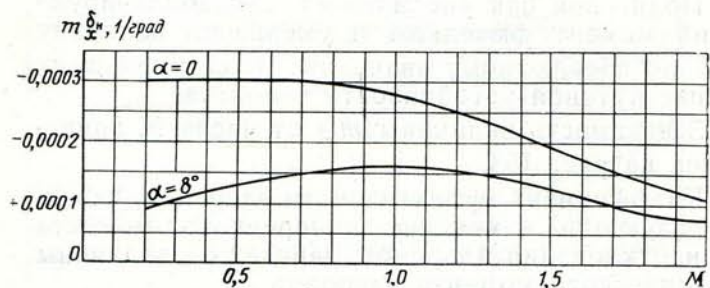


Рис. 155. Коэффициент момента крена при отклонении руля направления самолета с ракетами Р-3С и без ракет: $\delta_n = \pm 25^\circ$

и геометрических параметров элеронов. Эффективность элеронов падает с увеличением числа M из-за возникновения скачка уплотнения на передней кромке элеронов на сверхзвуковых скоростях. Как показали испытания моделей в аэродинамических трубах и летные испытания, изменение угла атаки, режима работы двигателя и установка внешних подвесок не влияют на величину коэффициента эффективности элеронов, а величина m_y^{δ} в полусвязанных осях практически равна нулю.

Зависимость величин $m_y^{\delta_n}$ и $m_x^{\delta_n}$ от числа M приведена на рис. 154, 155.

Коэффициент эффективности руля направления на сверхзвуковых скоростях определяется величиной $c_z^{\delta_n}$ и расстоянием от центра тяжести самолета до половины хорды руля направления

$$m_y^{\delta_n} = c_z^{\delta_n} \frac{L_{p.n}}{l}$$

Поэтому зависимость величины $m_y^{\delta_n}$ от режима полета полностью определяется величиной $c_z^{\delta_n}$.

Коэффициент эффективности руля направления в поперечном движении $m_x^{\delta_n}$ характеризует изменение поперечного момента при отклонении руля направления. Коэффициент эффективности руля направления $m_x^{\delta_n}$ на сверхзвуковых скоростях определяется величиной $c_z^{\delta_n}$ и расстоянием от половины средней аэродинамической хорды руля направления до полусвязанной оси x :

$$m_x^{\delta_n} = c_z^{\delta_n} \frac{L_{p.n}}{l}$$

Поэтому зависимость величины $m_x^{\delta_n}$ от режима полета определяется величиной $c_z^{\delta_n}$ и углом атаки самолета.

Зависимости коэффициентов демпфирования m_x^{ω} и m_y^{ω} , m_x^{ω} , m_x^{ω} от числа M полета приведены на рис. 156—159.

Коэффициенты демпфирования крена m_x^{ω} и m_y^{ω} характеризуют изменение поперечного момента при изменении безразмерных угловых скоростей $\bar{\omega}_x = \omega_x \frac{l}{2V}$ и $\bar{\omega}_y = \omega_y \frac{l}{2V}$.

При возникновении угловой скорости крена ω_x на крыльях самолета возникают дополнительные углы атаки $\Delta\alpha$, вызывающие поперечный демпфирующий момент, т. е. момент, препятствующий вращению. Демпфирующий момент пропорционален величине c_y^{α} крыла и падает с ростом числа $M > 1,2$. При возникновении угловой скорости рыскания на вертикальном оперении возникает дополнительный угол скольжения $\Delta\beta$, который вызывает боковую силу на вертикальном оперении Δc_z , создающую кренящий момент относительно полусвязанной оси x .

Кренящий момент определяется величиной $c_{z \text{ в. о.}}^\beta$ и углом атаки самолета. Поэтому величина $m_{x \text{ в. о.}}^{\omega_y}$ падает с ростом M и угла атаки.

Коэффициенты демпфирования рыскания $m_{y \text{ в. о.}}^{\omega_y}$ и $m_{y \text{ в. о.}}^{\omega_x}$ характеризуют изменение путевого момента при изменении безразмерных угловых скоростей крена и рыскания.

При возникновении угловой скорости рыскания ω_y на вертикальном оперении и фюзеляже возникает дополнительный угол скольжения $\Delta\beta$, вызывающий дополнительный момент, препятствующий вращению. Этот момент в основном создается вертикальным оперением и определяется величиной $c_{z \text{ в. о.}}^\beta$ и плечом вертикального оперения. Поэтому величина $m_{y \text{ в. о.}}^{\omega_y}$ падает с ростом числа M при увеличении чисел $M > 1,2$.

При возникновении угловой скорости крена ω_x дополнительный угол скольжения, возникающий на вертикальном оперении, вызывает дополнительный момент рыскания и разные углы атаки правой и левой половин крыла, что также приводит к возникновению момента рыскания самолета. Коэффициент момента, вызванный разным индуктивным сопротивлением правой и левой половин крыла, возрастает с ростом числа M .

Поэтому суммарная величина $m_{y \text{ в. о.}}^{\omega_x}$ мало меняется при изменении числа M .

ПЕРЕСЧЕТ БЕЗРАЗМЕРНЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ КОЭФФИЦИЕНТОВ В КОЭФФИЦИЕНТ УРАВНЕНИЙ ДЛЯ СВЯЗАННЫХ ОСЕЙ

Для решения уравнений необходимо все безразмерные коэффициенты сил и моментов пересчитать в коэффициенты уравнений для связанных осей. Пересчет производится по следующим формулам:

$$c_{x1} = c_x \cos \alpha - c_y \sin \alpha;$$

$$c_{y1} = c_x \sin \alpha + c_y \cos \alpha;$$

$$c_{z1} = c_z;$$

$$m_{x1}^{\delta_a} = m_x^{\delta_a} \cos \alpha;$$

$$m_{x1}^{\delta_b} = m_x^{\delta_b} \cos \alpha + m_y^{\delta_b} \sin \alpha;$$

$$m_{x1}^{\delta_n} = m_x^{\delta_n} \cos \alpha + m_y^{\delta_n} \sin \alpha;$$

$$m_{x1}^{\omega_x} = m_x^{\omega_x} \cos^2 \alpha + m_y^{\omega_x} \sin^2 \alpha + \frac{m_x^{\omega_y} + m_y^{\omega_x}}{2} \sin 2\alpha;$$

$$m_{x1}^{\omega_y} = m_x^{\omega_y} \cos^2 \alpha - m_y^{\omega_x} \sin^2 \alpha + \frac{m_x^{\omega_y} - m_y^{\omega_x}}{2} \sin 2\alpha;$$

$$m_{y1}^{\delta_a} = m_y^{\delta_a} \cos \alpha - m_x^{\delta_a} \sin \alpha;$$

$$m_{y1}^{\delta_b} = -m_x^{\delta_b} \sin \alpha;$$

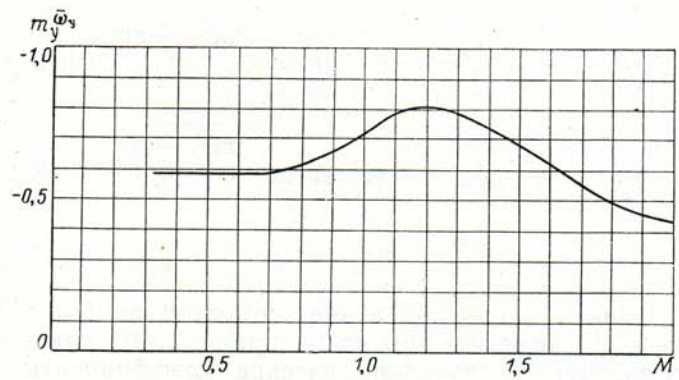


Рис. 156. Коэффициент демпфирования рыскания самолета, обусловленный угловой скоростью рыскания, с работающим двигателем, ракетами Р-3С и без ракет

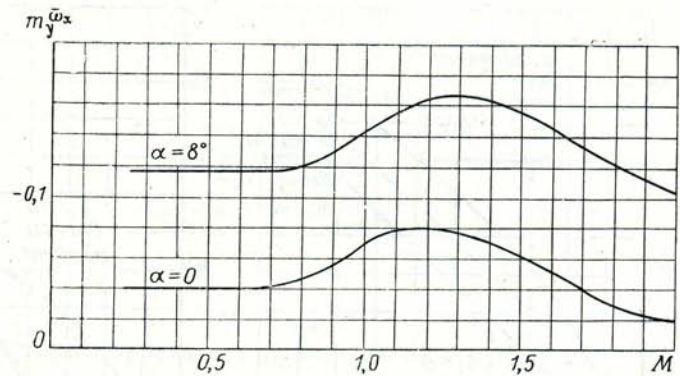


Рис. 157. Коэффициент демпфирования рыскания, обусловленный угловой скоростью крена, самолета с ракетами Р-3С и без ракет

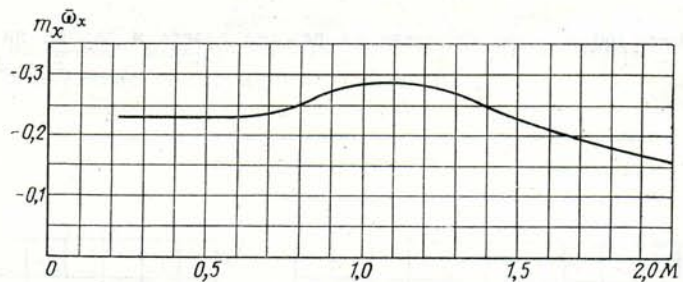


Рис. 158. Коэффициент демпфирования крена, обусловленный угловой скоростью крена, самолета с ракетами Р-3С и без ракет:

$$\alpha = 0 \div 8^\circ$$

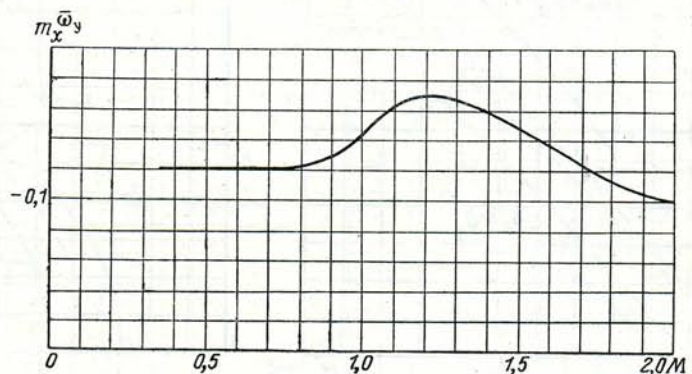


Рис. 159. Коэффициент демпфирования крена, обусловленный угловой скоростью рыскания, самолета с ракетами Р-3С и без ракет

БЕЗРАЗМЕРНЫЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ КОЭФФИЦИЕНТЫ НА БОЛЬШИХ УГЛАХ АТАКИ

$$m_{y1}^{\omega} = m_y^{\omega} \cos^2 \alpha + m_x^{\omega} \sin^2 \alpha - \frac{m_x^{\omega} + m_y^{\omega}}{2} \sin 2\alpha;$$

$$m_{x1}^{\omega} = m_x^{\omega} \cos^2 \alpha - m_y^{\omega} \sin^2 \alpha + \frac{m_y^{\omega} - m_x^{\omega}}{2} \sin 2\alpha;$$

$$m_{z1} = m_z.$$

Однако для углов атаки самолета не более 5° ($\alpha \leq 5^\circ$) пересчет можно не производить, так как безразмерные аэродинамические коэффициенты в связанных и полусвязанных осях практически совпадают для малых углов атаки.

Общее замечание о линейности в зависимостях аэродинамических коэффициентов от углов атаки или скольжения действительно при дозвуковых значениях числа M для значений α и β до 10° . На режимах взлета и посадки, при выполнении пилотажа и в ряде других случаев углы атаки и скольжения превышают величины, в диапазоне которых сохраняется линейная зависимость аэродинамических коэффициентов.

В данном разделе приводятся материалы испытаний моделей самолетов МиГ-21УМ в аэродинамиче-

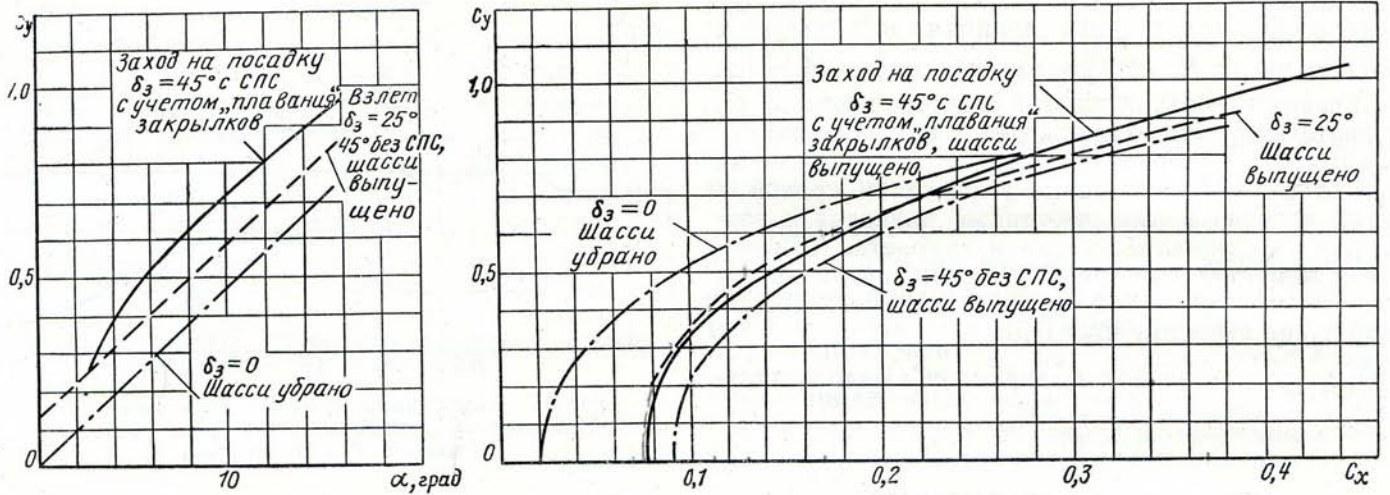


Рис. 160. Поляра самолета на режиме взлета и захода на посадку без влияния земли ($H > 5$ м) с двумя ракетами Р-3С:
 $\bar{x}_T = 32\%$ САХ

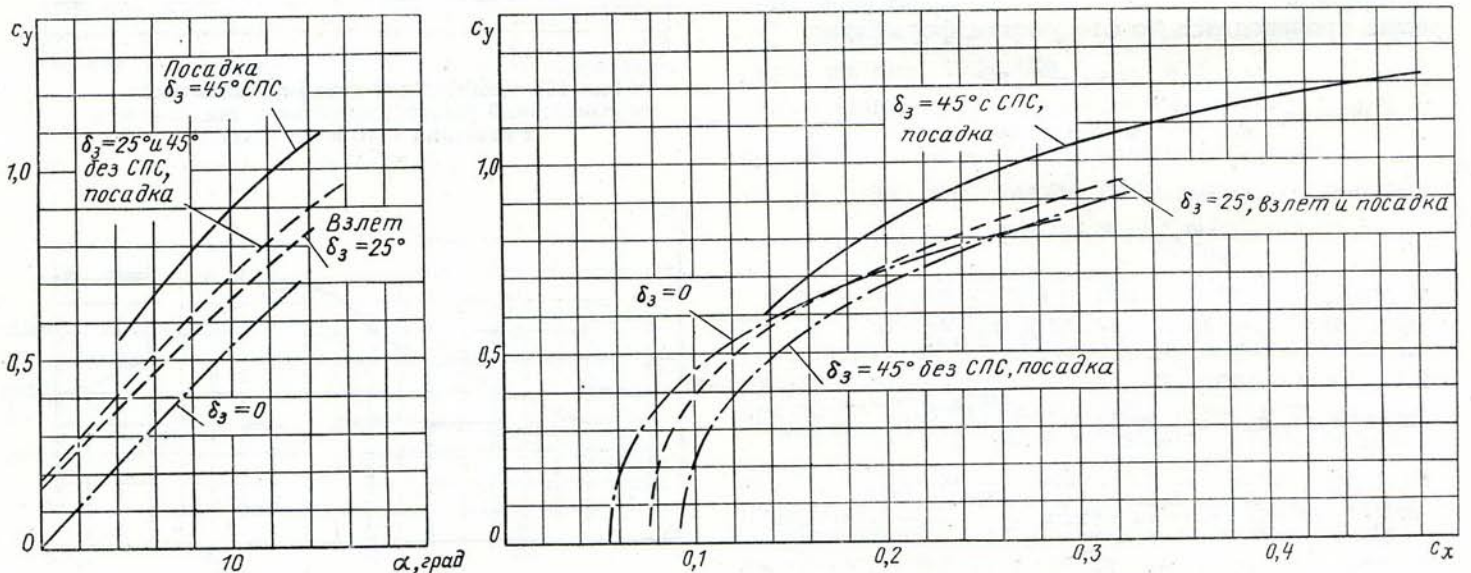


Рис. 161. Поляра самолета при взлете и посадке с влиянием земли ($H < 5$ м) с выпущенным шасси, с двумя ракетами Р-3С:
 $\bar{x}_T = 32\%$ САХ

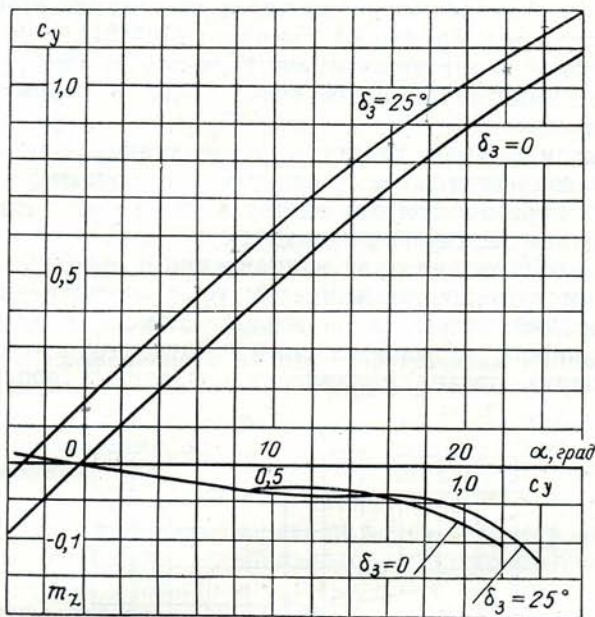


Рис. 162. Коэффициент продольного момента и подъемной силы самолета с отклоненными и неотклоненными закрылками по испытаниям в Т-102 с ракетами Р-3С и без ракет:

$$M = 0,2; Re = 2,2 \cdot 10^6; x_T = 34\% \text{ САХ}$$

ских трубах Т-102 и Т-106 до больших углов атаки и скольжения.

При проведении расчетов режимов посадки и взлета самолета необходимо учитывать влияние близости земли на аэродинамические характеристики устойчивости и управляемости самолета (эти материалы в техописании не приводятся):

Зависимость коэффициента подъемной силы самолета от угла атаки и поляры самолета при от-

клоненных и неотклоненных закрылках с влиянием и без влияния земли приведены на рис. 160, 161.

Зависимость коэффициента подъемной силы и продольного момента самолета от угла атаки при отклоненных и неотклоненных закрылках по испытаниям в Т-102 приведена на рис. 162.

Отклонение закрылков практически не изменяет величину коэффициента продольного момента самолета на углах атаки от 0 до 15°.

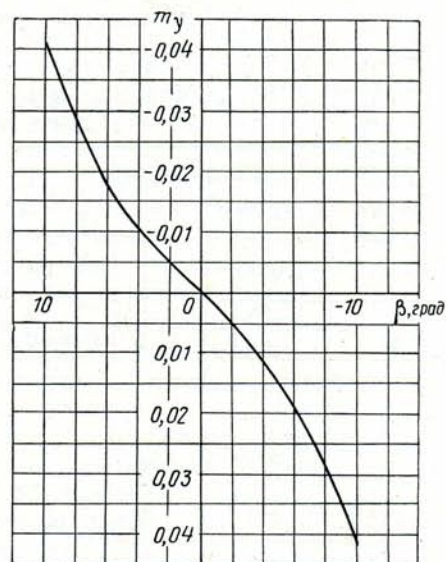
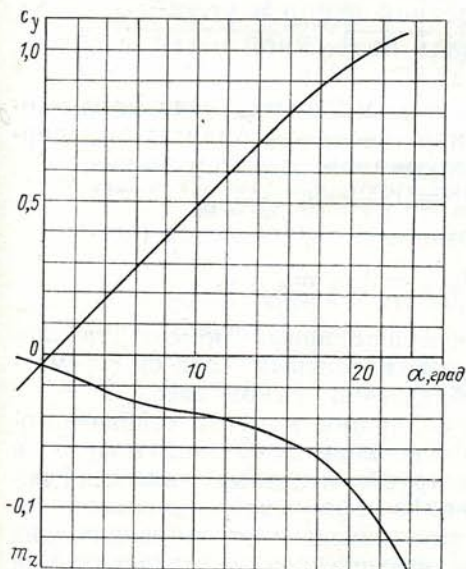


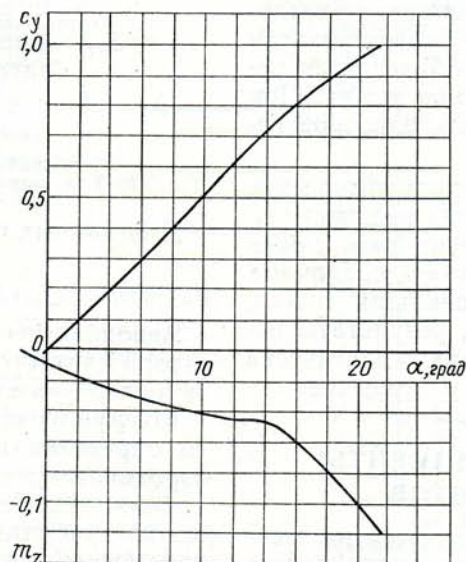
Рис. 164. Коэффициент момента рыскания модели самолета по испытаниям в Т-102:

$$M = 0,2; Re = 2,2 \cdot 10^6; x_T = 34\% \text{ САХ}; \\ \delta_3 = 0; \delta_H = 0; \alpha = 0 \div 8^\circ$$

$$M = 0,7; Re = 3,64 \cdot 10^6$$



$$M = 0,8; Re = 3,7 \cdot 10^6$$



$$M = 0,85; Re = 3,8 \cdot 10^6$$

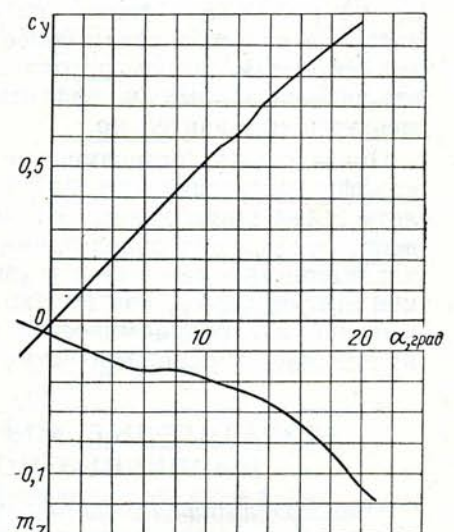


Рис. 163. Коэффициент подъемной силы и продольного момента модели самолета по испытаниям в Т-106:

$$x_T = 32\% \text{ САХ}$$

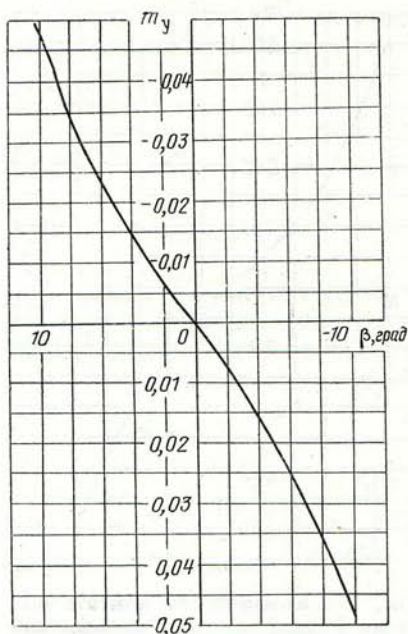


Рис. 165. Коэффициент момента рыскания модели самолета с закрылками по испытаниям в Т-102:

$M=0,2$; $Re = 2,2 \cdot 10^6$; $\bar{x}_T = 34\%$ САХ;
 $\delta_a = 25^\circ$; $\delta_n = 0$; $\alpha = 0 \div 8^\circ$

Зависимости коэффициента подъемной силы и продольного момента от угла атаки при околозвуковых значениях числа M приведены на рис. 163.

Как видно из графиков, характеристики устойчивости самолета вполне удовлетворительны до углов атаки, соответствующих максимальной подъемной силе.

Зависимости коэффициентов путевого и поперечного момента самолета с отклоненными и неотклоненными закрылками от угла скольжения приведены на рис. 164—167.

Зависимость поперечного момента самолета при отклоненных и неотклоненных закрылках и отклоненных элеронах от угла атаки самолета приведена на рис. 168. Плавное падение эффективности элеронов на углах атаки более 10° объясняется незначительным срывом потока с концов крыла. При отклонении закрылков эффективность элеронов изменяется незначительно.

Приведенные безразмерные аэродинамические коэффициенты самолета МиГ-21УМ на режимах полета с большими углами атаки могут быть также использованы для определения взлетно-посадочных характеристик самолетов с выпущенными шасси, ибо выпуск шасси, как показывают результаты испытаний в аэродинамических трубах, практически не изменяет аэродинамических сил и моментов.

БЕЗРАЗМЕРНЫЕ КОЭФФИЦИЕНТЫ ШАРНИРНЫХ МОМЕНТОВ

При моделировании движения самолета на стендах или тренажерах необходимо оперировать реальными угловыми скоростями отклонения органов управления.

Максимальные скорости углов отклонения стабилизатора и элеронов на самолете МиГ-21УМ определяются характеристиками бустеров и аэродинамическими шарнирными моментами, действующими на них.

Максимальная скорость перекладки руля направления определяется физическими данными летчика, характеристикой системы управления: соотношением между полным ходом педалей и полным углом отклонения руля направления и аэродинамическим шарнирным моментом руля направления.

Аэродинамическим шарнирным моментом органа управления называется момент относительно оси вращения органа управления, вызванный аэроди-

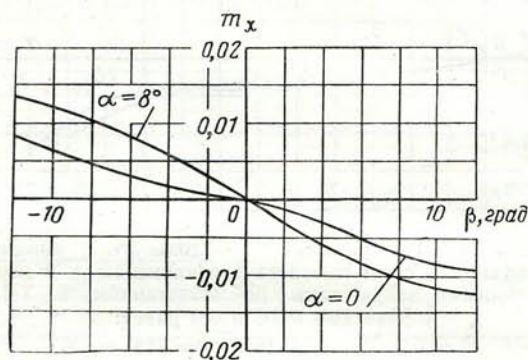


Рис. 166. Коэффициент момента крена модели самолета по испытаниям в Т-102:

$M = 0,2$; $Re = 2,2 \cdot 10^6$; $\delta_n = 0$, $\delta_a = 0$

намическими силами, действующими на данный орган управления.

В настоящем разделе приводятся безразмерные коэффициенты шарнирных моментов стабилизатора, элеронов и руля направления. Шарнирный момент стабилизатора:

$$M_{ш. ст} = m_{ш. ст} q S_{ст} b_{A ст \perp},$$

где $m_{ш. ст}$ — безразмерный коэффициент аэродинамического шарнирного момента;

q — скоростной напор в кгс/м²;

$S_{ст}$ — площадь подвижной части стабилизатора;

$b_{A ст \perp}$ — средняя аэродинамическая хорда подвижной части стабилизатора, перпендикулярная оси вращения ($b_{A ст \perp} = 0,895$ м).

Для данных геометрических размеров (кгс·м)

$$M_{ш. ст} = 3,52 m_{ш. ст} q.$$

Аэродинамический шарнирный момент стабилизатора считается положительным, если он стремится повернуть стабилизатор носком вверх.

Коэффициент шарнирного момента стабилизатора определен на основании испытаний моделей в аэродинамических трубах и летных испытаний подобных самолетов. Коэффициент шарнирного момента стабилизатора зависит от геометрических параметров стабилизатора, угла стреловидности оси вращения стабилизатора, положения оси вращения по хорде, числа M полета, коэффициента

подъемной силы, режима работы двигателя и т. д. Зависимость коэффициента шарнирного момента стабилизатора от коэффициента подъемной силы самолета с работающим двигателем для различных значений числа M приведена на рис. 169.

Графики построены таким образом, что каждому значению коэффициента подъемной силы, на котором сбалансирован самолет при данном числе M , соответствует одно значение коэффициента шарнирного момента стабилизатора независимо от высоты полета. При этом угол отклонения стабилизатора соответствует балансировочному углу для данного значения коэффициента подъемной силы.

Из приведенного на рис. 169 графика видно, что наклоны кривых $m_{ш. ст} = f(c_y)$ меняют знак при переходе через скорость звука. Это объясняется тем, что точка приложения приращения подъемной силы стабилизатора, т. е. фокус стабилизатора, при изменении истинного угла атаки стабилизатора смещается назад при переходе через скорость звука. Ось вращения стабилизатора расположена на 37% САХ стабилизатора. Поэтому на дозвуковых скоростях полета фокус стабилизатора лежит впереди оси вращения, а на сверхзвуковых скоростях — сзади. Из приведенных графиков также видно, что при коэффициенте подъемной силы самолета, равном нулю, на стабилизатор действует шарнирный момент. Коэффициент шарнирного момента при $c_y = 0$ называется нулевым шарнирным моментом. Появление нулевого шарнирного момента стабилизатора объясняется несимметрией потока в области стабилизатора. Для уменьшения нулевого шарнирного момента по абсолютной величине на режимах околозвуковых и небольших сверхзвуковых скорос-

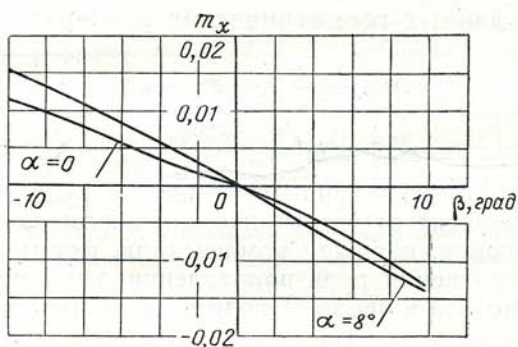


Рис. 167. Коэффициент момента крена модели самолета с закрылками по испытаниям в Т-102: $M = 0,2$; $Re = 2,2 \cdot 10^6$; $\delta_3 = 25^\circ$.

тей в заднюю кромку стабилизатора вклепана пластина шириной $0,04 b_{Д.о.}$, отогнутая вверх на 4° . Отклонение пластины на 1° вверх уменьшает величину $m_{ш. ст}$ на $\Delta m_{ш. ст} = 0,002$ для чисел M от 0,2 до 1,6.

Наличие пластины не влияет на зависимость коэффициента шарнирного момента стабилизатора от величины c_y . Существенное влияние на величину шарнирного момента стабилизатора оказывает режим работы двигателя на сверхзвуковых скоростях полета. Зависимость изменения шарнирного момен-

та стабилизатора при выключении двигателя ($\Delta m_{ш. дв}$) в зависимости от числа M приведена на рис. 170. Выключение двигателя уменьшает по абсолютному значению отрицательный шарнирный момент стабилизатора.

Это объясняется тем, что на сверхзвуковых скоростях полета струя газов, выходящих из сопла, расширяется и принимает форму бочонка, образуя тупые углы с обводами хвостовой части фюзеляжа. Перед струей появляется скачок уплотнения, который захватывает заднюю кромку стабилизатора и изменяет шарнирный момент.

При выпуске тормозных щитков изменяются величины скосов потока в области стабилизатора, в результате чего изменяется величина шарнирного момента.

Изменение шарнирного момента стабилизатора при выпуске тормозных щитков в зависимости от числа M приведено на рис. 171.

По данным испытаний в аэродинамических трубах установка ракет Р-3С, подвесного топливного бака и других наружных подвесок практически не изменяет шарнирного момента стабилизатора.

Шарнирный момент элеронов определяется соотношением

$$m_{ш. э} = 2m_{ш. э} q S'_э b'_{Aэ},$$

где $m_{ш. э}$ — безразмерный коэффициент аэродинамического шарнирного момента элеронов;

q — скоростной напор в кгс/м²;

$b'_{Aэ} = 0,37$ — средняя аэродинамическая хорда элеронов до оси вращения (перпендикулярно оси вращения);

$S'_э = 0,443 \text{ м}^2$ — площадь одного элерона до оси вращения.

Для данных геометрических размеров

$$M_{ш. э} = 0,337 m_{ш. э} q,$$

где $m_{ш. э} = f(\alpha, \delta_э, M)$.

Коэффициент шарнирного момента элеронов зависит от геометрических параметров элерона, площади компенсации, формы носка, угла отклонения элерона, числа M и угла атаки. Зависимость коэффициента шарнирного момента элеронов от угла отклонения элерона и угла атаки для различных значений числа M , полученная при испытаниях в аэродинамических трубах, приведена на рис. 172.

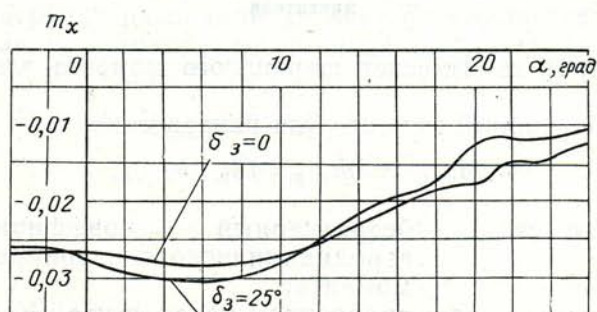


Рис. 168. Коэффициент момента крена модели самолета при максимальном отклонении элеронов по испытаниям в Т-102:

$$M = 0,2; \delta_{э. лев} = \delta_{э. прав} = 20^\circ$$

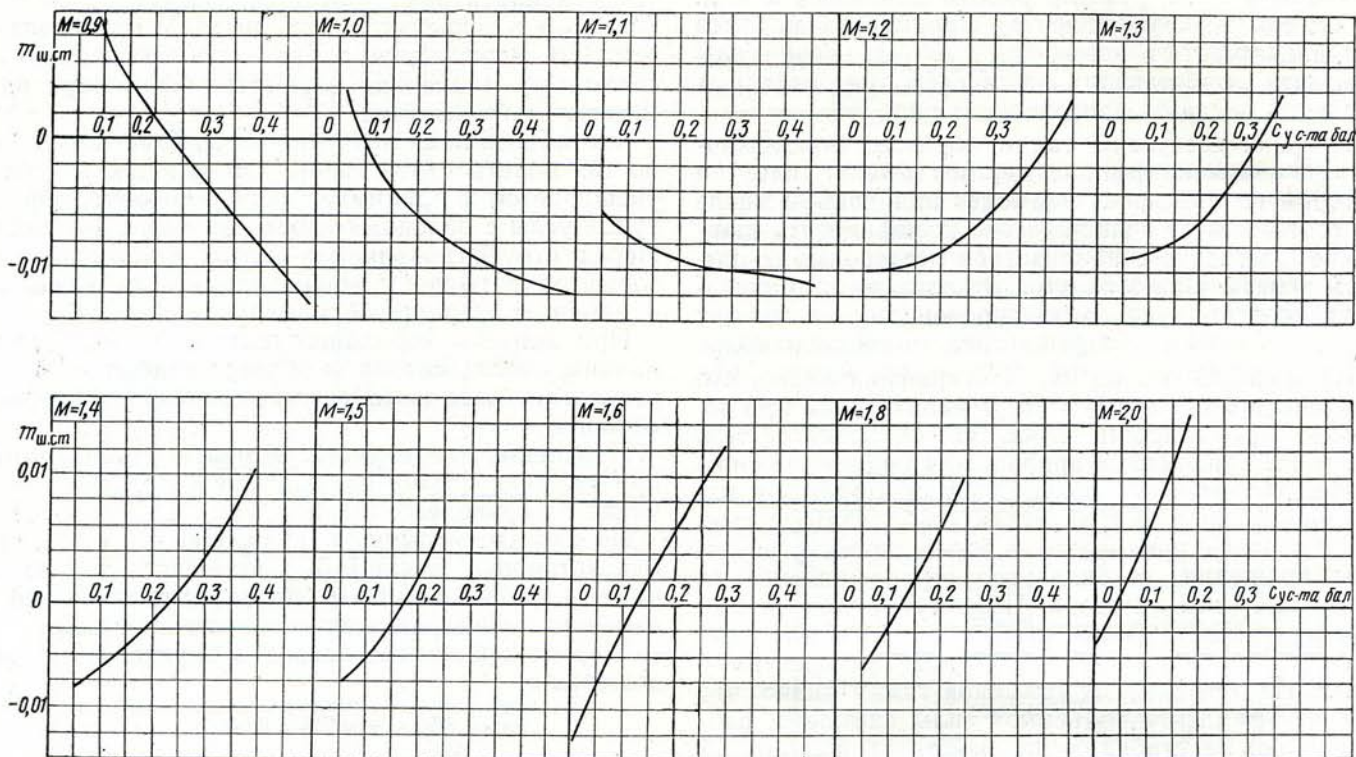


Рис. 169. Коэффициент шарнирного момента стабилизатора самолета с работающим двигателем с ракетами Р-3С и без ракет:
 $\bar{x}_T = 34\% \text{ САХ}$; $\delta_{\text{пл.з.к}} = 4^\circ$; $b_{\text{пл}} = 0,04 \text{ б.А.г.о.л}$

Установка ракет Р-3С и других наружных подвесок (по данным испытаний в аэродинамических

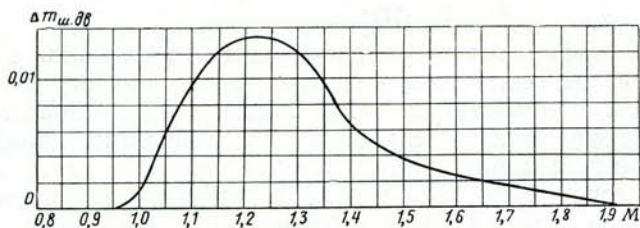


Рис. 170. Изменение шарнирного момента стабилизатора самолета с ракетами Р-3С и без ракет при выключении двигателя

трубах) не изменяет шарнирного момента элеронов.

Шарнирный момент руля направления

$$M_{\text{ш.р.н}} = m_{\text{ш.р.н}} q S_{\text{р.н}} b_{\text{А.р.н}}$$

где $m_{\text{ш.р.н}}$ — безразмерный коэффициент аэродинамического шарнирного момента;

q — скоростной напор в кгс/м²;

$S_{\text{р.н}} = 0,97 \text{ м}^2$ — площадь руля направления;

$b_{\text{А.р.н}} = 0,49 \text{ м}$ — средняя аэродинамическая хорда руля (перпендикулярно оси вращения).

Для данных геометрических размеров

$$M_{\text{ш.р.н}} = 0,47 m_{\text{ш.р.н}} q,$$

где $m_{\text{ш.р.н}} = m_{\text{ш}}^{\beta} \beta + m_{\text{ш}}^{\delta_n} \delta_n$.

Коэффициент шарнирного момента руля направления зависит от геометрических параметров руля направления, площади компенсации, формы носка, угла отклонения руля направления, угла скольжения самолета и числа M полета. Зависимость коэф-

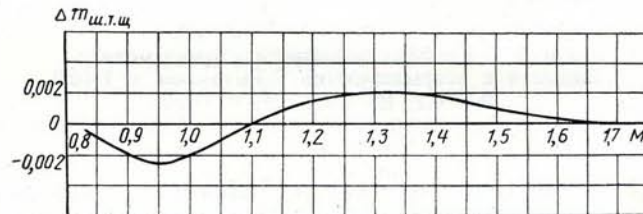


Рис. 171. Изменение шарнирного момента стабилизатора при выпуске тормозных щитков

фициента шарнирного момента руля направления от угла отклонения руля направления и угла скольжения самолета практически линейна при всех значениях числа M полета.

Поэтому приводится зависимость величины $m_{\text{ш}}^{\delta_n}$, характеризующая изменение коэффициента

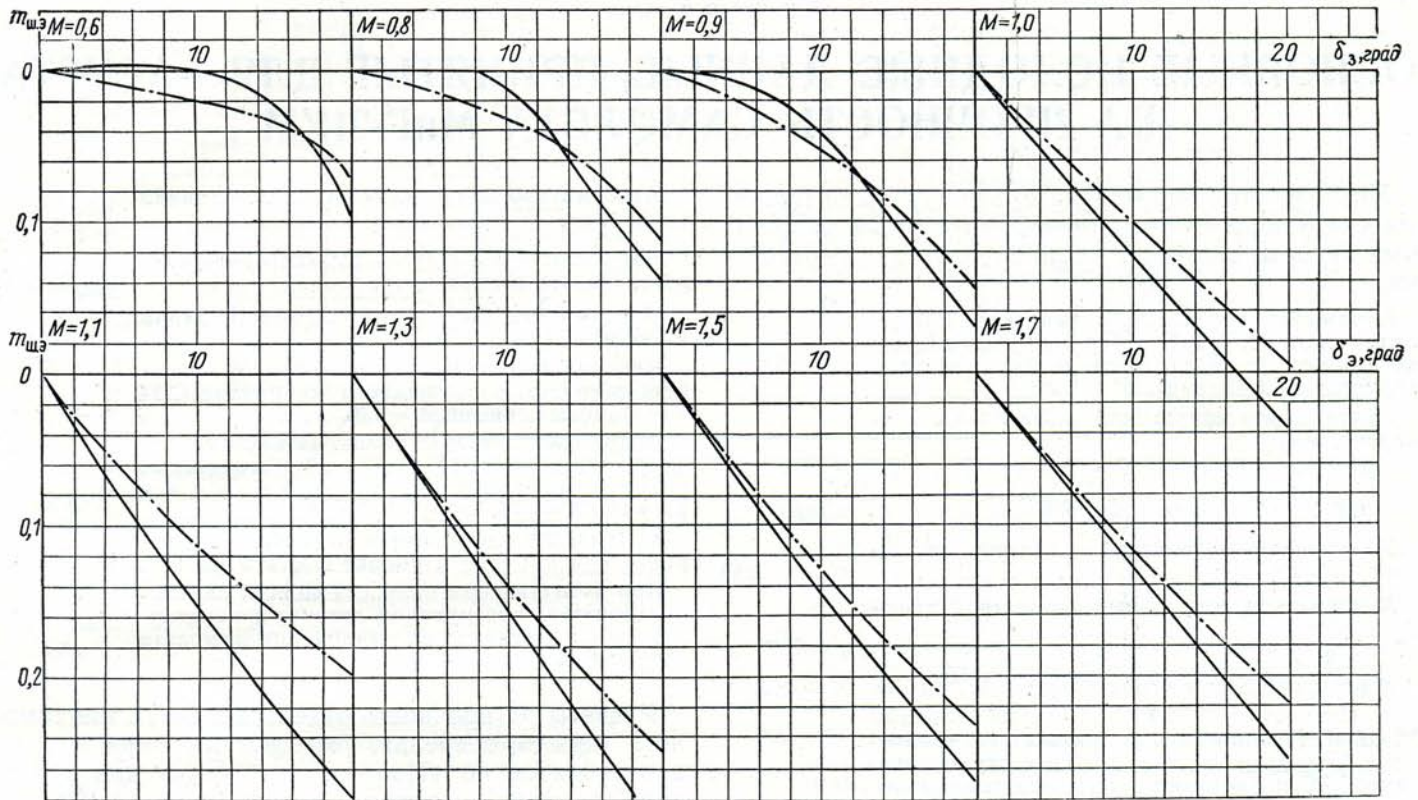


Рис. 172. Коэффициенты шарнирного момента элерона самолета с ракетами Р-3С и без ракет:

— $\alpha = 0^\circ$;
 - - - $\alpha = 8^\circ$

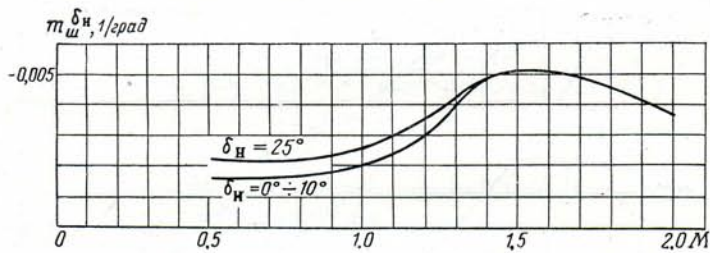


Рис. 173. Коэффициент шарнирного момента руля направления самолета с ракетами Р-3С и без ракет:
 $\beta = \pm 5^\circ$

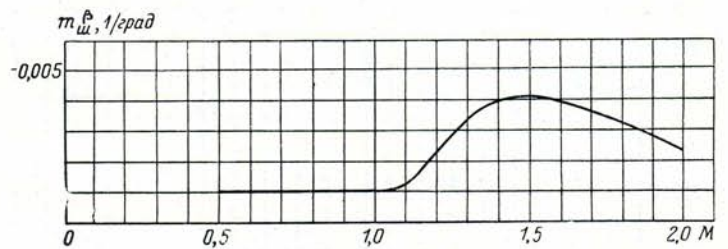


Рис. 174. Коэффициент шарнирного момента руля направления самолета с ракетами Р-3С и без ракет:
 $\delta_n = \pm 25^\circ$; $\beta = \pm 5^\circ$

шарнирного момента руля направления в зависимости от числа M полета.

На рис. 173 видно, что величина $m_{ш\delta_n}$ увеличивается по абсолютному значению при переходе через скорость звука. Это явление объясняется смещением назад фокуса руля направления при переходе через скорость звука.

Зависимость величины $m_{ш\delta_n}^R$ от числа M приведена на рис. 174.

Нагрузка на педали (в кгс) определяется по величине шарнирного момента и передаточному числу от педалей до руля:

$$P_{\text{пед}} = K_{\text{ш}} M_{\text{ш}} = 5,0 M_{\text{ш}}.$$

ОСНОВНЫЕ ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ, ПРИНЯТЫЕ ДЛЯ РАСЧЕТА НА ПРОЧНОСТЬ САМОЛЕТА МиГ-21УМ

При расчете самолета на прочность были приняты следующие максимально допустимые скоростные напоры, скорости, числа M полета и перегрузки.

1. Самолет МиГ-21УМ с ракетами Р-3С, с пулеметной гондолой и без них, без подвесного бака (с убранными и выпущенными тормозными щитками).

Максимально допустимая эксплуатационная перегрузка:

при расчетном весе $G = 7000$ кг $n_y^9 = 7$

при расчетном весе $G > 7000$ кг $n_y^9 = 6$

Максимально допустимая индикаторная скорость в км/ч $V_{инд} = 1250$

Максимально допустимый скоростной напор ($q = \frac{\rho V^2}{2}$) в кгс/м² $q = 7500$

Максимально допустимое число M полета $M = 2,2$

2. Самолет МиГ-21УМ с двумя блоками УБ-16-57УМ при наличии подвесного топливного бака и без него, а также с двумя ракетами Р-3С при наличии подвесного топливного бака (с убранными и выпущенными тормозными щитками).

Максимально допустимая эксплуатационная перегрузка $n_y^9 = 6$

Максимально допустимая индикаторная скорость полета в км/ч $V_{инд} = 1000$

Максимально допустимый скоростной напор в кгс/м² $q = 4830$

Максимально допустимое число M полета (для самолета, вооруженного снарядами С-24 или бомбами, число $M = 1,3$) $M = 1,8$

Подробные значения принятых максимально допустимых чисел M , скоростей и скоростных напоров по высотам приведены в табл. 4 и на рис. 175–178.

3. Предельно допустимая индикаторная скорость при выпуске и уборке шасси в км/ч . . . $V_{инд} = 700$

При эксплуатации самолета во всех случаях пользоваться инструкцией летчику по эксплуатации и технике пилотирования самолета МиГ-21УМ.

Расчеты на прочность отдельных агрегатов самолета (крыла, оперения, фюзеляжа, фонаря и т. п.) производятся по «Нормам прочности» для условных расчетных случаев — А; А'; В; С; D', D; L_A и т. д.

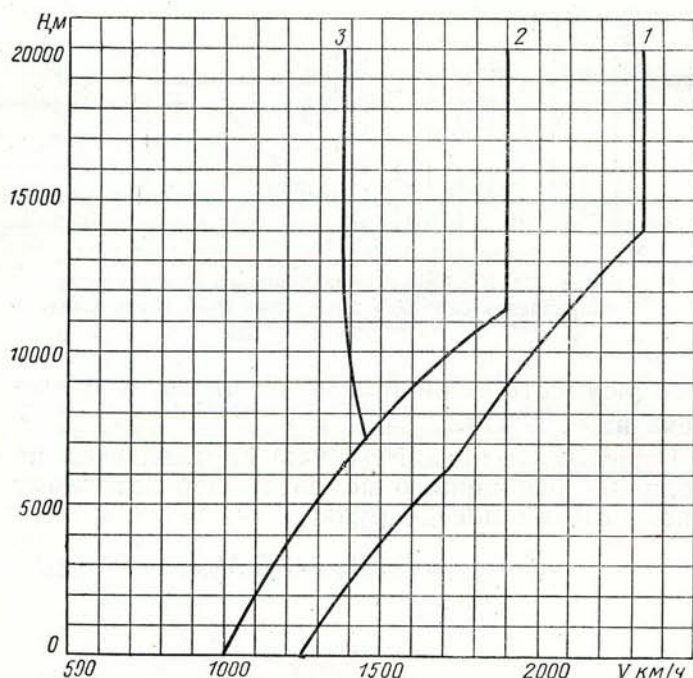


Рис. 175. Максимально допустимые истинные скорости полета самолета, принятые для расчета на прочность:

1—самолет с ракетами Р-3С, с пулеметной гондолой и без них, без подвесного бака; 2—самолет с двумя блоками УБ-16-57УМ, с подвесным топливным баком; 3—самолет с двумя снарядами С-24 или с двумя бомбами ФАБ-250, при наличии подвесного топливного бака и без него

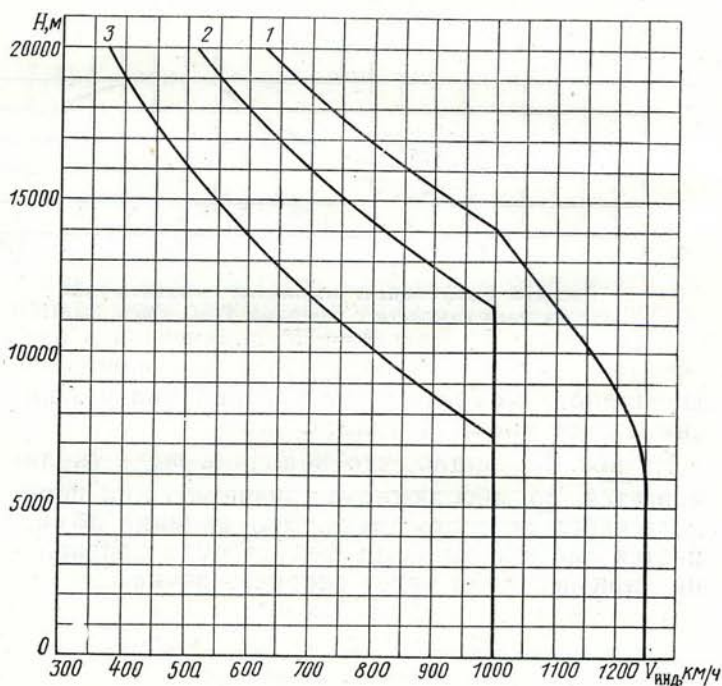


Рис. 176. Максимально допустимые индикаторные скорости самолета, принятые для расчета на прочность:

1—самолет с ракетами Р-3С, с пулеметной гондолой и без них, без подвесного бака; 2—самолет с двумя блоками УБ-16-57УМ, с подвесным топливным баком и без него или самолет с ракетами Р-3С, с подвесным топливным баком; 3—самолет с двумя снарядами С-24 или с двумя бомбами ФАБ-250, при наличии подвесного топливного бака и без него

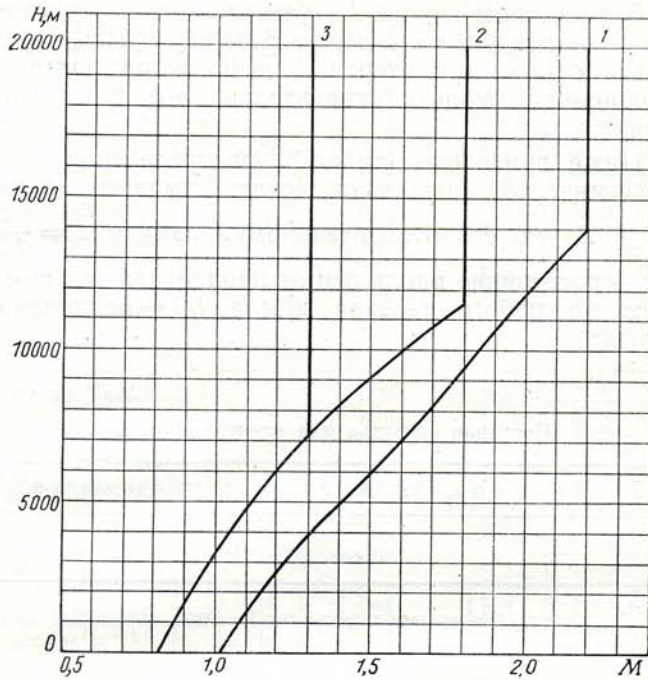


Рис. 177. Максимально допустимые числа M полета самолета, принятые для расчета на прочность:

1—самолет с ракетами Р-3С, с пулеметной гондолой и без них, без подвесного бака; 2—самолет с двумя блоками УБ-16-57УМП, с подвесным топливным баком и без него или самолет с ракетами Р-3С, с подвесным топливным баком; 3—самолет с двумя снарядами С-24 или с двумя бомбами ФАБ-250, при наличии подвесного топливного бака и без него

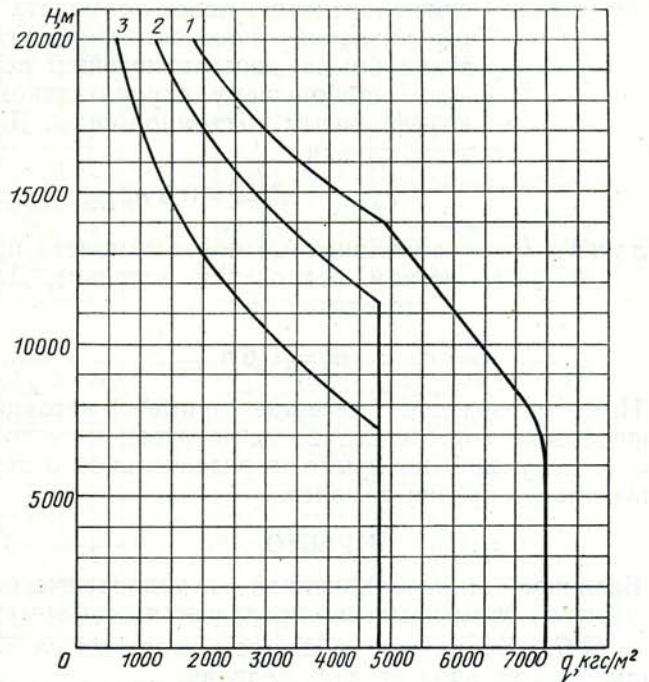


Рис. 178. Максимально допустимые скоростные напоры, принятые для расчета на прочность самолета:

1—самолет с ракетами Р-3С, с пулеметной гондолой и без них, без подвесного бака; 2—самолет с двумя блоками УБ-16-57УМП, с подвесным топливным баком и без него или самолет с ракетами Р-3С, с подвесным топливным баком; 3—самолет с двумя снарядами С-24 или с двумя бомбами ФАБ-250, при наличии подвесного топливного бака и без него

Таблица 4

Максимально допустимые скорости, числа M и скоростные напоры, принятые для расчета на прочность самолета и креплений внешних подвесок

Самолет с двумя ракетами Р-3С или пулеметной гондолой

H, м	0	2000	4000	6000	8000	10 000	12 000	14 000	16 000	18 000	20 000
V, км/ч	1250	1375	1530	1710	1860	2000	2150	2340	2340	2340	2340
V _{инд} , км/ч	1250	1250	1250	1250	1220	1160	1080	1005	858	733	626
M	1,02	1,15	1,31	1,5	1,68	1,85	2,02	2,2	2,2	2,2	2,2
q, кгс/м²	7500	7500	7500	7500	7170	6450	5630	4870	3550	2590	1890

Самолет с реактивными снарядами (кроме С-24) при наличии топливного бака и без него, а также самолет с двумя ракетами Р-3С или с пулеметной гондолой при наличии топливного бака

H, м	0	2000	4000	6000	8000	10 000	11 500	12 000	14 000	16 000	18 000	20 000
V, км/ч	1000	1100	1225	1366	1530	1725	1910	1910	1910	1910	1910	1910
V _{инд} , км/ч	1000	1000	1030	1000	1000	1000	1000	963	822	702	600	512
M	0,816	0,922	1,05	1,2	1,38	1,6	1,8	1,8	1,8	1,8	1,8	1,8
q, кгс/м²	4830	4830	4830	4830	4830	4830	4830	4470	3260	2830	1735	1265

Самолет с бомбами или с реактивными снарядами С-24 при наличии подвесного топливного бака и без него

H, м	0	2000	4000	6000	7200	8000	10 000	12 000	14 000	16 000	18 000	20 000
V, км/ч	1000	1100	1225	1366	1455	1440	1400	1380	1380	1380	1380	13700
V _{инд} , км/ч	1000	1000	1000	1000	1000	944	813	695	594	507	433	370
M	0,816	0,922	1,05	1,2	1,3	1,3	1,3	1,3	1,3	1,3	1,3	1,3
q, кгс/м²	4830	4830	4830	4830	4830	4290	3190	2330	1700	1240	905	660

Случай А — криволинейный полет самолета в вертикальной плоскости при угле атаки крыла, соответствующем первому наибольшему коэффициенту подъемной силы. Для этого случая

$$c_y = c_{y \max}; \quad n_y^3 = n_{y \max}^3.$$

Случай А' — криволинейный полет самолета в вертикальной плоскости на малом угле атаки. Для этого случая

$$q = q_{\max \max}; \quad n_y^3 = n_{y \max}^3.$$

Случай В — криволинейный полет самолета в вертикальной плоскости на малом угле атаки при отклоненных элеронах. Для этого случая

$$q = q_{\max \max}; \quad n_y^3 = 0,5 n_{y \max}^3.$$

Случай С — пикирование самолета с отклоненными элеронами. Для этого случая

$$q = q_{\max \max}; \quad n_y^3 = 0.$$

Случай D' — криволинейный полет самолета в вертикальной плоскости на малом отрицательном угле атаки. Для этого случая

$$q = q_{\max \max}; \quad n_y^3 = -0,5 n_{y \max}^3.$$

Случай D — криволинейный полет самолета в вертикальной плоскости при угле атаки крыла, соответствующем первому наибольшему отрицательному коэффициенту подъемной силы. Для этого случая

$$c_y = c_{y \min}; \quad n_y^{\circ} = -0,5 n_{y \max}^{\circ}$$

Случай L_A — криволинейный полет самолета при резком отклонении элеронов. Для этого случая

$$q = q_{\max}; \quad n_y^{\circ} = 0,6 n_{y \max}^{\circ}$$

Ниже приводятся в качестве примера методики определения аэродинамических нагрузок и нагрузки, действующие на крыло, горизонтальное и вертикальное оперения самолета.

КРЫЛО

Величина эксплуатационной аэродинамической подъемной силы крыльев определяется по формуле $Y = n_y^{\circ} G$. Кроме того, в каждом полетном случае задается еще одна из двух величин:

$$q = \frac{n_y^{\circ} G}{c_{y \text{кр}} S} \quad \text{или} \quad c_{y \text{кр}} = \frac{n_y^{\circ} G}{q S},$$

где n_y° — эксплуатационная перегрузка крыла для данного случая;

G — расчетный вес самолета в кг;

S — площадь крыла в м²;

q — скоростной напор в кгс/м²;

$c_{y \text{кр}}$ — коэффициент подъемной силы крыла.

Эксплуатационная аэродинамическая подъемная сила крыла по его размаху распределяется пропорционально заданной циркуляции крыла Γ , т. е. эксплуатационная погонная нагрузка (в кгс/м)

$$P^{\circ} = \Gamma \frac{n_y^{\circ} G}{l} \quad (l - \text{размах крыла}).$$

Для всех расчетных случаев крыла данного самолета (кроме случая A) принятая циркуляция приведена на рис. 179.

$$M > 1,0$$

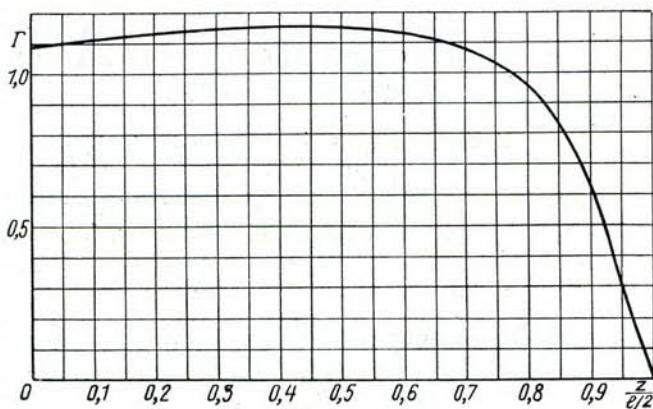


Рис. 179. Коэффициент распределения нагрузки по размаху крыла (циркуляция)

В расчетном случае L_A учитывается перераспределение воздушной силы по размаху крыла вследствие отклонения элеронов, деформации крыла и вращения самолета относительно его продольной оси.

Ниже приведено (табл. 5) распределение аэродинамической подъемной силы крыла на случай A' и L_A по его относительному размаху $\bar{z} = \frac{z}{l/2}$ (z — расстояние вдоль оси от продольной оси самолета до любого сечения крыла, $l/2$ — полуразмах крыла).

Таблица 5

Погонная нагрузка для случаев A' и L_A

\bar{z}	0,161	0,2	0,3	0,4	0,5	0,542	0,6	0,69	0,7	0,775	0,8	0,85	0,89	0,9	0,95
<i>Случай A'</i>															
P° , кгс/м	7650	7720	7790	7850	7850	7800	7790	7450	7380	6800	6490	5600	4500	4230	2180
<i>Случай L_A, элерон отклонен вниз</i>															
P° , кгс/м	4130	4030	3800	3650	3450	3360	5650	5300	5250	4670	4450	4000	3050	2800	1450
<i>Случай L_A, элерон отклонен вверх</i>															
P° , кгс/м	5020	5200	5550	5800	5950	6000	3650	3640	3600	3460	3300	2720	2300	2200	1620

Более подробное описание определения воздушных сил, действующих на крыло, а также определение центров давления и распределения воздушных сил по контуру сечения крыла дано в «Нормах прочности» самолетов.

Для самолета МиГ-21УМ приняты следующие эксплуатационные перегрузки крыла по расчетным случаям:

Случай	A	A'	B	C	D'	D	L_A
n_y°	7	7	3,5	0	-3,5	-3,5	4,2

ГОРИЗОНТАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ

Полная аэродинамическая нагрузка на горизонтальное оперение в общем случае состоит из уравновешивающей силы, маневренной и демпфирующей (за счет демпфирования крыла):

$$P_{\Sigma \text{ г.о}} = P_{\text{уравн}} + \Delta P_{\text{маневр}} + \Delta P_{\text{демф.}}$$

Эксплуатационная аэродинамическая уравновешивающая сила, действующая на горизонтальное оперение, в каждом расчетном случае определяется по формуле

$$P_{\text{уравн}} = m_z \text{ без г.о} \cdot q \frac{S b_A}{L_{\text{г.о}}},$$

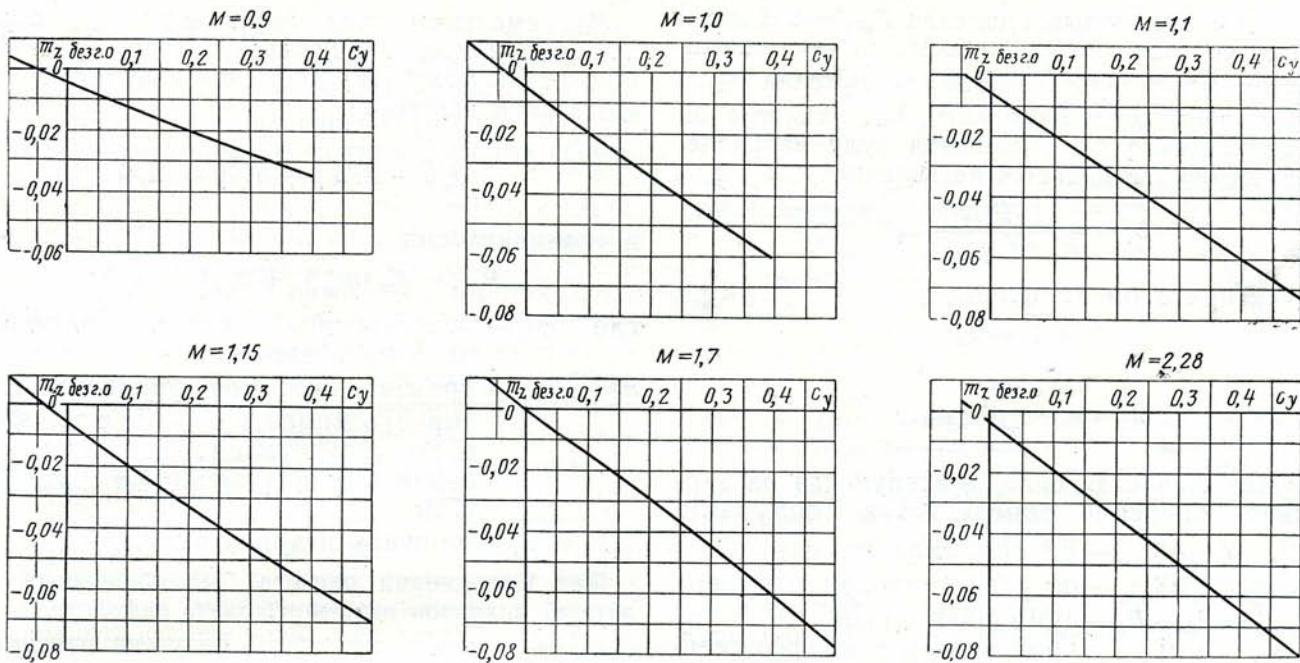


Рис. 180. Коэффициент продольного момента модели самолета без горизонтального оперения по испытаниям в Т-109:
 $\bar{x}_T = 32\% \text{ САХ}$

где $m_z \text{ без г.о.}$ — коэффициент продольного момента самолета без горизонтального оперения (рис. 180);

- b_A — средняя аэродинамическая хорда крыла;
- S — площадь крыла;
- $L_{г.о.}$ — расстояние вдоль оси x от центра тяжести самолета до аэродинамического фокуса горизонтального оперения;
- q — скоростной напор рассматриваемого случая.

Коэффициент $m_z \text{ без г.о.}$ выбирается при $c_{y \text{ кр.}}$, определяемом по расчетным случаям по графику $m_z \text{ без г.о.} = f(M; c_{y \text{ кр.}})$ так, чтобы получить максимальную силу на горизонтальное оперение.

В отдельных случаях к уравновешивающей силе прибавляется дополнительная сила (демпфирующая), возникающая вследствие демпфирования крыла.

В случаях A' , B и C к уравновешивающей силе прибавляется дополнительная сила (маневренная), вызывающая угловое ускорение самолета относительно оси z , которая определяется по следующим формулам:

для случая A'

$$P_{\text{маневр}}^{\text{э}} = 0,33n_{y \text{ max}} \frac{G}{S} S_{г.о.};$$

для случаев B и C

$$P_{\text{маневр}}^{\text{э}} = \pm 0,25n_{y \text{ max}} \frac{G}{S} S_{г.о.}$$

Кроме того, отдельно рассматривается 2-й случай маневренной силы, определяемой по формуле

$$P_{\text{маневр}}^{\text{э}} = \pm 0,5n_{y \text{ max}} \frac{G}{S} S_{г.о.}$$

Во всех перечисленных случаях берется $n_{y \text{ max}} = 7$.

В результате проведенного расчета для самолета получены следующие максимальные расчетные значения сил (с учетом коэффициента безопасности f), действующих на горизонтальное оперение:

Силы и коэффициент	Случай				2-й случай маневренной силы
	A'	B	C	D'	
$P_{\text{уравн}}$	-9 500	-7 080	-2 440	3 840	—
$\Delta P_{\text{маневр}}$	—	-4 380	-4 380	—	$\pm 8 800$
$P_{\text{г.о.}}$	-9 500	-11 460	-6 820	3 840	$\pm 8 800$
f	1,5	2	2	1,5	2

Здесь $P_{\text{г.о.}} = P_{\text{уравн}} + \Delta P_{\text{маневр}}$.

Аэродинамические силы определены при весе $G = 7000$ кг и центровке $\bar{x}_T = 0,32$.

ВЕРТИКАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ

Аэродинамическая сила, действующая на вертикальное оперение, определяется при следующем маневре самолета в горизонтальной плоскости (без учета крена и смещения центра тяжести во время маневра).

На педаль прикладывается сила $P_{\text{пед}} = 125$ кгс и величина ее сохраняется до момента достижения самолетом максимального угла скольжения β_{max} . В момент достижения самолетом β_{max} усилие с педали снимается, угол отклонения руля направления мгновенно уменьшается на величину

$$\delta_0^\circ = \frac{-P_{\text{пед}}}{K_{\text{ш}} m_{\text{ш}}^{\delta^\circ} q S_p b_p},$$

достигая при этом величины

$$\delta_1^\circ = \delta^\circ - \delta_0^\circ,$$

где

$$\delta^\circ = \delta_0^\circ - \frac{m_{\text{ш}}^\beta}{m_{\text{ш}}^{\delta^\circ}} \beta_{\text{max}}^\circ.$$

Аэродинамическая сила, действующая на вертикальное оперение, определяется формулами:

$P_\beta = c_{z \text{ в.о}}^\beta \beta_{\text{max}}^\circ q S_{\text{в.о}}$ — от угла скольжения;

$P_\delta = c_{z \text{ в.о}}^{\delta^\circ} \delta_1^\circ q S_{\text{в.о}}$ — от угла отклонения руля;

$P_{\Sigma \text{ в.о}} = P_\beta + P_\delta$ — суммарная сила;

$c_{z \text{ в.о}}^\beta$ и $c_{z \text{ в.о}}^{\delta^\circ}$ — производные коэффициентов боковой силы вертикального оперения по углу скольжения и по углу отклонения руля направления соответственно.

Максимальный угол скольжения β_{max}° определяется с помощью дифференциального уравнения (уравнения моментов) движения самолета в горизонтальной плоскости

$$J_y \ddot{\beta} + M_{y^0} \dot{\beta} + M_y^\beta \beta = M_y^\delta \delta$$

и уравнения сил

$$P_{\text{пед}} = K_{\text{ш}} (m_{\text{ш}}^\beta \beta^\circ + m_{\text{ш}}^{\delta^\circ} \delta^\circ) q S_p b_p,$$

где $K_{\text{ш}}$ — передаточное число от педалей до руля направления;

$m_{\text{ш}}^\beta$ и $m_{\text{ш}}^{\delta^\circ}$ — производные коэффициентов шарнирного момента по углу скольжения и по углу отклонения руля направления соответственно (см. рис. 174 и 173);

S_p и b_p — площадь и хорда руля.

При выполнении расчета был обследован весь летный диапазон режимов полета самолета.

В результате расчета была получена максимальная эксплуатационная сила, действующая на вертикальное оперение $P^3 = 3410$ кгс (на режиме полета $M = 0,7 \div 0,8$).

Кроме того, вертикальное оперение рассчитывается для случая полета в неспокойном воздухе.

ГЛАВА VIII

ВСПОМОГАТЕЛЬНЫЕ МАТЕРИАЛЫ К ЛЕТНЫМ ХАРАКТЕРИСТИКАМ

МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ СКОРОСТИ И ВЫСОТЫ ПОЛЕТА

Скорость полета самолета может определяться относительно земли или относительно набегающего потока. Высота полета может определяться или относительно земли как геометрическое расстояние, или по атмосферному барометрическому давлению.

Высота, определяемая по атмосферному давлению, называется барометрической высотой.

На борту самолета устанавливаются приборы для определения скорости полета относительно воздушного потока и барометрической высоты полета. Эти приборы включены в пневматическую систему приемника воздушного давления ПВД-18-5М ($\alpha_{\text{конус}} = 5^\circ$; $l_{\text{штанг}} = 1420$ мм). В полете самолета возникает искажение давления окружающего воздуха. При дозвуковой скорости это искажение сопровождается повышением давления перед фюзеляжем. Приемник воздушного давления ПВД, расположенный на носовой штанге, воспринимает искаженное статическое давление, что приводит к ошибкам в работе мембранно-анероидных приборов. Величина искажения зависит от диаметра фюзеляжа и длины выносной штанги ПВД. Давле-

ние невозмущенного потока p_n и статическое давление p_a , воспринимаемое приемником, приближенно связаны между собой следующим соотношением:

$$p_A = p_n + \Delta p_a + \Delta p_b,$$

где p_a и p_b — соответственно аэродинамическая и волновая ошибки восприятия статического давления, обусловленные влиянием фюзеляжа.

Уменьшение ошибок в показаниях визуальных приборов может быть достигнуто подбором соответствующей формы и места расположения приемника воздушного давления.

Приемник воздушного давления замеряет статическое (атмосферное) и динамическое (скоростной напор) давления, по которым и определяют соответствующую высоту и скорость полета.

На рис. 181 приведена схема приемника воздушного давления. Приемник ПВД-18-5М имеет три камеры статического давления и по одной камере полного давления. Приемник ПВД-18-5М имеет аэродинамический компенсатор восприятия статического давления третьей камерой, как показано на рис. 181. Аэродинамический компенсатор обеспечивает восприятия статического давления прак-

тически без искажения до скорости, соответствующей числу $M_{пр} = 0,75$. В полете со скоростью, соответствующей числу $M_{пр} > 0,75$, ошибка восприятия статического давления третьей камерой ПВД-18-5М возрастает и на сверхзвуковых скоростях становится значительной.

Одновременно с этим в первой и второй статических камерах ПВД-18-5М, не имеющих аэродинамических компенсаторов, ошибки восприятия статического давления при числах $M_{пр} > 1$ одинаковы и практически равны 0. Небольшая ошибка третьей камеры на дозвуковых скоростях и первой камеры на сверхзвуковых позволяют получить распределение малой по величине ошибки восприятия статического давления во всем диапазоне чисел M полета. Это достигается путем подключения высотомера и вариометра к третьей статической камере на дозвуковых скоростях и к первой статической камере на сверхзвуковых. Указатели скорости и числа M постоянно подключены к первой статической камере для уменьшения влияния запаздывания в показаниях высоты и вариометра при вертикальных маневрах.

Переключение с третьей камеры на первую осуществляется автоматически пневмопереключателем ПП-1 в диапазоне чисел $M_{пр} = 0,98 \div 1,02$. Переключение производится механически вследствие перепада давлений между первой и третьей камерами без использования дополнительных систем. Вход пневмопереключателя ПП-1 соединен с пер-

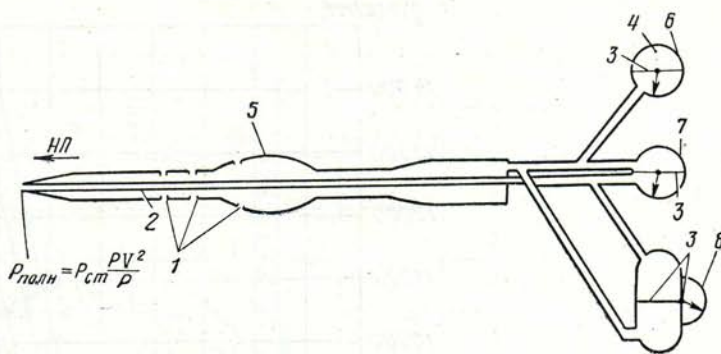


Рис. 181. Схема измерений высоты, скорости и числа M полета приемником воздушного давления ПВД:
1—отверстия статических камер; 2—камера полного давления; 3—мембранные перегородки; 4—вакуум; 5—аэродинамический компенсатор; 6—высотомер; 7—указатель скорости; 8—указатель числа M

вой и третьей статическими камерами ПВД-18-5М. К выходу ПП-1 подключены высотомеры и вариометры в обеих кабинах. Во всех случаях эти приборы подключаются к той статической системе, в которой давление ниже. На дозвуковой скорости приборы подключены к третьей статической камере, на сверхзвуковой — к первой статической камере. Срабатывает пневмопереключатель при перепаде давлений между первой и третьей статическими камерами не более 4 мм рт. ст.

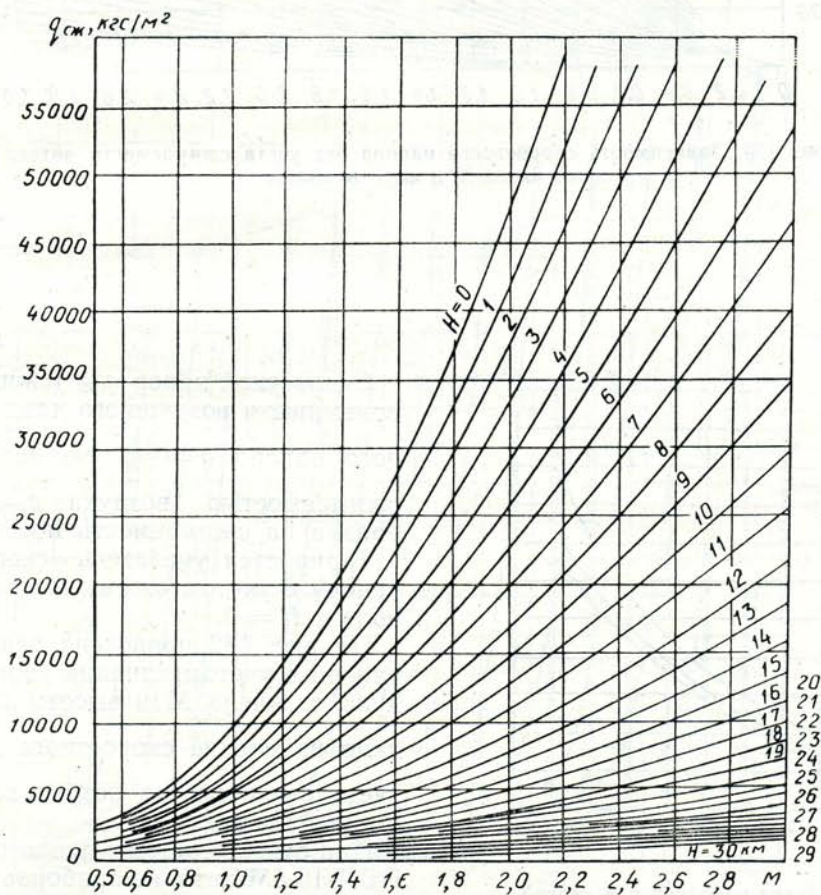


Рис. 182. Зависимость скоростного напора с учетом сжимаемости потока $q_{сж}$ от числа M и высоты полета

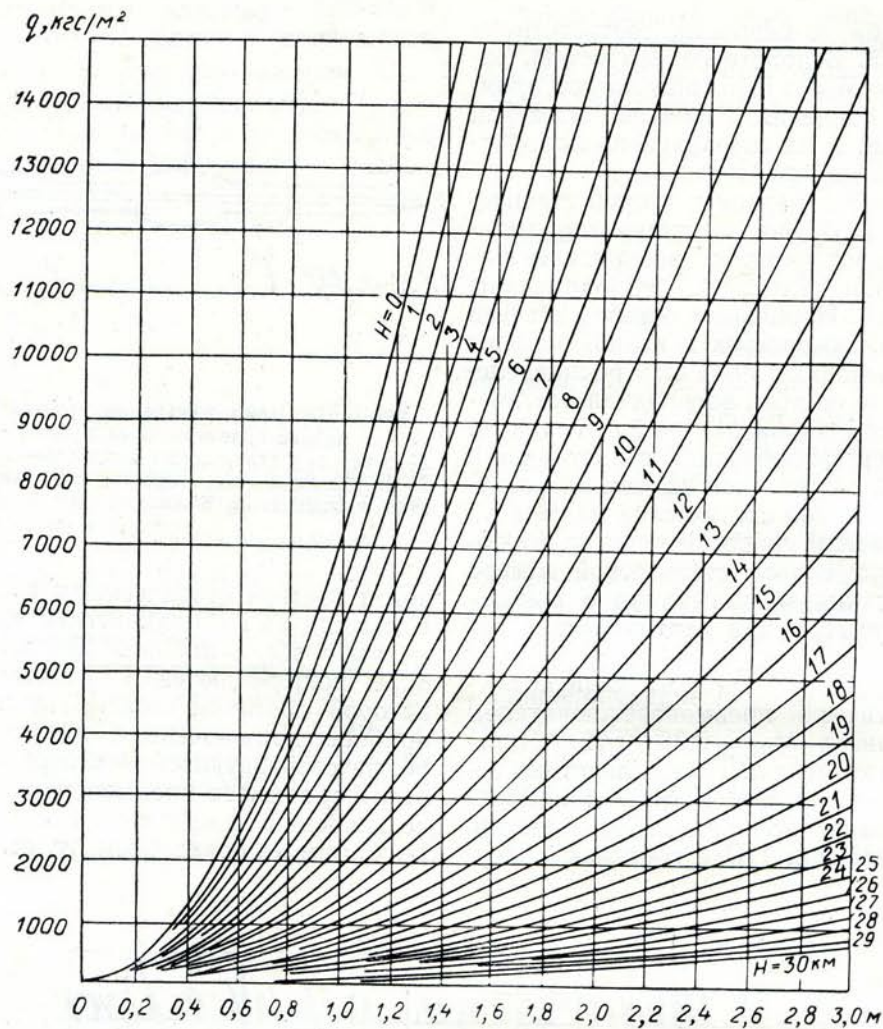


Рис. 183. Зависимость скоростного напора без учета сжимаемости потока от числа M и высоты полета

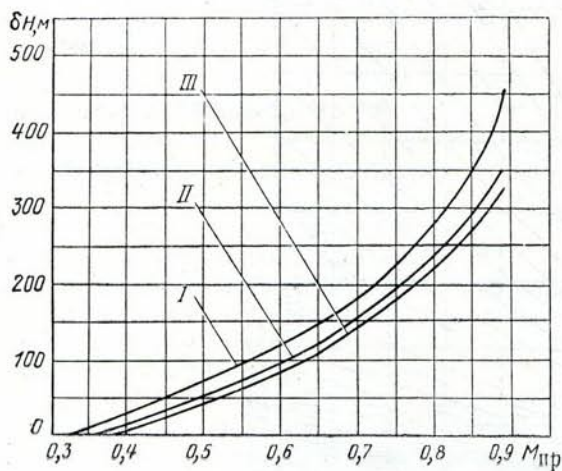


Рис. 184. Аэродинамические поправки для первой, второй и третьей (I, II, III) статических камер бортового приемника ПВД-7 на $H_p \approx 200$ м

Скоростной напор $q_{сж}$ (сжимаемый), замеренный приемником воздушного давления, больше скоростного напора $q = \frac{\rho V^2}{2}$ на величину, определяемую сжимаемостью воздуха $q_{сж} = q(1 - \epsilon)$ (ϵ — поправка на сжимаемость потока).

Тарировка указателя скорости по скоростному напору с учетом сжимаемости воздуха для высоты полета $H = 0$.

На рис. 182 приведена зависимость скоростного напора с учетом влияния сжимаемости потока воздуха от числа M и высоты полета, а на рис. 183 дано изменение скоростного напора $q = \frac{\rho V^2}{2}$ без учета сжимаемости потока воздуха от числа M и высоты полета.

При отказе системы полного давления приемника ПВД-18-5М питание приборов может быть осуществлено от аварийного бортового ПВД-7. Аэродинамические поправки приведены на рис. 184.

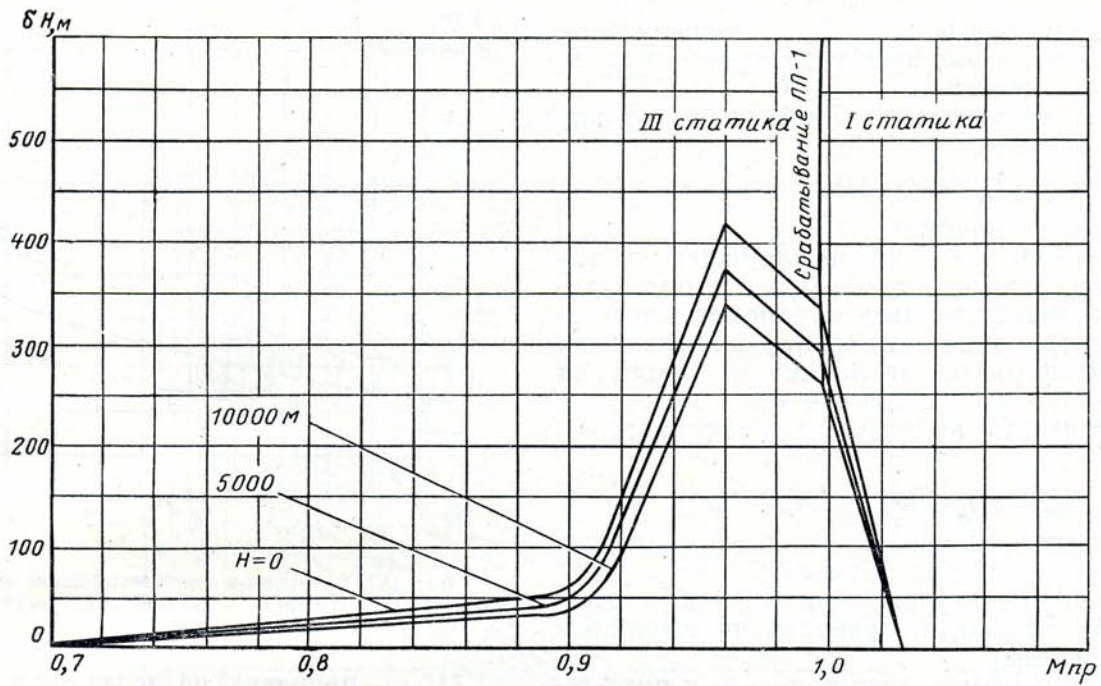


Рис. 185. Суммарные аэродинамические и волновые поправки к указателю высоты

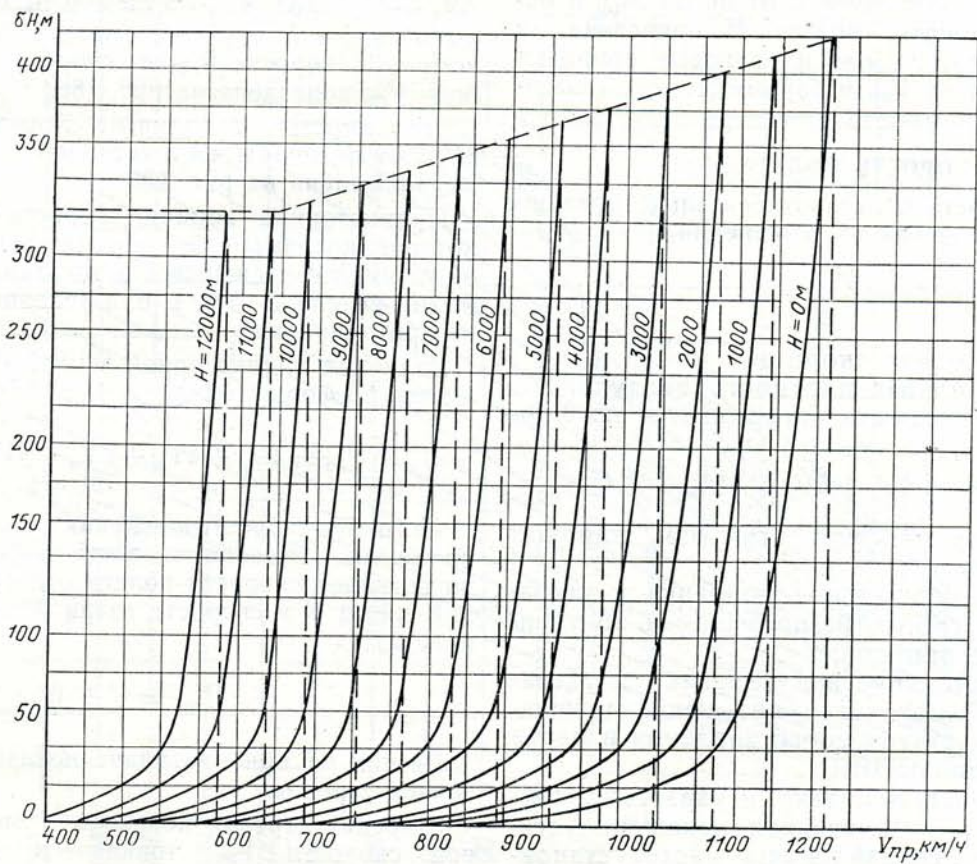


Рис. 186. Суммарные аэродинамические и волновые поправки от приборной скорости и барометрической высоты

ВЫСОТА ПОЛЕТА

Высота полета определяется по показаниям прибора с внесением в них инструментальной и аэродинамической поправок.

Геометрическая высота, т. е. высота полета над поверхностью земли

$$H_r = H + \delta H_z,$$

где H — барометрическая высота;
 δH_z — местное превышение (понижение) высоты относительно уровня моря, учитывающее поправку на барометрическую высоту, ввиду отличия фактического атмосферного давления на земле от стандартного давления 760 мм рт. ст.

Барометрическая высота H определяется по формуле

$$H = H_{пр} + \delta H_{и} + \delta H_{а} + \delta H_{в} + \delta H_{зап},$$

где $H_{пр}$ — фактическая высота по показанию прибора в кабине летчика;

$\delta H_{и}$ — инструментальная поправка к указателю высоты, полученная по тарировке прибора;

$\delta H_{а}$ — аэродинамическая поправка к указателю высоты;

$\delta H_{в}$ — волновая поправка к указателю высоты;

$\delta H_{зап}$ — поправка на запаздывание в показаниях указателя высоты (практически она невелика).

Сумма аэродинамической и волновой поправок $\delta H_{а} + \delta H_{в} = \delta H$ в зависимости от числа $M_{пр}$ и барометрической высоты полета H приведена на рис. 185. Аэродинамические и волновые поправки δH в зависимости от $V_{пр}$ и барометрической высоты полета даны на рис. 186.

СКОРОСТЬ ПОЛЕТА

Истинная скорость полета относительно воздушной среды определяется из отношения

$$V = \frac{V_i}{\sqrt{\Delta}},$$

где V_i — индикаторная скорость;

Δ — относительная плотность воздуха.

Индикаторная скорость определяется по формуле

$$V_i = V_{пр} + \delta V_{и} + \delta V_{а} + \delta V_{в} + \delta V_{сж} + \delta V_{зап},$$

где $V_{пр}$ — приборная скорость (по широкой стрелке);

$\delta V_{и}$ — инструментальная поправка к указателю скорости, получаемая по тарировке прибора;

$\delta V_{а}$ — аэродинамическая поправка к указателю скорости, учитывающая искажение статического давления в месте установки ПВД;

$\delta V_{в}$ — волновая поправка к указателю скорости, учитывающая искажение статического давления в месте установки приемника воздушного давления под влиянием скачков уплотнения;

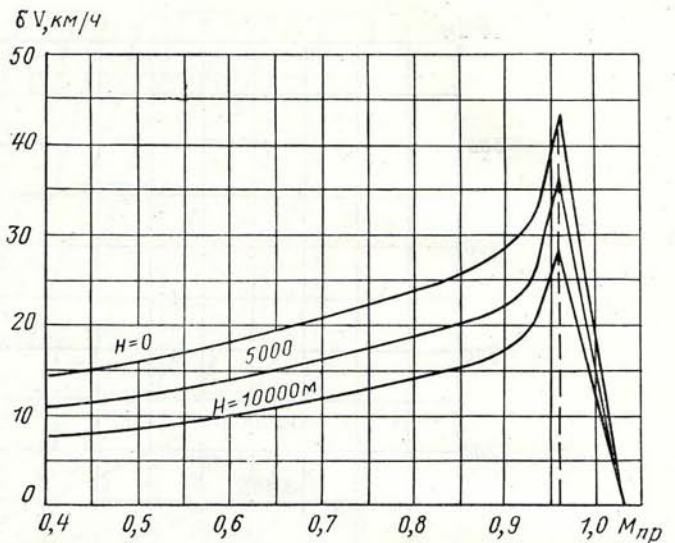


Рис. 187. Суммарные аэродинамические и волновые поправки к указателю скорости

$\delta V_{зап}$ — поправка на запаздывание к показаниям указателя скорости по времени (практически она равна нулю);

$\delta V_{сж}$ — поправка на разницу в сжимаемости воздуха на данной высоте и на высоте, для которой тарировался прибор.

Сумма аэродинамической и волновой поправок $\delta V_{а} + \delta V_{в} = \delta V$ в зависимости от числа $M_{пр}$ и высоты полета H приведена на рис. 187. Зависимость истинной скорости $V_{ист}$ от скорости полета по прибору $V_{пр}$ приведена на рис. 188.

Зависимость поправки на сжимаемость воздуха $\delta V_{сж}$ от величины индикаторной земной скорости $V_{iз}$ приведена на рис. 189.

Индикаторная земная скорость — это скорость, которую показывал бы указатель скорости, если бы он не имел погрешностей в показаниях и находился бы на высоте $H=0$, т. е. в условиях, при которых он протарирован.

Величина индикаторной земной скорости определяется по формуле

$$V_{iз} = V_{пр} + \delta V_{и} + \delta V_{а} + \delta V_{в} + \delta V_{зап}.$$

Истинная скорость движения самолета относительно земли — путевая скорость $V_{пут}$ — определяется по истинной скорости полета относительно воздушной среды V и скорости ветра W (по направлению полета):

$$V_{пут} = V + W.$$

Летчик на приборе видит показания широкой и тонкой стрелок.

Широкая стрелка показывает значения приборной скорости $V_{пр}$, тонкая — истинную скорость (приближенно) относительно воздушной среды $V_{ист}$.

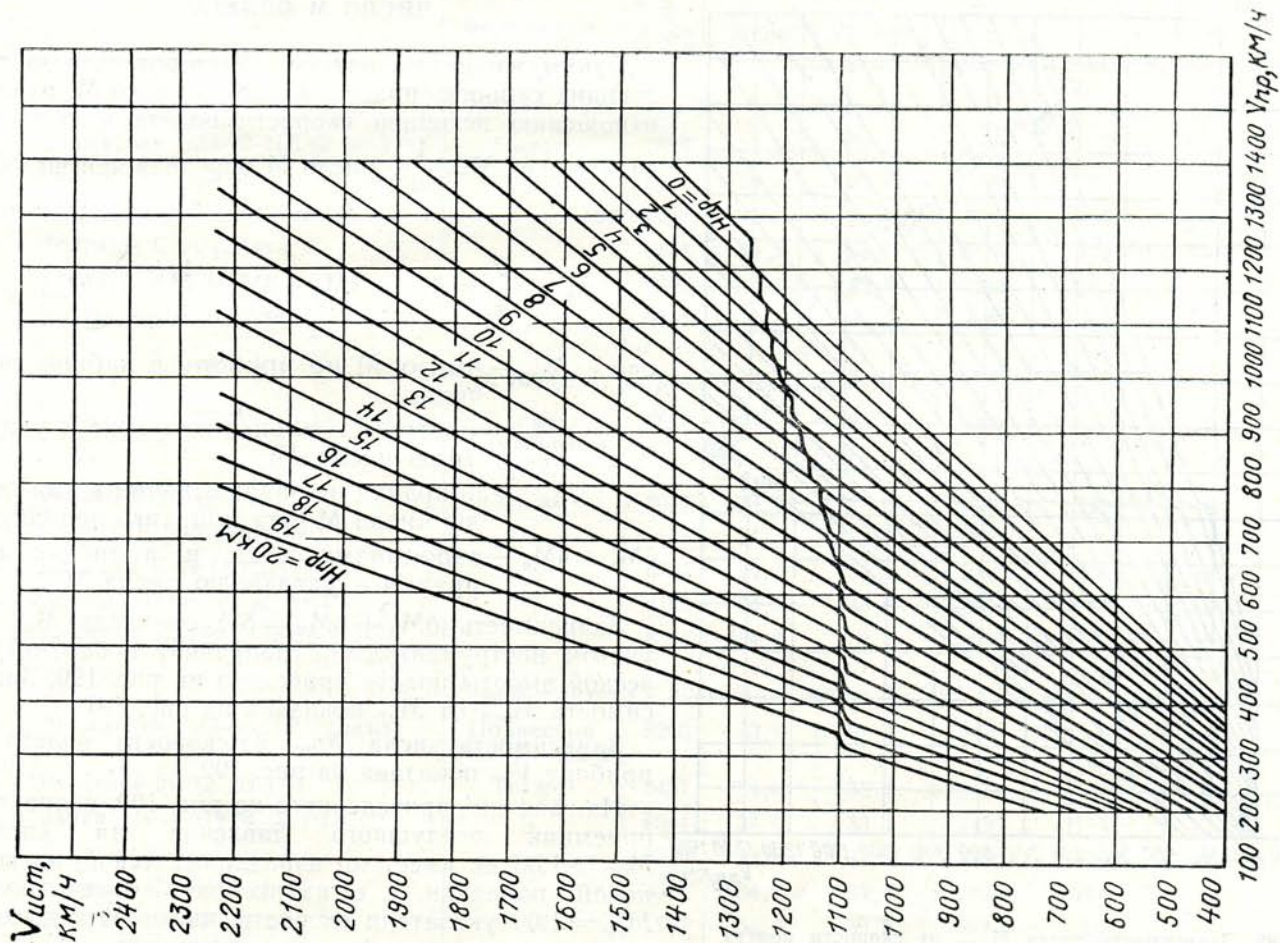


Рис. 188. Зависимость истинной скорости $V_{ист}$ от скорости полета по прибору $V_{пр}$ (по широкой стрелке)

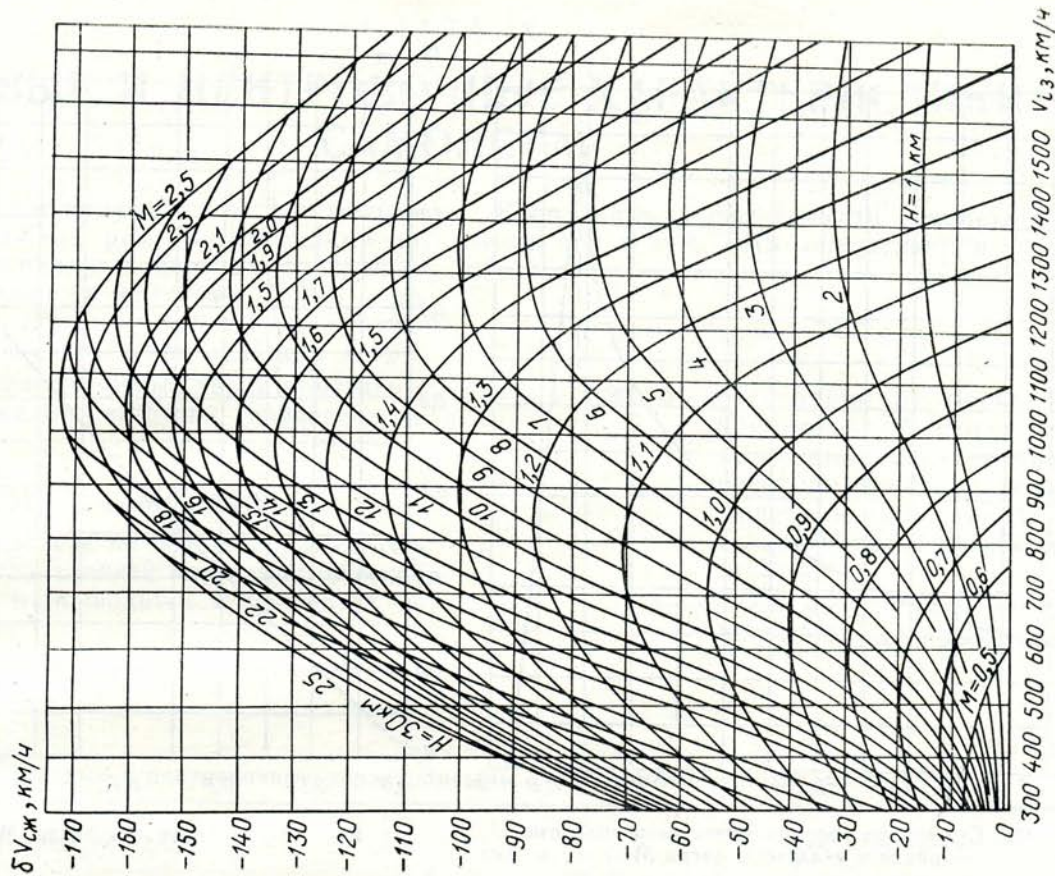


Рис. 189. Поправка на сжимаемость воздуха V

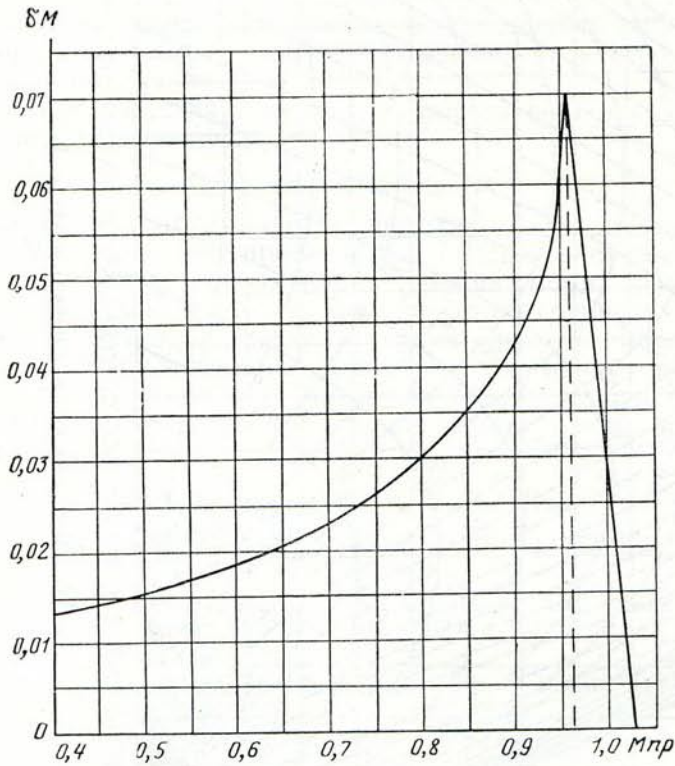


Рис. 190. Суммарные аэродинамические и волновые поправки к указателю числа М

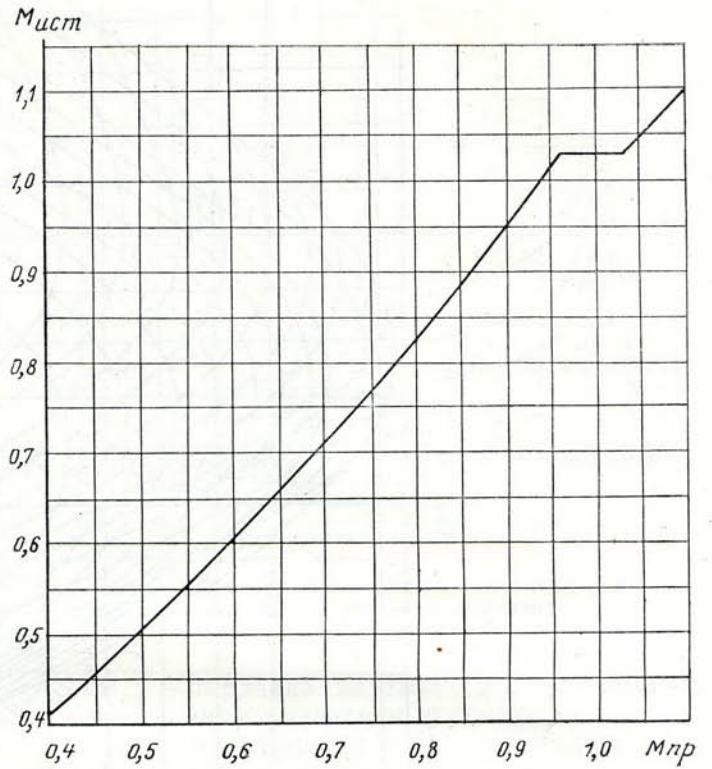


Рис. 191. Зависимость числа $M_{ист}$ от числа $M_{пр}$

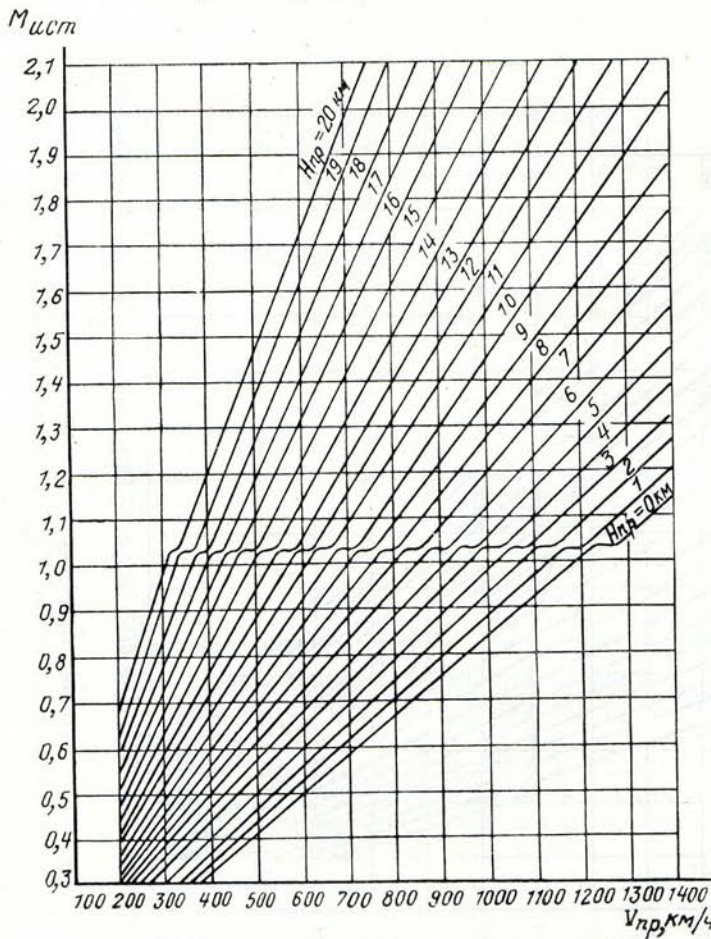


Рис. 192. Зависимость числа $M_{ист}$ от скорости полета по прибору $V_{пр}$ (по широкой стрелке)

ЧИСЛО М ПОЛЕТА

Одним из весьма важных факторов, характеризующих скорость полета, является число М, равное отношению истинной скорости полета к скорости звука, т. е. $M = \frac{V}{a}$, число М определяется по формуле

$$M = \frac{V}{a} = M_{пр} + \delta M_{ин} + \delta M_a + \delta M_b + \delta M_{зап},$$

где $M_{пр}$ — число М по прибору в кабине летчика;

$\delta M_{ин}$ — инструментальная поправка к указателю числа М;

$\delta M_{зап}$ — поправка на запаздывание к указателю числа М (эта поправка невелика);

$\delta M_a + \delta M_b$ — аэродинамическая и волновая поправки к указателю числа М.

Зависимость $\delta M_a + \delta M_b = \delta M$ от числа $M_{пр}$ (с учетом инструментальной поправки) и барометрической высоты полета приведена на рис. 190. Зависимость $M_{ист}$ от $M_{пр}$ показана на рис. 191.

Зависимость числа $M_{ист}$ от скорости полета по прибору $V_{пр}$ показана на рис. 192.

Из графика, приведенного на рис. 190, видно, что приемник воздушного давления на числах $M_{пр} > 1,03$ не имеет ни аэродинамической, ни волновой поправки, т. е. на числах М полета более $M_{пр} = 1,03$ указатели скорости, числа М и высоты полета дают показания без искажения.

ВЕСОВЫЕ И ЦЕНТРОВОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

В настоящем разделе приводятся веса и центровки самолета МиГ-21УМ с различными видами нагрузки: без вооружения, с подвесным топливным баком, с самонаводящимися ракетами Р-3С, с неуправляемыми реактивными снарядами, с авиационными бомбами и с подвеской пулемета А-12,7.

Общие весовые и центровочные характеристики с различными вариантами загрузки приведены в табл. 6.

ЦЕНТРОВКА САМОЛЕТА

Центр тяжести самолета по оси x координируется относительно носка средней аэродинамической хорды крыла САХ и приводится в процентах ее длины.

Координаты центра тяжести самолета в направлении оси x в % САХ определяются следующим образом:

$$\bar{x} = \frac{a + x_{ц.т}}{b_A} 100,$$

где $a = 1,302$ м — расстояние от носка САХ до центровочной оси y (см. расположение САХ на рис. 193);

$x_{ц.т}$ — расстояние центра тяжести самолета от начала центровочной оси, которое берется со своим знаком;

$b_A = 4,002$ м — средняя аэродинамическая хорда крыла (САХ).

Таблица 6

Общие весовые и центровочные характеристики с различными вариантами загрузок

№ по пор.	Варианты загрузки		Взлетный вес самолета, кг	Центровка по оси x , % САХ		Вес топлива ($\gamma = 0,88$ г/см ³), кг	Вес боекомплекта		Общая емкость топливной системы, л
	под крылом	под фюзеляжем		шасси выпущено	шасси убрано		под крылом, кг	под фюзеляжем, кг	
<i>I. Вариант загрузки без подвешного бака</i>									
1	Держатели БДЗ-60-21Д (2 шт.)	Пилон	7820	34,2	33,5	2030	—	—	2443
2	Ракеты Р-3С (2 шт.)	"	8011	34,3	33,6	2030	150	—	2443
3	Блоки УБ-16-57УМ (2 шт.)	"	8058	34,3	33,6	2030	124	—	2443
4	Снаряды С-24 (2 шт.)	"	8324	34,2	33,5	2030	470	—	2443
5	Бомбы ОФАБ-100 (2 шт.)	"	8095	34,3	33,6	2030	264	—	2443
6	Бомбы ФАБ-250 (2 шт.)	"	8331	34,4	33,7	2030	500	—	2443
<i>II. Вариант загрузки с пулеметом</i>									
7	Держатели БДЗ-60-21Д (2 шт.)	Гондола с пулеметом А-12,7	7880	34,2	33,5	2030	—	12	2443
8	Ракеты Р-3С (2 шт.)	То же	8071	34,2	33,6	2030	150	12	2443
9	Блоки УБ-16-57УМ (2 шт.)	"	8118	34,3	33,6	2030	124	12	2443
10	Снаряды С-24 (2 шт.)	"	8384	34,1	33,4	2030	470	12	2443
11	Бомбы ОФАБ-100 (2 шт.)	"	8155	34,3	33,6	2030	264	12	2443
12	Бомбы ФАБ-250 (2 шт.)	"	8391	34,4	33,7	2030	500	12	2443
<i>III. Вариант загрузки с подвесным баком V=490 л</i>									
13	Держатели БДЗ-60-21Д (2 шт.)	Подвесной бак V=490 л	8266	33,9	33,3	2430	—	—	2933
14	Ракеты Р-3С (2 шт.)	То же	8457	34,0	33,4	2430	150	—	2933
15	Блоки УБ-16-57УМ (2 шт.)	"	8504	34,0	33,4	2430	124	—	2933
16	Снаряды С-24 (2 шт.)	"	8770	33,8	33,2	2430	470	—	2933
17	Бомбы ОФАБ-100 (2 шт.)	"	8541	34,0	33,4	2430	264	—	2933
18	Бомбы ФАБ-250 (2 шт.)	"	8777	34,1	33,5	2430	500	—	2933

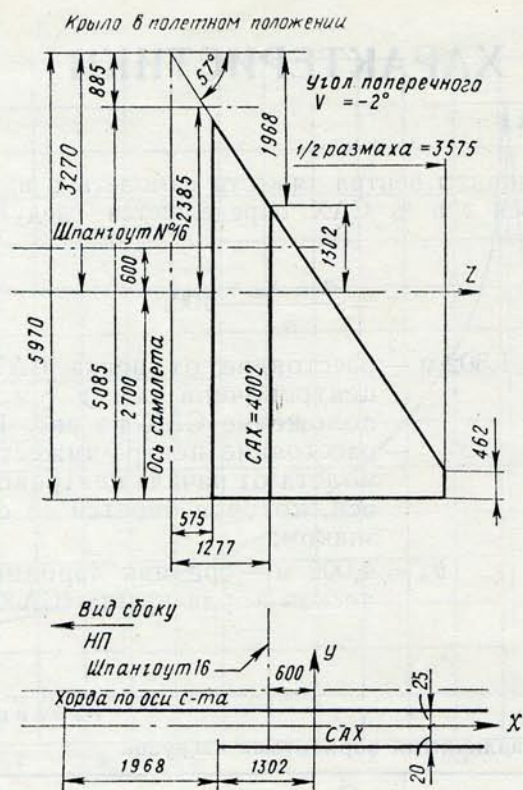


Рис. 193. Расположение САХ

Весовые и центровочные характеристики самолета с различными видами вооружения без подвесного топливного бака приведены в табл. 7—12.

Весовые и центровочные характеристики самолета с различными видами вооружения и пулеметом А-12,7 в гондole приведены в табл. 13—18.

Весовые и центровочные характеристики самолета с различными видами вооружения и подвесным баком приведены в табл. 19—24.

Центровка самолета в полете изменяется в зависимости от порядка выработки топлива из топливных баков, который зависит от режимов работы двигателя и траектории полета.

Изменения центровки самолета в полете с различными видами вооружения без подвесного бака в зависимости от выработки топлива даны на рис. 194, 195.

Изменения центровки самолета в полете с различными видами вооружения и пулеметом А-12,7 в гондole в зависимости от выработки топлива даны на рис. 201—206.

Изменения центровки самолета в полете с различными видами вооружения и подвесным топливным баком в зависимости от выработки топлива даны на рис. 207—212.

В расчетах центровки самолета в зависимости от выработки топлива координаты центров тяжести топлива по бакам даны без учета перемещения топлива в зависимости от углов тангажа.

При изменении центра тяжести самолета от углов тангажа изменяется центровка в полете в пределах $\pm 0,5\%$ САХ.

ДОПУСК НА ЦЕНТРОВКУ И ВЕС САМОЛЕТА

Изменение центровки самолета в процессе производства или вследствие каких-либо доработок, перестановок оборудования допускается в пределах $-0,7\%$ САХ от предельно передних и $+0,1\%$ САХ от предельно задних центровок, указанных в таблицах и на рисунках.

Вес самолета может изменяться в пределах $\pm 0,5\%$ от веса пустого самолета.

Таблица 7

Весовые и центровочные характеристики самолета без подвесок вооружения с держателями (2 шт.) под крылом и с пилоном под фюзеляжем

Вариант	Вес самолета, кг	Центровка по оси x, % САХ		Вес, кг			Нагрузка, кг										Держатели БДЗ-60-21Д	Пилон
		шасси выпущено	шасси убрано	пустого самолета	центровочного груза	нагрузки	экипаж	топливо	топливо ($\gamma=0,83$ г/см ³) в баках						передние крыльевые баки V=360 л	задние крыльевые баки V=217 л		
									бак № 1 V=420 л	бак № 2 V=500 л	бак № 3 V=343 л	бак № 4 V=170 л	бак № 5 V=243 л	бак № 6 V=190 л				
Самолет с нагрузкой без подвесок вооружения	7820	34,2	33,5	5477	20	2323	220	2030	349	415	285	141	202	158	300	180	49	24
Самолет с предельно задней центровкой	6991	34,3	33,6	5477	20	1494	220	1201	—	415	285	141	202	158	—	—	49	24
Самолет с предельно передней центровкой	6490	32,1	31,3	5477	20	993	220	700	—	415	285	—	—	—	—	—	49	24
Самолет с остатком топлива 450 кг	6240	32,7	31,9	5477	20	743	220	450	—	267	183	—	—	—	—	—	49	24
Самолет с 7% топлива	5932	33,6	32,7	5477	20	435	220	142	—	84	58	—	—	—	—	—	49	24
Самолет без топлива	5790	34,0	33,1	5477	20	293	220	—	—	—	—	—	—	—	—	—	49	24

Таблица 8

Весовые и центровочные характеристики самолета с ракетами Р-3С (2 шт.) под крылом и пилоном под фюзеляжем

Вариант	Вес самолета, кг	Центровка по оси x, % САХ		Вес, кг						Нагрузка, кг										
		шасси выпущено	шасси убрано	пустого самолета	центровочного груза	нагрузки	экипаж	ракеты Р-3С (2 шт.)	топливо	топливо ($\gamma=0,83$ г/см ³) в баках										
										бак № 1 V=420 л	бак № 2 V=500 л	бак № 3 V=343 л	бак № 4 V=170 л	бак № 5 V=243 л	бак № 6 V=190 л	передние крыльевые баки V=360 л	задние крыльевые баки V=217 л	пусковое устройство АПУ-13М-1 (2 шт.)	держатели БД3-60-21Д (2 шт.)	пилон
Самолет с ракетами Р-3С (2 шт.)	8011	34,3	33,6	5477	20	2514	220	150	2030	349	415	285	141	202	158	300	180	41	49	24
Самолет с предельно задней центровкой с ракетами	7182	34,4	33,7	5477	20	1685	220	150	1201	—	415	285	141	202	158	—	—	41	49	24
Самолет с предельно передней центровкой с ракетами	6681	32,2	31,4	5477	20	1184	220	150	700	—	415	285	—	—	—	—	—	41	49	24
Самолет с остатком топлива 450 кг с ракетами	6431	32,9	32,1	5477	20	934	220	150	450	—	267	183	—	—	—	—	—	41	49	24
Самолет с 7% топлива без ракет	5973	33,6	32,7	5477	20	476	220	—	142	—	84	58	—	—	—	—	—	41	49	24
Самолет без топлива и без ракет	5831	34,0	33,1	5477	20	334	220	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	41	49	24

Таблица 9

Весовые и центровочные характеристики самолета с блоками УБ-16-57УМ (2 шт.) под крылом и с пилоном под фюзеляжем

Вариант	Вес самолета, кг	Центровка по оси x, % САХ		Вес, кг						Нагрузка, кг										
		шасси выпущено	шасси убрано	пустого самолета	центровочного груза	нагрузки	экипаж	снаряды С-5М (32 шт.)	топливо	топливо ($\gamma=0,83$ г/см ³) в баках										
										бак № 1 V=420 л	бак № 2 V=500 л	бак № 3 V=343 л	бак № 4 V=170 л	бак № 5 V=243 л	бак № 6 V=190 л	передние крыльевые баки V=360 л	задние крыльевые баки V=217 л	Блоки УБ-16-57УМ (2 шт.)	Держатели БД3-60-21Д (2 шт.)	пилон
Самолет с блоками УБ-16-57УМ (2 шт.)	8058	34,3	33,6	5477	20	2561	220	124	2030	349	415	285	141	202	158	300	180	112	51	24
Самолет с предельно задней центровкой со снарядами	7229	34,4	33,7	5477	20	1732	220	124	1201	—	415	285	141	202	158	—	—	112	51	24
Самолет с предельно передней центровкой со снарядами	6728	32,3	31,5	5477	20	1231	220	124	700	—	415	285	—	—	—	—	—	112	51	24
Самолет с остатком 450 кг топлива со снарядами	6478	32,9	32,1	5477	20	981	220	124	450	—	267	183	—	—	—	—	—	112	51	24
Самолет с 7% топлива без снарядов	6046	33,7	32,8	5477	20	673	220	—	142	—	84	58	—	—	—	—	—	112	51	24
Самолет без топлива и без снарядов	5904	34,1	33,2	5477	20	531	220	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	112	51	24

Весовые и центровочные характеристики самолета со снарядами С-24 (2 шт.) под крылом и с пилоном под фюзеляжем

Вариант	Вес самолета, кг	Центровка по оси x , % САХ		Вес, кг			Нагрузка, кг													
		шасси выпущено	шасси убрано	пустого самолета	центровочного груза	нагрузки	экипаж	снаряды С-24 (2 шт.)	топливо	топливо ($\gamma=0,83$ г/см ³) в баках						передние крыльевые баки $V=360$ л	задние крыльевые баки $V=217$ л	держатели БДЗ-60-21Д (2 шт.)	пусковое устройство ПУ-12-40 (2 шт.)	пилон
										бак №1 $V=420$ л	бак №2 $V=500$ л	бак №3 $V=343$ л	бак №4 $V=170$ л	бак №5 $V=243$ л	бак №6 $V=190$ л					
Самолет со снарядами С-24 (2 шт.)	8324	34,2	33,5	5477	20	2827	220	470	2030	349	415	285	141	202	158	300	180	51	32	24
Самолет с предельно задней центровкой со снарядами	7495	34,3	33,5	5477	20	1998	220	470	1201	—	415	285	141	202	158	—	—	51	32	24
Самолет с предельно передней центровкой со снарядами	6994	32,2	31,3	5477	20	1497	220	470	700	—	415	285	—	—	—	—	—	51	32	24
Самолет с остатком 450 кг топлива со снарядами	6744	32,8	32,0	5477	20	1247	220	470	450	—	267	183	—	—	—	—	—	51	32	24
Самолет с 7% топлива без снарядов	5966	33,6	32,7	5477	20	469	220	—	142	—	84	58	—	—	—	—	—	51	32	24
Самолет без топлива и без снарядов	5824	34,0	33,1	5477	20	327	220	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	51	32	24

Таблица 11

Весовые и центровочные характеристики самолета с бомбами ОФАБ-100 (2 шт.) под крылом и с пилоном под фюзеляжем

Вариант	Вес самолета, кг	Центровка по оси x , % САХ		Вес, кг			Нагрузка, кг												
		шасси выпущено	шасси убрано	пустого самолета	центровочного груза	нагрузки	экипаж	бомбы ОФАБ-100 (2 шт.)	топливо	топливо ($\gamma=0,83$ г/см ³) в баках						передние крыльевые баки $V=360$ л	задние крыльевые баки $V=217$ л	держатели БДЗ-60-21Д (2 шт.)	пилон
										бак №1 $V=420$ л	бак №2 $V=500$ л	бак №3 $V=343$ л	бак №4 $V=170$ л	бак №5 $V=243$ л	бак №6 $V=190$ л				
Самолет с бомбами ОФАБ-100 (2 шт.)	8095	34,3	33,6	5477	20	2598	220	264	2030	349	415	285	141	202	158	300	180	60	24
Самолет с предельно задней центровкой с бомбами	7266	34,4	33,7	5477	20	1769	220	264	1201	—	415	285	141	202	158	—	—	60	24
Самолет с предельно передней центровкой с бомбами	6765	32,3	31,5	5477	20	1268	220	264	700	—	415	285	—	—	—	—	—	60	24
Самолет с остатком 450 кг топлива с бомбами	6515	32,9	32,1	5477	20	1018	220	264	450	—	267	183	—	—	—	—	—	60	24
Самолет с 7% топлива без бомб	5943	33,6	32,7	5477	20	446	220	—	142	—	84	58	—	—	—	—	—	60	24
Самолет без топлива и без бомб	5801	34,0	33,1	5477	20	304	220	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	60	24

Таблица 12

Весовые и центровочные характеристики самолета с бомбами ФАБ-250 (2 шт.) под крылом и с пилоном под фюзеляжем

Вариант	Вес самолета, кг	Центровка по оси x , % САХ		Вес, кг			Нагрузка, кг												
		шасси выпущено	шасси убрано	пустого самолета	центровочного груза	нагрузки	экипаж	бомбы ФАБ-250 (2 шт.)	топливо	топливо ($\gamma=0,83$ г/см ³) в баках						передние крыльевые баки $V=360$ л	задние крыльевые баки $V=217$ л	держатели БДЗ-60-21Д (2 шт.)	пилон
										бак № 1 $V=420$ л	бак № 2 $V=500$ л	бак № 3 $V=343$ л	бак № 4 $V=170$ л	бак № 5 $V=243$ л	бак № 6 $V=190$ л				
Самолет с бомбами ФАБ-250 (2 шт.)	8331	34,4	33,7	5477	20	2834	220	500	2030	349	415	285	141	202	158	300	180	60	24
Самолет с предельно задней центровкой с бомбами	7502	34,5	33,7	5477	20	2005	220	500	1201	—	415	285	141	202	158	—	—	60	24
Самолет с предельно передней центровкой с бомбами	7001	32,5	31,6	5477	20	1504	220	500	700	—	415	285	—	—	—	—	—	60	24
Самолет с остатком топлива 450 кг с бомбами	6751	33,1	32,3	5477	20	1254	220	500	450	—	267	183	—	—	—	—	—	60	24
Самолет с 7% топлива без бомб	5943	33,6	32,7	5477	20	446	220	—	142	—	84	58	—	—	—	—	—	60	24
Самолет без топлива и без бомб	5801	34,0	33,1	5477	20	304	220	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	60	24

Таблица 13

Весовые и центровочные характеристики самолета с пулеметом А-12,7 в гондоле под фюзеляжем и держателями (2 шт.) под крылом

Вариант	Вес самолета, кг	Центровка по оси x , % САХ		Вес, кг			Нагрузка, кг												
		шасси выпущено	шасси убрано	пустого самолета	центровочного груза	нагрузки	экипаж	патроны (60 шт.)	топливо	топливо ($\gamma=0,83$ г/см ³) в баках						передние крыльевые баки $V=360$ л	задние крыльевые баки $V=217$ л	пулемет А-12,7 с гондолой	держатели БДЗ-60-21Д (2 шт.)
										бак № 1 $V=420$ л	бак № 2 $V=500$ л	бак № 3 $V=343$ л	бак № 4 $V=170$ л	бак № 5 $V=243$ л	бак № 6 $V=190$ л				
Самолет с пулеметом А-12,7 в гондоле	7880	31,2	33,5	5477	20	2383	220	12	2030	349	415	285	141	202	158	300	180	72	49
Самолет с предельно задней центровкой с патронами	7051	34,3	33,5	5477	20	1554	220	12	1201	—	415	285	141	202	158	—	—	72	49
Самолет с предельно передней центровкой с патронами	6550	32,1	31,2	5477	20	1053	220	12	700	—	415	285	—	—	—	—	—	72	49
Самолет с остатком топлива 450 кг с патронами	6300	32,7	31,9	5477	20	803	220	12	450	—	267	183	—	—	—	—	—	72	49
Самолет с 7% топлива без патронов	5980	33,6	32,7	5177	20	483	220	—	142	—	84	58	—	—	—	—	—	72	49
Самолет без топлива и без патронов	5838	34,0	33,1	5477	20	341	220	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	72	49

Весовые и центровочные характеристики самолета с ракетами Р-3С (2 шт.) под крылом и пулеметом А-12,7 в gondole под фюзеляжем

Вариант	Вес самолета, кг	Центровка по оси x , % САХ		Вес, кг				Нагрузка, кг													
		шасси выпущено	шасси убрано	пустого самолета	центровочного груза	нагрузки	экипаж	ракеты Р-3С (2 шт.)	патроны (60 шт.)	топливо	топливо ($\gamma=0,83$ г/см ³) в баках						передние крыль-евые баки $V=360$ л	задние крыль-евые баки $V=220$ л	пусковое устройст-во АПУ-13М-1 (2шт.)	держатель БДЗ-60-21Д (2 шт.)	пулемет А-12,7 с gondolой
											бак № 1 $V=420$ л	бак № 2 $V=500$ л	бак № 3 $V=343$ л	бак № 4 $V=170$ л	бак № 5 $V=243$ л	бак № 6 $V=190$ л					
Самолет с ракетами Р-3С (2 шт.) и пулеметом А-12,7 в gondole	8071	34,2	33,6	5477	20	2574	220	150	12	2030	349	415	285	141	202	158	300	180	41	49	72
Самолет с предельно задней центровкой с патронами и ракетами	7242	34,3	33,6	5477	20	1745	220	150	12	1201	—	415	285	141	202	158	—	—	41	49	72
Самолет с предельно передней центровкой с патронами и ракетами	6741	32,2	31,4	5477	20	1244	220	150	12	700	—	415	285	—	—	—	—	—	41	49	72
Самолет с остатком топлива 450 кг с патронами и ракетами	6491	32,8	32,0	5477	20	994	220	150	12	450	—	267	183	—	—	—	—	—	41	49	72
Самолет с 7% топлива без патронов и ракет	6021	33,6	32,7	5477	20	524	220	—	—	142	—	84	58	—	—	—	—	—	41	49	72
Самолет без топлива, патронов и ракет	5879	34,0	33,1	5477	20	220	220	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	41	49	72

Таблица 15

Весовые и центровочные характеристики самолета с блоками УБ-16-57УМ (2 шт.) под крылом и пулеметом А-12,7 в gondole под фюзеляжем

Вариант	Вес самолета, кг	Центровка по оси x , % САХ		Вес, кг				Нагрузка, кг													
		шасси выпущено	шасси убрано	пустого самолета	центровочного груза	нагрузки	экипаж	снаряды С-5М (32 шт.)	патроны (60 шт.)	топливо	топливо ($\gamma=0,83$ г/см ³) в баках						передние крыль-евые баки $V=360$ л	задние крыль-евые баки $V=217$ л	блоки УБ-16-57УМ (2 шт.)	держатели БДЗ-60-21Д (2 шт.)	gondola с пулеметом А-12,7
											бак № 1 $V=420$ л	бак № 2 $V=500$ л	бак № 3 $V=343$ л	бак № 4 $V=170$ л	бак № 5 $V=243$ л	бак № 6 $V=190$ л					
Самолет с блоками УБ-16-57УМ и пулеметом А-12,7	8118	34,3	33,6	5477	20	2621	220	124	12	2030	349	415	285	141	202	158	300	180	112	51	72
Самолет с предельно задней центровкой со снарядами и патронами	7289	34,4	33,7	5477	20	1792	220	124	12	1201	—	415	285	141	202	158	—	—	112	51	72
Самолет с предельно передней центровкой со снарядами и патронами	6788	32,2	31,4	5477	20	1291	220	124	12	700	—	415	285	—	—	—	—	—	112	51	72
Самолет с остатком 450 кг топлива со снарядами и патронами	6538	32,9	32,0	5477	20	1041	220	124	12	450	—	267	183	—	—	—	—	—	112	51	72
Самолет с 7% топлива без снарядов и патронов	6094	33,6	32,8	5477	20	597	220	—	—	142	—	84	58	—	—	—	—	—	112	51	72
Самолет без топлива, без снарядов и патронов	5952	34,1	33,2	5477	20	455	220	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	112	51	72

Весовые и центровочные характеристики самолета со снарядами С-24 (2 шт.) под крылом и пулеметом А-12,7 в gondole под фюзеляжем

Вариант	Вес самолета, кг	Центровка по оси x , % САХ		Вес, кг						Нагрузка, кг											
		шасси выпущено	шасси убрано	пустого самолета	центровочного груза	нагрузки	экипаж	снаряды С-24 (2 шт.)	патроны (60 шт.)	топливо	топливо ($\gamma=0,83$ г/см ³) в баках						передние крыль-евые баки $V=360$ л	задние крыль-евые баки $V=217$ л	держатели БДЗ-60-21Д (2 шт.)	пусковое устрой-ство ПУ-12,40 (2 шт.)	гондола с пулеме-том А-12,7
											бак № 1 $V=420$ л	бак № 2 $V=500$ л	бак № 3 $V=343$ л	бак № 4 $V=170$ л	бак № 5 $V=243$ л	бак № 6 $V=190$ л					
Самолет со снарядами С-24 (2 шт.) и пулеметом А-12,7	8384	34,1	33,4	5477	20	2887	220	470	12	2030	349	415	285	141	202	158	300	180	51	32	72
Самолет с предельно задней центровкой со снарядами и патронами	7555	34,2	33,4	5477	20	2058	220	470	12	1201	—	415	285	141	202	158	—	—	51	32	72
Самолет с предельно передней центровкой со снарядами и патронами	7054	32,1	31,2	5477	20	1557	220	470	12	700	—	415	285	—	—	—	—	—	51	32	72
Самолет с остатком топлива 450 кг со снарядами и патронами	6804	32,7	31,9	5477	20	1307	220	470	12	450	—	267	183	—	—	—	—	—	51	32	72
Самолет с 7% топлива без снарядов и патронов	6014	33,6	32,7	5477	20	517	220	—	—	142	—	84	58	—	—	—	—	—	51	32	72
Самолет без топлива, снарядов и патронов	5872	34,0	33,1	5477	20	375	220	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	51	32	72

Таблица 17

Весовые и центровочные характеристики самолета с бомбами ОФАБ-100 (2 шт.) под крылом и пулеметом А-12,7 в gondole под фюзеляжем

Вариант	Вес самолета, кг	Центровка по оси x , % САХ		Вес, кг						Нагрузка, кг										
		шасси выпущено	шасси убрано	пустого самолета	центровочного груза	нагрузки	экипаж	бомбы ОФАБ-100 (2 шт.)	патроны (60 шт.)	топливо	топливо ($\gamma=0,83$ г/см ³) в баках						передние крыль-евые баки $V=360$ л	задние крыль-евые баки $V=217$ л	держатели БДЗ-60-21Д (2 шт.)	гондола с пулеме-том А-12,7
											бак № 1 $V=420$ л	бак № 2 $V=500$ л	бак № 3 $V=343$ л	бак № 4 $V=170$ л	бак № 5 $V=243$ л	бак № 6 $V=190$ л				
Самолет с бомбами ОФАБ-100 (2 шт.) и пулеметом А-12,7	8155	34,3	33,6	5477	20	2658	220	264	12	2030	349	415	285	141	202	158	300	180	60	72
Самолет с предельно задней центровкой с бомбами и патронами	7326	34,4	33,7	5477	20	1829	220	264	12	1201	—	415	285	141	202	158	—	—	60	72
Самолет с предельно передней центровкой с бомбами и патронами	6825	32,3	31,5	5477	20	1328	220	264	12	700	—	415	285	—	—	—	—	—	60	72
Самолет с остатком 450 кг топлива, с бомбами и патронами	6575	32,9	32,1	5477	20	1078	220	264	12	450	—	267	183	—	—	—	—	—	60	72
Самолет с 7% топлива без бомб и патронов	5991	33,6	32,7	5477	20	494	220	—	—	142	—	84	58	—	—	—	—	—	60	72
Самолет без топлива, бомб и патронов	5849	34,0	33,1	5477	20	352	220	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	60	72

Весовые и центровочные характеристики самолета с бомбами ФАБ-250 (2 шт.) под крылом и пулеметом А-12,7 в gondole под фюзеляжем

Вариант	Вес самолета, кг	Центровка по оси x, в % САХ		Вес, кг				Нагрузка, кг												
		шасси выпущено	шасси убрано	пустого самолета	центровочного груза	нагрузки	экипаж	бомбы ФАБ-250 (2 шт.)	патроны (60 шт.)	топливо	топливо ($\gamma=0,83$ г/см ³) в баках						передние крыльевые баки V=360 л	задние крыльевые баки V=217 л	держатели БДЗ-60-21Д (2 шт.)	гондола с пулеметом А-12,7
											бак № 1 V=420 л	бак № 2 V=500 л	бак № 3 V=343 л	бак № 4 V=170 л	бак № 5 V=243 л	бак № 6 V=190 л				
Самолет с бомбами ФАБ-250 (2 шт.) и пулеметом А-12,7	8391	34,4	33,7	5477	20	2894	220	500	12	2030	349	415	285	141	202	158	300	180	60	72
Самолет с предельно задней центровкой с бомбами и патронами	7562	34,5	33,8	5477	20	2065	220	500	12	1201	—	415	285	141	202	158	—	—	60	72
Самолет с предельно передней центровкой с бомбами и патронами	7061	32,4	31,6	5477	20	1564	220	500	12	700	—	415	285	—	—	—	—	—	60	72
Самолет с остатком топлива 450 кг, бомбами и патронами	6811	33,0	32,2	5477	20	1314	220	500	12	450	—	267	183	—	—	—	—	—	60	72
Самолет с 7% топлива без бомб и патронов	5991	33,6	32,7	5477	20	494	220	—	—	142	—	84	58	—	—	—	—	—	60	72
Самолет без топлива, бомб и патронов	5849	34,0	33,1	5477	20	352	220	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	60	72

Таблица 19

Весовые и центровочные характеристики самолета с подвесным топливным баком V=490 л под фюзеляжем и держателями (2 шт.) под крылом

Вариант	Вес самолета, кг	Центровка по оси x, % САХ		Вес, кг				Нагрузка, кг												
		шасси выпущено	шасси убрано	пустого самолета	центровочного груза	нагрузки	экипаж	топливо	топливо ($\gamma=0,83$ г/см ³) в баках						передние крыльевые баки V=360 л	задние крыльевые баки V=217 л	подвесной бак V=490 л	держатели БДЗ-60-21Д (2 шт.)	пилон	пустой подвесной бак
									бак № 1 V=420 л	бак № 2 V=500 л	бак № 3 V=343 л	бак № 4 V=170 л	бак № 5 V=243 л	бак № 6 V=190 л						
Самолет с подвесным баком	8266	33,9	33,3	5477	20	2769	220	2430	349	415	285	141	202	158	300	180	400	49	24	46
Самолет с предельно задней центровкой	7037	34,3	33,5	5477	20	1540	220	1201	—	415	285	141	202	158	—	—	—	49	24	46
Самолет с предельно передней центровкой	6536	32,1	31,2	5477	22	1039	220	700	—	415	285	—	—	—	—	—	—	49	24	46
Самолет с остатком топлива 450 кг	6286	32,7	31,9	5477	20	789	220	450	—	267	183	—	—	—	—	—	—	49	24	46
Самолет с 7% топлива	5978	33,5	32,6	5477	20	481	220	142	—	84	58	—	—	—	—	—	—	49	24	46
Самолет без топлива	5836	34,0	33,0	5477	20	339	220	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	49	24	46

Весовые и центровочные характеристики самолета с ракетами Р-3С (2 шт.) под крылом и подвесным топливным баком V=490 л под фюзеляжем

Вариант	Вес самолета, кг	Центровка по оси x, % САХ		Вес, кг				Нагрузка, кг														
		шасси выпущено	шасси убрано	пустого самолета	центровочного груза	нагрузки	экипаж	ракеты Р-3С (2 шт.)	топливо	топливо ($\gamma=0,83$ г/см ³) в баках						передние крыль-евые баки V=360 л	задние крыль-евые баки V=217 л	подвесной бак V=490 л	пусковое устрой-ство АПУ-13М-1 (2 шт.)	держатели БДЗ-60-21Д (2 шт.)	пилон	пустой подвесной бак
										бак № 1 V=420 л	бак № 2 V=500 л	бак № 3 V=343 л	бак № 4 V=170 л	бак № 5 V=243 л	бак № 6 V=190 л							
Самолет с ракетами Р-3С (2 шт.) и подвесным баком	8457	34,0	33,4	5477	20	2960	220	150	2430	349	415	285	141	202	158	300	180	400	41	49	24	46
Самолет с предельно задней центровкой с ракетами	7228	34,4	33,6	5477	20	1731	220	150	1201	—	415	285	141	202	158	—	—	—	41	49	24	46
Самолет с предельно передней центровкой с ракетами	6727	32,2	31,4	5477	20	1230	220	150	700	—	415	285	—	—	—	—	—	—	41	49	24	46
Самолет с остатком топлива 450 кг и с ракетами	6477	32,8	32,0	5477	20	980	220	150	450	—	267	183	—	—	—	—	—	—	41	49	24	46
Самолет с 7% топлива без ракет	6019	33,5	32,7	5477	20	522	220	—	142	—	84	58	—	—	—	—	—	—	41	49	24	46
Самолет без топлива и без ракет	5877	34,0	33,1	5477	20	380	220	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	41	49	24	46

Таблица 21

Весовые и центровочные характеристики самолета с блоками УБ-16-57УМП (2 шт.) под крылом и подвесным топливным баком V=490 л под фюзеляжем

Вариант	Вес самолета, кг	Центровка по оси x, % САХ		Вес, кг				Нагрузка, кг														
		шасси выпущено	шасси убрано	пустого самолета	центровочного груза	нагрузки	экипаж	снаряды С-5М (32 шт.)	топливо	топливо ($\gamma=0,83$ г/см ³) в баках						передние крыль-евые баки V=360 л	задние крыль-евые баки V=217 л	подвесной бак V=490 л	блоки УБ-16-57УМП (2 шт.)	держатели БДЗ-60-21Д (2 шт.)	пилон	пустой подвесной бак
										бак № 1 V=420 л	бак № 2 V=500 л	бак № 3 V=343 л	бак № 4 V=170 л	бак № 5 V=243 л	бак № 6 V=190 л							
Самолет с блоками УБ-16 (2 шт.) и подвесным баком	8504	34,0	33,4	5477	20	3007	220	124	2430	349	415	285	141	202	158	300	180	400	112	51	24	46
Самолет с предельно задней центровкой со снарядами	7275	34,4	33,6	5477	20	1778	220	124	1201	—	415	285	141	202	158	—	—	—	112	51	24	46
Самолет с предельно передней центровкой со снарядами	6774	32,2	31,4	5477	20	1277	220	124	700	—	415	285	—	—	—	—	—	—	112	51	24	46
Самолет с остатком топлива 450 кг, со снарядами	6524	32,9	32,1	5477	20	1027	220	124	450	—	267	183	—	—	—	—	—	—	112	51	24	46
Самолет с 7% топлива без снарядов	6092	33,6	32,7	5477	20	595	220	—	142	—	84	58	—	—	—	—	—	—	112	51	24	46
Самолет без топлива и без снарядов	5950	34,0	33,1	5477	20	453	220	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	112	51	24	46

Весовые и центровочные характеристики самолета со снарядами С-24 (2 шт.) под крылом и подвесным топливным баком V=490 л под фюзеляжем

Вариант	Вес самолета, кг	Центровка по оси x, % САХ		Вес, кг						Нагрузка, кг												
		шасси выпущено	шасси убрано	пустого самолета	центровочного груза	нагрузки	экипаж	снаряды С-24 (2 шт.)	топливо	топливо ($\gamma=0,83$ г/см ³) в баках												
										бак № 1 V=420 л	бак № 2 V=500 л	бак № 3 V=343 л	бак № 4 V=170 л	бак № 5 V=243 л	бак № 6 V=190 л	передние крыль- евые баки V=360 л	задние крыль- евые баки V=217 л	подвесной бак V=490 л	пусковое устройст- во ПУ-12-40 (2 шт.)	держатели БДЗ-60- -21Д (2 шт.)	пилон	пустой подвесной бак
Самолет со снарядами С-24 (2 шт.) и подвесным баком	8770	33,8	33,2	5477	20	3273	220	470	2430	349	415	285	141	202	158	300	180	400	32	51	24	46
Самолет с предельно задней центровкой со снарядами	7541	34,2	33,5	5477	20	2044	220	470	1201	—	415	285	141	202	158	—	—	—	32	51	24	46
Самолет с предельно передней центровкой со снарядами	7040	32,1	31,4	5477	20	1543	220	470	700	—	415	285	—	—	—	—	—	—	32	51	24	46
Самолет с остатком топлива 450 кг, со снарядами	6790	32,8	32,0	5477	20	1293	220	470	450	—	267	183	—	—	—	—	—	—	32	51	24	46
Самолет с 7% топлива без снарядов	6012	33,5	32,6	5477	20	515	220	—	142	—	84	58	—	—	—	—	—	—	32	51	24	46
Самолет без топлива и без снарядов	5870	34,0	33,0	5477	20	373	220	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	32	51	24	46

Таблица 23

Весовые и центровочные характеристики самолета с бомбами ОФАБ-100 (2 шт.) под крылом и подвесным баком V=490 л под фюзеляжем

Вариант	Вес самолета, кг	Центровка по оси x, % САХ		Вес, кг						Нагрузка, кг											
		шасси выпущено	шасси убрано	пустого самолета	центровочного груза	нагрузки	экипаж	бомбы ОФАБ-100 (2 шт.)	топливо	топливо ($\gamma=0,83$ г/см ³) в баках											
										бак № 1 V=420 л	бак № 2 V=500 л	бак № 3 V=343 л	бак № 4 V=170 л	бак № 5 V=243 л	бак № 6 V=190 л	передние крыль- евые баки V=360 л	задние крыль- евые баки V=217 л	подвесной бак V=490 л	держатели БДЗ-60- -21Д (2 шт.)	пилон	пустой подвесной бак
Самолет с бомбами ОФАБ-100 (2 шт.) и подвесным баком	8541	34,0	33,4	5477	20	3044	220	264	2430	349	415	285	141	202	158	300	180	400	60	24	46
Самолет с предельно задней центровкой с бомбами	7312	34,4	33,6	5477	20	1815	220	264	1201	—	415	285	141	202	158	—	—	—	60	24	46
Самолет с предельно передней центровкой с бомбами	6811	32,3	31,5	5477	20	1314	220	264	700	—	415	285	—	—	—	—	—	—	60	24	46
Самолет с остатком топлива 450 кг, с бомбами	6561	32,9	32,1	5477	20	1064	220	264	450	—	267	183	—	—	—	—	—	—	60	24	46
Самолет с 7% топлива без бомб	5989	33,5	32,6	5477	20	492	220	—	142	—	84	58	—	—	—	—	—	—	60	24	46
Самолет без топлива и без бомб	5847	34,0	33,0	5477	20	350	220	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	60	24	46

Весовые и центровочные характеристики самолета с бомбами ФАБ-250 (2 шт.) под крылом и подвесным топливным баком V=490 л под фюзеляжем

Вариант	Вес самолета, кг	Центровка по оси x, % САХ		Вес, кг				Нагрузка, кг													
		шасси выпущено	шасси убрано	пустого самолета	центровочного груза	нагрузки	экипаж	бомбы ФАБ-250 (2 шт.)	топливо	топливо ($\gamma=0,83$ г/см ³) в баках						передние крыль-евые баки V=360 л	задние крыль-евые баки V=217 л	подвесной бак V=490 л	держатели БДЗ-60-21Д (2 шт.)	пилон	пустой подвесной бак
										бак № 1 V=420 л	бак № 2 V=500 л	бак № 3 V=343 л	бак № 4 V=170 л	бак № 5 V=243 л	бак № 6 V=190 л						
Самолет с бомбами ФАБ-250 (2 шт.) и подвесным баком	8777	34,1	33,5	5477	20	3280	220	500	2430	349	415	285	141	202	158	300	180	400	60	24	46
Самолет с предельно задней центровкой с бомбами	7548	34,5	33,8	5477	20	2051	220	500	1201	—	415	285	141	202	158	—	—	—	60	24	46
Самолет с предельно передней центровкой с бомбами	7047	32,4	31,7	5477	20	1550	220	500	700	—	415	285	—	—	—	—	—	—	60	24	46
Самолет с остатком 450 кг топлива с бомбами	6797	33,1	32,3	5477	20	1300	220	500	450	—	267	183	—	—	—	—	—	—	60	24	46
Самолет с 7% топлива без бомб	5989	33,5	32,6	5477	20	492	220	—	142	—	84	58	—	—	—	—	—	—	60	24	46
Самолет без топлива и без бомб	5847	34,0	33,0	5477	20	350	220	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	60	24	46	

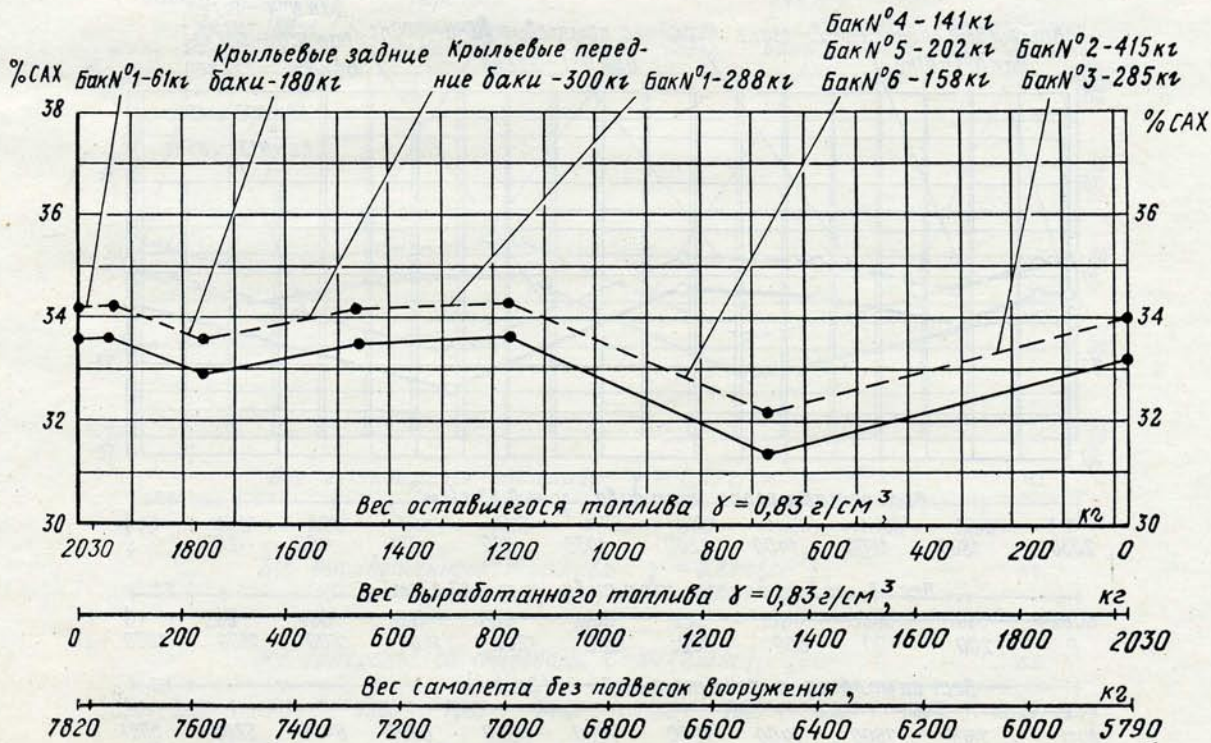


Рис. 194. Изменение центровки самолета без подвесок вооружения с держателями (2 шт.) под крылом и пилоном под фюзеляжем в зависимости от выгорания топлива в полете с темпом выработки 4500 л/ч:

— шасси выпущено; — шасси убрано

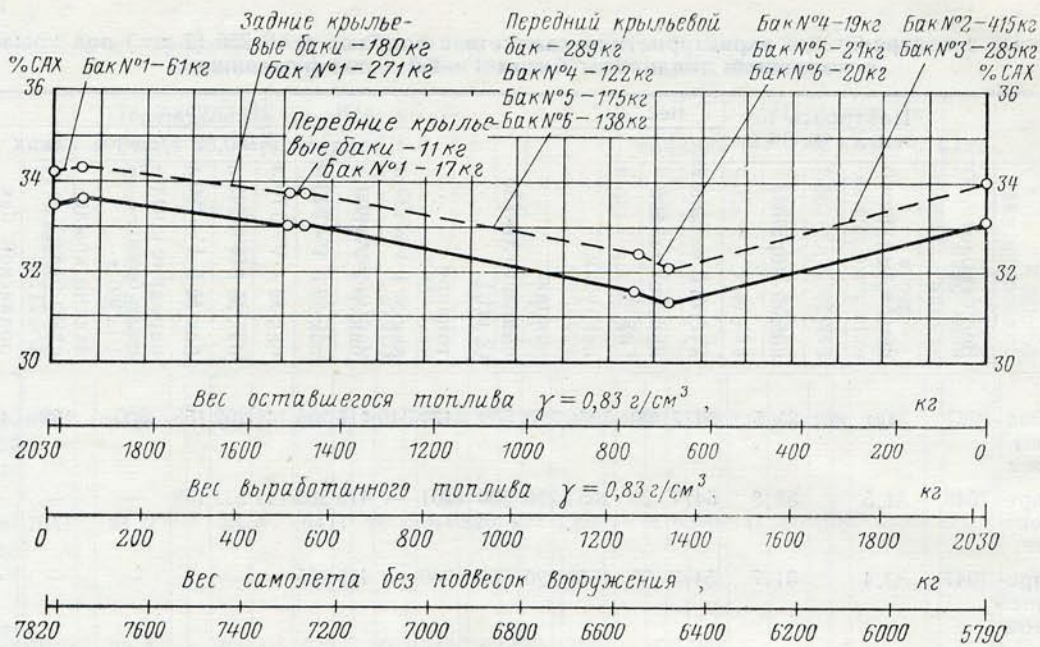


Рис. 195. Изменение центровки самолета без подвесок вооружения с держателями (2 шт.) под крылом и пилоном под фюзеляжем в зависимости от выгорания топлива в полете с темпом выработки 13 500 л/ч:

--- шасси выпущено; — шасси убрано

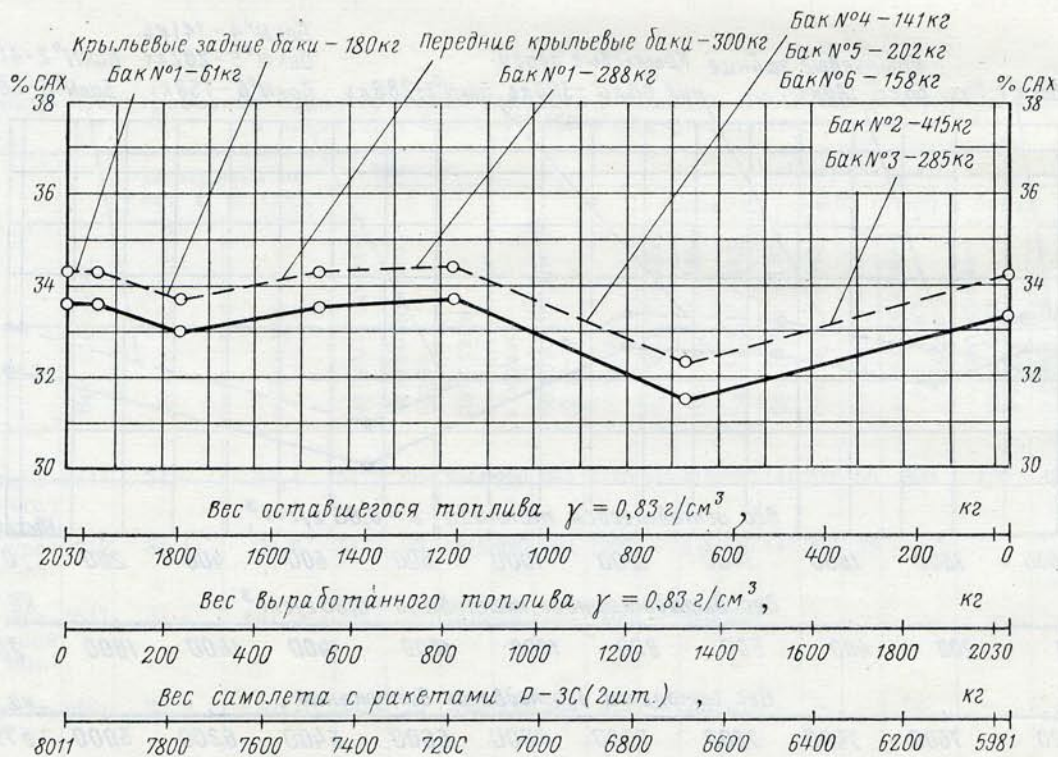


Рис. 196. Изменение центровки самолета с ракетами Р-3С (2 шт.) под крылом и пилоном под фюзеляжем в зависимости от выгорания топлива в полете: сброс ракет Р-3С (2 шт.) смещает центровку самолета вперед на 0,1% САХ

--- шасси выпущено; — шасси убрано

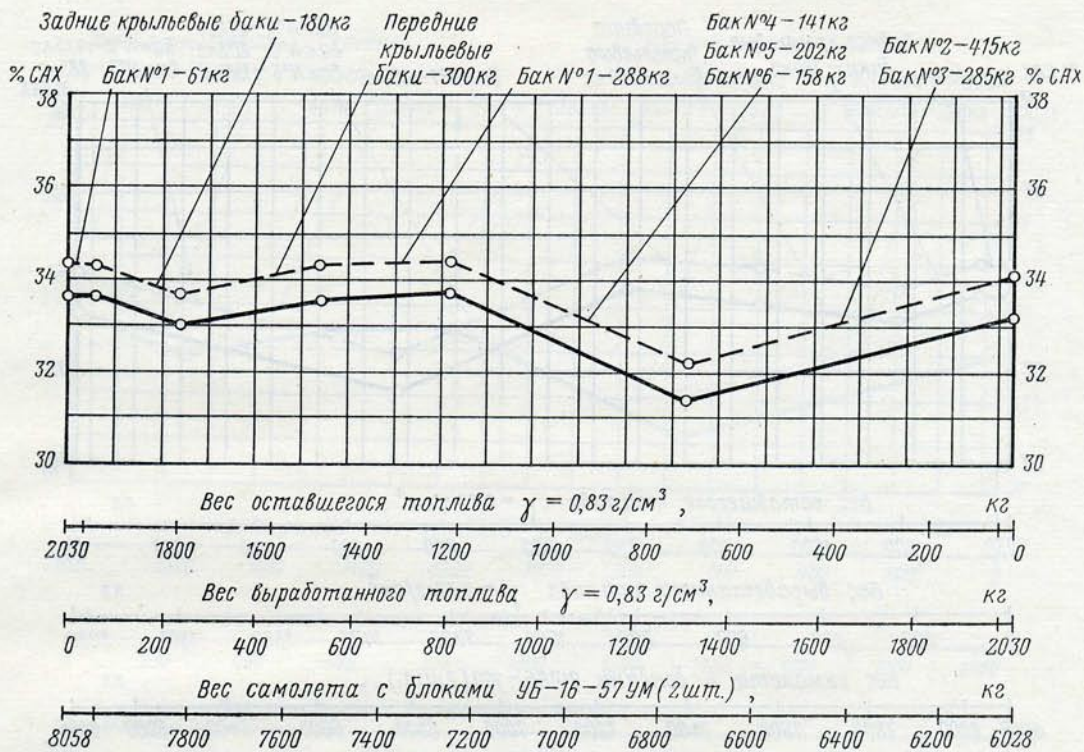


Рис. 197. Изменение центровки самолета с блоками УБ-16-57УМ (2 шт.) под крылом и пилоном под фюзеляжем в зависимости от выгорания топлива в полете с темпом выработки до 4500 л/ч:
сброс снарядов С-5М (32 шт.) из блоков смещает центровку самолета вперед на 0,1% САХ

--- шасси выпущено; — шасси убрано

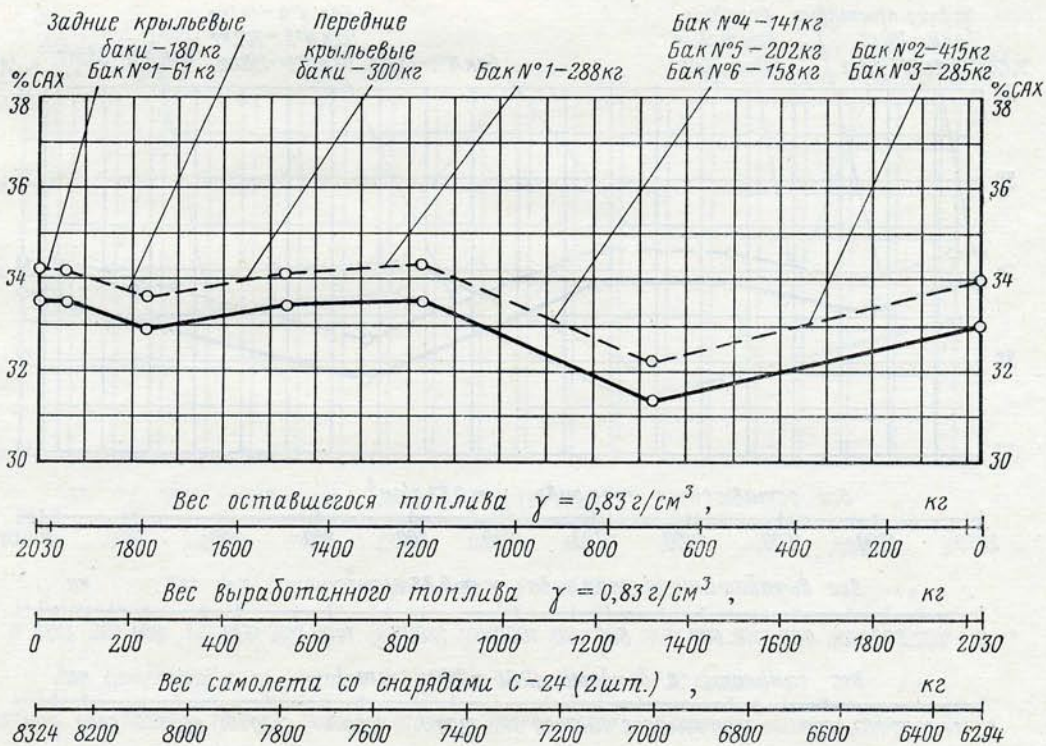


Рис. 198. Изменение центровки самолета со снарядами С-24 (2 шт.) под крылом и пилоном под фюзеляжем в зависимости от выгорания топлива в полете с темпом выработки до 4500 л/ч:

сброс снарядов С-24 (2 шт.) смещает центровку самолета вперед на 0,1% САХ

--- шасси выпущено; — шасси убрано

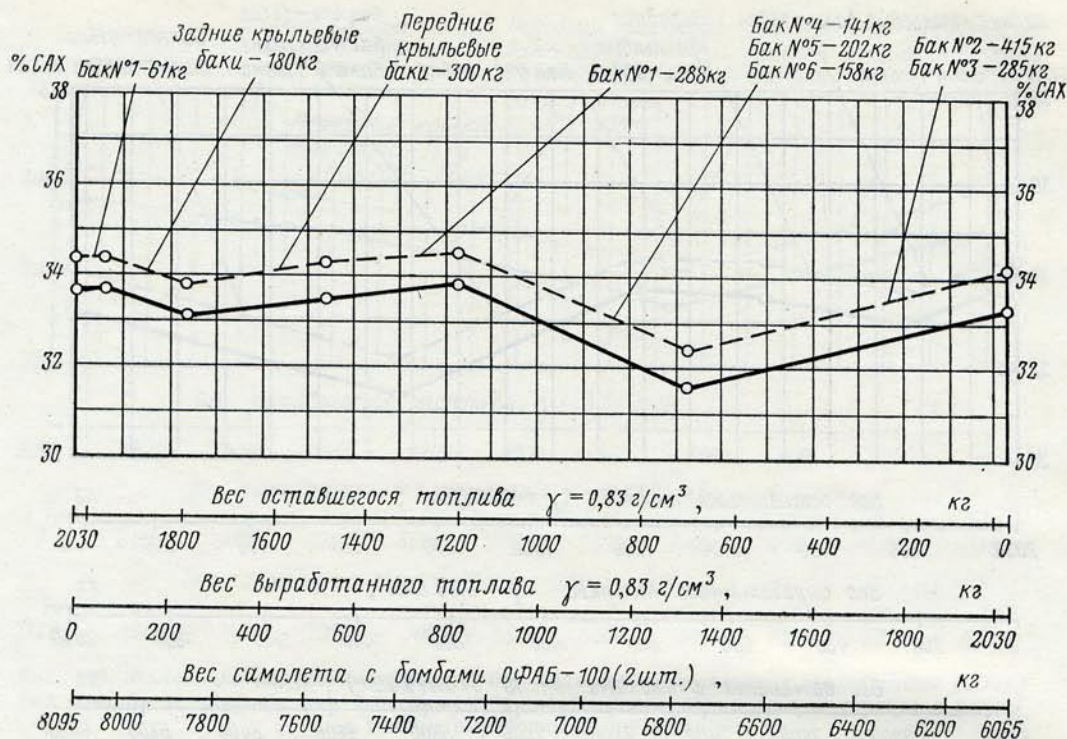


Рис. 199. Изменение центровки самолета с бомбами ОФАБ-100 (2 шт.) под крылом и пилоном под фюзеляжем в зависимости от выгорания топлива в полете с темпом выработки до 4500 л/ч:

сброс бомб ОФАБ-100 (2 шт.) смещает центровку самолета вперед на 0,1% САХ
 ---- шасси выпущено; — шасси убрано

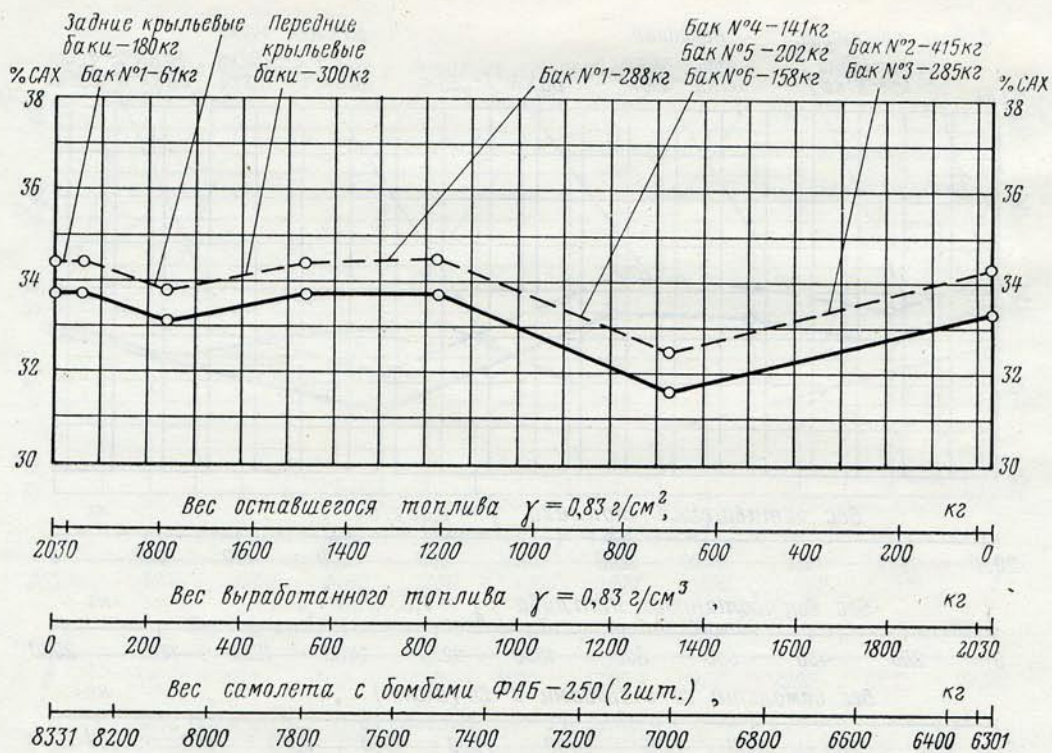


Рис. 200. Изменение центровки самолета с бомбами ФАБ-250 (2 шт.) под крылом и пилоном под фюзеляжем в зависимости от выгорания топлива в полете с темпом выработки до 4500 л/ч:

сброс бомб ФАБ-250 (2 шт.) смещает центровку самолета вперед на 0,2% САХ
 ---- шасси выпущено; — шасси убрано

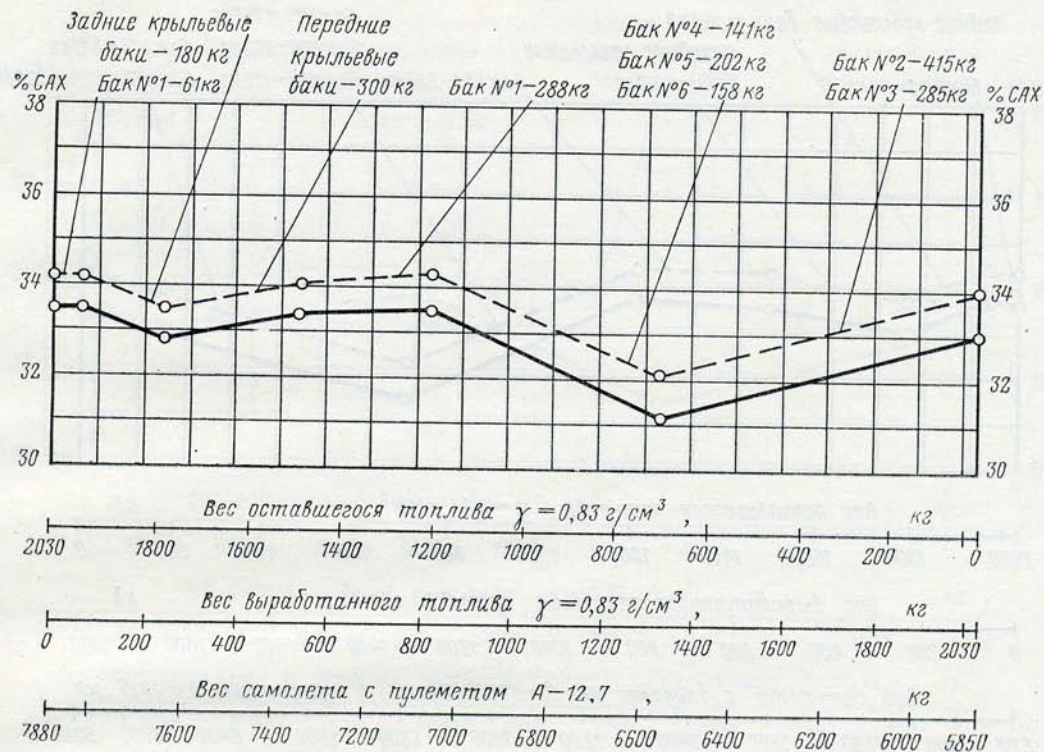


Рис. 201. Изменение центровки самолета с пулеметом А-12,7 в гондole под фюзеляжем и держателями (2 шт.) под крылом в зависимости от выгорания топлива в полете: расход патронов (60 шт.) центровку не изменяет
 --- шасси выпущено; — шасси убрано

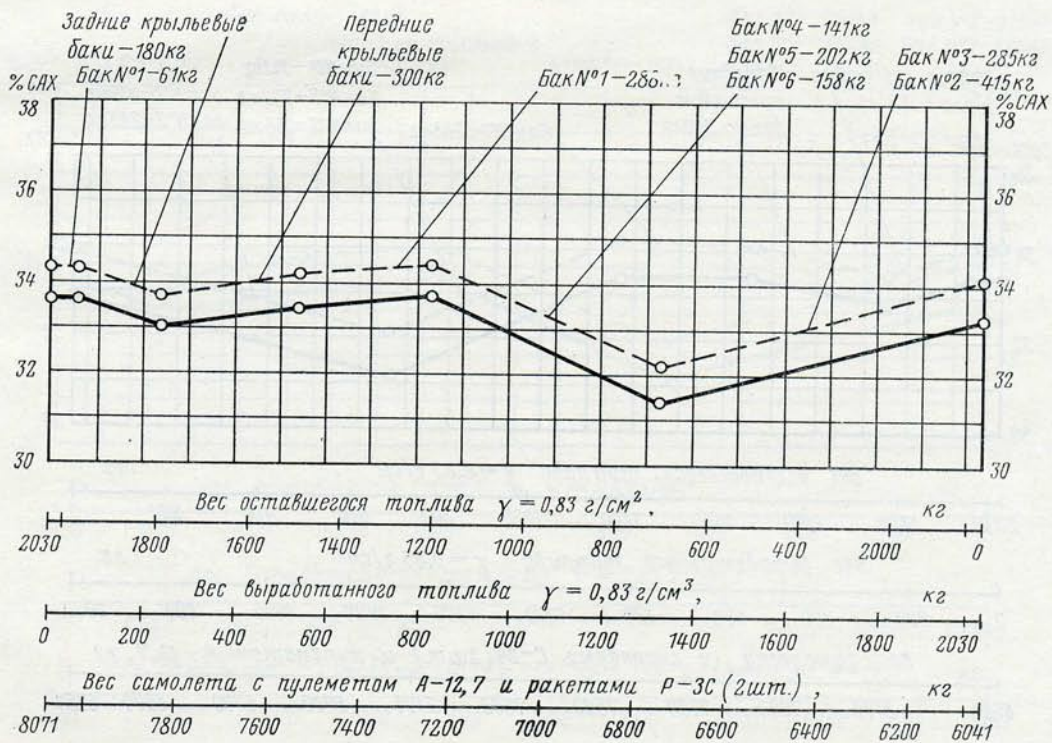


Рис. 202. Изменение центровки самолета с пулеметом А-12,7 в гондole под фюзеляжем и с ракетами Р-3С (2 шт.) под крылом в зависимости от выгорания топлива в полете: сброс ракет Р-3С (2 шт.) смещает центровку самолета вперед на 0,1% САХ; расход патронов (60 шт.) центровку не изменяет
 --- шасси выпущено; — шасси убрано

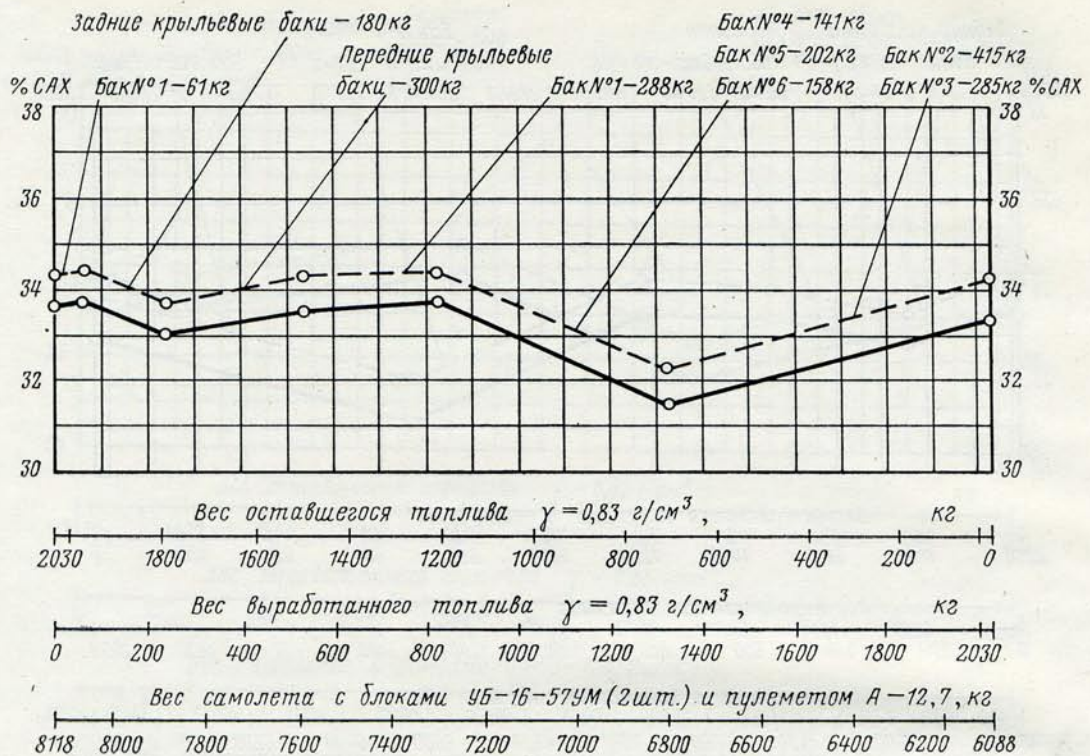


Рис. 203. Изменение центровки самолета с блоками УБ-16-57УМ (2 шт.) под крылом, пулеметом А-12,7 в гондole под фюзеляжем в зависимости от выгорания топлива в полете с темпом выработки до 4500 л/ч:

сброс снарядов С-5М (32 шт.) из блоков смещает центровку самолета вперед на 0,1% САХ

--- шасси выпущено; — шасси убрано

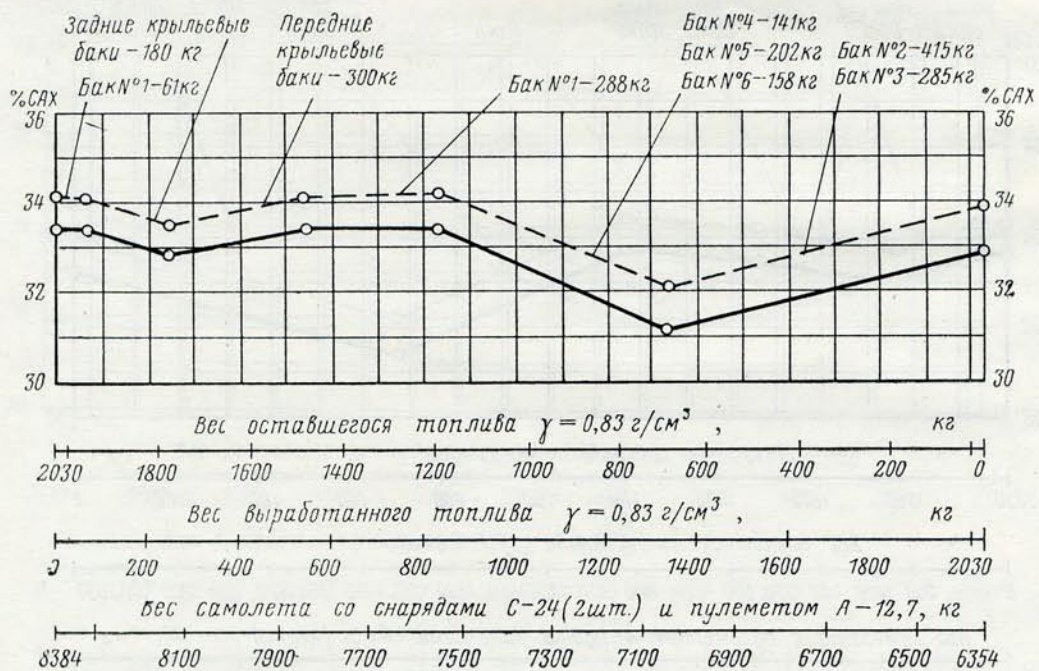


Рис. 204. Изменение центровки самолета со снарядами С-24 (2 шт.) под крылом и пулеметом А-12,7 в гондole под фюзеляжем в зависимости от выгорания топлива в полете с темпом выработки до 4500 л/ч:

сброс снарядов С-24 (2 шт.) смещает центровку самолета вперед на 0,1% САХ; расход патронов (60 шт.) центровку не изменяет

--- шасси выпущено; — шасси убрано

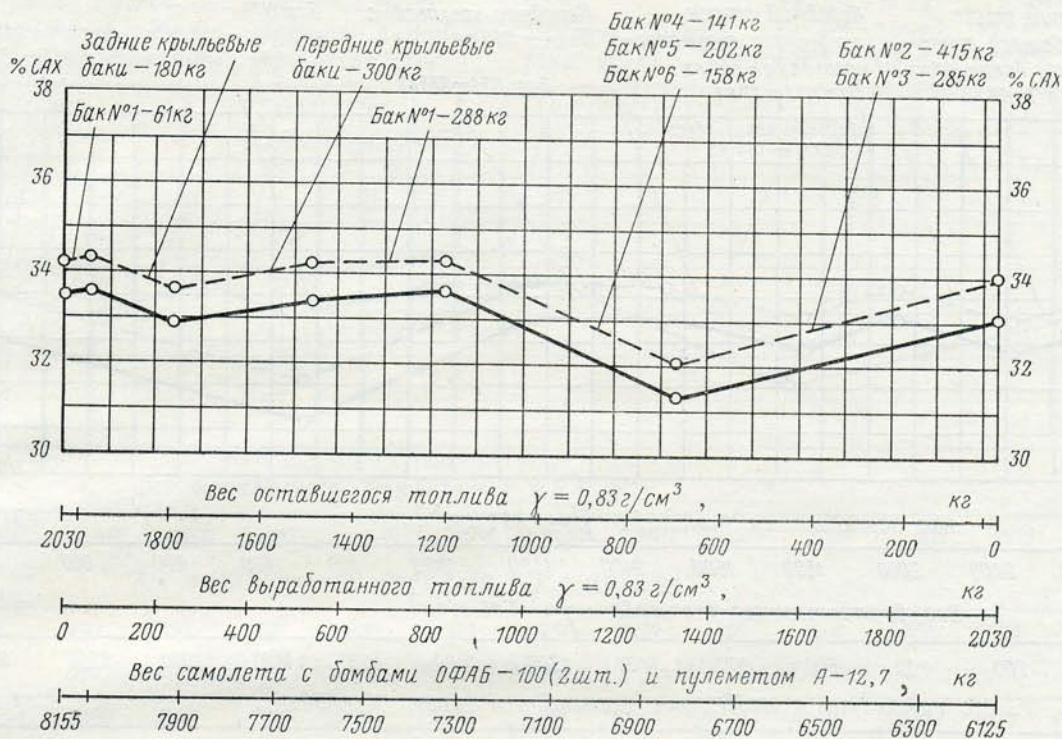


Рис. 205. Изменение центровки самолета с бомбами ОФАБ-100 (2 шт.) под крылом, пулеметом А-12,7 в гондole под фюзеляжем в зависимости от выгорания топлива в полете с темпом выработки до 4500 л/ч:

сброс бомб ОФАБ-100 (2 шт.) смещает центровку самолета вперед на 0,1% САХ;
расход патронов (60 шт.) центровку не изменяет
----- шасси выпущено; — шасси убрано

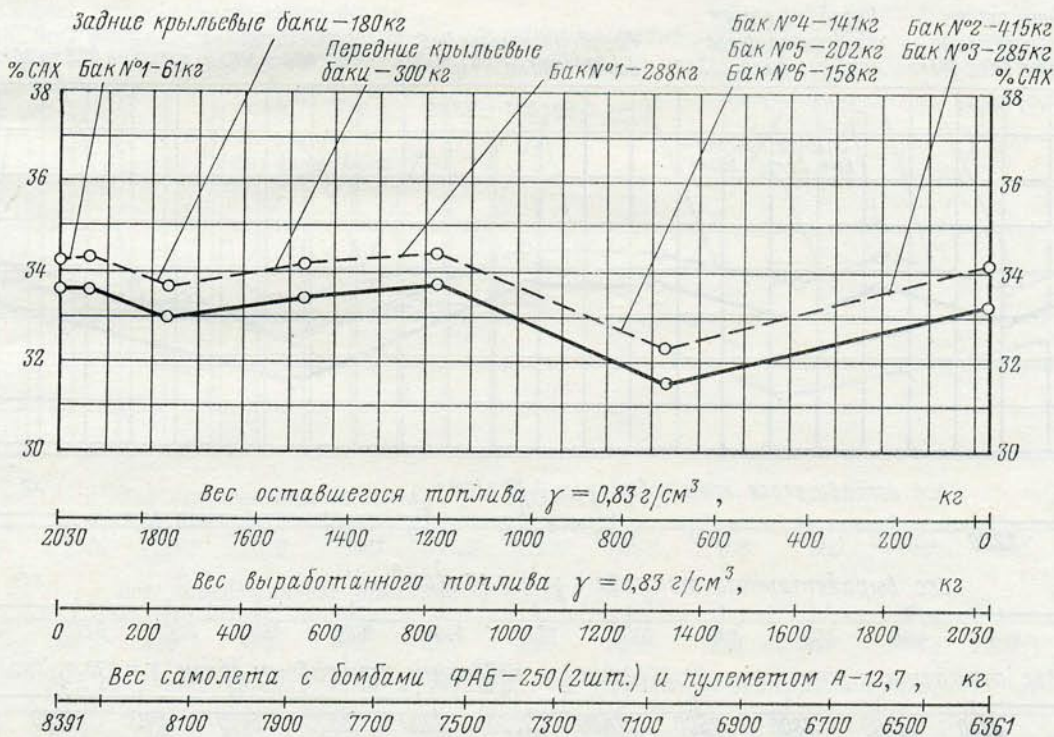


Рис. 206. Изменение центровки самолета с бомбами ФАБ-250 (2 шт.) под крылом, пулеметом А-12,7 в гондole под фюзеляжем в зависимости от выгорания топлива в полете с темпом выработки до 4500 л/ч:

сброс бомб ФАБ-250 (2 шт.) смещает центровку самолета вперед на 0,2% САХ;
расход патронов (60 шт.) центровку не изменяет
----- шасси выпущено; — шасси убрано

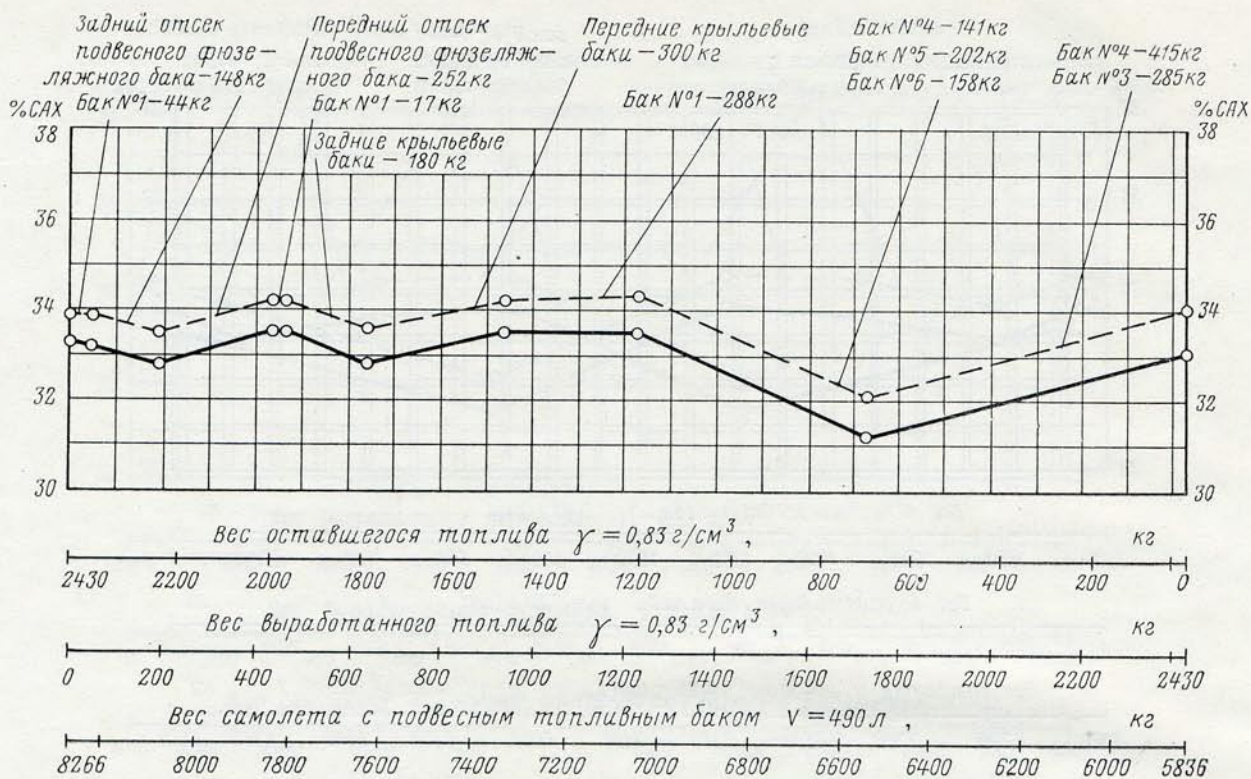


Рис. 207. Изменение центровки самолета с подвесным топливным баком $V = 490 \text{ л}$ под фюзеляжем и держателями (2 шт.) под крылом в зависимости от выгорания топлива в полете с темпом выработки до 4500 л/ч:

сброс пустого подвесного бака центровку не изменяет
 ---- шасси выпущено; — шасси убрано

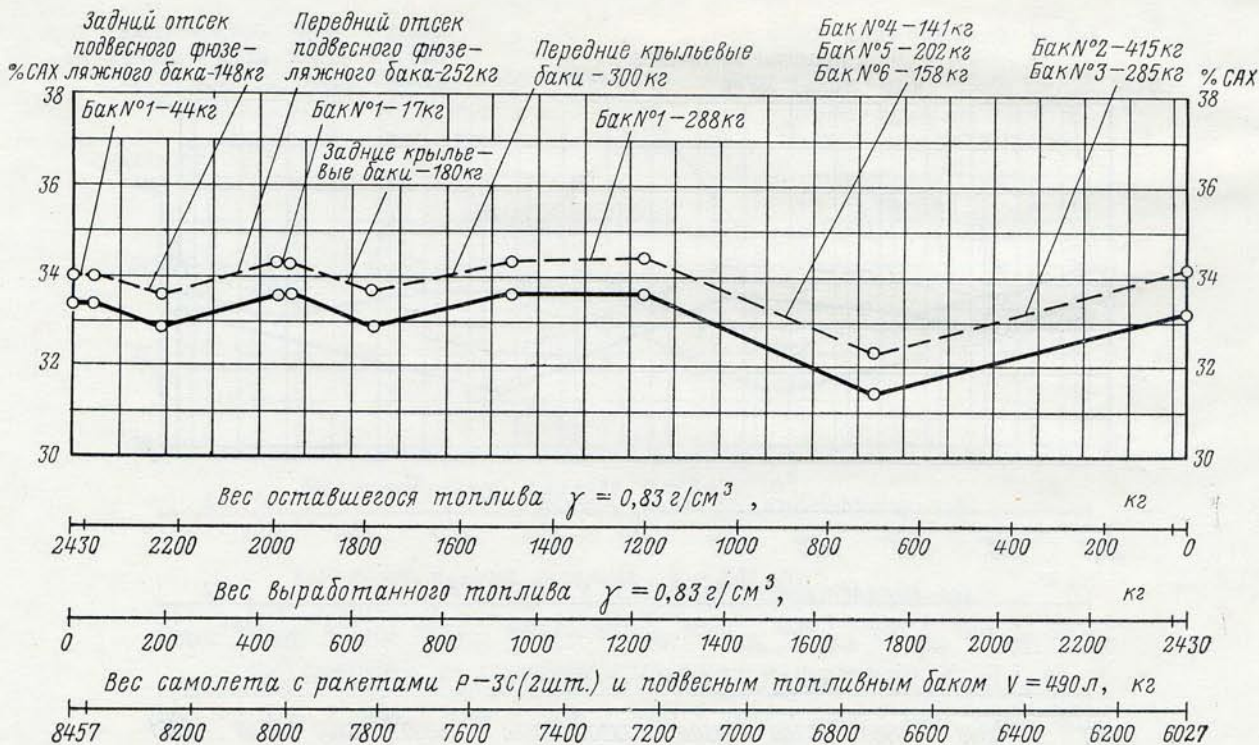


Рис. 208. Изменение центровки самолета с ракетами Р-3С (2 шт.) под крылом и подвесным топливным баком $V = 490 \text{ л}$ под фюзеляжем в зависимости от выгорания топлива в полете с темпом выработки до 4500 л/ч:

сброс ракет Р-3С (2 шт.) смещает центровку самолета вперед на 0,1% САХ; сброс пустого подвесного бака центровку не изменяет

---- шасси выпущено; — шасси убрано

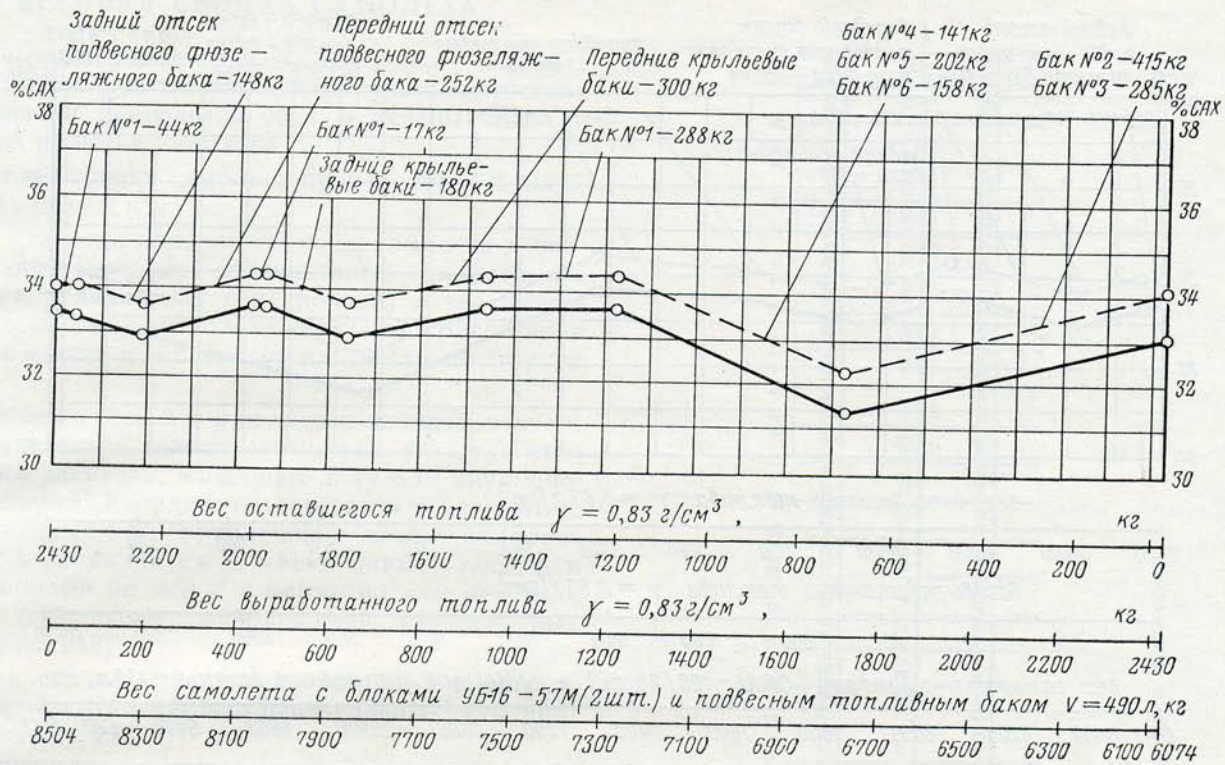


Рис. 209. Изменение центровки самолета с блоками УБ-16-57М (2 шт.) под крылом и подвесным топливным баком $V=490 \text{ л}$ под фюзеляжем в зависимости от выгорания топлива в полете с темпом выработки до 4500 л/ч: сброс из блоков снарядов С-5М (32 шт.) смещает центровку самолета вперед на 0,1% САХ; сброс пустого подвесного бака центровку не изменяет
 --- шасси выпущено; — шасси убрано

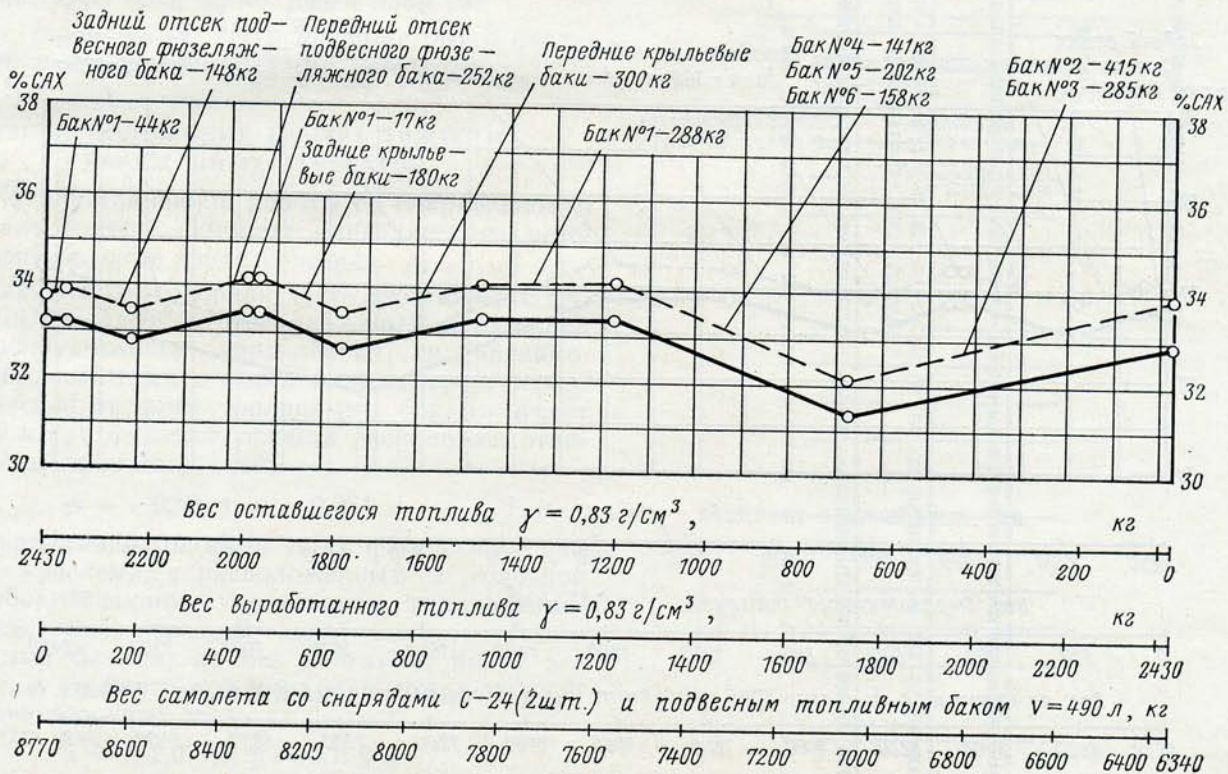


Рис. 210. Изменение центровки самолета со снарядами С-24 (2 шт.) под крылом и подвесным топливным баком $V=490 \text{ л}$ под фюзеляжем в зависимости от выгорания топлива в полете с темпом выработки до 4500 л/ч: сброс снарядов С-24 (2 шт.) изменяет центровку самолета вперед на 0,1% САХ; сброс пустого подвесного бака центровку не изменяет
 --- шасси выпущено; — шасси убрано

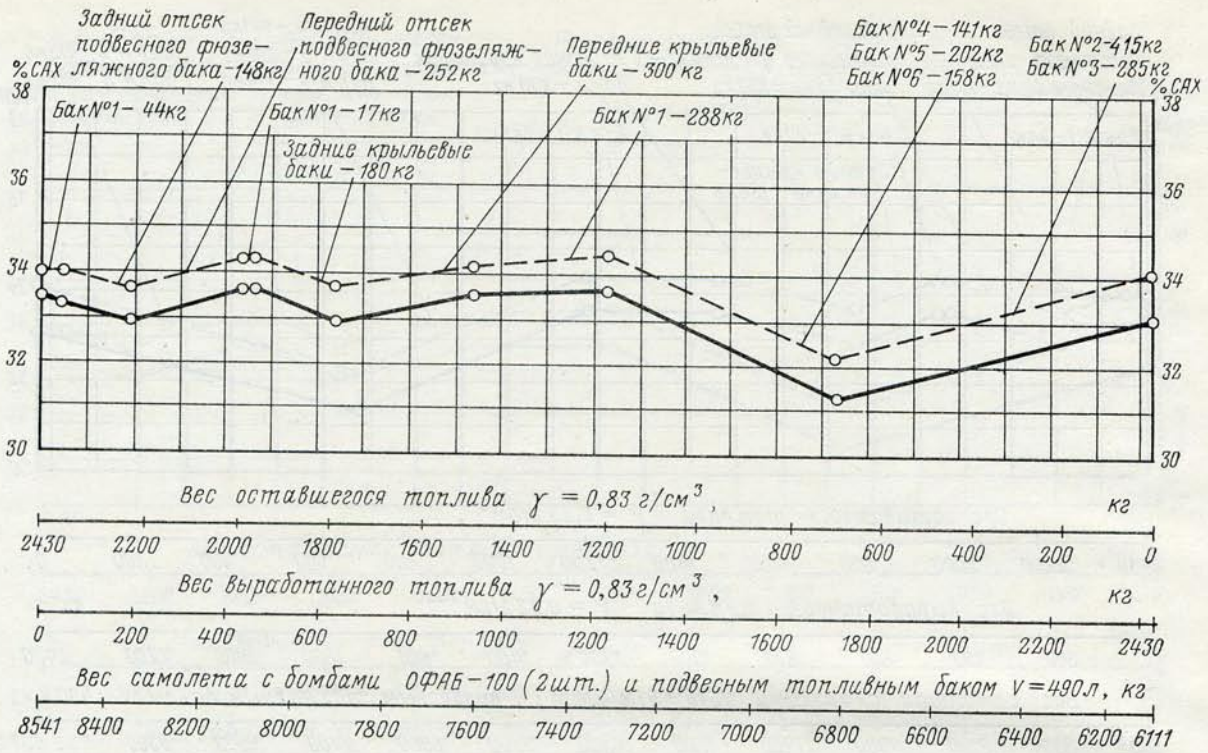


Рис. 211. Изменение центровки самолета с бомбами ОФАБ-100 (2 шт.) под крылом и подвесным топливным баком $V=490 \text{ л}$ под фюзеляжем в зависимости от выгорания топлива в полете с темпом выработки до 4500 л/ч: сброс бомб ОФАБ-100 (2 шт.) смещает центровку самолета вперед на 0,1% САХ; сброс пустого подвесного бака центровку не изменяет
 --- шасси выпущено; — шасси убрано

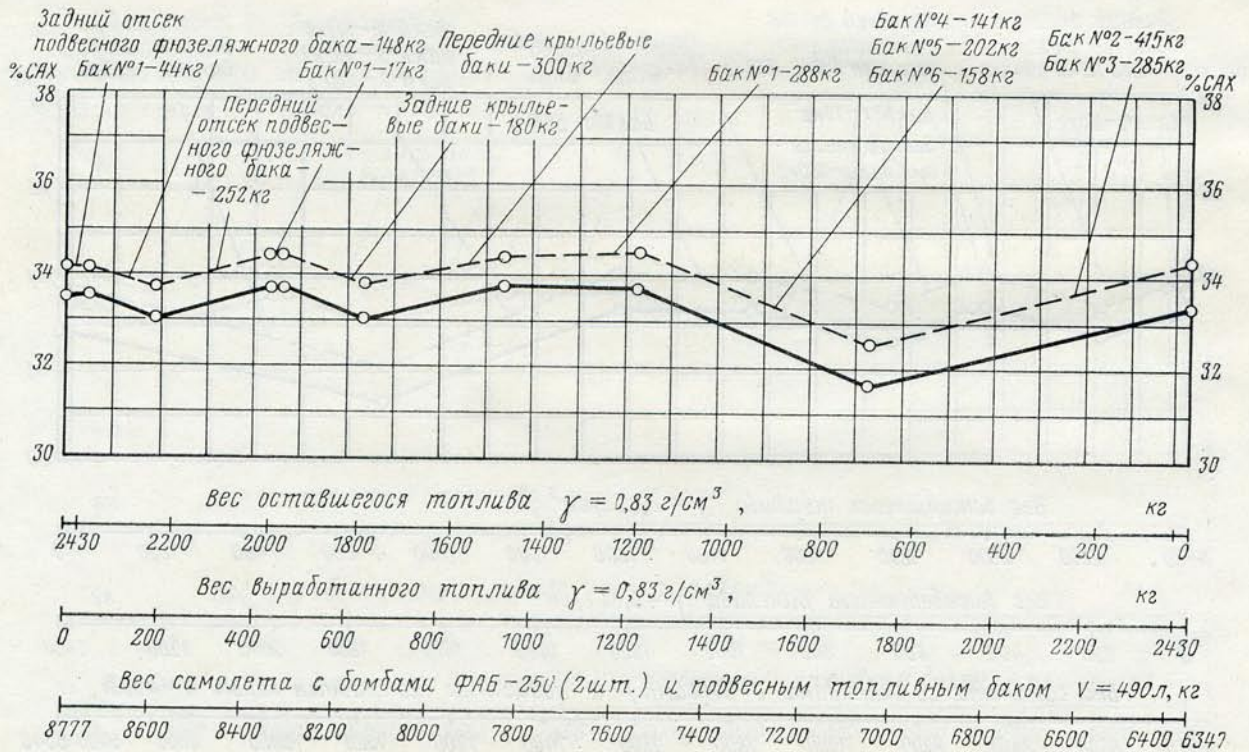


Рис. 212. Изменение центровки самолета с бомбами ФАБ-250 (2 шт.) под крылом и подвесным топливным баком $V=490 \text{ л}$ под фюзеляжем в зависимости от выгорания топлива в полете с темпом выработки до 4500 л/ч: сброс бомб ФАБ-250 (2 шт.) смещает центровку самолета вперед на 0,2% САХ; сброс пустого подвесного бака центровку не изменяет
 --- шасси выпущено; — шасси убрано

ВЕСОВАЯ СВОДКА САМОЛЕТА

Для выполнения расчетов центровки самолета при возможных изменениях конструкции и состава оборудования приводятся веса и центры тяжести агрегатов и систем самолета.

Расчет центровки самолета производится в координатных осях x и y .

Ось x является продольной осью самолета и совпадает со строительной горизонталью самолета, ось y перпендикулярна оси x и проходит в вертикальной плоскости, расположенной на расстоянии 600 мм к хвосту самолета от плоскости шпангоута № 16.

Пересечение осей x и y является началом отсчета координат центра тяжести самолета, его агрегатов и каждого элемента, входящего в ту или иную систему самолета. Координаты агрегатов и элементов, расположенных по направлению к хвосту самолета по оси x и вверх по оси y , имеют знак «плюс», а к носу самолета по оси x и вниз по оси y — знак «минус» (см: схему расположения центровочных осей на рис. 213).

Весовая сводка и центровка самолета с нагрузкой и пустого относительно центровочных осей приведены в табл. 25.

Весовая сводка и центровка установок вооружения и подвесных баков относительно центровочных осей приведены в табл. 26.

ВНИМАНИЕ! 1. Вес пустого самолета с включением несливаемого и невырабатываемого остатка топлива (50 кгс), с АПУ-13М, БДЗ-60-21Д с пилонном подвесного бака будет равен 5640 кгс.

2. Вес топлива 2030 кгс в нагрузке дан с несливаемыми и невырабатываемыми остатками.

ВЕС И ПОЛОЖЕНИЕ ЦЕНТРА ТЯЖЕСТИ СНАРЯЖЕННЫХ АГРЕГАТОВ

Для эксплуатационной работы со снаряженными агрегатами пустого самолета приводятся их весовые и центровочные характеристики.

1. Снаряженная головная часть фюзеляжа с фонарями и креслами, с расположенным в головной части оборудованием, управлением, гидropневмосистемой, двигателем и форсажной камерой, передним шасси и пустыми топливными баками имеет вес 3700 кгс, а ее центр тяжести расположен относительно центровочных осей:

$$x = -0,58 \text{ м}; y = 0,061 \text{ м.}$$

2. Снаряженная головная часть фюзеляжа с фонарями, креслами, с расположенным в головной части оборудованием, управлением, гидropневмовоздухосистемой, передней ногой шасси, пустыми топливными баками, но без двигателя имеет вес 2450 кгс, а ее центр тяжести расположен относительно центровочных осей:

$$x = -2,07 \text{ м}; y = 0,152 \text{ м.}$$

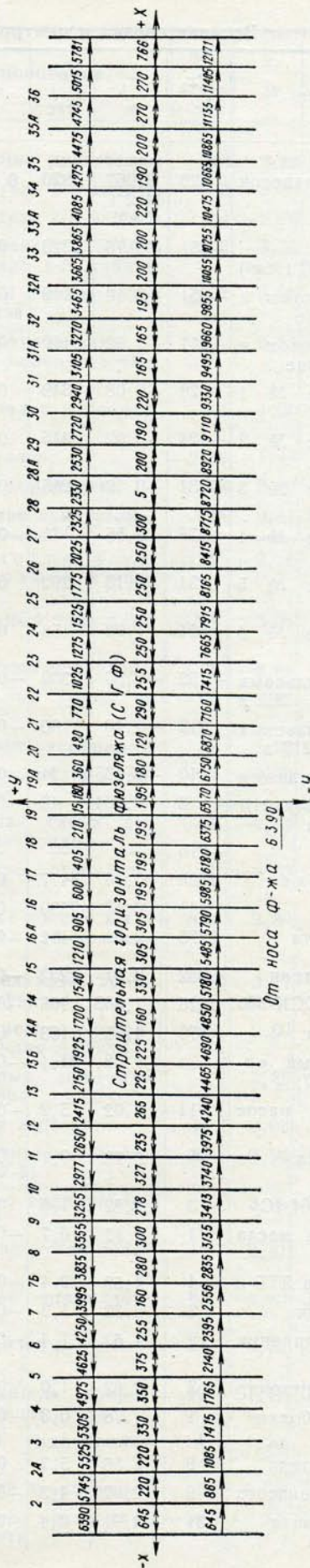


Рис. 213. Расположение центровочных осей и шпангоутов фюзеляжа

Весовая сводка и центровка нагрузки и пустого самолета по частям

Наименование	P_x , кгс·м	x , м	P , кгс	y , м	P_y , кгс·м	Наименование	P_x , кгс·м	x , м	P , кгс	y , м	P_y , кгс·м
Самолет без подвесок (шасси выпущено)	528	0,067	7820	0,11	842	Обдув цилиндра	25	4,63	5,4	0,04	—
		34,2%				Герметизация носка двигателя	—	0,08	0,8	0	—
		САХ				Обдув генератора	1	2,20	0,7	-0,39	—
Нагрузка ($G_T=2030$ кгс, $\gamma \approx 0,83$ г/см ³)	-381	-0,16	2323	0,35	802	Трубопровод	8	3,08	2,5	0,14	—
Летчик с парашютом и НАЗом в 1-й кабине	-351	-3,19	110	0,39	43	Крепление схемы обдува	2	2,07	0,9	0,17	—
Летчик с парашютом и НАЗом во 2-й кабине	-211	-1,92	110	0,59	65	Масло в системе	11	1,10	10,0	-0,30	-3
Топливо в баке № 1 $V=420$ л	-28	-0,08	349	0,93	324	Топливная система	33	0,20	164,9	0,31	52
Топливо в баке № 2 $V=500$ л	-424	-1,02	415	0,33	137	Бака № 1 накладной $V=420$ л	-3	-0,08	37,7	0,93	35
Топливо в баке № 3 $V=343$ л	-34	-0,12	285	0,29	82	Поплавковый клапан	-1	-1,11	0,5	1,05	1
Топливо в баке № 4 $V=170$ л	78	0,55	141	0,34	48	Установка бака № 1	—	-0,03	2,5	0,78	2
Топливо в баке № 5 $V=243$ л	234	1,16	202	0,40	81	Бака № 2 $V=500$ л	-12	-0,96	12,9	0,37	5
Топливо в баке № 6 $V=190$ л	304	1,92	158	0,40	63	Патрубок	-2	-1,09	1,7	0,31	1
Топливо в крыльевых передних баках $V=360$ л	-159	-0,53	300	-0,03	-9	Крепление бака № 2	-1	-1,09	0,6	0,20	—
Топливо в крыльевых задних баках $V=217$ л	212	-1,18	180	-0,03	-5	Бака № 3 $V=343$ л	-1	-0,12	12,0	0,18	2
Пилон под фюзеляжем	-10	-0,435	24	-0,65	-16	Сигнализатор уровня СУ6-3	—	0,25	0,9	0,40	—
Держатели БДЗ-60-21Д (2 шт.) под крылом	8	0,164	49	-0,22	-11	Насос 495А	-1	-0,12	8,0	-0,45	-3
Уборка шасси	-216	—	—	—	347	Клапан отрицательных перегрузок с креплением	-1	-0,12	4,6	-0,45	-2
Пустой самолет	1025	0,18	5477	0,01	48	Трубка	—	-0,50	0,3	-0,07	—
Планер	441	0,17	2550	-0,07	-172	Крепление бака № 3	—	-0,11	0,6	0,06	—
Силовая установка	2875	2,01	1432	-0,03	-47	Бака № 4 $V=170$ л	4	0,53	7,7	0,26	2
Установка двигателя	2852	2,31	1232	-0,09	-111	Насос 495А	5	0,61	8,0	0	—
Двигатель Р11Ф2СК-300	1825	1,883	968	-0,096	-93	Крепление бака № 4	—	0,57	0,6	0,34	—
Форсажная труба	870	4,75	183	0	—	Бака № 5 $V=243$ л	9	1,14	8,3	0,43	3
Топливо-масляный радиатор (агрегат 357)	34	1,08	31,1	-0,32	-10	Установка бака № 5	2	1,16	1,9	0,61	1
Подкачивающий насос ДЦН-13ДТ	11	2,02	5,2	-0,52	-3	Бака № 6 $V=190$ л	14	1,90	7,5	0,40	3
Пусковая катушка КНА-14МТ	—	2,78	0,1	0,54	—	Крепление бака № 6	2	1,90	1,2	0,58	1
Термопара ТВГ-164-4С	3	2,82	1,0	0,06	—	Обратный клапан 666 200А/В (2 шт.)	2	1,52	1,0	0,11	—
Датчик давления масла ЭДТ-8	1	1,17	0,7	-0,16	—	Сигнализатор давления СД-3 бака № 3	—	-0,77	0,3	-0,36	—
Датчик тахометра ДТЭ-2	4	1,69	2,4	-0,25	-1	Электрофильтр Ф37ВТ бака № 3	—	-0,67	0,6	-0,40	—
Дренаж двигателя	3	2,72	1,3	-0,30	—	Электрофильтр Ф37ВТ насоса бака № 4	—	0,52	0,6	-0,5	—
Патрубок стравливания воздуха	2	1,62	1,4	-0,14	—	Сигнализатор давления СД-4 бака № 4	—	0,52	0,3	-0,50	—
Герметизация термопар	3	2,82	1,0	0,09	—	Расходомер РТСГ-16-4	1	1,05	0,8	-0,26	—
Крепление доработки двигателя	1	1,78	0,3	-0,30	—	Спецклапан с доработкой	-2	-1,30	1,8	-0,45	-1
Крепление двигателя	8	1,56	5,3	0,13	1	Обратный клапан	—	—	0,4	0	—
2-й привод гидронасоса	9	2,02	4,5	-0,40	-2	Поплавковый клапан	—	-0,12	0,6	0	—
Кожух обдува сопла форсажной камеры	31	4,91	6,4	0	—	Предохранительный клапан	—	-2,47	0,1	0,17	—
						Перекрывной кран	1	0,71	1,5	-0,35	-1
						Тройник с обратным клапаном	—	-0,65	0,6	-0,45	—
						Заборник топлива с под- весного бака	—	-0,94	0,3	-0,49	—

Наименование	P_x , кгс·м	x , м	P , кгс	y , м	P_y , кгс·м	Наименование	P_x , кгс·м	x , м	P , кгс	y , м	P_y , кгс·м
Патрубки	2	0,54	4,4	0,21	1	Управление двигателем	-23	-2,29	10,1	0,10	1
Трубопровод	8	0,81	9,6	-0,04	—	Сектор газа 1-й кабины	-9	-3,55	2,5	0,22	1
Арматура	—	0,20	1,4	-0,05	—	Сектор газа 2-й кабины	-4	-2,26	1,9	0,29	1
Крепление	3	0,66	4,2	-0,09	—	Электромагнит ЭМО/2 сектора газа 1-й кабины	-2	-3,55	0,6	0,22	—
Обратный клапан (2 шт.)	-1	-1,12	1,1	—	—	Механизм отключения сектора газа	-4	-3,00	1,2	0	—
Патрубок	1	1,22	0,6	—	—	Датчик управления створками перепуска воздуха	—	0,51	0,6	-0,50	—
Трубопровод	—	0,12	2,2	-0,03	—	Тяги, качалки и крепления	-4	-1,30	3,3	-0,30	-1
Арматура и крепление	—	0,12	1,3	—	—	Оборудование	-2158	-1,48	1457	0,17	252
Обратный клапан 662700А (2 шт.)	—	0,97	0,3	-0,07	—	Система управления	258	0,69	375,3	0,14	53
Сигнализатор СДУ-2-0,35	—	0,8	0,3	-0,45	—	Управление самолетом	113	0,81	139,4	0,34	48
Дренажный кран	-1	-1,03	0,5	1,10	1	Управление в головной части фюзеляжа	-114	-2,16	52,7	0,11	6
Дренажный кран	—	1,30	0,3	0,98	—	Центральный узел в 1-й кабине	-36	-3,91	9,3	-0,01	—
Коробка с предохранительными клапанами (2 шт.)	1	1,27	0,9	0,35	—	Загрузочный механизм	-2	-3,65	0,6	-0,13	—
Обратный клапан	1	1,78	0,6	-0,19	—	Центральный узел во 2-й кабине	-37	-2,53	15,0	0,05	1
Трубопровод	1	0,36	3,8	0	—	Управление элеронами	-19	-2,26	8,2	-0,12	-1
Крепление и арматура	1	0,77	1,6	0	—	Управление рулем поворота	-8	-0,92	8,6	0,33	3
Оклейка контуров баков баллонов тканью	—	-0,12	2,8	0,18	1	Нелинейная схема управления элеронами	-5	-2,54	2,0	-0,18	—
Увеличение жесткости внутренних листов контура баков	—	-0,53	0,7	0,30	—	Управление стабилизатором	-7	-0,80	9,0	0,35	3
Установка дополнительных накладок на мягкие баки	—	-0,12	1,3	0,18	—	Управление в хвостовой части фюзеляжа	203	3,80	53,4	0,81	43
Изменение толщины зашивки контуров баков	1	0,90	0,6	0,80	—	Электромеханизм триммерного эффекта	5	3,17	1,7	0,93	2
Кислородная подпитка двигателя	6	0,49	12,3	0,65	8	Автоматическое регулирование усилия АРУ-3В	10	2,60	3,8	0,84	3
Кислородный двухлитровый баллон	3	1,02	3,0	0,83	3	Загрузочный механизм стабилизатора	5	2,85	1,7	0,87	1
Редуктор 2130А	3	1,32	1,9	0,83	2	Установка агрегатов	15	3,06	4,6	0,87	4
Кислородный манометр МК-121М	—	0,96	0,2	0,78	—	Гидроусилитель стабилизатора БУ-51	87	3,96	22,0	0,95	21
Зарядный штуцер 11180	—	0,7	0,2	0,78	—	Крепление гидроусилителя	5	3,99	1,2	0,87	1
Электропневмоклапан 694400	1	1,49	0,9	0,85	1	Управление рулем поворота	15	3,81	3,9	0,95	4
Вентиль, манометр	-1	-3,07	0,4	0,50	—	Управление стабилизатором	61	4,20	14,5	0,50	7
Тройник 1423	—	0,82	0,1	0,75	—	Управление в крыле	24	0,72	33,3	-0,03	-1
Трубопровод	-2	-1,01	2,4	0,55	1	Гидроусилитель элерона БУ-45А (2 шт.)	19	1,17	16,0	-0,09	-1
Крепление и арматура схемы	1	0,95	1,2	0,84	1	Установка гидроусилителя	4	1,20	3,5	-0,09	—
Кислород	1	0,64	2,0	0	—	Управление элеронами	1	0,08	13,8	-0,03	—
Противопожарное оборудование	1	0,56	12,6	0,24	3	Управление механизацией самолета	-25	-0,71	35,0	-0,14	-5
Баллон со смесью	2	0,26	6,7	0,29	2						
Изолятор из комплекта ИС-2 (6 шт.)	1	2,5	0,3	-0,30	—						
Трубопровод	1	1,2	1,2	-0,06	—						
Крепление	1	1,34	0,8	-0,25	—						
Доработка монтажной схемы противопожарной защиты	2	0,56	3,6	0,22	1						

Наименование	P_x , кгс·м	x , м	P , кгс	y , м	P_y , кгс·м	Наименование	P_x , кгс·м	x , м	P , кгс	y , м	P_y , кгс·м
Управление тормозными щитками	-16	-1,28	12,5	-0,48	-6	Кран УП-33	-1	-4,04	0,3	0,24	-
Цилиндр переднего тормозного щитка	-21	-2,53	8,5	-0,45	-4	Фильтр 13ГФ6	2	2,05	1,2	-0,15	-
Цилиндр заднего тормозного щитка	4	1,31	3,0	-0,50	-2	Фильтр ФГ11А	3	1,84	1,5	-0,15	-
Кран ГА-184	1	1,41	0,8	-0,16	-	Клапан стравливания 55-900	1	2,02	0,6	-0,10	-
Кран кольцевания	-	0,36	0,2	-0,25	-	Распределительная коробка ИЗ-5505-160	-3	-4,38	0,6	-0,23	-
Управление закрылками	5	1,66	3,0	-	-	Воздушный клапан ПУ-7	-1	-4,15	0,3	-0,05	-
Цилиндр закрылков	4	1,61	2,2	-0,02	-	Дифференциал ПУ-8	-4	-4,17	1,0	-0,05	-
Кран ГА-184	1	1,28	0,8	-0,06	-	Цилиндр торможения	-1	-4,16	0,2	-0,05	-
Управление конусом	-31	-5,25	5,9	-0,17	-1	Кран аварийного торможения 653-400-1 в 1-й кабине	-2	-4,03	0,5	0,30	-
Цилиндр конуса позиционного	-19	-5,79	3,2	-0,09	-	Кран аварийного торможения во 2-й кабине	-1	-2,62	0,5	0,71	-
Кран цилиндра конуса ГА-185 (2 шт.)	-7	-4,34	1,5	-0,28	-1	Кран шасси ГА-142/1	3	0,98	2,8	-0,20	-1
Распределительный клапан УД-155-1200 (2 шт.)	-5	-4,53	1,2	-0,28	-1	Кран отключения ГА-190Б бустера элеронов от основной системы	1	1,16	1,3	-0,23	-
Установка СПС с управлением	24	1,98	12,1	0,17	2	Предохранительный клапан ГА-186М	2	2,03	0,9	-0,10	-
2-ступенчатый сигнализатор давления С-2	1	1,78	0,4	0,12	-	Кран отключения бустера элеронов от бустерной системы ГА-190Б	1	0,48	1,3	-0,40	-
Электромеханизм УПС-1М	14	2,03	7,0	0,20	1	Фильтр тонкой очистки ФГ-11А	3	1,99	1,5	-0,12	-
Установка датчика автоматического отключения системы СПС	-1	-2,85	0,3	0,13	-	Предохранительный клапан ГА-186М	1	0,63	0,9	-0,39	-
Оси, тяги, качалки, кронштейны	7	2,26	2,9	0,28	1	Кран сети 652200 (2 шт.)	-	-0,57	0,5	0,22	-
Трубопровод	1	2,32	0,5	0,09	-	Редуктор РВ-1,5	-	0,18	0,4	0,42	-
Крепление	2	2,21	1,0	0,17	-	Блок поддавливания 55-410	-	0,28	0,5	0,32	-
Управление створками перепуска воздуха	-7	-4,66	1,5	-	-	Фильтр сетчатый	-	2,07	0,1	-0,10	-
Цилиндр створок перепуска воздуха (2 шт.)	-3	-5,65	0,7	-0,01	-	Редуктор РВ-50М	-1	-1,24	0,6	0,38	-
Кран створок перепуска воздуха ГА-184	-4	-4,41	0,8	-0,23	-	Воздушный баллон ИЗ-5505-110 сер.	-6	-5,74	1,0	0,03	-
Гидропневмовоздушная система	95	0,53	178,9	-0,03	-5	Воздушный баллон Е5-5505-410 сер.	-1	-0,53	1,3	0,35	-
Гидропневмовоздушная система в головной части фюзеляжа	7	0,06	127,3	-0,11	-14	Воздушный баллон двухлитровый 150 кгс/см ²	-11	-4,17	2,7	-0,33	-1
Гидронасосы НП-34-1Т (2 шт.)	38	2,02	19,0	-0,43	-8	Доработка воздушной системы (дополнительные баллоны)	1	0,30	2,9	0	-
Гидроаккумулятор ИЗ-5505-4603	3	0,56	4,5	-0,38	-2	Электроклапан УП-53/1-2	-2	-4,08	0,6	-0,35	-
Гидроаккумулятор 72-5505-45-02	2	0,48	4,5	-0,36	-2	Выключатель УП-22	-2	-4,21	0,4	0	-
Электродистанционный датчик ЭДП-50/250 (4 шт.)	1	0,36	1,0	-0,08	-	Штуцера на борту	-	1,15	0,3	-0,07	-
Редуктор 682500 (ВР-150/16)	-1	-2,65	0,5	0,55	-	Штуцера наземного насоса основной и бустерной систем	4	2,22	1,6	-0,15	-
Фильтр 11ГФ4	-1	-0,86	0,7	0,75	1	Гидробак	10	2,43	4,1	0,48	2
						Гидросмесь	11	0,50	21,0	-0,10	-2
						Бортовой зарядный штуцер 642800	-	0,31	0,2	-0,29	-
						Дренажный клапан 563300	-	-2,81	0,2	-0,20	-
						Аварийный клапан 676400	-	-0,55	0,3	0,27	-

Наименование	P_x , кгс·м	x , м	P , кгс	y , м	P_y , кгс·м	Наименование	P_x , кгс·м	x , м	P , кгс	y , м	P_y , кгс·м
Обратный клапан 674600М	—	-1,18	0,2	-0,29	—	Гидропневмовоз- духосистема в кры- ле	15	0,51	29,3	—	—
Обратный клапан 671600М	—	1,45	0,2	-0,03	—	Воздушный баллон Е5-5505-410 сер. (3 шт.)	2	0,36	4,2	0	—
Обратный клапан 671700М	—	2,16	0,2	-0,15	—	Воздушный баллон ИЗ-5505-110 сер. (2 шт.)	1	0,30	2,2	0	—
Обратный клапан 671800М	—	2,03	0,1	-0,18	—	Редукционный ускоре- нитель УП-24 (2 шт.)	1	0,53	1,6	-0,01	—
Термоклапан	—	1,68	0,2	-0,16	—	Согласующий клапан (2 шт.)	—	0,31	0,4	-0,02	—
Демпфер	—	-2,01	0,1	-0,18	—	Односторонний дрос- сель (2 шт.)	—	0,17	0,4	-0,01	—
Таблица шлангов	3	2,18	1,4	-0,25	—	Электроклапан УП-53/1 (2 шт.)	—	0,18	1,4	-0,01	—
Таблица коллекторов	2	1,63	1,1	-0,15	—	Аварийный переключа- тель 563600 (2 шт.)	—	0,18	0,3	-0,01	—
Воздушный фильтр 723900-4	—	0,36	0,2	-0,19	—	Обратный клапан 674500/М (4 шт.)	—	0,05	0,2	-0,02	—
Монтаж трубопровода по шпангоуту № 28	—	2,33	0,1	0,43	—	Поворотное соединение (16 шт.)	2	1,26	1,7	-0,04	—
Монтаж трубопровода в кабине	-1	-3,55	0,2	0,39	—	Трубопровод	4	0,48	7,6	-0,02	—
Монтаж по передней стойке	-2	-4,20	0,4	-0,78	—	Мелкая арматура	—	0,68	0,2	0	—
Трубопровод гидросис- темы	-21	-1,0	21,0	-0,10	-2	Крепление	1	0,47	2,1	-0,01	—
Трубопровод воздухо- системы	-12	-2,65	4,6	0,30	1	Гидросмесь в крыле	4	0,50	7,0	-0,06	—
Арматура	-4	-1,03	3,6	-0,04	—	Аварийное управление	75	3,41	22,0	0,68	15
Крепление	-7	-0,76	9,4	-0,01	—						
Гидропневмовоз- духосистема в хво- стовой части фюзеля- жа	73	3,29	22,3	0,40	9						
Воздушный баллон	3	2,67	1,0	-0,44	—	Насосная станция НП-27Г	27	3,62	7,5	0,35	6
Манометр воздушный МВ-250М (2 шт.)	2	3,56	0,6	0,61	—	Гидроаккумулятор 55-630 (2 шт.)	44	3,31	13,4	0,61	8
Кран управления ГА-164М соплом двигателя	8	3,56	2,3	0,66	2	Крепление	4	3,48	1,1	0,72	1
Дозатор ГА-173-00-2 (2 шт.)	2	3,33	0,6	0,61	—	Оборудование безопас- ности летчика	-646	-1,95	330,2	0,28	94
Кран ГА-135Т	2	3,34	0,6	0,34	—	Кресло КМ-1У 1-й ка- бины	-331	-2,96	111,7	0,33	37
Фильтр ПГФ-4-1 (2 шт.)	5	3,37	1,3	1,02	1						
Кран ГА-135Т	2	2,90	0,6	1,0	1	Кресло КМ-1И 2-й ка- бины	-187	-1,69	110,5	0,42	46
Кран отключения бусте- ра стабилизатора ГА-184	3	3,52	0,8	0,7 ⁰	1						
Электропневмоклапан 695000А (2 шт.)	5	2,94	1,7	-0,48	-1	Установка противообле- дителя	-48	-4,66	10,7	—	—
Предохранительный клапан	1	3,36	0,3	0,90	—						
Обратный клапан 561200 и 674600М (3 шт.)	1	2,91	0,3	0,45	—	Питание кабины	-43	-0,93	46,3	-0,11	-5
Разъемный клапан 673100/4 (2 шт.) и	—	—	—	—	—						
клапан 674700/У (2 шт.)	2	2,45	0,8	-0,43	—	Турбохолодильник агр. 2323	-3	-1,01	2,7	-0,40	-1
Зарядный штуцер	1	3,42	0,2	0,61	—	Турбохолодильник агр. 477	-2	-1,01	2,2	-0,40	-1
Трубопровод	14	3,27	4,3	0,14	1	Регулятор АД-57В	-2	-2,87	0,6	0,50	—
Арматура	2	3,36	0,6	0,65	—	Кран распределения	1	0,60	1,6	-0,36	-1
Крепление	10	3,15	3,3	0,48	2	Кран питания	-1	-2,60	0,5	0,25	—
Гидросмесь	10	3,35	3,0	0,60	2	Клапан-регулятор дав- ления 520	-3	-4,18	0,7	0,41	—

Наименование	P_x , кгс·м	x , м	P , кгс	y , м	P_y , кгс·м	Наименование	P_x , кгс·м	x , м	P , кгс	y , м	P_y , кгс·м
Воздуховоздушный радиатор	6	0,62	10,0	0,12	1	Зарядный штуцер 11180	—	1,02	0,2	0,88	—
Регулятор температур ТРТВК-45	-2	-2,97	0,3	—	—	Заделка шлангов	-6	-2,40	2,3	0,32	1
Блок реле РП-2 ВВР агр. 186	-2	-2,97	0,2	—	—	Трубопровод	-7	-1,21	5,7	0,27	2
Клапан регулировки давления агр. 1759А	-5	-1,00	4,0 1,1	-0,45	-2	Арматура	-3	-1,95	1,2	0,31	—
Патрубки	—	0,40	0,5	-0,17	—	Крепление	-1	-0,73	1,7	0,16	—
Трубопровод	-9	-0,94	9,7	-0,22	-2	Кислород	1	~1,0	1,0	—	—
Арматура	-1	-1,21	1,1	0	—	Система электрооборудования	-680	-2,13	318,3	-0,04	-12
Крепление	-5	-1,56	3,4	0,08	—	Электрооборудование в головной части фюзеляжа	-171	-1,94	83,5	-0,12	-10
Теплоизоляция	-13	-2,89	4,5	0,15	1	Коробка реле 115В	-5	-3,33	1,4	-0,38	-1
Поддавливание ст. Р-802В*	-3	-1,51	2,0	-0,13	—	Коробка реле	-5	-4,72	1,1	0,25	—
Мелкие установки	-1	—	1,2	—	—	Усилитель ИС-2	-3	-2,54	1,3	-0,48	-1
Кислородное оборудование	-37	-0,73	51,0	0,31	16	Коробка выдачи сигналов КВС-1	-5	-2,55	1,8	-0,37	-1
Кислородный прибор КП-34	-9	-3,10	2,9	0,42	2	Розетка аэродромного питания ШРА-250-МЛК	-2	-2,71	0,7	-0,53	—
Редуктор КР-26	-1	-3,10	0,3	0,42	2	Регулятор напряжения РУГ-В2	-6	-2,31	2,6	-0,42	-1
Дистанционное управление ДУ-2	-2	-3,10	0,5	0,42	2	Конденсатор МБТТ160-4ПУБО	—	2,41	0,1	-0,46	—
Вентиль КВ-2МС	-1	-3,10	0,3	0,42	2	Коробка реле 36В	-3	-3,47	0,9	-0,27	—
Обратный клапан 11162 (2 шт.)	-1	-3,10	0,2	0,42	2	Шунт ШИС из комплекта „ИСА“	-4	-3,68	1,0	-0,27	—
Автомат давления АД-5А	-2	-3,10	0,8	0,42	2	Коробка пусковых контакторов	-5	-1,62	3,2	-0,33	-1
Фильтр АД-5А	-1	-3,10	0,4	0,42	2	Контактор ТКС-103ДТ	-3	-2,70	1,0	-0,10	—
Объединенный разъем ОРК-2	-5	-3,15	1,6	0,22	—	Временный механизм ВМ-2	-5	-5,02	1,0	0,42	—
Акселерометр АМ-10	-1	-3,78	0,3	0,36	—	Коробка с предохранителями ИП	-1	-3,42	0,3	-0,47	—
Манометр ИК-18	-1	-3,69	0,3	0,40	—	Коробка консервации	-1	-1,36	1,0	-0,40	—
Редуктор КР-26	-1	-2,02	0,3	0,41	2	Автомат защиты АЗП-1М	-1	-4,80	0,3	0,31	—
Кислородный прибор КП-34	-6	-2,02	2,9	0,41	2	Дифференциально-минимальное реле ДМР-400Д	-3	-1,59	1,8	0,37	1
Дистанционное управление ДУ-2	-1	-2,02	0,5	0,41	2	Трансформатор ТС-9М	-1	-1,62	0,9	0,21	—
Вентиль КВ-2МС	-1	-2,02	0,3	0,41	2	Конденсатор МБТТ-160-4 (2 шт.)	—	-1,73	0,2	0,34	—
Обратный клапан 11162 (2 шт.)	-1	-2,02	0,2	0,41	2	Коробка реле и предохранителей	-2	-1,86	1,1	0,32	—
Автомат давления АД-5А	-2	-2,02	0,8	0,41	2	Панель с контакторами и предохранителями	-6	-1,73	3,2	0,28	1
Фильтр АД-5А	-1	-2,02	0,4	0,41	2	Коробка пусковых реле КПр-8	-3	-1,57	1,9	0,36	1
Объединенный разъем ОРК-2	-3	-1,80	1,6	0,31	—	Автомат времени АВ-5ЕИ	-4	-1,69	2,3	0,32	1
Акселерометр АМ-10	-1	-2,43	0,3	0,43	—	Коробка автоматического форсажа КАФ-13Д	-6	-1,84	3,2	0,32	1
Манометр ИК-18	-1	-2,27	0,3	0,45	—	Коробка реле	-4	-1,82	2,1	0,41	1
Кислородный баллон двухлитровый (4 шт.)	8	0,67	12,4	0	—	Разъемы	-7	-2,41	2,7	0	—
Кислородный баллон четырехлитровый (1 шт.)	6	1,02	5,7	0,88	5	Защита проводки	-2	-1,21	1,5	-0,45	-1
Кислородный баллон четырехлитровый (1 шт.)	4	1,15	3,5	0,86	3						

Наименование	P_x , кгс·м	x , м	P , кгс	y , м	P_y , кгс·м	Наименование	P_x , кгс·м	x , м	P , кгс	y , м	P_y , кгс·м	
Проводка	-7	-2,15	3,2	-0,30	-1	Бортовой огонь (зеленый)	—	0,96	0,1	-0,07	—	
Крепление	-12	-2,53	4,9	-0,13	-1	Бортовой огонь (красный)	—	0,96	0,1	-0,07	—	
Электрооборудование в кабине	-250	-2,97	84,1	0,38	32	Разъемы	—	0	2,1	-0,02	—	
В 1-й кабине	Правый пульт	-43	-3,34	12,8	0,37	5	Футорки, накопечники	—	0,18	0,2	-0,02	—
	Левый пульт	-29	-3,42	8,4	0,38	3	Защита проводки	—	0,27	0,9	-0,02	—
	Верхний щиток	-6	-3,83	1,5	0,66	1	Проводка	—	0,27	0,7	-0,02	—
	Средний щиток	-9	-3,81	2,4	0,11	—	Крепление	1	0,36	1,5	-0,01	—
	Реле МР-1,5 и МР-1,9	-4	-3,93	1,0	0,26	—	* Источники питания и преобразователи	-279	-2,12	131,2	-0,29	-38
	Коробка реле	-6	-4,13	1,5	0,35	1	Стартер-генератор ГСР-СТ-12000ВТ	63	2,02	31,0	-0,35	-11
	Коробка реле	-3	-2,83	1,0	0,41	—	Контейнер с аккумулятором ИСЦС-45Б	-127	-3,66	34,7	-0,43	-15
	Коробка с сопротивлением АНО	-1	-2,95	0,3	0,46	—	Установка аккумулятора	-11	-3,67	3,1	-0,50	-2
	Блок управления АРУ-3В	-5	-2,65	1,9	0,43	1	Преобразователь ПО-750А	-76	-5,14	14,7	0,20	3
	Предохранитель ИП-15	—	-2,78	0,1	0,45	—	Преобразователь ПО-1500ВТ-3И	-41	-1,90	21,4	-0,42	-9
	Щиток ИПК с электромагнитным клапаном	-7	-4,10	1,6	—	—	Преобразователь ПТ-500Ц	-47	-3,24	14,6	-0,39	-6
	Установка релейной коробки	-1	—	1,0	—	—	Коробка управления КУ-1500ВТ	-11	-2,31	4,6	-0,29	-1
	Фазочувствительный выпрямитель ФЧВ	-2	-4,08	0,6	0,20	—	Преобразователь ПТ-125Ц	-25	-4,26	5,4	0,56	3
	Генератор ГИ-1	-2	-4,22	0,5	0,54	—	Крепление блоков	-4	-2,16	1,7	0,04	—
	Во 2-й кабине	Крепление	-3	-3,73	0,9	0,41	—	Пилотажно-навигационное оборудование	-797	-3,15	253	0,20
Правый пульт		-8	-2,31	3,6	0,51	2	Приборная доска 1-й кабины	-56	-3,81	14,7	0,48	7
Левый пульт		-11	-2,26	4,7	0,50	2	Приборная доска 2-й кабины	-38	-2,50	15,2	0,59	9
Верхний щиток		-3	-2,51	1,0	0,84	1	Установка гиродатчиков СЦГВ	-94	-4,67	20,1	0,45	9
Коробка сопротивления красного света		-2	-2,77	0,6	0,46	—	Установка УУА и САУ-1	-15	-1,35	11,1	0,36	4
Предохранитель ИП-15		—	-1,73	0,1	0,42	—	Система сигнализации опасных режимов СОРЦ-1	-9	-3,8	2,2	—	—
Коробка реле		-2	-2,62	0,6	0,55	—	Радиокомпас АРК-10	-167	-4,33	38,6	0,21	8
Вентилятор		-3	-2,50	1,0	0,50	1	Пульт управления	-20	-3,70	5,7	0,36	2
Крепление		—	-2,20	0,2	0,35	—	Приемник	-77	-4,43	17,5	0,30	5
Электрооборудование в хвостовой части фюзеляжа		15	3,13	4,8	0,83	4	Рамка	-18	-5,52	3,3	-0,34	-1
	Коробка реле	—	3,54	0,1	1,01	—	Блок питания	-12	-4,8	2,5	0,43	1
	Хвостовой огонь	1	6,92	0,1	2,30	—	Установка контактора антенного ввода	—	-2,64	0,2	0,73	—
	Переходная коробка терморпар	2	2,74	0,8	0,61	1						
	Проводка	7	3,46	2,0	0,95	2						
	Защита проводки	2	2,72	0,7	0,64	—						
Разъемы	1	2,73	0,5	0,95	—							
Крепление	2	4,0	0,6	0,95	1							
Электрооборудование в крыльях	5	0,34	14,7	—	—							
Фара МПР	2	0,47	4,5	0	—							
Фара МПР	2	0,47	4,5	0	—							
Хвостовой огонь ХС-39	—	0,26	0,1	-0,02	—							

Наименование	P_x , кгс·м	x , м	P , кгс	y , м	P_y , кгс·м	Наименование	P_x , кгс·м	x , м	P , кгс	y , м	P_y , кгс·м
Коробка ответных частей штепсельных разъемов	-1	-4,5	0,2	0,45	-	Трубопровод	-18	-4,29	4,2	0,20	-
Индикатор настройки	-1	-3,56	0,2	0,30	-	Крепление	-4	-4,00	0,9	0,20	-
Установка счетчика дальности	-2	-3,86	0,5	0,40	-	Автопилот АП-155	-143	-3,22	44,4	-0,07	-3
Универсальный автоматический переключатель УАП-1	-2	-3,90	0,4	0,49	-	Блок согласования БС-155А	-21	-4,80	4,3	-0,10	-
Антенный усилитель	-1	-3,00	0,4	0,40	-	Корректор высоты КВ-11У	-10	-4,25	2,3	0,20	-
Проводка	-19	-4,24	4,5	0,15	1	Релейный усилительный блок РУБ-155А	-16	-4,80	3,3	-0,10	-
Разъемы	-3	-4,24	0,8	0,15	-	Релейный усилительный блок РУБ-155А	-11	-3,40	3,3	-0,30	-1
Крепление	-11	-4,50	2,4	0,11	-	Регулировочно-коммутационный блок РКБ-155	-33	-4,80	6,8	-0,40	-3
Маркерный приемник МРП56П	17	2,36	7,2	0	-	Фильтр помех ФП-110	-2	-3,30	0,5	-0,30	-
Антенна	6	2,90	2,1	-0,38	-1	Датчик углов скоростей крена ДУС-155К	-2	-3,40	0,6	-	-
Приемник	6	3,79	1,7	0,93	1	Датчик углов скоростей тангажа ДУС-155Т	-	-0,40	0,6	-	-
Блок сигнализации	-1	-3,08	0,3	0,47	-	Датчик перегрузочных линий ДПЛ-3	-3	-5,64	0,5	-	-
Выпрямитель В-1М	1	3,79	0,3	0,71	-	Датчик углов атаки ДУА-3	-4	-5,50	0,7	-	-
Разъемы	-1	-3,11	0,2	0,60	-	Реле времени РВ-155А	-2	-4,80	0,5	-0,40	-
Проводка	1	1,01	1,0	0,45	-	Рулевой агрегат управления стабилизатором РА-107А	11	3,50	3,0	1,00	3
Крепление	5	3,09	1,6	0,3	-	Рулевой агрегат управления элероном РА-107	-6	-1,90	3,0	-0,50	-2
Курсовая система КСИ-3	-88	-2,74	32,1	0,16	5	Корректор передаточных чисел КПЧ-2А	1	2,40	0,4	-	-
Гироагрегат ГА-2	-27	-2,86	9,3	-0,38	-4	Лампы, кнопки	-	-	0,1	-	-
Механизм коррекции КМ-3	-6	-3,07	1,8	0,35	1	Проводка	-27	-3,0	9,0	0	0
Пульт управления ПУ-3	-5	-5,12	1,1	0,38	-	Крепление	-10	-3,0	3,4	0	0
Механизм согласования МС-1	-6	-5,20	1,2	0,40	-	Пульт имитации отказов ПИО-155	-2	-2,51	0,8	0,9	1
Усилитель У-18	-4	-4,14	0,7	0,26	-	Блок опасной высоты БОВ-21	-6	-4,8	1,3	-0,40	-1
Усилитель У-12	-14	-4,17	3,3	0,43	2	Радиовысотомер РВ-УМ	-60	-3,23	18,6	0,05	1
Выключатель коррекции ВК-53РШ	-10	-4,13	2,4	0,37	1	Приемопередатчик ПП-УМ	-41	-4,82	8,6	0,15	1
Указатель курса УГР-4УК в 1-й кабине	-7	-3,86	1,8	0,45	1	Фильтр ВЧФ-3	-2	-4,82	0,5	0,05	-
Указатель курса УГР-4У во 2-й кабине	-5	-2,50	1,8	0,57	1	Передающая антенна	2	1,98	0,8	-0,06	-
Индукционный датчик ИД-2	9	5,16	1,7	1,67	3	Приемная антенна	2	1,98	0,8	-0,06	-
Блок реле БР-4	-2	-4,00	0,5	0,40	-	Указатель высоты УВ-57	-3	-3,89	0,8	0,31	-
Проводка	-9	-1,54	6,0	0	-	Указатель высоты УВ-57	-2	-2,69	0,8	0,30	-
Крепление	-2	-3,80	0,5	0,30	-	Проводка	-7	-1,65	4,3	-0,06	-
Схема аэронавигации	-109	-5,90	18,5	0,27	5	Крепление	-8	-3,80	2,0	-	-
Установка ДУАС-61-14	-59	-6,63	8,9	0,45	4	Самолетный ответчик СОД-57М	-35	-1,16	30,2	0,20	6
Приемник воздушного давления ДУАС-61-14	-20	-7,55	2,7	0,41	1	Приемопередатчик	-23	-2,64	8,7	0,35	3
Приемник динамического давления ПВД-7	-6	-5,23	1,2	0,39	-	Блок ПВУ	-4	-2,53	1,4	-0,11	-
Перекрывной кран 623700М (2 шт.)	-1	-2,77	0,4	0,43	-	Коробка кабельных соединений	-2	-3,13	0,5	-0,51	-
Отстойник (4 шт.)	-1	-4,72	0,2	0,06	-						

Наименование	P_x , кгс·м	x , м	P , кгс	y , м	P_y , кгс·м	Наименование	P_x , кгс·м	x , м	P , кгс	y , м	P_y , кгс·м
Приставка бланкирования	-4	-5,11	0,8	0,13	—	Блок № 2	-2	-4,42	0,6	0,40	—
Блок ДВ-15	-2	-2,11	0,8	-0,29	—	Блок-изделие 81	-12	-4,40	2,8	0	—
Приставка ДВ-15	-1	-2,22	0,4	-0,13	—	Кнопка агрегата	—	-3,56	0,1	0,36	—
Блок ДДВ-3 и фильтр низких частот в киле	3	6,74	0,4	2,40	1	Проводка	-12	-1,0	12,0	0,24	3
Блок ПВУ в киле	5	3,74	1,4	1,00	1	Крепление и арматура	-1	-0,63	2,0	0,28	1
Блок фильтров в киле	3	4,44	0,6	1,70	1	Специальное оборудование	-234	-5,35	44,0	0,16	7
Блок ДДВ-3 и фильтр в крыле	1	1,19	0,9	-0,07	—	Радиолокационный дальномер СРД-5МК	-234	-5,35	44,0	0,16	7
Возбудитель	1	5,89	0,1	2,20	—	Блок № 1 и волноводный тракт	-21	-6,13	3,5	0,03	—
Разъем	1	0,50	1,0	0	—	Блок № 2	-72	-5,47	13,1	0,04	1
Арматура	—	-1,0	0,2	0	—	Блок № 3	-26	-5,41	4,9	0,36	2
Проводка	-11	-1,0	11,0	0	—	Блок № 4	-31	-5,41	5,7	0,36	2
Крепление	-2	-1,0	2,0	0	—	Блок № 8	-4	-5,05	0,8	0,49	—
Система связи Р-802В	-136	-4,10	33,2	0,36	12	Блок № 6	-9	-5,22	1,7	0,40	1
Приемопередатчик	-119	-4,76	25,0	0,39	10	Блок № 5	-8	-5,41	1,4	0,23	—
Распределительная коробка	-6	-2,65	2,2	0,31	1	Приемник температур П-5	-1	-5,8	0,2	-0,43	—
Антенна в носке гребня	1	3,18	0,2	-0,80	—	Блок ДВС-5 (датчик воздушной скорости)	-14	-4,75	3,0	-0,06	—
Герморазъем и разъем	-2	-3,0	0,6	0,20	—	Блок ВРД-2А (вычислитель)	-14	-4,75	3,0	0,06	—
Пульт управления П-2К в 1-й кабине	—	-3,48	0,1	0,34	—	Проводка	-20	-4,97	4,0	0,25	1
Пульт управления П-2К во 2-й кабине	-2	-2,10	1,0	0,43	—	Крепление	-14	-5,48	2,5	0,16	—
Проводка	-8	-2,00	4,0	0,17	1	Вспомогательное оборудование	200	3,49	57,3	0,68	39
Крепление	—	0	0,1	0	—	Ракетница	11	5,45	2,0	0,30	1
Система ЦСР 020М	-123	-2,67	46,0	0,17	8	Установка тормозного парашюта	192	5,15	37,3	0,72	27
Блок № 8БК	-4	-3,39	1,3	0,34	—	Пилотажно-посадочная сигнализация ППС-2МК передней и задней кабин	-3	-2,50	1,2	—	—
Приемник блок № 50М	-77	-4,39	17,4	0	—	Система переговорного устройства СПУ-9	-28	-3,08	9,1	0,33	3
Инерционный замыкатель	-3	-4,92	0,6	0,33	—	Блок усилителей	-7	-4,18	1,6	0,25	—
Антенна II диапазона в крыле (2 шт.)	1	1,10	1,0	0,06	—	Блок сигналов специального назначения	-1	-3,95	0,2	-0,08	—
Антенна I диапазона в крыле (2 шт.)	—	0,81	0,6	-0,07	—	Усилитель УК-2Н	-3	-3,06	1,0	0,33	—
Антенна III диапазона в фюзеляже	-2	-4,06	0,4	-0,55	—	Указатель УК-2Н	-2	-1,70	1,0	0,47	—
Антенна I диапазона в киле	3	6,9	0,5	2,35	1	Щиток управления	-5	-3,58	1,4	0,42	1
Антенна III диапазона в киле	3	6,68	0,4	2,45	1	Щиток управления	-3	-2,25	1,4	0,50	1
Блок № 24	-3	-4,48	0,7	0,30	—	Проводка с разъемами	-6	-2,86	2,0	0,30	1
Блок № 12-4БМ	-3	-4,48	0,7	0,30	—	Крепление	-1	-2,65	0,5	0,30	—
Щиток контроля цепи взрыва	-1	-4,48	0,2	0,30	—	Система аварийной регистрации параметров полета САРПП-12Г	28	3,64	7,7	1,04	8
Блок № 20 (соединительная коробка)	-1	-4,40	0,2	0,06	—						
Блок № 23 в крыле (2 шт.)	1	0,80	0,9	-0,05	—						
Блок № 23 в киле	3	6,46	0,5	2,35	1						
Блок № 1	-13	-4,41	2,9	0,27	1						

Наименование	P_x , кгс·м	x , м	P , кгс	y , м	P_y , кгс·м	Наименование	P_x , кгс·м	x , м	P , кгс	y , м	P_y , кгс·м
Накопитель К-12-51	11	3,78	3,0	1,13	3	Прицел АСП-ПФД	-116	-4,3	27,0	0,55	15
Согласующее устройство УСС-4	9	3,15	1,3	1,05	3	Блок № 1	-39	-3,83	10,2	0,70	7
Датчик МП-95 ($\pm 1,5$)	1	2,17	0,4	0,83	—	Блок № 2	-62	-4,8	13,0	0,47	6
Датчик МП-95 ($-3,5 \pm 10$)	1	2,07	0,4	0,80	—	Проводка	-6	-4,0	1,5	0,40	1
Датчик давления МДД-ТЕ ($-0+15$)	—	-2,30	0,1	0	—	Крепление	-9	-4,0	2,3	0,50	1
Датчик давления МДД-ТЕ ($-1+780$)	—	-2,30	0,1	0	—	Аппаратура пуска и контроля	-17	-1,60	10,6	—	—
Датчик МУ-615	1	3,79	0,2	0,66	—	Датчик перегрузки МП-28А	-5	-5,04	0,9	0,36	—
Проводка	3	2,0	1,5	0,50	1	Высотный сигнализатор ВС-14500	-2	-5,03	0,3	0,28	—
Крепление	2	3,0	0,7	1,0	1	Разъемы	—	-0,60	0,6	0,30	—
<i>Установка вооружения</i>	-133	-3,5	38,0	0,40	15	Проводка	-8	-1,00	8,4	-0,01	—
						Крепление	-2	-4,50	0,4	0,20	—

Т а б л и ц а 26

Весовая сводка и центровка установок вооружения и подвесных баков

Наименование	P_x , кгс·м	x , м	P , кгс	y , м	P_y , кгс·м	Наименование	P_x , кгс·м	x , м	P , кгс	y , м	P_y , кгс·м
I. Установки подвесок под фюзеляжем						<i>Установка блоков УБ-16-57УМ (2 шт.)</i>	53	0,18	287	-0,44	-127
<i>Установка пулемета А-12,7 в гондоле</i>	-23	-0,27	84	-0,71	-60	Снаряды С-5М (32 шт.)	20	0,158	124	-0,49	-61
Пулемет	-4	-0,125	28	-0,76	-21	Блоки УБ-16-57УМ (2 шт.)	25	0,22	112	-0,49	-55
Патроны (60 шт.)	-6	-0,47	12	-0,61	-7	Держатель БДЗ-60-21Д (2 шт.)	8	0,164	51	-0,22	-11
Гондола	-13	-0,30	44	-0,72	-32	<i>Установка снарядов С-24 (2 шт.)</i>	18	0,038	553	-0,50	-275
<i>Установка подвесного топливного бака V = 490 л</i>	-92	-0,20	470	-0,96	-453	Снаряды С-24 (2 шт.)	9	0,019	470	-0,54	-253
Пилон	-10	-0,435	24	-0,65	-16	Пусковое устройство ПУ-12-40 (2 шт.)	1	0,029	32	-0,33	-11
Подвесной бак	-4	-0,096	46	-0,98	-45	Держатель БДЗ-60-21Д (2 шт.)	8	0,164	51	-0,22	-11
Топливо в переднем отсеке	-222	-0,88	252	-0,98	-248	<i>Установка бомб ФАБ-250 (2 шт.)</i>	103	0,18	560	-0,43	-238
Топливо в заднем отсеке	144	0,97	148	-0,98	-144	Бомбы ФАБ-250 (2 шт.)	93	0,186	500	-0,45	-225
II. Установки подвесок под крылом						Держатели БДЗ-60-21Д (2 шт.)	10	0,164	60	-0,22	-13
<i>Установка ракет Р-3С (2 шт.)</i>	41	0,17	240	-0,45	-108	<i>Установка бомб ОФАБ-100 (2 шт.)</i>	59	0,18	324	-0,40	-131
Ракеты Р-3С (2 шт.)	29	0,192	150	-0,538	-81	Бомбы ОФАБ-100 (2 шт.)	49	0,186	264	-0,45	-118
Пусковое устройство АПУ-13М (2 шт.)	4	0,107	41	-0,40	-16	Держатель БДЗ-60-21Д (2 шт.)	10	0,164	60	-0,22	-13
Держатель БДЗ-60-21УД (2 шт.)	8	0,164	49	-0,22	-11						

3. Снаряженная хвостовая часть фюзеляжа с вертикальным и горизонтальным оперением, тормозным парашютом, управлением, гидроневмовоздухосистемой, оборудованной, расположенным в хвостовой части, имеет вес 600 кгс, а ее центр тяжести расположен относительно центровочных осей:

$$x = 4,37 \text{ м}; y = 0,57 \text{ м}.$$

4. Снаряженная хвостовая часть фюзеляжа без горизонтального оперения имеет вес 510 кгс, а ее центр тяжести расположен относительно центровочных осей

$$x = 4,17 \text{ м}; y = 0,67 \text{ м}.$$

5. Снаряженное крыло (одна консоль) с управлением, гидроневмовоздухосистемой, оборудованной, расположенным в крыле, шасси в убранном положении, пустыми баковыми отсеками, пусковыми устройствами АПУ-13М-1 и пилоном подвески ракет имеет вес 590 кгс, а его центр тяжести расположен относительно центровочных осей:

$$x = 0,531 \text{ м}; z = 1,34 \text{ м}$$

(от оси симметрии самолета).

6. Снаряженное крыло (одна консоль) с управлением, гидроневмовоздухосистемой, оборудованной, расположенным в крыле, шасси в убранном положении, пустыми баковыми отсеками имеет вес 550 кгс, а его центр тяжести расположен относительно центровочных осей:

$$x = 0,563 \text{ м}; z = 1,29 \text{ м}$$

(от оси симметрии самолета).

7. Снаряженный двигатель с форсажной камерой и расположенными на нем самолетными агрегатами имеет вес 1250 кгс, центр тяжести двигателя расположен относительно центровочных осей

$$x = 2,29 \text{ м}; y = -0,104 \text{ м}.$$

МОМЕНТЫ ИНЕРЦИИ САМОЛЕТА

Моменты инерции, определенные расчетом, указаны в соответствии с весом и центровкой, приведенными в центровочных таблицах.

Изменение моментов инерции ввиду различного расположения топлива относительно горизонта под действием продольной перегрузки и изменения угла тангажа в расчетах не определялись.

Моменты инерции рассчитаны относительно главных осей инерции A, B, C в соответствии со схемой, приведенной на рис. 214.

Главная ось инерции A проходит под углом φ к центровочной оси x . Главная ось инерции B перпендикулярна оси A и проходит в плоскости сим-

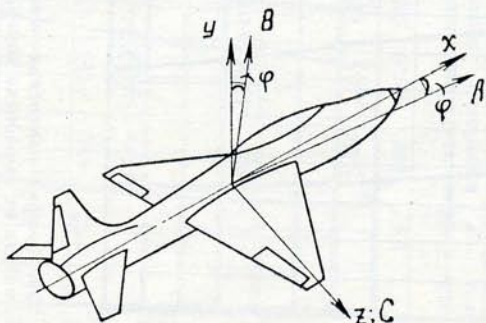


Рис. 214. Схема осей инерции

метрии самолета. Главная ось инерции C проходит по центровочной оси z .

Угол наклона главных осей инерции φ изменяется в пределах от $0^\circ 40'$ до $0^\circ 25'$.

Моменты инерции самолета изменяются в полете в зависимости от выработки топлива и расхода боекомплекта.

Изменение моментов инерции самолета без вооружения и без подвесного бака в зависимости от выработки топлива в полете (шасси в убранном положении) приведено на рис. 215.

Изменение моментов инерции самолета с вооружением без подвесного бака в зависимости от выработки топлива в полете (шасси в убранном положении) приведено на рис. 216—226.

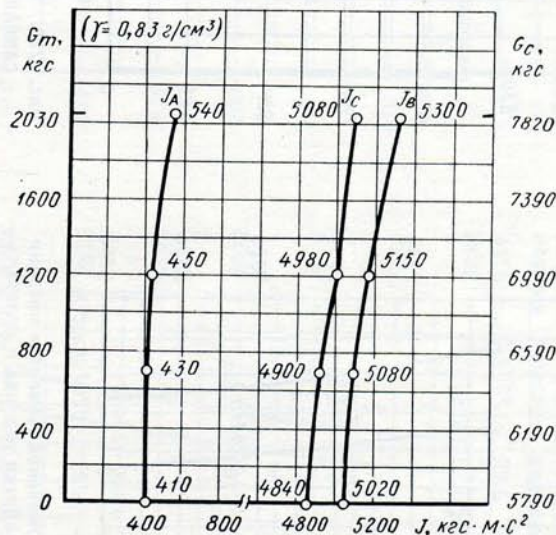


Рис. 215. График изменения моментов инерции самолета от выработки топлива в полете без подвесок вооружения: шасси убрано

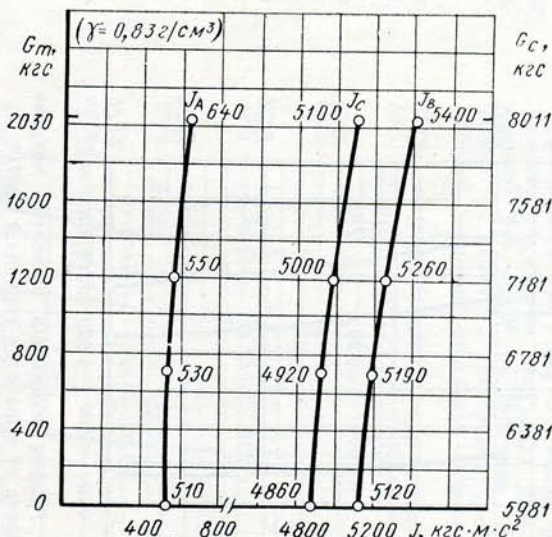


Рис. 216. График изменения моментов инерции самолета от выработки топлива в полете с ракетами Р-3С (2 шт.) под крылом: шасси убрано

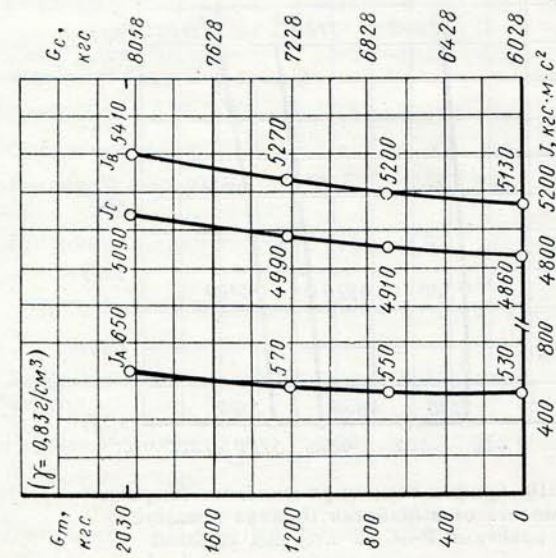


Рис. 217. График изменения моментов инерции самолета от выработки топлива в полете с блоками УБ-16-57УМ (2 шт.) под крылом: шасси убрано

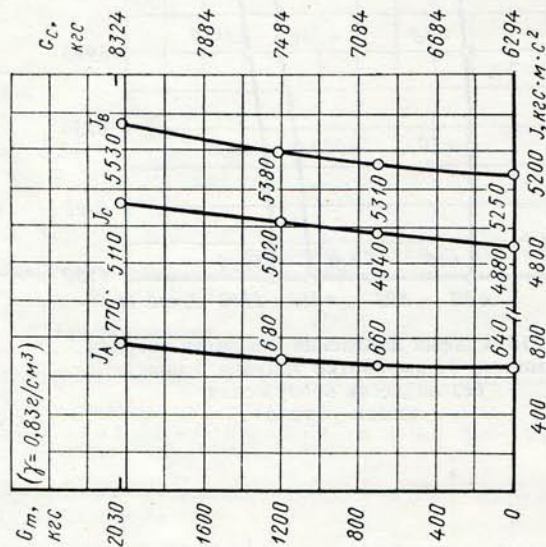


Рис. 218. График изменения моментов инерции самолета от выработки топлива в полете со снарядами С-24 (2 шт.) под крылом: шасси убрано

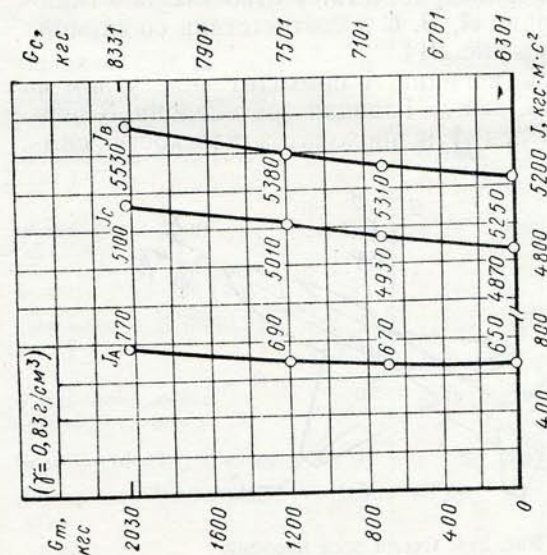


Рис. 220. График изменения моментов инерции самолета от выработки топлива в полете с бомбами ФАБ-250 (2 шт.) под крылом: шасси убрано

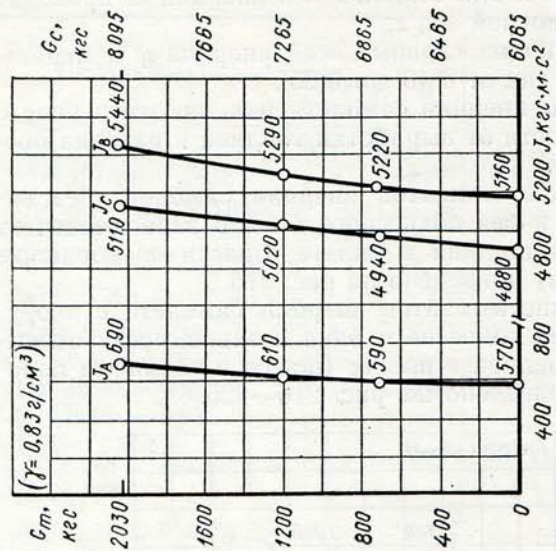


Рис. 219. График изменения моментов инерции самолета от выработки топлива в полете с бомбами ОФАБ-100 (2 шт.) под крылом: шасси убрано

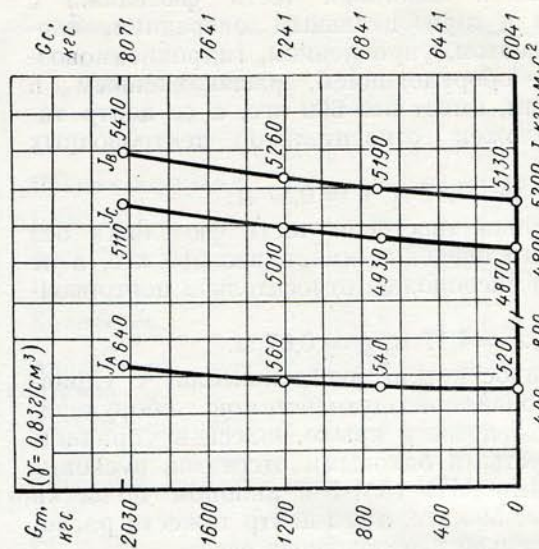


Рис. 222. График изменения моментов инерции самолета от выработки топлива в полете с ракетами Р-3С (2 шт.) под крылом и пулеметом А-12,7 в gondole под фюзеляжем: шасси убрано

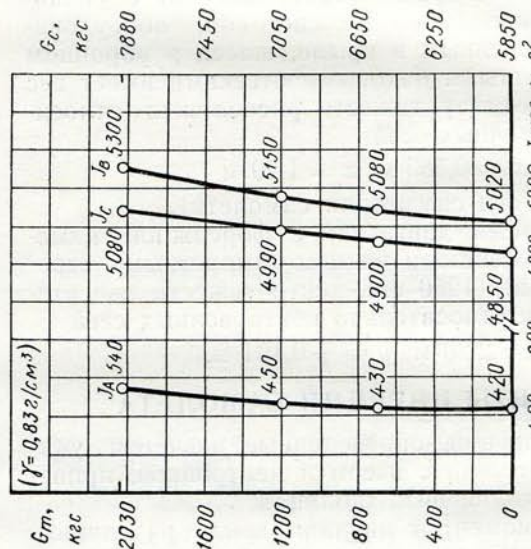


Рис. 221. График изменения моментов инерции самолета от выработки топлива в полете с пулеметом А-12,7 в gondole под фюзеляжем: шасси убрано

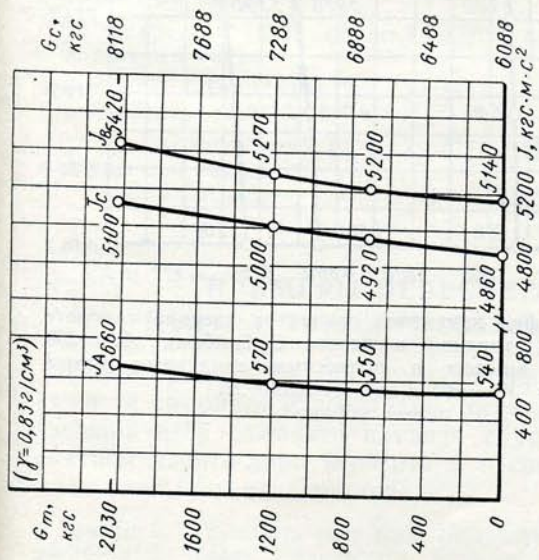


Рис. 222. График изменения моментов инерции самолета от выработки топлива в полете с блоками УБ-16-57УМ (2 шт.) под крылом и пулеметом А-12,7 в гондоле под фюзеляжем: шасси убрано

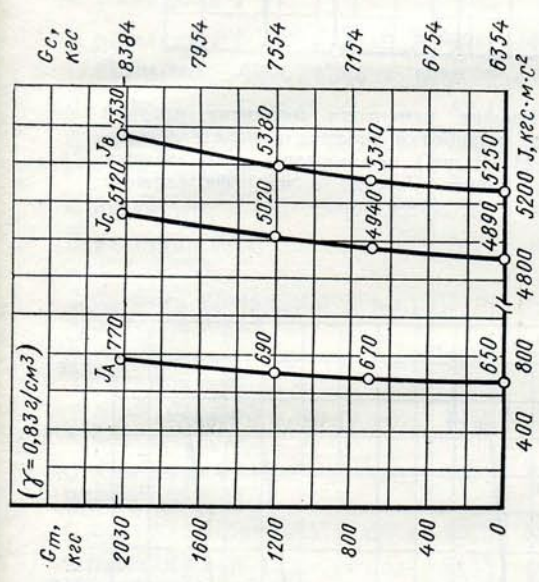


Рис. 224. График изменения моментов инерции самолета от выгорания топлива в полете со снарядами С-24 (2 шт.) под крылом и пулеметом А-12,7 в гондоле под фюзеляжем: шасси выпущено.

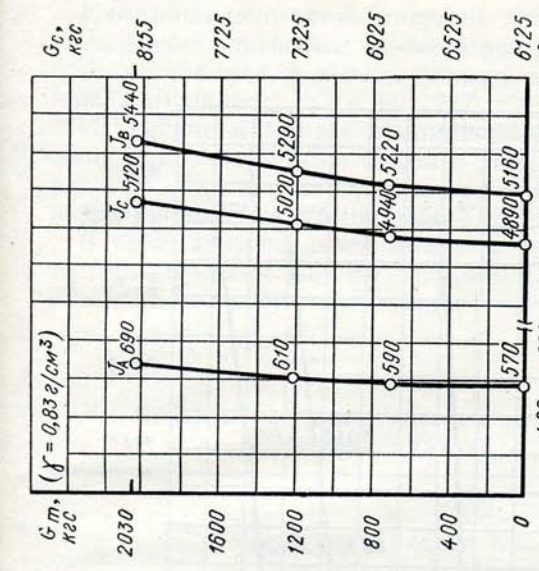


Рис. 225. График изменения моментов инерции самолета от выработки топлива в полете с бомбами ОФАБ-100 (2 шт.) под крылом и пулеметом А-12,7 в гондоле под фюзеляжем: шасси убрано

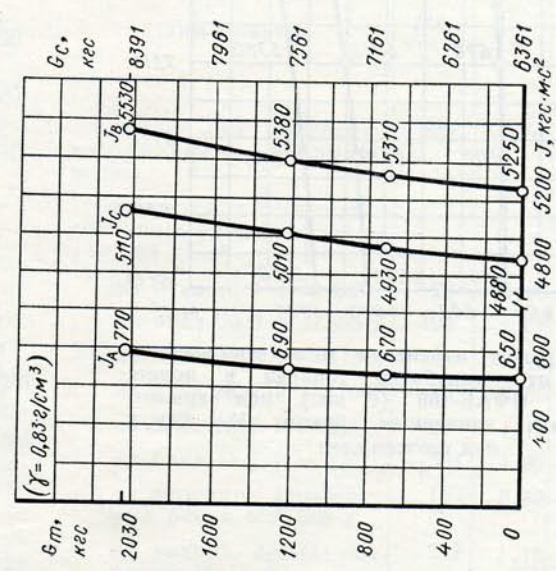


Рис. 226. График изменения моментов инерции самолета от выработки топлива в полете с бомбами ФАБ-250 (2 шт.) под крылом с ракетами Р-3С (2 шт.) под крылом и подвесным топливным баком V=490 л под фюзеляжем: шасси убрано

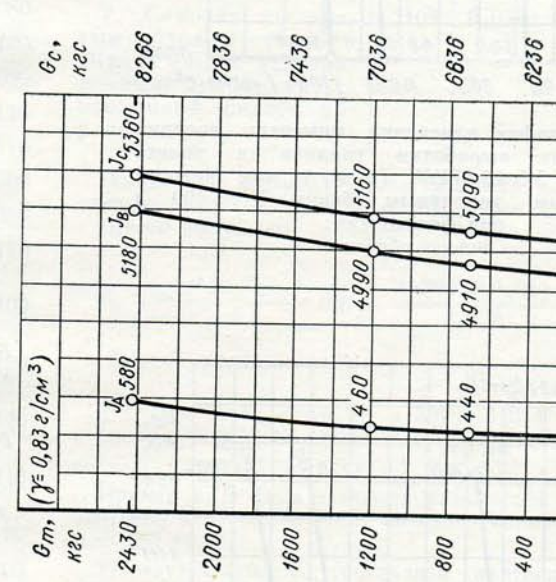


Рис. 227. График изменения моментов инерции самолета от выработки топлива в полете с подвесным топливным баком V=490 л под фюзеляжем: шасси убрано

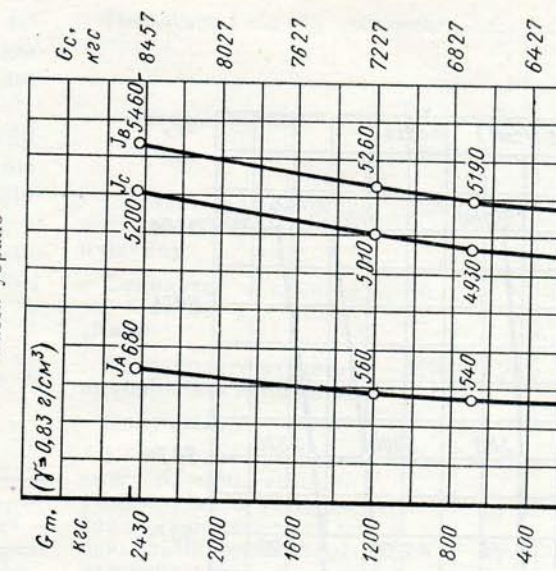


Рис. 228. График изменения моментов инерции самолета от выработки топлива в полете с ракетами Р-3С (2 шт.) под крылом и подвесным топливным баком V=490 л под фюзеляжем: шасси убрано

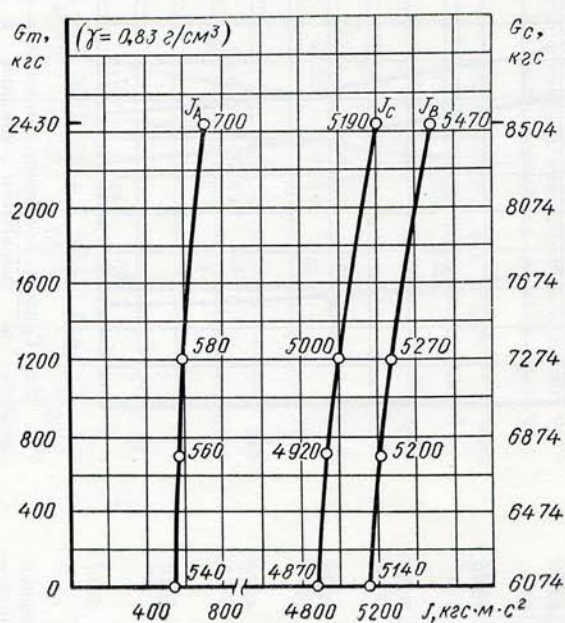


Рис. 229. График изменения моментов инерции самолета от выработки топлива в полете с блоками УБ-16-57УМ (2 шт.) под крылом и подвесным топливным баком $V = 490$ л под фюзеляжем: шасси убрано

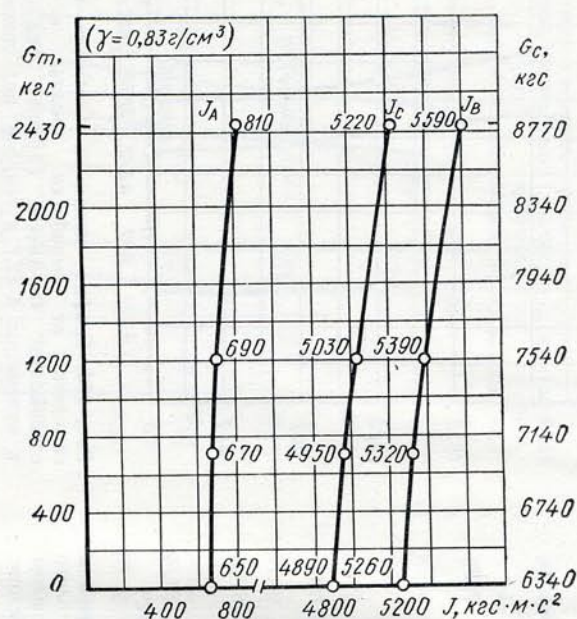


Рис. 230. График изменения моментов инерции самолета от выработки топлива в полете со снарядами С-24 (2 шт.) под крылом и подвесным топливным баком $V = 490$ л под фюзеляжем: шасси убрано

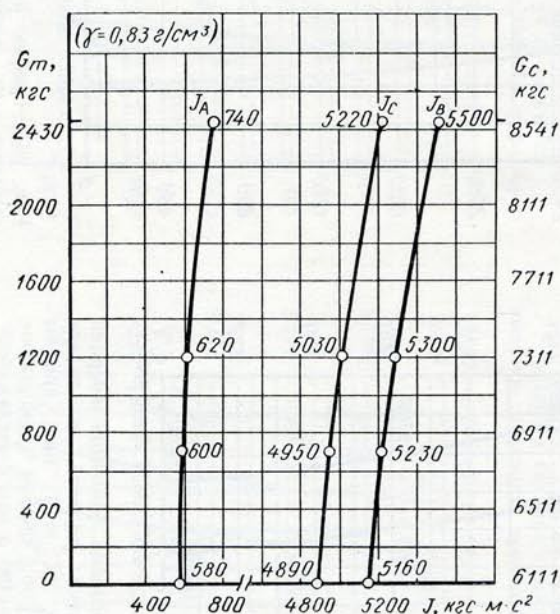


Рис. 231. График изменения моментов инерции самолета от выработки топлива в полете с бомбами ОФАБ-100 (2 шт.) под крылом и подвесным топливным баком $V = 490$ л под фюзеляжем: шасси убрано

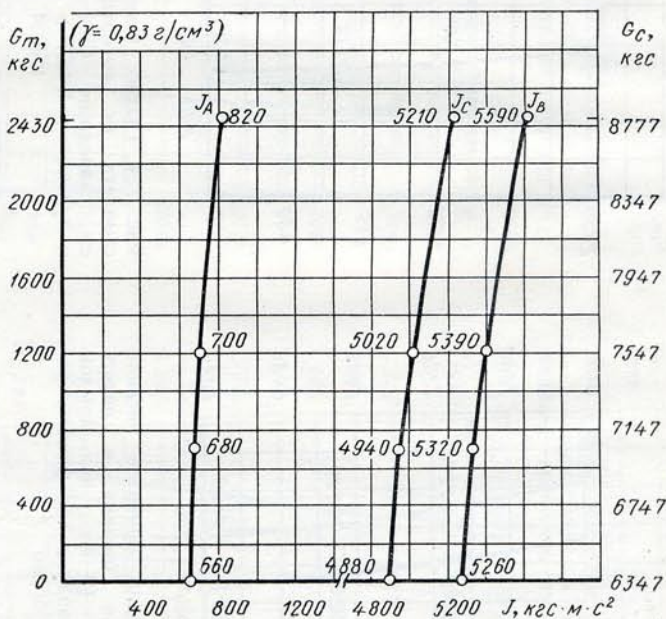


Рис. 232. График изменения моментов инерции самолета от выработки топлива в полете с бомбами ФАБ-250 (2 шт.) под крылом и подвесным топливным баком $V = 490$ л под фюзеляжем: шасси убрано

Изменение моментов инерции самолета без вооружения с подвесным баком в зависимости от выработки топлива в полете (шасси в убранном положении) приведено на рис. 227.

Изменение моментов инерции самолета с вооружением и с подвесным баком в зависимости от выработки топлива в полете (шасси в убранном положении) приведено на рис. 228—232.

В табл. 27 приводятся моменты инерции самолета с различными видами загрузки (шасси убрано) при полном количестве топлива.

Таблица 27

Моменты инерции самолета с различными видами загрузки

В а р и а н т	Вес самолета, кгс	Моменты инерции, кгс·м·с ²		
		J_A	J_B	J_C
Без подвесок	7820	540	5300	5080
С ракетами Р-3С (2 шт.)	8011	640	5410	5100
С блоками УБ-16-57УМ (2 шт.)	8058	650	5410	5090
Со снарядами С-24 (2 шт.)	8324	770	5530	5110
С бомбами ОФАБ-100 (2 шт.)	8095	690	5440	5110
С бомбами ФАБ-250 (2 шт.)	8331	770	5530	5100
С пулеметом А-12,7	7880	540	5300	5080
С ракетами Р-3С (2 шт.) и пулеметом А-12,4	8071	640	5410	5110
С блоками УБ-16-57УМ (2 шт.) и пулеметом А-12,7	8118	660	5420	5100
Со снарядами С-24 (2 шт.) и пулеметом А-12,7	8384	770	5530	5120
С бомбами ОФАБ-100 (2 шт.) и пулеметом А-12,7	8155	690	5440	5120
С бомбами ФАБ-250 (2 шт.) и пулеметом А-12,7	8391	770	5530	5110
С подвесным баком $V=490$ л	8266	580	5360	5180
С ракетами Р-3С (2 шт.) и подвесным баком	8457	680	5460	5200
С блоками УБ-16-57УМ (2 шт.) и подвесным баком	8504	700	5470	5190
Со снарядами С-24 (2 шт.) и подвесным баком	8770	810	5590	5220
С бомбами ОФАБ-100 (2 шт.) и подвесным баком	8541	740	5500	5220
С бомбами ФАБ-250 (2 шт.) и подвесным баком	8777	820	5590	5210

ПРИМЕРЫ ПЕРЕСЧЕТА ЦЕНТРА ТЯЖЕСТИ САМОЛЕТА

Ниже приводятся два примера пересчета центра тяжести самолета относительно осей x и y при изменении веса самолета в связи с установкой или снятием какого-либо агрегата и в связи с изменением удельного веса топлива.

Пример 1. С самолета снят блок № 2 станции «Квант» и вместо этого блока установлены приборы для испытаний весом 50 кг.

Пользуясь табл. 25, составляем следующую расчетную таблицу:

Наименование	P_x , кгс·м	x , м	P , кгс	y , м	P_y , кгс·м
Самолет без подвесок вооружения (шасси выпущено)	528	0,067	7820	0,11	842
Снимается с самолета блок № 2 станции «Квант»	72	-5,47	-13	0,04	-1
На самолете ставятся приборы для испытаний	-275	-5,5	50	0,02	1
Получаем:					
1. Самолет со снятым блоком станции «Квант», но с установленными приборами для испытаний (шасси выпущено)	325	0,041	7857	0,107	842
Уборка шасси	-216	--	--	--	347
2. Самолет со снятым блоком станции «Квант», но с установленными приборами для испытаний (шасси убрано)	109	0,014	7857	0,151	1189

Положение центра тяжести самолета в направлении оси x относительно САХ крыла определяется следующим образом. Шасси выпущено:

$$\bar{x}_{ц.т} = \frac{a \pm x_{ц.т}}{b_A} 100 = \frac{1,302 + 0,041}{4,002} 100 = 33,6\% \text{ САХ.}$$

Шасси убрано:

$$\bar{x}_{ц.т} = \frac{a \pm x_{ц.т}}{b_A} 100 = \frac{1,302 + 0,014}{4,002} 100 = 32,9\% \text{ САХ.}$$

Пример 2. В баки самолета заливается топливо с удельным весом $\gamma = 0,775$ г/см³ вместо топлива с удельным весом $\gamma = 0,83$ г/см³.

Пользуясь табл. 25, составляем следующую расчетную таблицу:

Наименование	P_x , кгс·м	x , м	P , кгс	y , м	P_y , кгс·м
Самолет без подвесок вооружения (шасси выпущено)	528	0,067	7820	0,11	842
Снимается с самолета топливо с удельным весом $\gamma = 0,83$ г/см ³ :					
из бака № 1 $V=420$ л	28	-0,08	-349	0,93	-324
из бака № 2 $V=500$ л	424	-1,02	-415	0,33	-137
из бака № 3 $V=343$ л	34	-0,12	-285	0,29	-82
из бака № 4 $V=170$ л	-78	0,55	-141	0,24	-48
из бака № 5 $V=243$ л	-234	1,16	-202	0,40	-81
из бака № 6 $V=190$ л	-304	1,92	-158	0,40	-63
из передних крыльевых баков $V=360$ л	159	-0,53	-300	-0,03	9
из задних крыльевых баков $V=217$ л	-212	1,18	-180	-0,03	5

Продолжение

Наименование	P_x , кгс·м	x , м	P , кгс	y , м	P_y , кгс·м
Заливается на самолет топливо с удельным весом $\gamma = 0,775$ г/см ³ :					
в бак № 1 $V = 420$ л	-26	-0,08	326	0,93	303
в бак № 2 $V = 500$ л	-396	-1,02	388	0,33	128
в бак № 3 $V = 343$ л	-32	-0,12	265	0,29	77
в бак № 4 $V = 170$ л	73	0,55	132	0,34	45
в бак № 5 $V = 243$ л	218	1,16	188	0,40	75
в бак № 6 $V = 190$ л	282	1,92	147	0,40	59
в передние крыльевые баки $V = 360$ л	-162	-0,53	279	-0,03	-8
в задние крыльевые баки $V = 217$ л	198	1,18	168	-0,03	-5

Полученные данные сводим в следующую таблицу:

Наименование	P_x , кгс·м	x , м	P , кгс	y , м	P_y , кгс·м
Самолет с топливом при удельном весе $\gamma = 0,775$ г/см ³ (шасси выпущено)	500	0,065	7683	0,103	795
Уборка шасси	-216	—	—	—	347
Самолет с топливом при удельном весе $\gamma = 0,775$ г/см ³ (шасси убрано)	284	0,037	7683	0,148	1142

Положение центра тяжести самолета в направлении оси x относительно САХ крыла определяется следующим образом. Шасси выпущено:

$$\bar{x}_{ц.т} = \frac{a \pm x_{ц.т}}{b_A} 100 = \frac{1,302 + 0,065}{4,002} 100 = 34,2\% \text{ САХ.}$$

Шасси убрано:

$$\bar{x}_{ц.т} = \frac{a \pm x_{ц.т}}{b_A} 100 = \frac{1,302 + 0,037}{4,002} 100 = 33,5\% \text{ САХ.}$$

Полученные данные по указанному пересчету центровки должны укладываться в допуск на центровку, упомянутый выше.

МЕТОДИКА ВЗВЕШИВАНИЯ И ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЦЕНТРА ТЯЖЕСТИ САМОЛЕТА

При выполнении работ по техническому обслуживанию самолета — взвешиванию необходимо руководствоваться приводимыми ниже техническими условиями.

Самолет взвешивается в двух вариантах: пустой самолет и с топливом. При взвешивании пустого самолета невыработываемые остатки топлива необходимо слить через сливные пробки. При взвешивании самолета с топливом топливные баки необходимо заполнить полностью, иначе переливание

топлива при изменении наклона самолета будет изменять положение его центра тяжести.

Перед взвешиванием самолет подвергается тщательному наружному и внутреннему осмотру для проверки наличия полного комплекта оборудования в соответствии с техническими условиями на поставку.

После осмотра отмечают в акте отсутствующее и лишнее (для данных испытательных целей) оборудование и указывают положение его центра тяжести для последующего расчета приведенной центровки, которая соответствует техническим условиям.

С самолета убирают чехлы и заглушки, закрывают люки, щитки и заправляют полностью гидроневмосистему самолета.

Взвешивать самолет необходимо в закрытом помещении с ровным горизонтальным полом.

Взвешивать самолет на открытом месте запрещается, так как ветер, оказывая давление на крылья и оперение, может вызвать перераспределение нагрузки на весы, что внесет погрешность в определение центра тяжести самолета. Самолет взвешивают на трех весах: двое весов находятся под колесами основных ног шасси и один вес — под колесом передней ноги шасси. Весы необходимой грузоподъемности должны быть проверены и оттарированы.

Взвешивание производится в трех-четыре положениях самолета. Положение самолета меняют путем изменения угла наклона его оси с таким расчетом, чтобы угол между крайними положениями был по возможности наибольшим.

Для точности расчета одно из положений взвешивания должно соответствовать линии полета. Для того чтобы самолет не скатился с весов при изменении угла наклона самолета, под колеса основных ног шасси необходимо ставить колодки. При изменении наклона самолета происходит изменение нагрузок на шасси, что вызывает изменение длины стоек шасси (расстояние от заделки стойки шасси до оси колеса).

Малейшее изменение длины стоек приводит к неправильному определению положения центра тяжести, поэтому необходимо повысить давление в цилиндрах амортизаторов шасси: в основных — до 100 кгс/см², в переднем — до 80 кгс/см².

Вся работа по определению центра тяжести состоит из трех основных операций, а именно: обмера самолета, взвешивания и нахождения его центра тяжести одним из существующих методов.

Для каждого положения самолета производится ряд обмеров. Перед обмером между центрами осей колес основного шасси натягивают горизонтально специальную нить, необходимую при проведении ряда измерений. Измеряются хорда обмера и база — расстояние между осями основных и передней ног шасси.

Хорда обмера расположена на расстоянии 1000 мм от оси симметрии самолета и равна 4430 мм (без ножа закрылка).

Измеряют горизонтальные размеры отвесами и рулетками, вертикальные — нивелирами и нивелировочной линейкой.

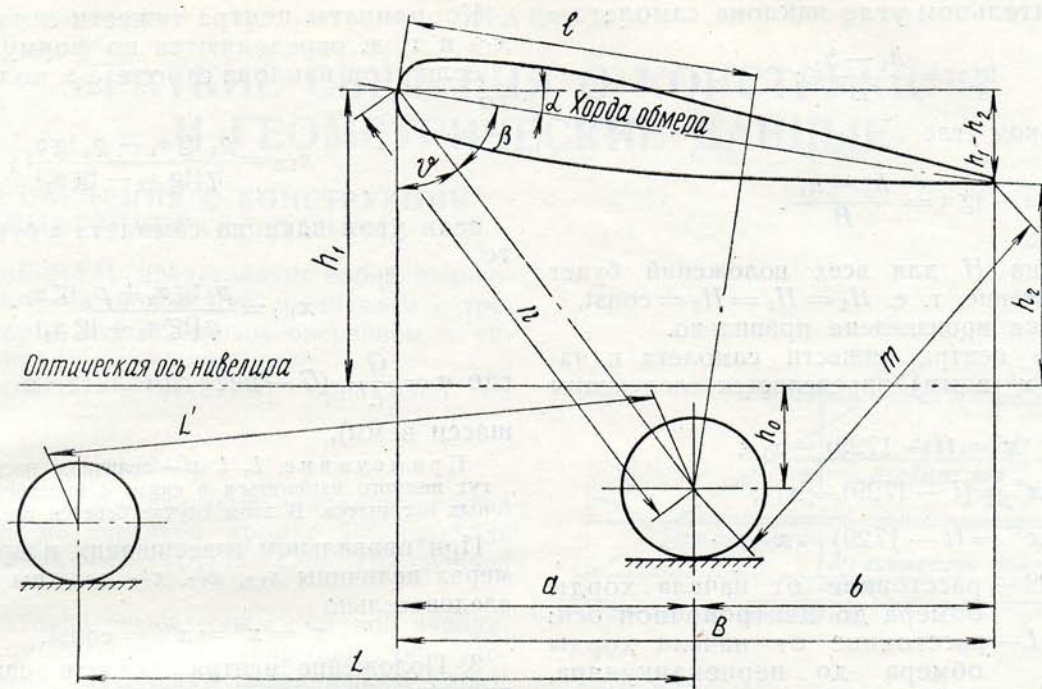


Рис. 233. Схема замеров

ОБМЕР И ВЗВЕШИВАНИЕ

Работа начинается с проектирования оси симметрии самолета на полу ангара с помощью отвесов и, на расстоянии 1000 мм от оси симметрии, линии, параллельной ей, на которой лежит проекция хорды обмера.

Замеры проводят для каждого положения самолета (см. схему на рис. 233).

СХЕМА ИЗМЕРЕНИЙ

С помощью рулетки измеряют:

L' — расстояния между осями шасси;

n и m — расстояния от оси шасси до начала и конца хорды обмера.

С помощью рулетки и отвесов измеряют:

a и b — проекции расстояний от начала и конца хорды обмера до оси шасси;

B — проекцию хорды обмера ($B = a + b$).

С помощью нивелира измеряют:

h_1 и h_2 — высоты начала и конца хорды обмера до оптической оси нивелира;

h_0 — высоту оптической оси до оси основного шасси.

После обмера производится взвешивание для каждого положения самолета.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЦЕНТРА ТЯЖЕСТИ САМОЛЕТА

После взвешивания самолета можно определить его центр тяжести одним из существующих графических методов.

Ниже рекомендуется применение аналитического метода, основанного на формулах А. Г. Строганова.

Аналитический метод дает возможность контролировать точность обмеров в процессе взвешива-

ния, избежать ошибок при графическом построении и ошибок, возникающих из-за масштаба (ошибка в 1 мм в масштабе 1:10 изменяет центровку на 0,3% САХ).

ПОРЯДОК РАСЧЕТА АНАЛИТИЧЕСКИМ МЕТОДОМ

Аналитическим методом определяются три параметра: H , x и y .

1. Критерием для оценки правильности обмеров для всех положений самолета служит постоянная величина H , равная отношению разности давлений на переднюю ногу шасси к разности тангенсов углов подъема самолета:

H_1 — для 1-го и 2-го положений самолета;

H_2 — для 1-го и 3-го положений самолета;

H_3 — для 2-го и 3-го положений самолета.

Если угол наклона самолета α положительный при $h_1 > h_2$, то H определяется по формулам

$$H_1 = \frac{p_1 - p_2}{\operatorname{tg} \alpha_2 - \operatorname{tg} \alpha_1};$$

$$H_2 = \frac{p_1 - p_3}{\operatorname{tg} \alpha_3 - \operatorname{tg} \alpha_1} \text{ и т. д.}$$

Если угол наклона самолета α отрицательный при $h_1 < h_2$, то

$$H_1 = \frac{p_1 - p_2}{\operatorname{tg} \alpha_2 + \operatorname{tg} \alpha_1},$$

где p_1 и p_2 — давления на переднюю ногу шасси для 1-го и 2-го положений самолета;

$\operatorname{tg} \alpha_1$ и $\operatorname{tg} \alpha_2$ — тангенсы угла наклона самолета в 1-м и 2-м положениях.

При положительном угле наклона самолета α

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{h_1 - h_2}{B};$$

при отрицательном угле

$$\alpha = \operatorname{tg} \alpha = \frac{h_2 - h_1}{B}.$$

Если величина H для всех положений будет иметь одно значение, т. е. $H_1 = H_2 = H_3 = \text{const}$, значит центровка произведена правильно.

2. Положение центра тяжести самолета в направлении оси x (в мм) определяется следующим образом:

$$x' = (l - 1729) - x_{1,2};$$

$$x'' = (l - 1729) - x_{1,3};$$

$$x''' = (l - 1729) - x_{2,3},$$

где число 1729 — расстояние от начала хорды обмера до центровочной оси;

l — расстояние от начала хорды обмера до перпендикуляра, опущенного с оси колеса на хорду обмера (см. рис. 233);

$x_{1,2}$; $x_{1,3}$; $x_{2,3}$ — координаты центра тяжести самолета, определенные из разных положений самолета.

Расстояние l определяется по следующей формуле:

$$l = n \cos \beta.$$

При положительном угле наклона самолета α

$$\beta = 90^\circ - \eta - \alpha;$$

$$\operatorname{tg} \eta = \frac{a}{h_0 + h_1};$$

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{h_1 - h_2}{B}.$$

При отрицательном угле наклона самолета α

$$\beta = 90^\circ - \eta + \alpha;$$

$$\operatorname{tg} \eta = \frac{a}{h_0 + h_1};$$

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{h_2 - h_1}{B}.$$

Координаты центра тяжести самолета $x_{1,2}$ или $x_{1,3}$ и т. д. определяются по формулам:

если угол наклона самолета α положительный, то

$$x_{1,2} = \frac{p_1 \operatorname{tg} \alpha_2 - p_2 \operatorname{tg} \alpha_1}{q (\operatorname{tg} \alpha_2 - \operatorname{tg} \alpha_1)};$$

если угол наклона самолета α отрицательный, то

$$x_{1,2} = \frac{p_1 \operatorname{tg} \alpha_2 + p_2 \operatorname{tg} \alpha_1}{q (\operatorname{tg} \alpha_2 + \operatorname{tg} \alpha_1)};$$

где $q = \frac{G}{L}$ (G — вес самолета в кг, L — база шасси в мм).

Примечание. L , l , n — величины постоянные, но могут немного изменяться в связи с прогибом стойки основных ног шасси. В этом случае берется среднее значение.

При правильном взвешивании и правильных замерах величины $x_{1,2}$, $x_{1,3}$, $x_{2,3}$ должны быть равны, следовательно

$$x' = x'' = x''' = \text{const}.$$

3. Положение центра тяжести самолета в направлении оси y определяется следующим образом (в мм):

$$y' = y_{1,2} - (n \sin \beta + 10);$$

$$y'' = y_{1,3} - (n \sin \beta + 10);$$

$$y''' = y_{2,3} - (n \sin \beta + 10),$$

где $y_{1,2}$, $y_{1,3}$, $y_{2,3}$ — координаты центра тяжести самолета, определяемые из разных положений самолета.

Координаты центра тяжести самолета $y_{1,2}$, $y_{1,3}$ и т. д. определяются по формулам:

если угол наклона самолета α положительный, то

$$y_{1,2} = \frac{p_1 - p_2}{q (\operatorname{tg} \alpha_2 - \operatorname{tg} \alpha_1)};$$

если угол наклона самолета отрицательный, то

$$y_{1,2} = \frac{p_1 - p_2}{q (\operatorname{tg} \alpha_2 + \operatorname{tg} \alpha_1)}.$$

При правильном взвешивании и правильных замерах величины $y_{1,2}$, $y_{1,3}$, $y_{2,3}$ должны быть равны, следовательно

$$y' = y'' = y''' = \text{const}.$$

КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ О КОНСТРУКЦИИ И ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ

КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ О КОНСТРУКЦИИ И ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ

Самолет МиГ-21УМ представляет собой цельнометаллический свободнонесущий среднеплан с треугольным крылом, стреловидным оперением и управляемым в полете стабилизатором.

Схема самолета МиГ-21УМ приведена на рис. 234.

КРЫЛО

Крыло — треугольной формы в плане, имеет угол стреловидности по передней кромке 57° , профиль крыла — симметричный ЦАГИ С-9с со средней толщиной 5%.

На крыле установлены элероны с осевой аэродинамической компенсацией и закрылки, оборудованные системой СПС (сдвиг пограничного слоя), закрылки отклоняются при взлете на 25° , при посадке — на 45° .

На задней кромке левого элерона установлена пластина, отгибом которой обеспечивается поперечная балансировка при полете с отключенной гидросистемой.

Теоретическая схема крыла приведена на рис. 235.

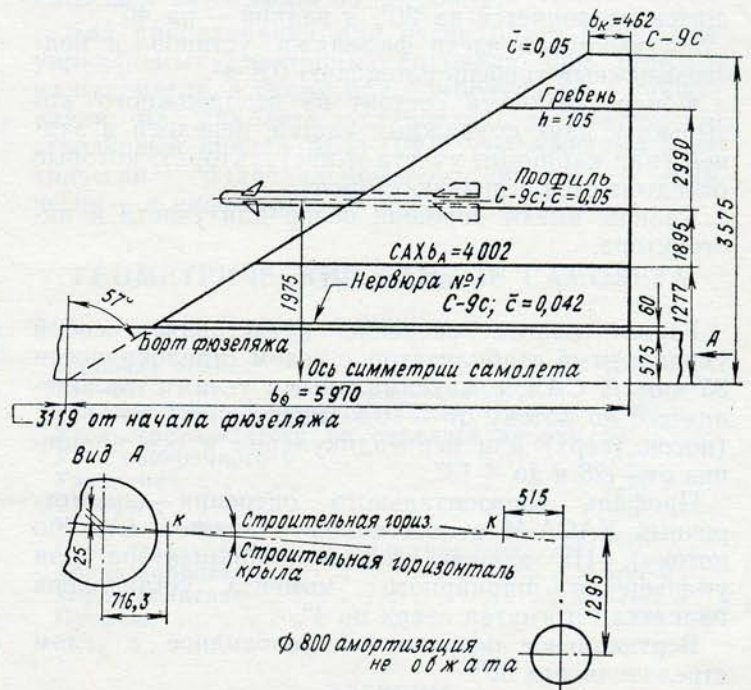


Рис. 235. Теоретическая схема крыла

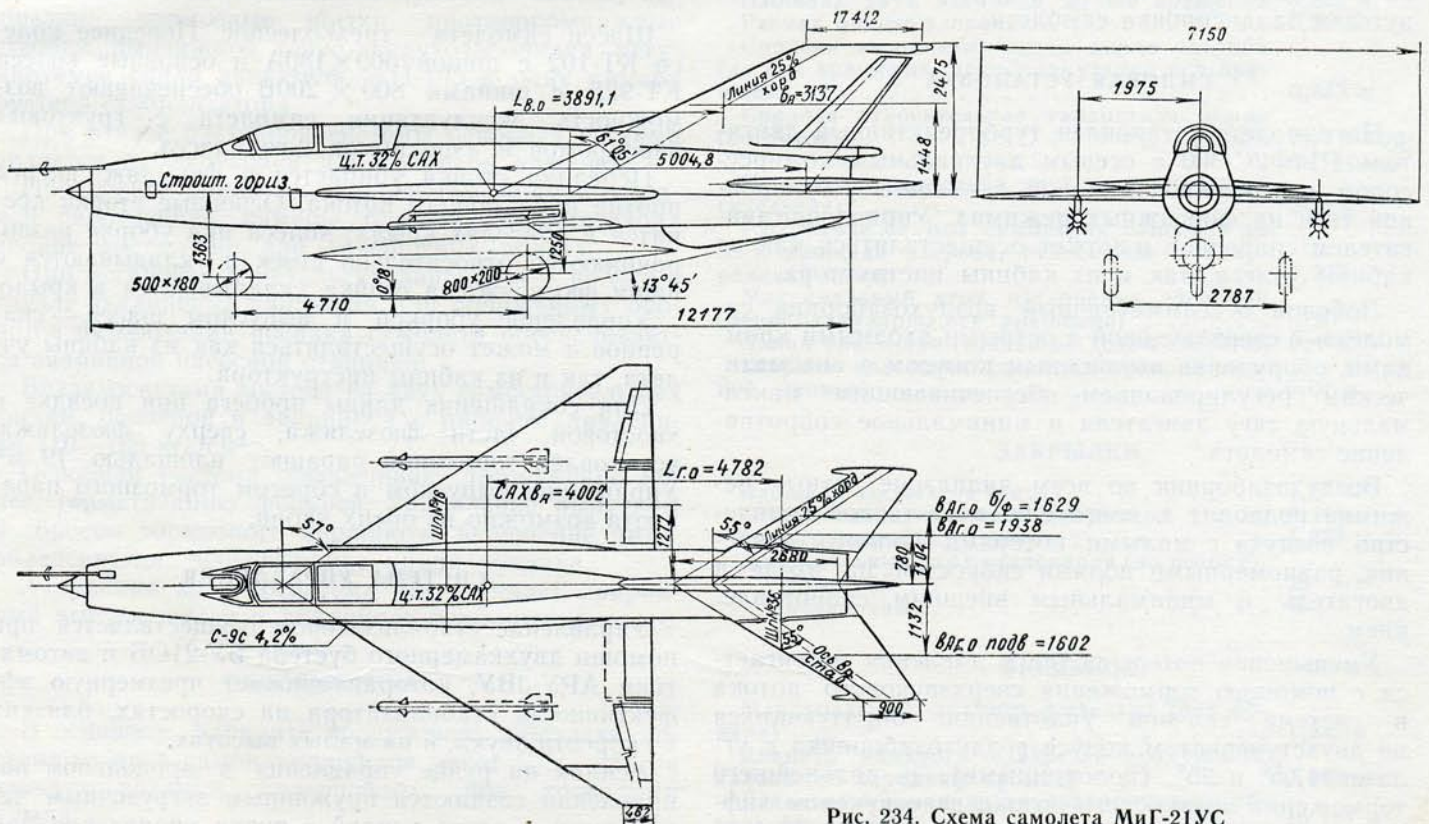


Рис. 234. Схема самолета МиГ-21УС

ФЮЗЕЛЯЖ

Фюзеляж — типа полумонок, имеет эксплуатационный разъем, обеспечивающий удобный монтаж и демонтаж двигателя. На нижней поверхности фюзеляжа установлены два тормозных щитка (передний и задний, общей площадью $1,0 \text{ м}^2$). Передний щиток отклоняется на 30° , а задний — на 40° .

На хвостовой части фюзеляжа установлен подфюзеляжный гребень площадью $0,8 \text{ м}^2$.

Фонарь самолета состоит из неподвижного козырька и двух подвижных частей, передней и задней (над кабинами учлета и инструктора), которые откидываются в правую сторону.

Кабины имеют хороший обзор для учлета и инструктора.

ОПЕРЕНИЕ

Горизонтальное оперение представляет собой управляемый стабилизатор с углом стреловидности 55° по $1/4 \text{ САХ}$, с максимальными углами отклонения его по потоку от $-16,5$ (носок вниз) до $+7,5^\circ$ (носок вверх) или перпендикулярно к оси вращения от -28 и до $+13^\circ$.

Профиль горизонтального оперения — симметричный НАСА-М с постоянной толщиной 6% (по потоку). На задней кромке стабилизатора для уменьшения шарнирного момента установлена пластина, отогнутая вверх на 4° .

Вертикальное оперение — стреловидное, с углом стреловидности 60° .

Профиль вертикального оперения — симметричный ЦАГИ С-11-с (модифицированный с постоянной толщиной $4,4\%$ (по потоку).

На задней кромке руля направления установлена пластина, при отгибе которой обеспечивается путевая балансировка самолета.

СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

На самолете установлен турбореактивный двигатель Р11Ф2С-300 с осевым двухвальным компрессором и форсажной камерой, с плавной регулировкой тяги на форсажных режимах. Управление двигателем спаренное и может осуществляться как из кабины учлета, так и из кабины инструктора.

Лобовой осесимметричный воздухозаборник самолета — сверхзвуковой с острыми входными кромками, оборудован выдвижным конусом с автоматическим регулированием, обеспечивающим максимальную тягу двигателя и минимальное сопротивление самолета.

Воздухозаборник во всем диапазоне летных режимов подводит к двигателю достаточное количество воздуха с малыми потерями полного давления, равномерными полями скоростей на входе в двигатель и минимальным внешним сопротивлением.

Уменьшение потерь полного давления достигается с помощью торможения сверхзвукового потока в системе скачков уплотнения, образующихся на двухступенчатом конусе воздухозаборника с углами $17,5^\circ$ и 25° (половинными), и дальнейшего торможения дозвукового потока в дозвуковом диффузоре канала.

Регулирование расхода воздуха, поступающего в двигатель, и обеспечение беспомпажной работы воздухозаборника осуществляются выдвижением конуса в зависимости от числа M полета в следующие положения:

до $M = 1,5$;

от $M = 1,5$ до $M = 1,9$;

при $M = 1,9$;

Для предупреждения возникновения «помпажа» воздухозаборника на фюзеляже имеются автоматически управляемые противопомпажные створки и створки дополнительного забора воздуха на взлете для разгрузки входного канала.

При полетах на скоростях, соответствующих $M \geq 1,5$ при выключении форсажа с уборкой РУД до оборотов $n_1 < n_{1\text{max}}$, или при увеличении угла атаки самолета больше допустимого беспомпажная работа воздухозаборника обеспечивается перепуском воздуха через противопомпажные створки. Сигналом для открытия противопомпажных створок при $\alpha > \alpha_{\text{доп}}$ служит угол отклонения стабилизатора, равный -20° (носок вниз).

Взлетные створки, открывающиеся автоматически под действием разрежения в канале, служат для уменьшения потерь полного давления и увеличения тяги на взлетном режиме.

Топливо размещается в шести фюзеляжных баках общей емкостью 1865 л , в четырех крыльевых баках-отсеках общей емкостью 580 л и одном подвесном баке (под фюзеляжем) емкостью 490 л . Полная емкость топливной системы без подвесного бака составляет 2445 л , с подвесным баком — 2935 л .

ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ УСТРОЙСТВА

Шасси самолета — трехколесное. Переднее колесо КТ-102 с шиной $500 \times 180\text{А}$ и основные колеса КТ-92Б с шинами $800 \times 200\text{В}$ обеспечивают возможность эксплуатации самолета с грунтовых аэродромов и аэродромов 2-го класса.

Передняя стойка убирается в фюзеляж, вперед против набегающего потока. Основные стойки крепятся в консолях крыла; колеса при уборке разворачиваются относительно стоек и укладываются в ниши фюзеляжа, а стойки укладываются в крыло.

Управление уборкой и выпуском шасси — спаренное и может осуществляться как из кабины учлета, так и из кабины инструктора.

Для сокращения длины пробега при посадке в хвостовой части фюзеляжа, сверху фюзеляжа, установлен тормозной парашют площадью 19 м^2 . Управление выпуском и сбросом тормозного парашюта возможно из обеих кабин.

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ

Управление стабилизатором осуществляется при помощи двухкамерного бустера БУ-210Б и автоматики АРУ-ЗВУ, которая снижает чрезмерную эффективность стабилизатора на скоростях, близких к скорости звука, и на малых высотах.

Усилия на ручке управления в продольном направлении создаются пружинным загрузочным механизмом. Снятие усилий с ручки управления при

различных ее положениях осуществляется с помощью электромеханизма триммерного эффекта МП-100М.

Управление элеронами осуществляется через два бустера БУ-45А (по одному на каждый элерон).

Усилия на ручке управления в поперечном направлении создаются пружинным загрузочным механизмом.

Для повышения безопасности пилотирования в системе управления установлен двухканальный автопилот АП-155, улучшающий управляемость самолета и облегчающий пилотирование, особенно в ночных полетах и сложных метеословиях.

Путевое управление осуществляется рулем направления, связанным с педалями жесткой проводкой. С педалями соединен также механизм управления разворотом передней стойки шасси.

В системах управления элеронами и рулем направления установлены механизмы нелинейного изменения передаточного отношения от ручек управления к элеронам и от педалей к рулю направления. Эти механизмы служат для уменьшения «чувствительности» в поперечном управлении на больших скоростях полета, а в путевом управлении — для снижения усилий на педалях.

ГИДРОВОЗДУХОСИСТЕМА

На самолете имеются две автономные гидросистемы (бустерная и основная) с рабочим давлением 210 кгс/см².

Бустерная гидросистема обслуживает систему управления самолетом и приводит в действие одну камеру бустера стабилизатора и два бустера элеронов.

Основная гидросистема обслуживает шасси, закрылки, тормозные щитки, противопомпажные створки, выдвижной конус воздухозаборника, регулируемое сопло двигателя, АП-155 и одну камеру бустера стабилизатора.

При отказе бустерной системы основная система является дублирующей для бустеров элеронов.

При отказе одной из гидросистем мощности одной работающей камеры бустера стабилизатора вполне достаточно для завершения полета.

При остановке и незапуске двигателя в полете в случае заклинивания двигателя или пониженных оборотов авторотации посадка самолета обеспечивается аварийной насосной станцией.

Воздухосистема состоит из двух самостоятельных систем: основной и аварийной с рабочим давлением 110—130 кгс/см².

Основная система обеспечивает торможение колес, герметизацию фонарей, управление выпуском и сбросом тормозного парашюта, включение антиобледенителя, перекрытие крана топлива.

Аварийная воздухосистема обслуживает аварийный выпуск шасси и аварийное торможение колес.

ВООРУЖЕНИЕ

В основном варианте вооружение самолета состоит из двух самонаводящихся ракет Р-3С класса «воздух—воздух», подвешенных под консолями крыла.

Вместо ракет Р-3С на эти же крыльевые балки могут быть установлены: блоки реактивных снарядов УБ-16-57УМ или два снаряда С-24, а также бомбовая нагрузка до 500 кг.

Кроме того, под фюзеляжем в специальной гондоле подвешивается пулемет А-12,7А системы Афанасьева с боезапасом 60 патронов.

Для прицеливания при пуске ракет Р-3С и неуправляемых реактивных снарядов, при стрельбе из пулеметов, а также при бомбометании с пикирования на самолете установлен автоматический стрелковый прицел АСП-ПФД, сопряженный электрически с радиодальномером «Квант» и оптически — с инфракрасным визиром СИВ-52.

ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА

КРЫЛО

Площадь полная	23 м ²
Размах	7,150 м
Средняя аэродинамическая хорда	4,002 м
Угол стреловидности по передней кромке	57°
Угол поперечного V	-2°
Удлинение	2,22
Сужение	12,9
Угол установки	0°
Относительная толщина по потоку (средняя)	5%
Хорда корневая	5,97 м
Хорда концевая	0,462 м
Профиль	ЦАГИ С-9С

ЭЛЕРОНЫ

Тип	с осевой компенсацией
Площадь двух элеронов габаритная	1,18 м ²
Площадь двух элеронов до оси вращения	0,886 м ²
Размах одного элерона	1,21 м
Средняя аэродинамическая хорда элерона (до оси вращения, перпендикулярно оси вращения)	0,373 м
Средняя относительная габаритная хорда (по потоку)	24,3% хорды крыла
Площадь компенсации двух элеронов (относительная)	24,8%
Расстояние от оси симметрии самолета до ц. т. площади элерона, отнесенное к полуразмаху крыла	0,703
Максимальный угол отклонения элеронов (перпендикулярно оси вращения)	±20°
Длина пластинки (только на левом элероне)	0,4 м
Ширина пластинки (перпендикулярно задней кромке)	0,01 м

ЗАКРЫЛКИ

Площадь закрылков (двух)	1,87 м ²
Относительная площадь закрылков	8,14%
Размах закрылка (одного)	1,239 м
Максимальный угол отклонения (по потоку):	
взлетный	25°
посадочный	45°

ФЮЗЕЛЯЖ

Максимальный диаметр фюзеляжа (без фонаря)	1,242 м
Диаметр входного отверстия воздушного канала (по передней кромке)	0,663 м
Длина от кромки воздухозаборника до обреза фюзеляжа	12,177 м

Длина носовой части (переменного сечения)	4,24 м
Длина средней части фюзеляжа (постоянного сечения)	2,63 м
Длина хвостовой части (переменного сечения)	5,31 м ²
Площадь миделевого сечения (без фонаря)	1,22 м ²
Площадь миделевого сечения фонаря	0,29 м ²
Площадь входа воздухозаборника по передней кромке обечайки (включая площадь конуса)	0,346 м ²

ПОДФЮЗЕЛЯЖНЫЙ КИЛЕВОЙ ГРЕБЕНЬ

Площадь подфюзеляжного гребня	0,8 м ²
Длина подфюзеляжного гребня	3,5 м

КОНУС

Тип	двухступенчатый
Диаметр цилиндрической части	0,456 м
Максимальный ход конуса	169 мм

ТОРМОЗНЫЕ ЩИТКИ

Количество тормозных щитков	2 шт.
Площадь переднего щитка (с учетом выреза)	0,53 м ²
Площадь заднего тормозного щитка	0,47 м ²
Максимальный угол отклонения переднего тормозного щитка	30°
Максимальный угол отклонения заднего тормозного щитка	40°

ГОРИЗОНТАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ

Подвижная часть

Площадь	3,94 м ²
Средняя аэродинамическая хорда подвижной части горизонтального оперения:	
по потоку	1,602 м
перпендикулярно оси вращения	0,895 м
Размах	2,6 м
Угол стреловидности по 1/4 САХ	55°
Удлинение	1,72
Сужение	2,38
Угол поперечного V	0°
Относительная толщина (по потоку)	6%
Профиль по потоку	НАСА-М

Плечо горизонтального оперения (расстояние от 0,32 САХ крыла до 0,25 САХ подвижной части горизонтального оперения) 5,28 м

Углы отклонения стабилизатора по потоку* (максимальные — на большом плече АРУ):

носок стабилизатора отклонен вверх	+7,5°
носок стабилизатора отклонен вниз	-16,5°

Угол стреловидности оси вращения стабилизатора 56°

Положение оси вращения подвижной части оперения 37,2% САХ_{г.о}

С подфюзеляжной частью

Площадь	6,69 м ²
Размах	3,74 м

* Формула пересчета углов отклонения стабилизатора

$$\varphi_{ст \perp} = 1,79 \varphi_{ст \parallel}$$

где $\varphi_{ст \parallel}$ — угол отклонения стабилизатора по потоку;
 $\varphi_{ст \perp}$ — угол отклонения стабилизатора перпендикулярно оси вращения.

ВЕРТИКАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ

(без подфюзеляжной части)

Площадь вертикального оперения	5,3 м ²
Средняя аэродинамическая хорда	3,137 м
Угол стреловидности по 1/4 САХ	61°05'
Удлинение	0,61
Сужение	2,4
Относительная толщина вертикального оперения по потоку (средняя)	4,4%
Плечо вертикального оперения (расстояние от 0,32 САХ крыла до 0,25 САХ оперения)	3,891 м
Площадь руля направления	0,965 м ²
Средняя аэродинамическая хорда руля направления (перпендикулярно оси вращения)	0,486 м
Относительная площадь осевой компенсации руля направления	0,268
Максимальный угол отклонения руля направления (перпендикулярно оси вращения)	± 25°
Профиль по потоку	ЦАГИ С-11С модифицированный

ОБЩИЕ ДАННЫЕ

Длина самолета (в линии полета):	
без трубки ПВД	12,498 м
с трубкой ПВД	13,577 м
Высота самолета (при стоянке с необжатой амортизационной стойкой)	4,125 м
Ширина колеи шасси	2,79 м
Продольная база шасси	4,71 м
Колеса основных стоек шасси КТ-92Б	800×200 В
Колесо носовой стойки шасси КТ-102	500×180 А
Стояночный угол самолета (при необжатой амортизационной стойке)	-0°16'
Посадочный угол самолета (при необжатой амортизационной стойке)	13°45'
Длина штанги ПВД (от передней кромки воздухозаборника до приемника полного давления)	1,4 м

РАКЕТЫ Р-3С

Количество ракет на самолете	2 шт.
Диаметр ракеты	0,127 м
Габаритная длина ракеты Р-3С	2,83 м

РЕАКТИВНЫЕ СНАРЯДЫ С-5М1 и С-5К1 (или С-5М и С-5К)

Количество блоков на самолете	2 шт.
Количество снарядов в блоке УБ-16-57УМП	16 шт.
Диаметр блока УБ-16-57УМП	0,33 м
Длина блока УБ-16-57УМП	~1,85 м

РЕАКТИВНЫЕ СНАРЯДЫ С-24

Количество снарядов на самолете	2 шт.
Диаметр снаряда	0,24 м
Длина снаряда	2,22 м

БОМБЫ ФАБ-100, ФАБ-250

Количество бомб на самолете:	
ФАБ-100	2 шт.
ФАБ-250	2 шт.
Диаметр ФАБ-250	0,325 м
Длина ФАБ-250	1,50 м
Диаметр ФАБ-100	0,28 м
Длина ФАБ-100	1,044 м

ПУЛЕМЕТНАЯ ГОНДОЛА (ПОД ФЮЗЕЛЯЖЕМ)

Длина гондолы 2,19 м
 Площадь миделевого сечения 0,08 м²

ПОДВЕСНОЙ ТОПЛИВНЫЙ БАК

Емкость 490 л
 Эквивалентный диаметр $\left(D = 2 \sqrt{\frac{S_{\text{мид}}}{\pi}} \right)$ 0,430 м
 Длина 5,23 м
 Удлинение 12,1
 Площадь миделевого сечения 0,145 м²
 Форма миделевого сечения круг

ХАРАКТЕРИСТИКИ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ

При необратимой бустерной системе управления стабилизатором и элеронами характеристики загрузочных механизмов непосредственно определяют характеристики управляемости самолета. Изменения передаточных отношений между ручкой и органами управления определяются общими характеристиками управляемости самолета.

Теоретические характеристики загрузочных механизмов в системе управления стабилизатором и элеронами, зависимость изменения ходов ручки от углов отклонения стабилизатора и элеронов приведены в главе «Нивелировка, балансировка самолета и методические указания».

Теоретически построенная зависимость углов отклонения стабилизатора и элеронов от хода ручки, а также характеристики загрузочного механизма, приведенные к ходу ручки, могут на практике несколько изменяться.

Отличие теоретических характеристик от практических возникает вследствие сил трения и люфтов в системе управления и отклонений от теоретических значений (в диапазоне допусков) жесткости загрузочного механизма; кроме того, существует

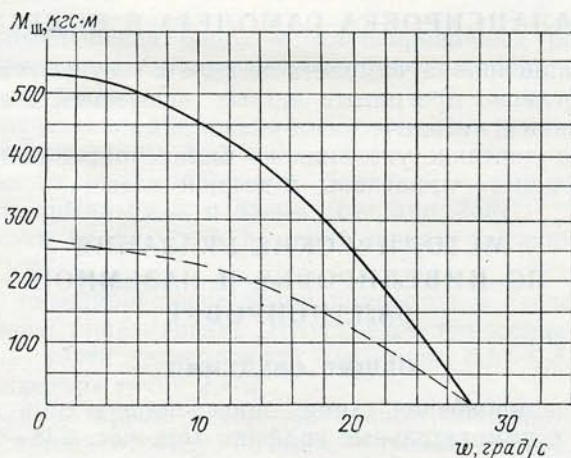


Рис. 236. Характеристика бустера стабилизатора БУ-210Б:

- работают две камеры (при максимальных оборотах двигателя; при оборотах двигателя на режиме штопора);
- - - работает одна камера (при оборотах двигателя на режиме посадки)

значительный разброс в величинах жесткости самой системы управления и мест крепления загрузочного механизма.

Величины сил трения в системе управления, допуски на жесткость конструкции и загрузочного механизма и величины люфтов задаются в нивелировочной схеме самолета.

Характеристики силовых приводов-бустеров стабилизатора и элеронов, зависимость максимальных скоростей отклонения органов управления от шарнирных моментов, преодолеваемых бустерами стабилизатора и элеронов, приведены на рис. 236—237 и на с. 142.

Максимальная угловая скорость отклонения стабилизатора и элеронов и максимальный шарнирный момент органов управления подобраны так, чтобы обеспечить все режимы полета самолета. Основными расчетными режимами для определения максимальных скоростей отклонения органов управления являются режимы посадки и взлета самолета и выхода из штопора.

При помогающих нагрузках на органах управления максимальные угловые скорости превышают максимальную угловую скорость при $M_{ш} = 0$. Так, при помогающей нагрузке, равной максимальному шарнирному моменту, максимальная скорость примерно на 20% превышает максимальную скорость, соответствующую $M_{ш} = 0$.

В характеристиках силовых приводов, приведенных на рис. 236, 237, не учтены потери на трение в системе управления, от органов управления до бустера. Но, как правило, максимальные силы трения имеют место на режимах полета не с максимальными шарнирными моментами.

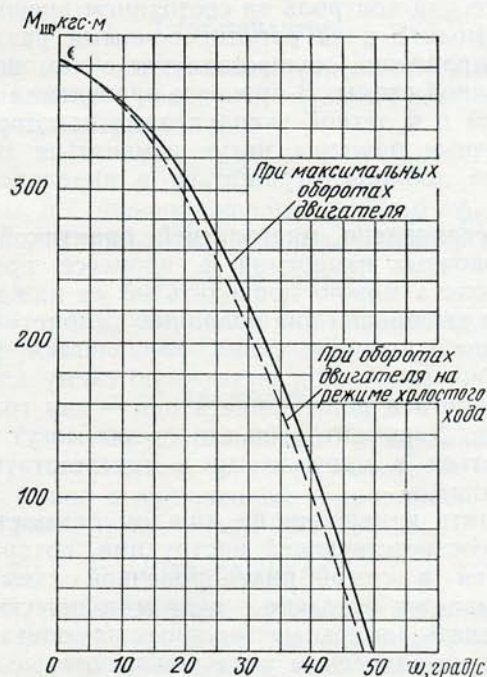


Рис. 237. Характеристика двух бустеров элеронов БУ-45А:

- при максимальных оборотах двигателя;
- - - при оборотах двигателя на режиме холостого хода

Характеристики бустера управления стабилизатором БУ-210Б

	Работа- ют две камеры	Работа- ет одна камера
Максимальный шарнирный момент ($\omega_{ст} = 0$) в кгс·м	540	270
Угловая скорость стабилизатора при нулевом шарнирном моменте в град/с	27—32	27—33
Максимальная тяга по штоку бустера ($\omega_{ст} = 0$) в кгс	5520	2760
Давление в гидросистемах (бустерной и основной) в кгс/мм ²	210	210
Рабочий ход штока в мм	70	
Используемый ход штока в мм	70	
Максимальная скорость штока ($M_{ш. ст} = 0$) в мм/с	55±6	

Примечание. Все значения даны при раздельном пользовании продольным и поперечным управлением. Шарнирный момент и тяга бустера даны с учетом гидравлических и механических потерь.

Характеристики двух бустеров управления элеронами БУ-45А

Максимальный шарнирный момент ($\omega_{эл} = 0$) в кгс·м	2×194
Угловая скорость элерона при нулевом шарнирном моменте ($M_{ш} = 0$) в град/с	48—64
Максимальная тяга по штоку бустера ($\omega_{эл} = 0$) в кгс	2×1900
Давление в гидросистеме в кгс/мм ²	210
Рабочий ход штока в мм	80
Используемый ход штока в мм	75
Максимальная скорость штока ($M_{ш. эл} = 0$) в мм/с	100—130

Примечание. Все значения даны для двух бустеров элерона при раздельном пользовании продольным и поперечным управлением. Шарнирный момент и тяга бустера даны с учетом гидравлических и механических потерь.

ГЛАВА XI

НИВЕЛИРОВКА И БАЛАНСИРОВКА САМОЛЕТА И МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ

НАЗЕМНАЯ НИВЕЛИРОВКА И БАЛАНСИРОВКА

Технический контроль за состоянием внешних обводов самолета и за регулировочными размерами систем управления осуществляется с помощью нивелировочной схемы. В процессе проведения летных испытаний и в летной эксплуатации некоторые регулировочные размеры могут изменяться. Все эти изменения должны отражаться в нивелировочной схеме.

Как установлено многолетней практикой, часть нивелировочных измерений в процессе производства самолета можно проводить не на каждом самолете, а выборочно (на головных самолетах). Поэтому нивелировочная схема разделяется на две части: основную — нивелировочную схему для каждого самолета и дополнение к ней — для головных самолетов. Документально эти схемы могут иногда объединяться в одну схему с соответствующими примечаниями.

Проводить измерения на каждом самолете следует по соответствующей инструкции, которая или приводится в самой нивелировочной схеме, или прикладывается отдельно в виде методических указаний; делать замеры на головных самолетах надо также по методическим указаниям, которые выпускаются как дополнение к основным указаниям.

Замеры по «Дополнению к нивелировочной схеме для головных самолетов» производятся также в том случае, если на самолете проведены ремонтные работы или в процессе полетов обнаружены какие-то ненормальности в поведении самолета (напри-

мер, произвольные, выше норм, развороты, кренения и т. п. явления).

Ниже приводятся методические указания, принятые для проведения наземной нивелировки и балансировки каждого серийного самолета на серийном самолетном заводе; кроме того приведено дополнение к ним для головных серийных самолетов.

Нивелировочная схема самолета представлена на рис. 238—260.

БАЛАНСИРОВКА САМОЛЕТА В ПОЛЕТЕ

Балансировка самолета в полете осуществляется согласно программе летных испытаний в соответствии с методическими указаниями.

Методические указания по балансировке самолета в полете приведены в данной главе.

МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ ПО НИВЕЛИРОВКЕ И НАЗЕМНОЙ БАЛАНСИРОВКЕ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Нивелировочная схема, приведенная в этой книге, и вспомогательные графики (см. рис. 238—260) представляют собой перечень регулировочных и установочных размеров агрегатов планера самолета. Нивелировочная схема, заполненная при сборке самолета на самолетном заводе, является единственным документом, отражающим фактическое состояние самолета после сборки и во время дальнейшей его эксплуатации.

В нивелировочную схему обязательно записываются все изменения по регулировке системы управления и внешним обводам в процессе эксплуатации самолета.

Заполненный и подписанный экземпляр нивелировочной схемы прикладывается к формуляру самолета.

Перед началом полетов летчик должен быть ознакомлен с фактическими данными регулировки самолета, внесенными в нивелировочную схему.

Нивелировка самолета и регулирование систем управления на серийном заводе выполняются для каждого серийного самолета в полном объеме нивелировочной схемы.

Для головных самолетов проводятся кроме того дополнительные измерения по «Дополнению к нивелировочной схеме для головных самолетов». Измерения по Дополнению к формуляру самолета не прикладываются, а хранятся в КБ серийного завода.

При выявлении ненормальностей в поведении самолета в процессе выполнения приема-посадочной программы (на серийном заводе) должны также быть проведены дополнительные нивелировочные измерения по Дополнению.

ОБЩАЯ НИВЕЛИРОВКА ИЗДЕЛИЯ

Общая схема нивелировки самолета приведена на рис. 238.

Нивелировка самолета производится без топлива, без летчика и специальной нагрузки, при установленном оборудовании.

При нивелировке самолет устанавливается на опоры (рис. 239) по шпангоутам фюзеляжа № 2 и 28 (груз на нос фюзеляжа не подвешивается). Самолет сохраняет устойчивое положение на опорах даже при приложении на горизонтальное оперение груза 100 кгс. Кроме того устанавливаются предохранительные опоры под крылья (на расстоянии 2 м от оси самолета) и под фюзеляж по шпангоуту № 35.

Самолет перед началом нивелировочных работ устанавливается в горизонтальное положение по реперным точкам:

относительно продольной оси x_1 — по реперным точкам фюзеляжа $1_{лев}$ и $2_{лев}$;

относительно поперечной оси z_1 — по реперным точкам крыла $8_{лев}$ и $8_{прав}$ (см. рис. 238).

Допуск на разность по этим точкам установлен $\pm 0,5$ мм.

Все нивелировочные точки наносятся в стапелях до общей нивелировки. Допускается нанесение реперных точек засверловкой глубиной 0,5—0,8 мм при диаметре точки 2 мм.

Точки на крыле и горизонтальном оперении наносятся только снизу, на киле — только справа.

При заполнении клеток с разностями типа $a_{прав}$ — $a_{лев}$ и $a_{лев}$ — $a_{прав}$ и т. п. лишние обозначения зачеркиваются.

Примечания. 1. Нивелировочные точки 3, 6, 22 и 18а используются только при нивелировке головных самолетов.

2. Нивелировочные точки 6а, 40, 41, 46, 30 и 27 используются при агрегатной нивелировке.

Крыло

Замеры по крылу выполняются для правой и левой консоли по трем сечениям.

При определении разности превышений между нивелировочными точками крыла необходимо учитывать местные отклонения контура по нивелировочным точкам из карты обмера контуров крыла, т. е. в таблицу заносить размеры с добавлением (или вычетом) местных отклонений. При наличии местных отклонений по реперным точкам в нивелировочной схеме сделать примечание:

«Точка выше контура» или «Точка ниже контура».

При заполнении клеток нивелировочной схемы по разностям превышений правого и левого крыла для всех точек величины замера по левому крылу вычитаются из величин замера по правому крылу, т. е. $Y_{прав} - Y_{лев}$. Если $Y_{лев}$ больше, чем $Y_{прав}$, то разность вносится в таблицу со знаком «минус».

Угол заклинения правого крыла будет больше левого в том случае, если знаки разностей замеров $Y_{прав} - Y_{лев}$ будут следующими:

а) для точек 8—9, 8—10, 12—13, 16—17 знак «минус»;

б) для точек 7—9, 11—13, 15—17 знак «плюс».

На рис. 240 приведена схема измерений по крылу, килю, закрылку и штанге ДУАС.

Киль

Замеры, определяющие заклинение киля (см. рис. 240), выполняются относительно оси головной части фюзеляжа (реперные точки 4—5).

Замеры, определяющие перекося киля по высоте, выполняются перпендикулярно оси, проходящей по точкам 4—5 и по нивелировочным точкам 26, 28, 29.

Стабилизатор

Замеры по стабилизатору выполняются при проверке управления только на головных самолетах относительно поперечной оси.

Фюзеляж

Замеры по нивелировочным точкам фюзеляжа выполняются только на головных самолетах.

Тормозные щитки

Замеры углов отклонения тормозных щитков выполняются на головных самолетах.

Закрылки

Замеры углов отклонения закрылков (см. рис. 240) проводятся при максимальном отклонении закрылков с включенной гидравликой по линейному размеру по точкам 33 и 34.

Штанга ДУАС

Замеры, определяющие установку штанги ДУАС (см. рис. 240), проводятся относительно любой оси нивелира в вертикальной и горизонтальной плоскостях.

Подфюзеляжный гребень

Замеры, определяющие установку подфюзеляжного гребня (рис. 241), проводятся относительно нивелировочной оси (точки 4—5) по точкам 48, 49.

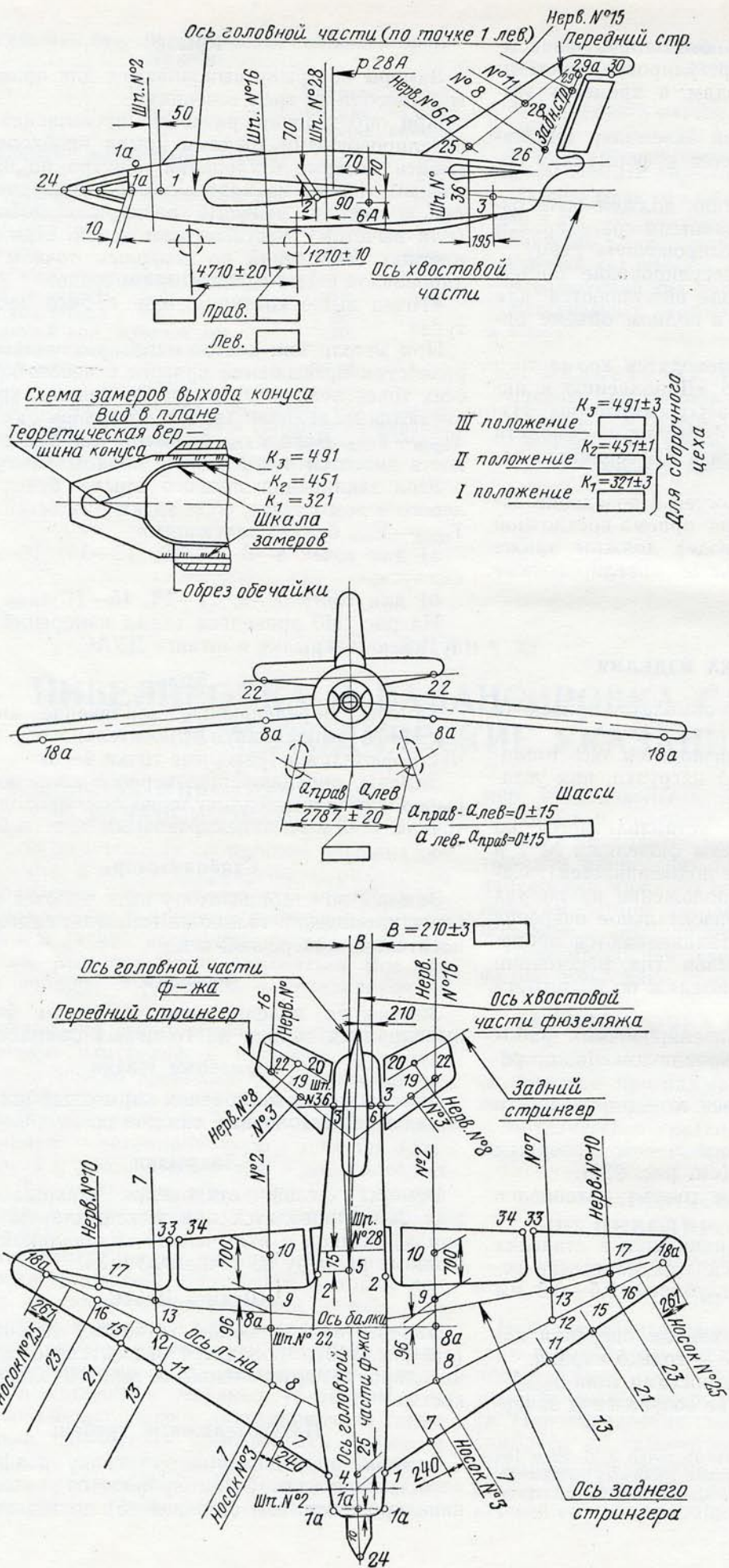


Рис. 238. Схема основных замеров самолета

Подвесной бак

Замеры установки подвесного бака (см. рис. 241) проводятся от оси головной части фюзеляжа и относительно оси симметрии головной части фюзеляжа по реперным точкам 56а и 57а.

Нивелировка пилон под подвесной бак (см. рис. 241) проводится по точкам 61, 62, 63 и 64, относительно оси симметрии головной части фюзеляжа.

Пилон специальной подвески на крыле

Нивелировка пилон (см. рис. 241) проводится относительно линии нивелира параллельно оси головной части фюзеляжа по точкам 56, 57, 58 и 59.

Конус

Замеры по конусу (рис. 242) выполняются для двух положений: конус убран, конус выпущен; кроме того по загоранию сигнальной лампы проверяется начало выхода конуса.

Проверяется установка конуса относительно обечайки по специальному шаблону, эскиз которого приведен на рис. 243.

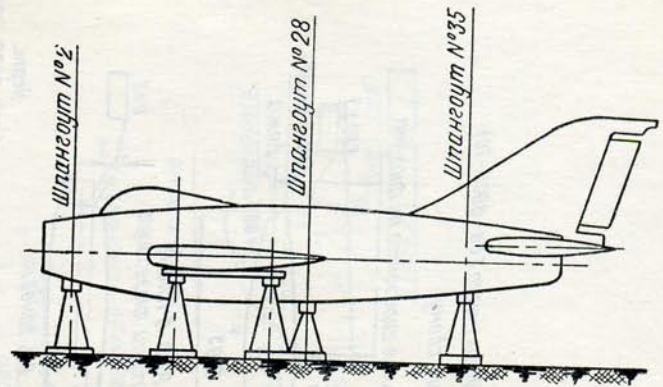


Рис. 239. Схема размещения опор (козелков) при нивелировке самолета

Базовой поверхностью должны быть плоскость передней кромки и наружная поверхность обечайки. Положения конуса базовой поверхности приведены на рис. 242.

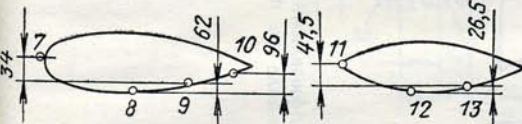
Установка крыла

Сечение 7-8-9-10

Сечение 11-12-13

Сечение 15-16-17

Схема замеров закрылка с СПС



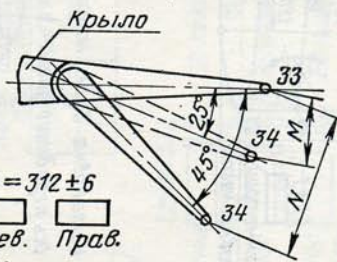
Превышение точек $Y_{лев}$ и $Y_{прав}$

$Y_{прав}$	8-9	7-9	8-10	12-13	11-13
$Y_{лев}$	62±2	34±3,5	96±2,5	26,5±2	41,5±3

Разность превышений между правым и левым крылом $Y_{прав} - Y_{лев}$

	8-9	7-9	8-10	12-13	11-13
	0±2	0±3,5	0±2,5	0±2	0±3

	16-17	15-17	$M = 312 ± 6$	
Прав.				
Лев.			Лев.	Прав.
	10,5±1,5	22,5±2,5	$M_{лев} - M_{прав}$	
	0±1,5	0±2,5	0±6	



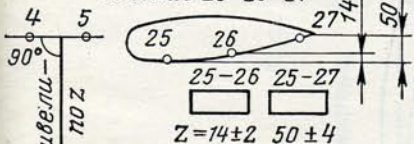
$N = 542 ± 10$

	Лев.	Прав.
	$N_{лев} - N_{прав}$	
	0±10	

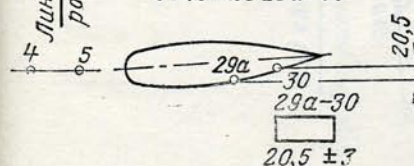
Установка киля

Заклинение киля

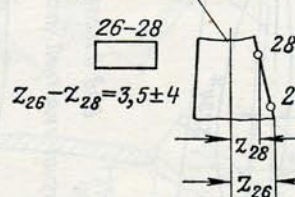
Сечение 25-26-27



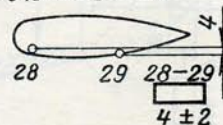
Сечение 29а-30



Перекас киля по высоте
Вертикаль по 4-5

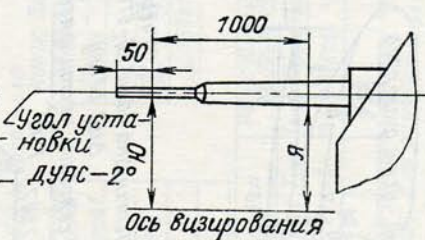


Сечение 28-29



Установка штанги ДУАС

Разность вертикальных и горизонтальных замеров от оси визирования



В плане Сбоку

$Ю - Я = 11,5 ± 3,5$		$Я - Ю = 23,5 ± 3,5$	
----------------------	--	----------------------	--

Рис. 240. Замеры по крылу, килю, закрылку и штанге ДУАС

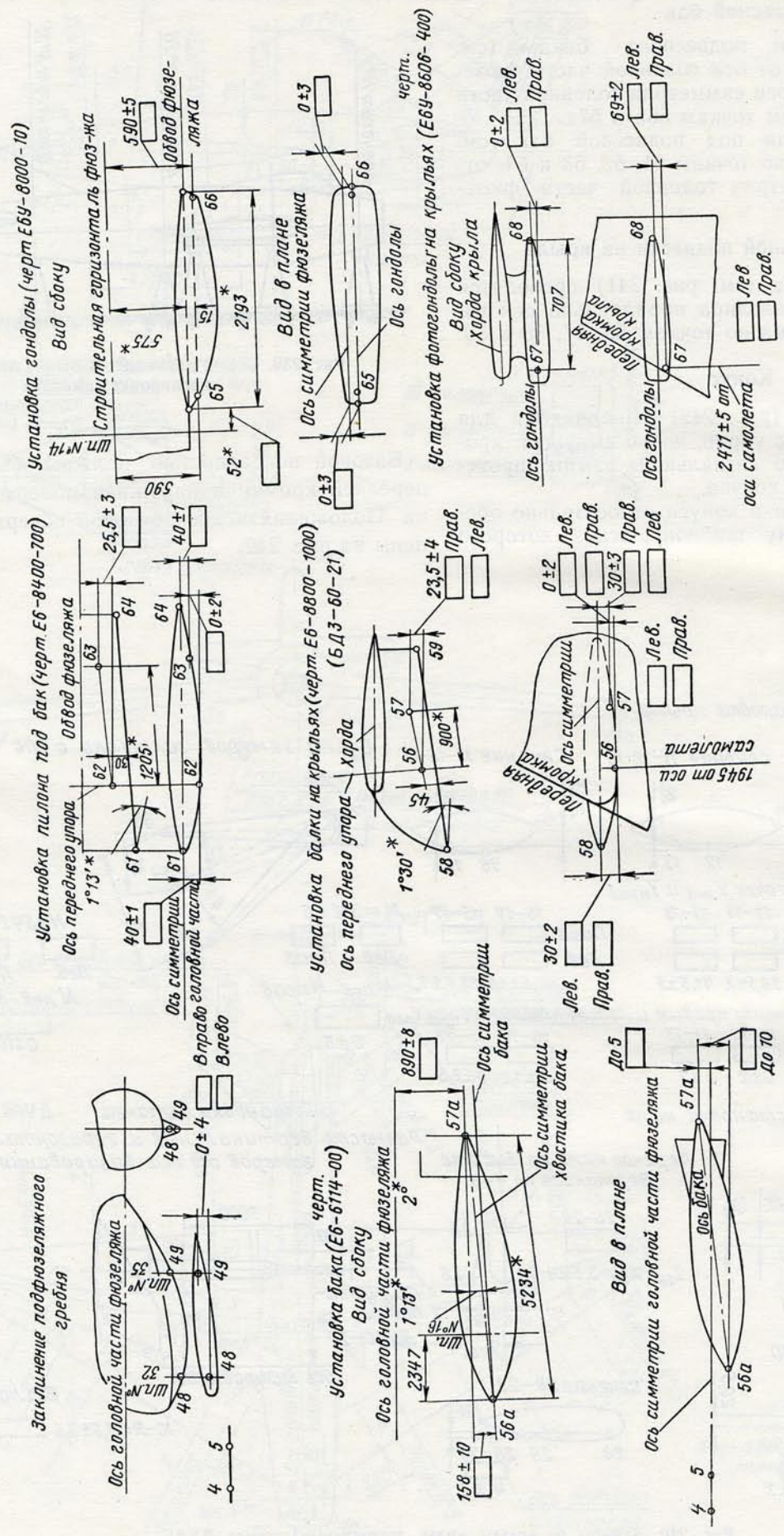
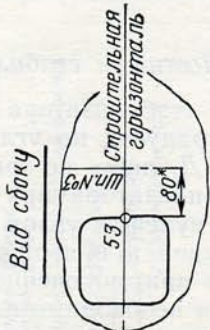
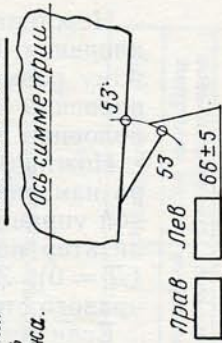


Рис. 241. Замеры по подфюзеляжному гребню, подвесному баку, пилону, бакам на крыле, гондole на фюзеляже и фотогондole на крыле

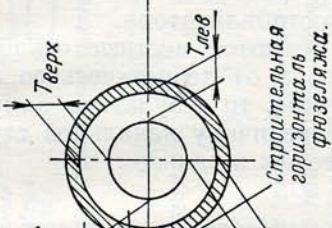
Фюзеляжные створки
Передние створки (черт. ЕБ-0210-600)
18,5*
Вид сбоку



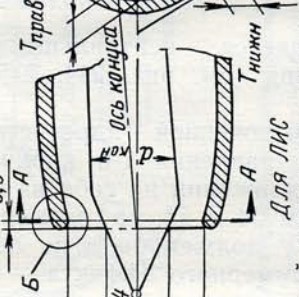
Вид в плане
Ось симметрии



А-А
Вид спереди



Вид сбоку



Для ЛИС

Конус убран		Конус выпущен полностью	
Тверх	Тнижн	Тверх	Тнижн
233±4	223±4	146±4	149±4
Тправ	Тлев	Тправ	Тлев
		147±4	4

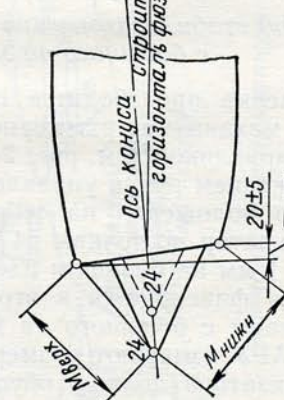
Конус выпущен полностью	
Мверх	Мнижн
0±3	0±3

Для сборки

Конус выпущен полностью	
Млев	Мправ
0±3	0±3

(См. рис. 244)

Конус
Вид сверху

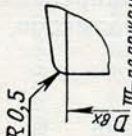


Начало выхода конуса (загорание сигнальной лампы)
K=+(3÷5)

Для сборочного цеха

Конус выпущен полностью	
Мверх	Мнижн
0±3	0±3
Двок	663±2
Длев	456±1

Место Б



Для сборочного цеха

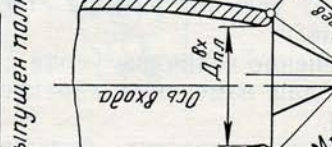
III-положение	
Л3	Л2
49±3	45±3

Для ЛИС на сличае

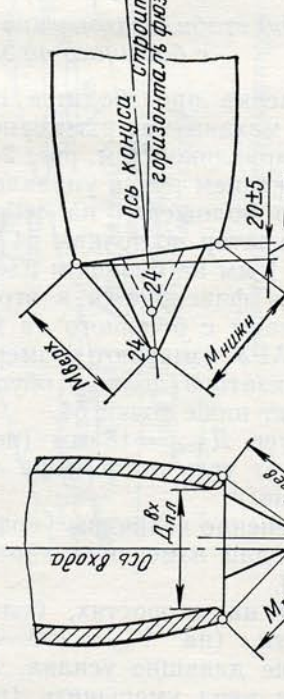
III-положение	
Л3	Л2
49±5	45±5

Регулировка конуса

Вид сверху



Конус выпущен полностью

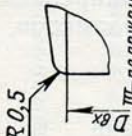


Начало выхода конуса (загорание сигнальной лампы)
K=+(3÷5)

Для сборочного цеха

Конус выпущен полностью	
Мверх	Мнижн
0±3	0±3
Двок	663±2
Длев	456±1

Место Б



Для сборочного цеха

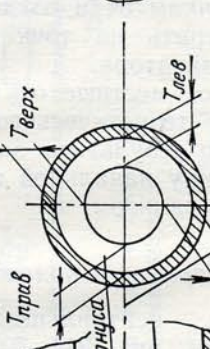
III-положение	
Л3	Л2
49±3	45±3

Для ЛИС на сличае

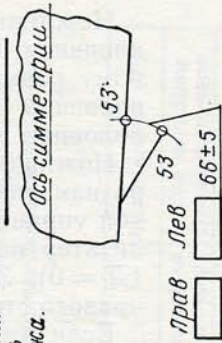
III-положение	
Л3	Л2
49±5	45±5

Регулировка конуса

Фюзеляжные створки
Задние створки (черт. ЕБ-0210-00)
41*
Вид в плане



Вид в плане
Ось симметрии



Задние створки (черт ЕБ-0210-00) 41*
Вид в плане

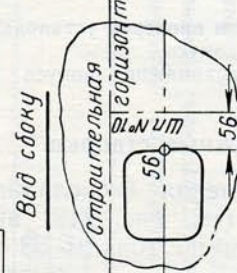


Рис. 242. Замеры по конусу и фюзеляжным створкам

Примечание. Для размеров Тверх, Тнижн, Тправ, Тлев допускаются отклонения от номинального значения в пределах ±7мм, но среднее арифметическое этих отклонений с учетом знаков не должно превышать ±2мм

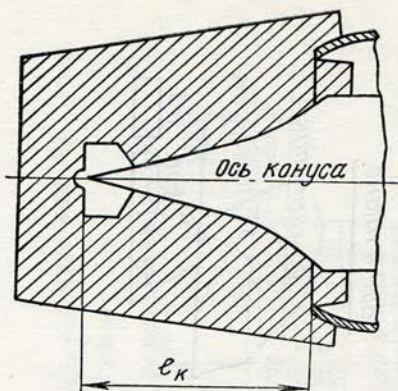


Рис. 243. Шаблон проверки установки конуса:
 l_k — длина выдвижения конуса

Фюзеляжные створки

Замеры углов отклонения фюзеляжных створок (передних и задних) (см. рис. 242) выполняются по линейным размерам по точкам 53 и 56.

Номинальные размеры по точкам 53 и 56 соответствуют углам отклонения створок: $18^{\circ}30'$ — для передних и 41° — для задних.

Шасси

На каждом самолете производятся замеры величин базы и колеи шасси (см. рис. 238).

ПРОВЕРКА СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ

Проверяются системы управления в сборочном цехе в соответствии с допусками, установленными для сборки в нивелировочной схеме.

В процессе выполнения приемо-сдаточной программы на серийном заводе допускается перерегулировка систем управления с расширением диапазона допустимых установочных размеров, указанных в нивелировочной схеме.

Продольное управление

Установка стабилизатора

Нивелировочная точка на стабилизаторе (точка 55) наносится в стапеле стабилизатора. Нивелировочная точка на зализе стабилизатора (точка 54) наносится как на левом, так и на правом зализах стабилизатора при установке каждой его половины по нивелировочным точкам 19 и 20 (рис. 244).

Размер D при этом должен быть равным нулю (т. е. точки 55 и 54 на каждой стороне зализа и стабилизатора совмещены); это соответствует разности высот от оси нивелира по точкам 19 и 20, т. е. размеру $b-a=13$ мм (здесь b — расстояние от оси нивелира до точки 20, a — расстояние до точки 19).

Примечание. При такой регулировке управления ножницы левой и правой половин стабилизатора равны нулю с допуском ± 1 мм по точкам 19 и 20 или по точкам 54 и 55 (размер $D=0 \pm 1$ мм).

Расстояние D между точками 54 и 55 при проверке нейтрального положения измеряется в проекции на вертикаль для устранения влияния ширины щели.

Ножницы стабилизатора

Ножницами стабилизатора называется угол отклонения (в градусах по угломеру или по линейному размеру D , либо по разности $b-a$) правой половины стабилизатора при установке его левой половины под нулевым углом (см. рис. 244).

Ножницы левой и правой половин стабилизатора измеряются при включенной гидросистеме. Ручкой управления необходимо поставить левый стабилизатор по точкам 54 и 55 в нулевое положение ($D=0$). Замерить по точкам 54 и 55 размер D правого стабилизатора.

Если имеются местные отклонения ножниц стабилизатора от теоретического контура в замеряемых точках, то результаты замеров следует исправить на величину начальной ступеньки между стабилизатором и зализом.

Нейтральное положение ручки

Проверяется нейтральное положение ручки управления (см. рис. 244, 245) следующим образом.

При включенной гидросистеме устанавливается ручкой управления 1-й кабины левый стабилизатор при движении на себя из переднего положения по точкам 54 и 55 по размеру $D_{лев} = 0$ мм; при этом АРУ должен быть на большом плече, механизм триммерного эффекта — в нейтральном положении. Замеряют положение ручек 1-й и 2-й кабин от приборных досок по расстояниям K_1 и K_2 .

Положение точки T на ручке фиксируется специальным хомутом.

Увод стабилизатора при переключении АРУ с большого на малое плечо

Проверка производится при нейтральном положении механизма триммерного эффекта с включенной гидравликой (см. рис. 244).

Движением ручки управления в 1-й кабине из переднего положения на себя устанавливают левый стабилизатор по точкам 54 и 55 на размер $D_{лев} = 0 \pm 1$ мм на большом плече АРУ.

Ручка фиксируется в этом положении. АРУ переключают с большого на малое плечо. На малом плече АРУ измеряют размер $D_{лев}$. При уводе носок стабилизатора должен опуститься вниз, т. е. точка 55 будет ниже точки 54.

Размер $D_{лев} = 18$ мм (по точкам 54—55) соответствует углу отклонения стабилизатора $2^{\circ}40'$, носок вниз.

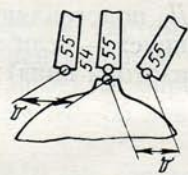
Изменение величины увода стабилизатора применяется для изменения характера балансировочной кривой.

Если на скоростях, больших балансировочной скорости (на $V_{пр} = 700-800$ км/ч), появляются большие давящие усилия, то для их уменьшения следует увод уменьшить (поднять носок стабилизатора вверх).

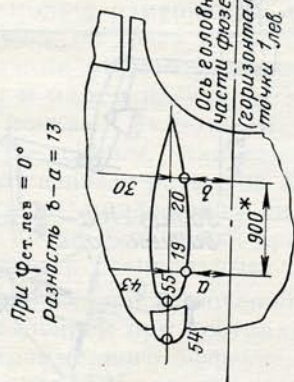
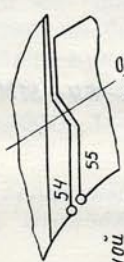
Нейтральное положение механизма триммерного эффекта
Для сборки

Д₁ носок вверх
 носок вниз
Д₂ носок вверх
 носок вниз

Размер Д_{ср} при нейтральном положении триммерного эффекта
Для сборки Д_{ср} не рег-
ламентируется

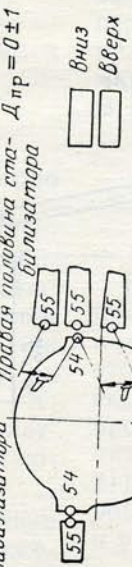


Установка стабилизатора



Ножицы стабилизатора

Левая половина стабилизатора При Д_{лев} = 0; Для сборочного цеха Правая половина ста- билизатора Д_{пр} = 0 ± 1



нейтральное положение ручки

К = 250 ± 3 мм при Д = 0 ± 2 мм

увод стабилизатора при переключе-
нии АРУ с большого на малое плечо
Исходное положение левого стабилизатора по точкам
54 и 55 по размеру Д = 0 ± 1. Размер Д после увода.

Для сборки Д = 10 ± 1 (носок стабилизатора вниз)

Для балансировки Д = 10 ± 19 (носок стабилизатора вниз)

Максимальное отклонение стабилизатора и ход ручки
Механизм триммерного эффекта - в нейтральном положении
Гидравлика включена

Максималь- ное отклоне- ние стаби- лизатора (1 ось вра- щения по целому)	Большое плечо АРУ	Малое плечо АРУ
	Левая половина стабилизатора	Правая половина стабилизатора
	Носок вверх	Носок вверх
	Носок вниз	Носок вниз
	28° ± 1°	13° ± 1°
Максимальный ход ручки от нейтрального положения	На себя 220 ± 14	От себя 96 ± 14
	15° ± 1°	4° ± 1°

Лифт системы продольного управления
Гидравлика отключена Засрочный механизм отсоединен
Малое плечо АРУ

Примечание. Замер люфта
проводить без учета сво-
бодного хода рукоятки

Лифт хода ручки Х_л = 0 ± 31 мм

Рис. 244. Регулировка продольного управления

Нейтральное положение механизма триммерного эффекта

Проверяется нейтральное положение (см. рис. 244) по размеру $D_{ср}$, определяемому по размерам D_1 и D_2 стабилизатора, как среднее значение

$$\frac{D_1 + D_2}{2}$$

Величины D_1 и D_2 измеряются следующим образом.

АРУ устанавливается на большое плечо.

Движением переключателя на ручке управления на себя механизм триммерного эффекта устанавливает в нейтральное положение (определяется по моменту загорания зеленой лампочки «Триммерный эффект нейтрально», перед этим лампочку гасят движением переключателя «от себя»).

Расстояние $D_{лев}$ между точками 54 и 55 измеряется после возвращения ручки в нейтральное положение из положения D_1 (на себя) и из положения D_2 (от себя).

Возвращение ручки в нейтральное положение производится (после предварительного отклонения ее в крайнее положение) медленно, со скоростью не более 100 мм хода ручки за 10 с. При этом ручка будет останавливаться на каком-то расстоянии от нейтрального положения, обусловленного силой трения системы управления.

Размеры D_1 и D_2 подставляют в формулу со своими знаками: «минус» — если точка 55 ниже точки 54 (носок стабилизатора вниз);

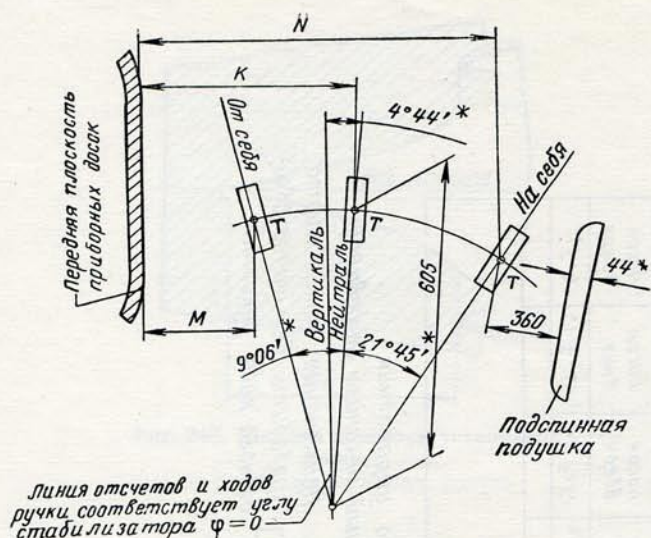


Рис. 245. Схема замера ходов ручки управления стабилизатора

При изменении увода стабилизатора (изменение положения по вертикали штока АРУ) необходимо отрегулировать загрузочный механизм на нулевые усилия на большом плече при стабилизаторе, установленном ручкой управления по фактическому положению $D_{ср}$. На рис. 246 приведена схема кинематической связи от стабилизатора к АРУ.

Изменение увода стабилизатора по размеру D на 1 мм соответствует изменению усилия на ручке управления при скорости $V_{пр} = 900$ км/ч на $P = 2-3$ кгс.

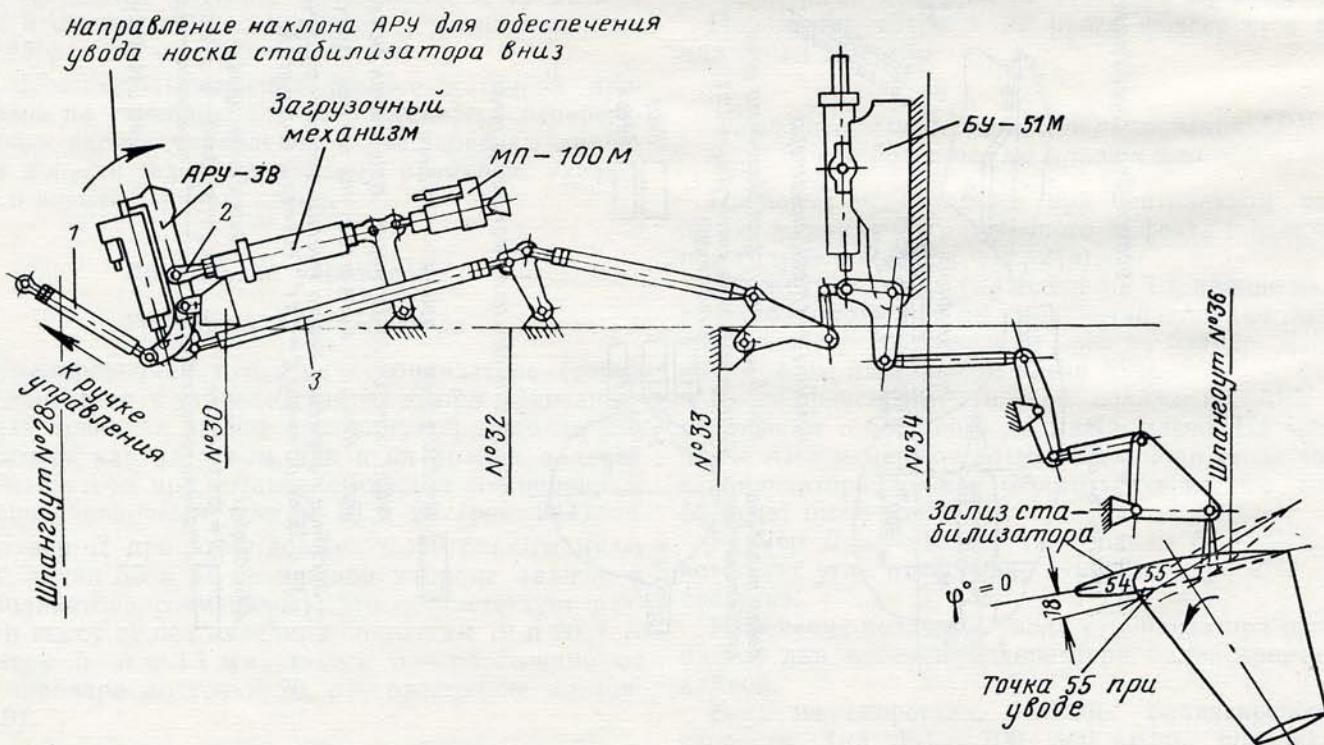


Рис. 246. Схема кинематической связи управления от стабилизатора до АРУ: 1, 2, 3—тяги

«плюс» — если точка 55 выше точки 54 (носик стабилизатора вверх).

В процессе выполнения балансировки самолета допускается изменение нейтрального положения механизма триммерного эффекта. Изменение нейтрального положения механизма триммерного эффекта применяется для обеспечения балансировки самолета в полете на приборной скорости $V_{пр} = 750 \pm 100$ км/ч. При скорости балансировки, меньшей $V_{пр} = 750 \pm 100$ км/ч, необходимо изменить $D_{ср}$ в сторону поднятия носка стабилизатора вверх (по точкам 54 и 55), а при скорости, большей $V_{пр} = 750 \pm 100$ км/ч, — в сторону опускания носка стабилизатора вниз.

Регулировка $D_{ср}$ выполняется после регулировки увода стабилизатора.

Размеру $D_{ср}$, равному $+10$ мм, соответствует угол отклонения стабилизатора (перпендикулярно оси вращения) $1^\circ 30'$, носик вверх. На рис. 247 приведена зависимость между размером D и углом стабилизатора для малых углов.

Балансировка самолета по усилиям при заданном уводе $D = 18$ мм будет обеспечена на $V_{пр} = 750 \pm 100$ км/ч на высоте $H = 0-3$ км; АРУ при этих условиях будет находиться в промежуточном положении.

При увеличении $D_{ср}$ (подъем носка стабилизатора по точкам 54—55 вверх) на 1 мм балансировочная скорость увеличивается приблизительно на 10 км/ч.

Сила трения и люфт в системе управления на большом плече при нейтральном положении механизма триммерного эффекта определяются разностью $D_1 - D_2$ по точкам 54—55 левой половины стабилизатора.

Разность $D_1 - D_2 = 10$ мм соответствует силе трения, приведенной к ручке, на большом плече АРУ, равной 0,6 кгс при условии нулевого люфта.

Допуски на D_1 и D_2 не устанавливаются; дается лишь допуск на их разность, т. е. на $D_1 - D_2$.

Максимальные величины хода ручки и максимальные углы отклонения стабилизатора

На каждом самолете измеряются только максимальные ходы ручки по точке T по 1-й и 2-й кабинам и максимальные углы отклонения стабилизатора на большом и малом плечах АРУ. Измеряется ход ручки по точкам, указанным в схеме на рис. 244, 245, при полном отклонении ручки на себя и от себя по разности размеров $K-M$ и $N-K$; (T — условная точка приложения силы руки летчика; положение точки T на ручке при замерах хода ручки фиксируется специальным хомутом).

Измерения проводят при включенной гидравлике с нормальным давлением при нейтральном положении механизма триммерного эффекта. Установка и контроль положения АРУ производится по индикатору в кабинах летчиков.

Углы отклонения стабилизатора замеряются угломером перпендикулярно оси вращения. Угломер устанавливается в нулевое положение по точкам 19 и 20 на каждой половине стабилизатора.

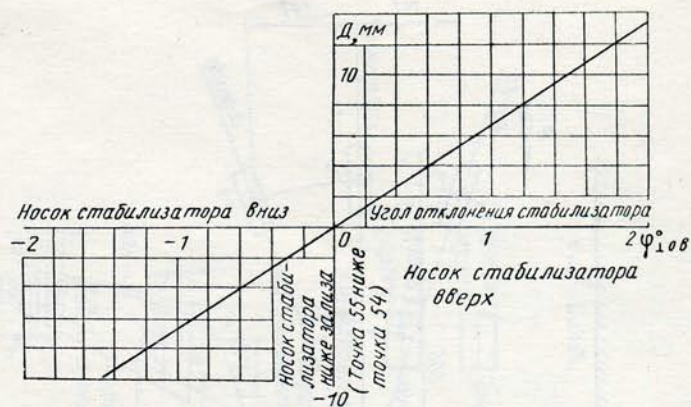


Рис. 247. Зависимость между линейным размером D (по точкам 54—55) и углом отклонения стабилизатора в градусах (для малых углов)

Отсчет углов для каждой половины ведется от нуля.

При необходимости перевода угла отклонения с перпендикулярного на направление, параллельное потоку, следует пользоваться следующим соотношением: $\varphi_{ст \parallel} = 0,559 \varphi_{ст \perp}$.

Люфт по ходу в системе управления

Люфт на ручке в продольном управлении измеряется (см. рис. 244) при отключенной гидравлике и отсоединенном загрузочном механизме на малом плече АРУ.

Люфт замеряется при этом в цепи от ручки до бустера. В допуск люфта входит люфт золотника бустера. Бустер фиксируется автоматически (с помощью гидравлического замка).

К ручке прикладывают усилие в 2 кгс при перемещении ручки на себя и от себя и каждый раз замеряют ход ручки. Арифметическая сумма двух перемещений ручки от исходного положения в направлении от себя и на себя является люфтом. Замер повторяется в обратной последовательности. В таблицу вносится среднее значение.

Поперечное управление

Нейтральное положение ручек

Нейтральное положение ручки, т. е. положение при усилении на ней, равном нулю ($P = 0$), должно находиться в плоскости симметрии самолета. При этом гидравлика включена с нормальным давлением. Установка ручки в нейтральное положение в процессе эксплуатации контролируется по расстоянию C' от левого борта кабины (от реперной точки 21) до точки T на ручке, замеренному при нивелированном положении самолета в сборочном цехе, и установке ручки по отвесу (рис. 248).

Ножницы элеронов

Ножницами элеронов называется сумма углов отклонения левого и правого элеронов (в разные стороны) при нейтральном положении ручки 1-й и 2-й кабин.

Максимальные величины хода ручки и максимальные углы отклонения элеронов

Максимальные величины хода ручки проверяются при включенной гидравлике. Ход ручки измеряется линейкой от нейтрального положения по размеру $C_{лев}$ по точке T на ручке 1-й и 2-й кабин (см. рис. 248).

Углы отклонения элеронов измеряются угломером при включенной и отключенной гидравлике перпендикулярно оси вращения элеронов. Нулевая установка угломера производится для каждого элерона по совмещению точек 38—38а левой и правой сторон (см. рис. 249).

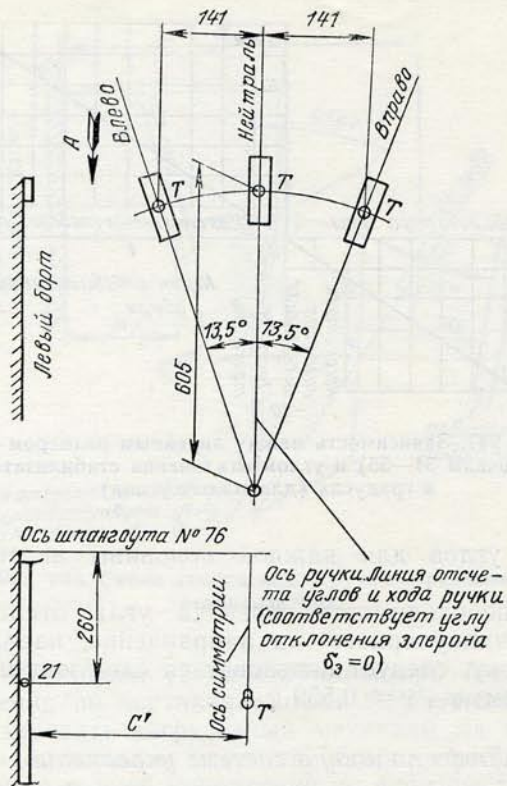


Рис. 248. Схема замеров хода ручки управления элеронами

При выходе самолета из цеха сборки завода ножницы элеронов должны быть в пределах допуска ± 2 мм.

Ножницы элеронов применяются для поперечной балансировки самолета в процессе выполнения приемо-сдаточных программ.

Измеряются ножницы элеронов (рис. 249) в следующем порядке:

включается гидравлика;

ручка устанавливается в нейтральное положение по нивелировочному размеру $C_{лев}$. Фиксировать ручку не нужно, так как она удерживается в нейтральном положении силой трения и усилием от загрузочного механизма;

замеряются линейные размеры H по точкам 38 и 38а по левому и правому элеронам;

величины ножниц элеронов определяются по сумме замеров размеров H (при отклонении элеронов в разные стороны). Направление ножниц определяется по правому элерону: «правый элерон вверх» или «правый элерон вниз» при условии совпадения точек 38 и 38а левого элерона.

В процессе изменения ножниц элерона для балансировки нейтральное положение ручки не меняется.

При замерах ножниц, если имеются местные отклонения их от теоретического контура в замеряемых точках, то замеренную величину необходимо исправить на величину начальной ступеньки между крылом и элероном.

Ножницы элеронов применяются для устранения крена самолета при полете с включенными бустерами.

Нелинейный механизм

На каждом самолете (см. рис. 249) проверяется нелинейность кинематической связи между ручкой и элеронами с включенной гидравликой при одном положении ручки.

Этому условию соответствует наибольший коэффициент нелинейности. Замеры производятся одновременно с замерами максимальных величин хода ручки.

При заполнении таблицы величин углов отклонения элеронов при заданном ходе ручки из полученного угла отклонения следует вычесть величину угла, соответствующего нейтральному положению ручки (при наличии ножниц).

Замеры выполняются для левого и правого элеронов при отклонениях ручки влево—вправо ± 50 мм.

Проверка нелинейности кинематической связи между ручкой и элеронами для всего диапазона хода ручки проводится в соответствии с Дополнением к методическим указаниям по нивелировке и наземной балансировке для головных самолетов.

Нож левого элерона (пластина)

Нож левого элерона служит для поперечной балансировки самолета.

При выходе самолета из сборочного цеха серийного завода перед полетом угол отгиба ножа должен быть равен нулю (см. рис. 249).

Отгиб ножа далее используется для обеспечения поперечной балансировки самолета при отключенных бустерах элеронов.

Путевое управление

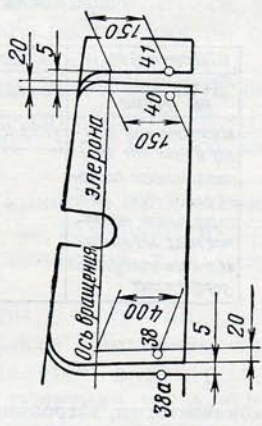
Максимальные углы отклонения руля направления и ход педалей

Углы отклонения руля направления (см. рис. 249) измеряются угломером перпендикулярно оси вращения. Нулевое положение угломера соответствует совмещению точек 47 на руле и 27 на киле.

Ход педалей измеряется линейкой от нулевого положения руля направления по 1-й и 2-й кабинам.

Нейтральное положение ручки Гидравлика включена
 Изделие в нейтральном положении. Ручка установлена по отвесу
 Расстояние от левого борта кабины (реперная точка Z1) до точки Т. на ручке

Нажмущи элеронов Гидравлика включена. Ручка в нейтральном положении элерон



элерон
 крыло
 Для сборного цеха
 Размеры
 Н_{лев} = 0 ± 1 мм
 Н_{прав} = 0 ± 1 мм

Для балансировки
 Н_{лев} = 0 ± 8 мм
 Н_{прав} = 0 ± 8 мм

Максимальный ход ручки и максимальные углы отклонения элеронов

Максимальный угол отклонения элеронов	Гидравлика включена	Гидравлика отключена		
	Вверх	Вниз	Вверх	Вниз
Норма	20° ± 1°	20° - 5°	20° - 5°	
Левый элерон				
Правый элерон				
Максимальный ход ручки	Гидравлика включена		Гидравлика отключена	
	Вверх	Вниз	Вверх	Вниз
Норма	145 ± 10 мм (13,5° ± 1°)	145 ± 10 мм (13,5 ± 1°)	145 ± 10 мм (13,5 ± 1°)	
Фактическ.				
Фактическ.				

Двигатель (угол отклонения элерона)

Левый элерон	Правый элерон
Вверх	Вверх
Вниз	Вниз
5° 30' ± 30'	5° 30' ± 30'
5° 30' - 10'	5° 30' - 10'
5° 30' + 30'	5° 30' + 30'
5° 30' - 10'	5° 30' - 10'

Нейтральное положение элерона при ходе ручки влево-вправо 50 мм

Левый элерон	Правый элерон
Вверх	Вверх
Вниз	Вниз
4° ± 1°	4° ± 1°
4° ± 1°	4° ± 1°

Для сборного цеха
 Н_{ножа} = 0 ± 1 мм

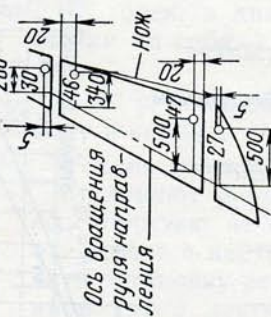
Смещение элеронов с нейтрального положения при фиксации по контрольному отверстию нейтральной ножки в нейтральном положении (смещение)

Положение правого элерона при фиксации нейтральной ножки в нейтральном положении	Положение левого элерона при фиксации нейтральной ножки в нейтральном положении
Вверх	Вверх
Вниз	Вниз

Для балансировки
 Н_{ножа} = ± 4 мм
 Н_{ножа} = ± 4 мм

Проверка путевого управления
 Максимальный угол отклонения руля направления и хода педалей

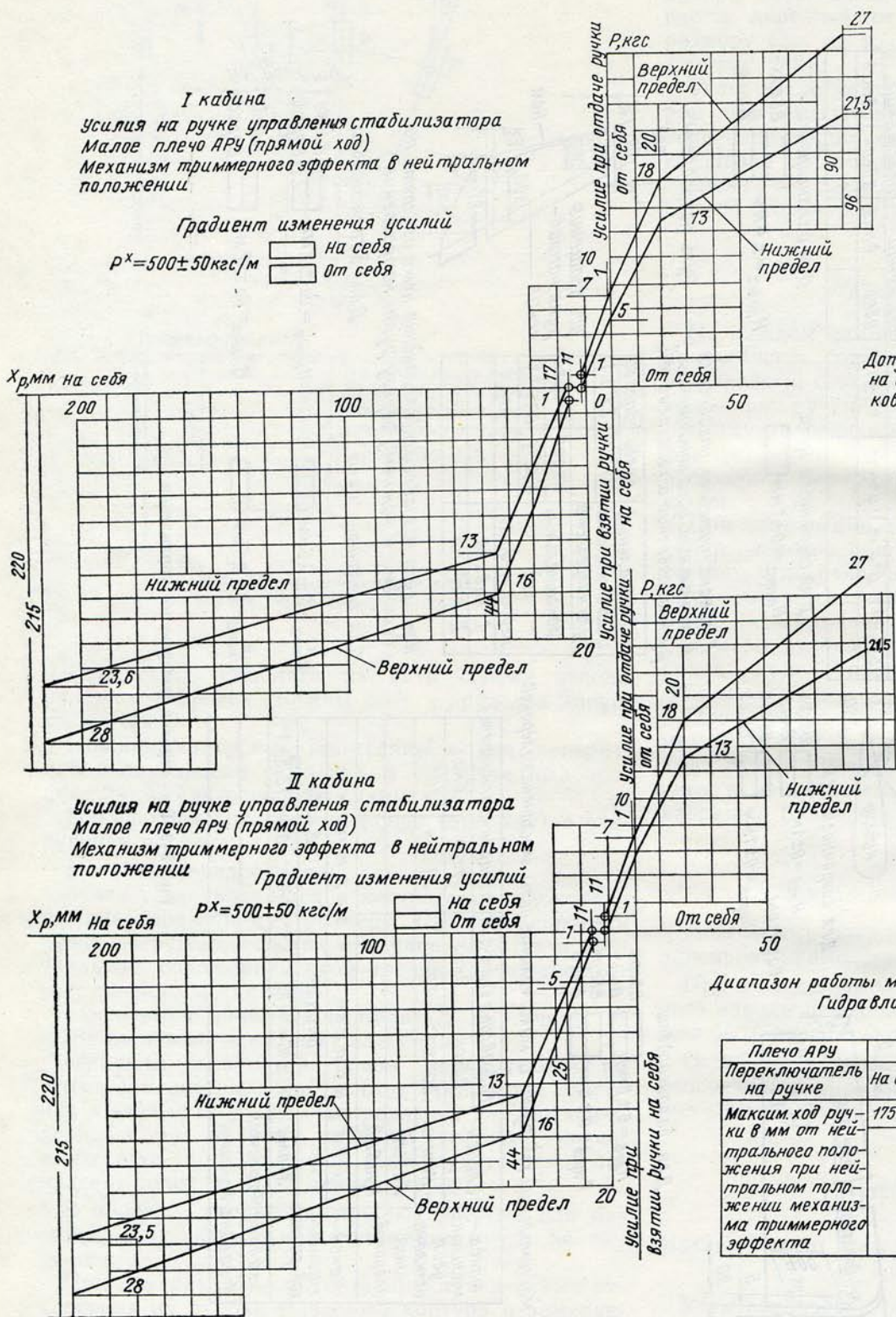
Максимальный угол отклонения руля направления	Влево	Вправо
Максимальный ход педалей	Назад	Вперед
I кабина	87,5 ± 5	87,5 ± 5
II кабина		



Нож руля направления (отклонение ножа измерять по верхнему и нижнему обрезу руля направления)

Для сборного цеха
 Н_{ножа} = 0 ± 0,5 мм
 Н_{ножа} = 0 ± 0,5 мм
 Для балансировки
 Н_{ножа} = до ± 2 мм
 Н_{ножа} = до ± 2 мм

Рис. 249. Регулировка поперечного управления



I кабина
 Усилия на ручке управления стабилизатора
 Малое плечо АРУ (прямой ход)
 Механизм триммерного эффекта в нейтральном
 положении

Градиент изменения усилий
 $R^X = 500 \pm 50 \text{ кгс/м}$
 [шaded box] На себя
 [white box] От себя

Максимальные усилия
 (прямой ход)

АРУ	Ручка в крайних положениях $X_{р\max} = 5 \text{ мм}$	
	На себя	От себя
Большое плечо	8 ± 2	7 ± 2
Малое плечо		7 ± 2
Большое плечо	$25^{+3}_{-1,5}$	$25^{+2}_{-3,5}$
Малое плечо	8 ± 2	7 ± 2
Малое плечо	$25 \pm 3,5$	$25^{+2}_{-3,5}$

Допуск на усилия от себя и на себя должен быть одинакового знака

Усилия на ручке управления элеронами
 (прямой ход)

Максимальные усилия на ручке в кгс ($X_{р\max} = 5 \text{ мм}$)	Гидравлика			
	Включена		Отключена	
	Ручка влево	Ручка вправо	Ручка влево	Ручка вправо
	$6,5 \pm 0,5$	Не более 23 кгс		
	$6,5 \pm 0,5$	Не более 23 кгс		

Усилия на педалях
 (прямой ход)

Максимальные усилия на педаль (левую) в кгс ($X_{р\max} = 10 \text{ мм}$)	I кабина		II кабина	
	Педаль от себя	Педаль на себя	Педаль от себя	Педаль на себя
	До 3,5	До 3,5	До 3,5	До 3,5

Разница в усилиях на педалях от себя и на себя должна быть не более 1 кгс

I кабина
 Диапазон работы механизма триммерного эффекта
 Гидравлика включена

Плечо АРУ	Большое		Малое	
	На себя	От себя	На себя	От себя
Переключатель на ручке				
Максим. ход ручки в мм от нейтрального положения при нейтральном положении механизма триммерного эффекта	175 ± 15	85 ± 15	75 ± 15	45 ± 15

Рис. 250. Характеристики усилий на ручке управления стабилизатором, элеронами и усилия на педалях при управлении рулем направления

Нож руля направления

После сборки нож руля направления должен быть отогнут (см. рис. 249).

Отгиб ножа применяется для обеспечения путевой балансировки самолета. Регулировка отгиба ножа проводится по двум сечениям, нижнему и верхнему.

ЗАМЕРЫ УСИЛИЙ НА РУЧКАХ И ПЕДАЛЯХ

Продольное управление

Усилие на ручке управления от загрузочного механизма

Усилия на ручке измеряются на каждом самолете при положении АРУ на малом плече, при движении на себя и от себя — только при прямом ходе по 1-й и 2-й кабинам.

Замеры усилий (рис. 250) выполняются после проведения проверки управления, т. е. при установленных значениях $D_{увода}$ и $D_{ср}$. Замеры следует выполнять только при соблюдении следующих условий:

усилия на ручке измерять специальным динамометром (типа «Токарь»);

при движении ручки от себя или на себя ось динамометра должна быть параллельна плоскости симметрии фюзеляжа и перпендикулярна оси ручки. Прилагать силу динамометра к ручке следует в точке Т;

измерять ход ручки следует специальной линейкой, установленной в кабине на кронштейне. Отсчет ходов ручки проводить по дуге линейки с радиусом 605 мм.

За начало отсчета ходов ручки принимается положение ручки при нулевом угле отклонения стабилизатора, т. е. при положении стабилизатора (левого) по размеру $D = 0$ (по точкам 54 и 55);

замеры выполнять при движении ручки от положения $D = 0$ в крайние положения на себя и от себя (не доходя на 5 мм до крайних положений); недобор хода ручки нужен, чтобы исключить возможность неточности измерения усилий из-за упора ручки;

усилия замерять при прямом ходе ручки, т. е. при движении из нейтрального положения на себя, а затем из нейтрального положения от себя.

При этом в замеры усилий будет входить величина силы трения в системе управления и $\pm 8\%$ изменения по усилиям за счет загрузочного механизма.

Усилия при движении из крайних положений в нейтральное (обратный ход) не замеряются;

усилия замерять только в движении, т. е. усилия страгивания не замерять;

замеры проводить при нейтральном положении механизма триммерного эффекта. Механизм триммерного эффекта устанавливается в нейтральное положение движением переключателя на ручке на себя (предварительно необходимо погасить сигнальную лампу движением переключателя от себя);

измерения проводить на самолете с закрытыми люками фюзеляжа при нормальном давлении в

гидросистеме и температуре наружного воздуха в пределах $+10 \div +35^\circ \text{C}$.

Перед выполнением замеров необходимо произвести несколько движений стабилизатором;

количество точек при замерах: в диапазоне жесткой пружины загрузочного механизма при движении на себя — 6—8 точек, от себя — также 6—8 точек; в диапазоне мягкой пружины при движении на себя — 10—15 точек, от себя — 8—10 точек.

АРУ устанавливается на малое плечо по индикатору в кабине.

Усилия измеряются следующим образом:

отклоняют ручку в переднее положение и затем со скоростью не более 100 мм хода ручки за 10 с отпускают в нейтральное положение, чтобы обеспечить остановку ее в положении, обусловленном трением (этим достигается выборка люфтов между ручкой и загрузочным механизмом);

измеряют усилия по ходу ручки при движении от этого положения в направлении от себя;

отклонив ручку в положение на себя, устанавливают ее у нейтрального положения, аналогично тому, как указано выше;

измеряют усилия при движении на себя от этого положения.

График усилий по замерам строят по прилагаемому образцу, приведенному на рис. 251.

В таблицу следует записать максимальные усилия на себя и от себя.

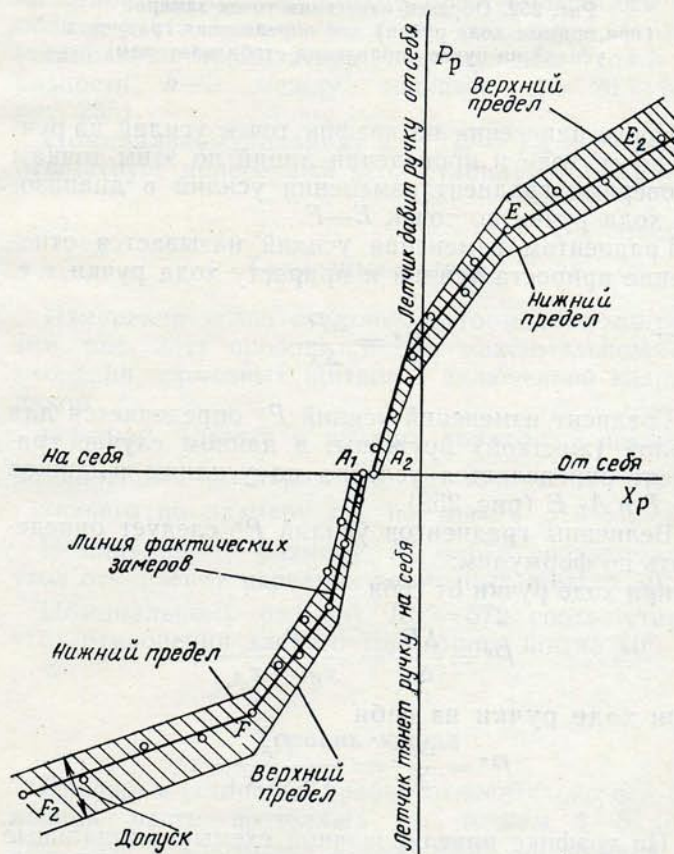


Рис. 251. Образец нанесения точек замеров усилий на ручке управления стабилизатором при прямом ходе ручки

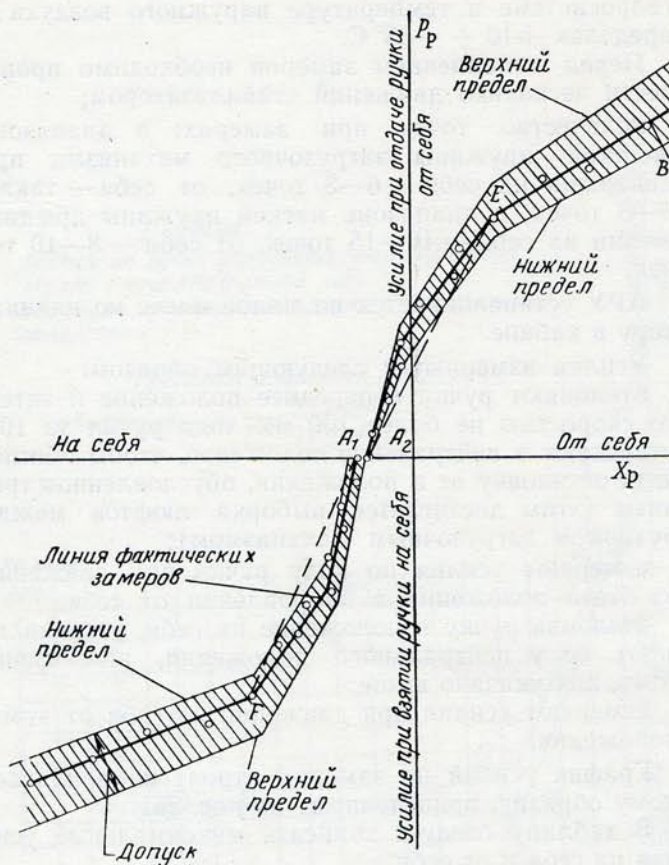


Рис. 252. Образец нанесения точек замеров (при прямом ходе ручки) для определения градиента усилий на ручке управления стабилизатором

После нанесения на график точек усилий на ручке по ее ходу и проведения линий по этим точкам проверяют градиент изменения усилий в диапазоне хода ручки до точек $E-F$.

Градиентом изменения усилий называется отношение прироста усилий к приросту хода ручки, т. е.

$$P^x = \frac{\Delta P}{\Delta x}$$

Градиент изменений усилий P^x определяется для малой (жесткой) пружины; в данном случае градиент определяется условно по усилиям в точках A_1, F и A_2, E (рис. 252).

Величины градиентов усилий P^x следует определять по формулам:
при ходе ручки от себя

$$P^x = \frac{\Delta P}{\Delta x} = \frac{P_E}{x_E + x_{A_2}}$$

при ходе ручки на себя

$$P^x = \frac{\Delta P}{\Delta x} = \frac{P_F}{x_F - x_{A_1}}$$

На графике нивелировочной схемы номинальные усилия нанесены с учетом силы трения и $\pm 8\%$ -ным допуском на усилия за счет загрузочного механизма и построены при номинальных значениях $D_{увода}$ и $D_{ср. ст.}$

Диапазон работы механизма триммерного эффекта

Диапазон работы механизма триммерного эффекта (см. рис. 250) проверяют, соблюдая следующие условия:

- гидравлика должна быть выключена;
- АРУ должно быть в двух положениях — большое и малое плечо;
- ход ручки измерять линейкой в кабине от положения ручки при нейтральном положении механизма триммерного эффекта.
- Для замера диапазона работы механизма триммерного эффекта необходимо:
 - установить механизм триммерного эффекта в нейтральное положение (по загоранию зеленой лампы) переключателем при движении на себя;
 - перевести ручку в крайнее положение от себя, нажимая переключатель триммерного эффекта. Усилий к ручке не прилагать;
 - замерить максимальный ход ручки.
- Повторить измерение при отклонении ручки на себя.

Поперечное управление

Усилия на ручке управления элеронами

Усилие на ручке в зависимости от хода ручки измеряется только на головных самолетах.

На каждом серийном самолете проверяются величины усилий на ручке от загрузочного механизма (см. рис. 250).

Сила динамометра должна быть приложена в точке T на ручке управления (см. рис. 248). Замеры выполняются специальным динамометром (типа «Токарь»).

Ось динамометра должна быть перпендикулярна оси ручки. При измерении усилий ручку необходимо не доводить на 5 мм до крайнего положения во избежание неточности замеров при упоре ручки.

Замеры производятся при включенной и отключенной гидравлике. Перед измерением необходимо произвести несколько движений ручкой в крайнее положение.

Измерения проводить при температуре наружного воздуха в пределах $10 - 35^\circ \text{C}$.

Усилия измеряются при плавном отклонении ручки управления динамометром влево и вправо. Замер усилий при обратном ходе не производится.

В полученные величины усилий (и в номинальные значения) входят величины сил трения системы управления и $\pm 8\%$ -ный допуск изменения по усилиям загрузочным механизмом.

При отключенной гидравлике усилия на ручке резко возрастают из-за повышенных сил трения бустеров.

Путевое управление

Усилия на педалях

Усилия на педалях (см. рис. 250) измеряются специальным динамометром в крайних положениях педали, не доходя 10 мм до упора при движении левой педали от себя и на себя по 1-й и 2-й кабинам.

Сила динамометра прикладывается в точке условного приложения усилия ноги пилота, т. е. на расстоянии 200 мм от оси вращения педали. На рис. 253 приведена схема хода педалей.

ДОПОЛНЕНИЕ К МЕТОДИЧЕСКИМ УКАЗАНИЯМ ПО НИВЕЛИРОВКЕ И НАЗЕМНОЙ БАЛАНСИРОВКЕ ДЛЯ ГОЛОВНЫХ САМОЛЕТОВ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Замеры по Дополнению к нивелировочной схеме производятся на головных самолетах каждой серии, а также и на неголовных самолетах в случае отклонений от норм поведения самолета в процессе выполнения на серийном заводе приемо-сдаточной программы (кренение, чрезмерный разворот и т. п.).

Перед выполнением нивелировки по Дополнению самолет должен быть отnivelирован по методическим указаниям и по нивелировочной схеме.

На рис. 254—260 приведен дополнительный материал, необходимый при проверке нивелировочных данных и системы управления головных самолетов.

ОБЩАЯ НИВЕЛИРОВКА ГОЛОВНОГО САМОЛЕТА

Крыло

Установка поперечного V крыла проверяется по точкам 18а—8а (см. рис. 254). При виде в плане проверяется перекося крыла относительно оси головной части фюзеляжа по точкам 1 и 15 по размерам $A_{лев}$ и $A_{прав}$.

Перекося крыла относительно оси хвостовой части фюзеляжа проверяется по точкам 3 и 18а по размерам $B_{прав}$ и $B_{лев}$ (см. рис. 254).

Номинальному размеру $E = 22$ мм соответствует угол поперечного $V = -2^\circ$.

Шасси. Фюзеляж

Замеряется угол развала шасси по размеру $Ж$ (см. рис. 254).

При проверке фюзеляжа на перекося измеряется смещение точки 3 относительно оси головной части фюзеляжа (фюзеляж устанавливается по точкам 1—2) по размеру L . При виде в плане смещение оси хвостовой части относительно оси головной части фюзеляжа проверяется по размеру B между осью головной части по точкам 4—5 и точкой 6 на хвостовой части фюзеляжа (см. рис. 254).

Закрученность фюзеляжа проверяется по двум сечениям. Замеры по закрученности фюзеляжа производятся при его установке по точкам 1_{лев} и 2_{лев} — по длине и по точкам 8а_{лев} и 8а_{прав} — по ширине по разностям между замерами на левой и правой половинах фюзеляжа (рис. 255).

Стабилизатор

Установка стабилизатора и его перекося относительно головной части фюзеляжа проверяются по точке 2 на головной части фюзеляжа и по точке 22 на стабилизаторе по размеру P (см. рис. 254).

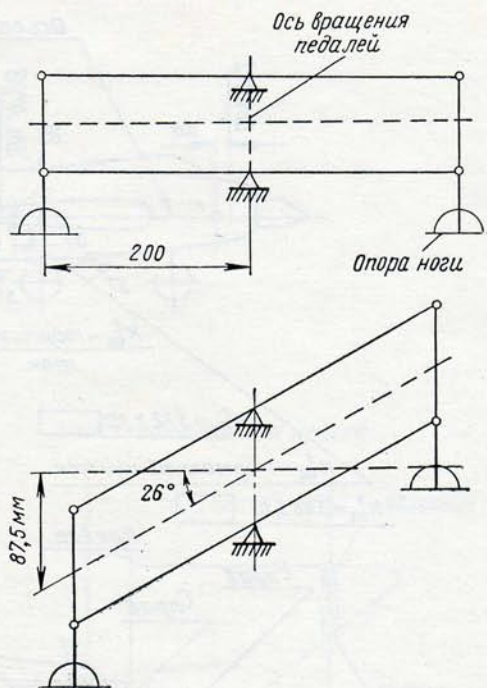


Рис. 253. Схема хода педалей управления рулем направления

Проверка поперечного V левой и правой половин стабилизатора производится по точкам 20—22 при установке стабилизатора по размеру $b—a$. Проверка стабилизатора по высоте относительно оси головной части производится по размеру a , а при установке стабилизатора под нулевой угол — по разности $b—a$ между точками 19—20 (см. рис. 255).

Номинальному размеру $l = Y_{22} - Y_{20} = 4$ мм соответствует поперечный угол стабилизатора $V = 0$.

Тормозные щитки

Измерения углов отклонения тормозных щитков (см. рис. 254) проводятся при максимальном отклонении тормозных щитков с включенной гидравликой:

передних (левого и правого тормозных щитков) по линейным размерам $K_{щ}^1$ по точкам 37—37; заднего по размеру $K_{щ}^2$ по точкам 51—51.

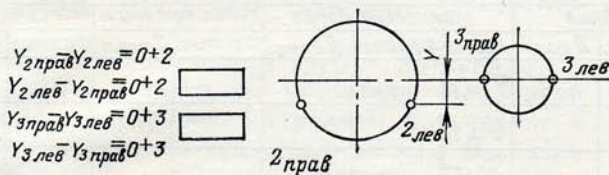
Номинальному размеру $K_{щ}^1 = 576$ соответствует угол отклонения передних тормозных щитков 30° .

Номинальному размеру $K_{щ}^2 = 572$ соответствует угол отклонения заднего тормозного щитка 40° .

Гребень крыла

Проверка установки гребня относительно оси головной части фюзеляжа по точкам 4—5 (см. рис. 255) заключается в измерении расстояния от оси фюзеляжа до носика гребня $\Gamma_{п. гр}$ и разности между носиком гребня и хвостиком гребня $\Gamma_{п. гр} - \Gamma_{з. гр}$ для правого и левого гребней.

Закрученность фюзеляжа
 Нивелировка фюзеляжа на собранном изделии
 (Установка по точкам: по длине 1_{лев}-2_{лев}, по ширине
 в_{а,лев}-в_{а,прав})



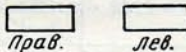
установка стабилизатора

Проверка поперечного V при (б-а) Лев. Прав. 13 ± 2

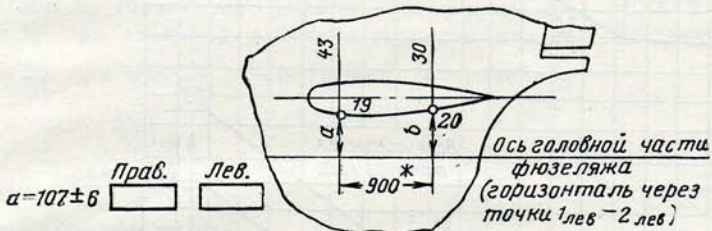


Угол поперечного V стабилизатора

$$e = Y_{22} - Y_{20} = 4 \pm 3$$



Проверка установки стабилизатора по высоте при разности б-а = 13 ± 2



установка гребня крыла

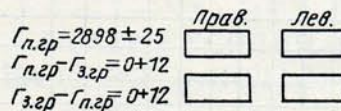
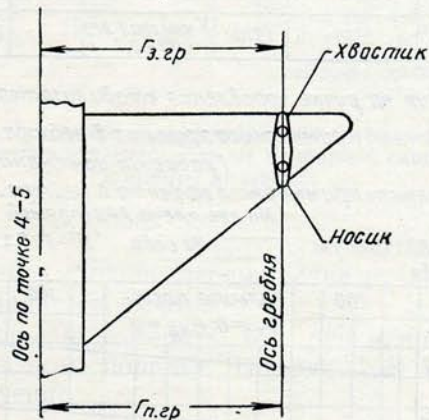


Рис. 255. Схема замеров по фюзеляжу, стабилизатору, закрылку и гребню на крыле

ПРОВЕРКА СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

(Замеры проводятся из 1-й кабины)

ПРОДОЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ

Проверка углов отклонения стабилизатора

Углы стабилизатора измеряются аналогично тому, как указано на с. 151 для левой и правой половин стабилизатора при разных положениях штока АРУ (рис. 256).

На рис. 257 показано изменение углов стабилизатора по ходу ручки в зависимости от приборной скорости и высоты полета, а на рис. 89 — изменение плеча автомата АРУ-ЗВУ в зависимости от приборной скорости и высоты полета.

Изменение плеча АРУ-ЗВУ с высотой полета (коррекция по высоте) происходит автоматически до высоты 10 000 м; на высоте 10 000 м АРУ-ЗВУ переходит на большое плечо и на высоте 10 000 м и выше плечо остается постоянным на всех скоростях полета.

На рис. 256 приведены полные характеристики усилий на ручке от автомата стабилизатора при ра-

бочем положении АРУ и нейтральном положении механизма триммерного эффекта при включенном бустере.

Углы отклонения стабилизатора, соответствующие высотам 4, 5, 7, 5 и 10 км при разных положениях штока АРУ, проверяются при скорости $V_{пр} = 1010$ км/ч.

При проведении замеров в таблицу нивелировочной схемы (см. рис. 256) записываются фактические значения скорости $V_{пр}$ начала срабатывания АРУ и $V_{пр}$ конца срабатывания АРУ (соответствующие перемещению АРУ в положения малого и большого плеча). На данные скорости устанавливаются допуски. Аналогично проверяются высоты начала работы коррекции по включению автомата АРУ. Фактические значения высот начала срабатывания коррекции и конца работы коррекции вписываются в ту же таблицу.

Кроме углов измеряется размер Д (по точкам 54—55). Нормы на размер Д не задаются.

Продольное управление
Углы отклонения стабилизатора (замеры по 1-й кабине)

Положение АРУ	Гидравлика включена. Нормальное давление										
	Показания по приборам КПУ-3				Левый стабилизатор				Правый стабилизатор		
	V _{пр} км/ч		H _{пр} км		Максимум вниз		Максимум вверх		Максимум вниз	Максимум вверх	
				Норма	Фактич.	Д факт	Норма	Фактич.	Д факт	Фактич.	Д факт
Большое плечо	V _{нач. раб. АРУ} 455 ± 3,5		0	0	28° ± 0,5°			13° ± 1°	-1,5°		
Среднее плечо	750	750	0	0	22° ± 1°			9° ± 1°			
Малое плечо	V _{кон. раб. АРУ} 990 ± 3,0		0	0	15° ± 1°			4° ± 1°			
Малое плечо	1010	1010	0	0	15° ± 1°			4° ± 1°			
Малое плечо	1010	1010	V _{нач. раб. АРУ} 4,5 ± 0,5		15° ± 1°			4° ± 1°			
Среднее плечо	1010	1010	7,5	7,5	22° ± 1°			9° ± 1°			
Большое плечо	1010	1010	V _{кон. раб. АРУ} 10 - 0,7		28° ± 1°			13° ± 1°			

Усилия на ручке управления стабилизатором

Механизм триммерного эффекта в нейтральном положении

Градиент изменения усилий

Механизм триммерного эффекта в нейтральном положении

Малое плечо АРУ (прямой ход)

$R^X = 80 \pm 15$ кгс/м

На себя

$R^X = 145 \pm 30$ кгс/м

От себя

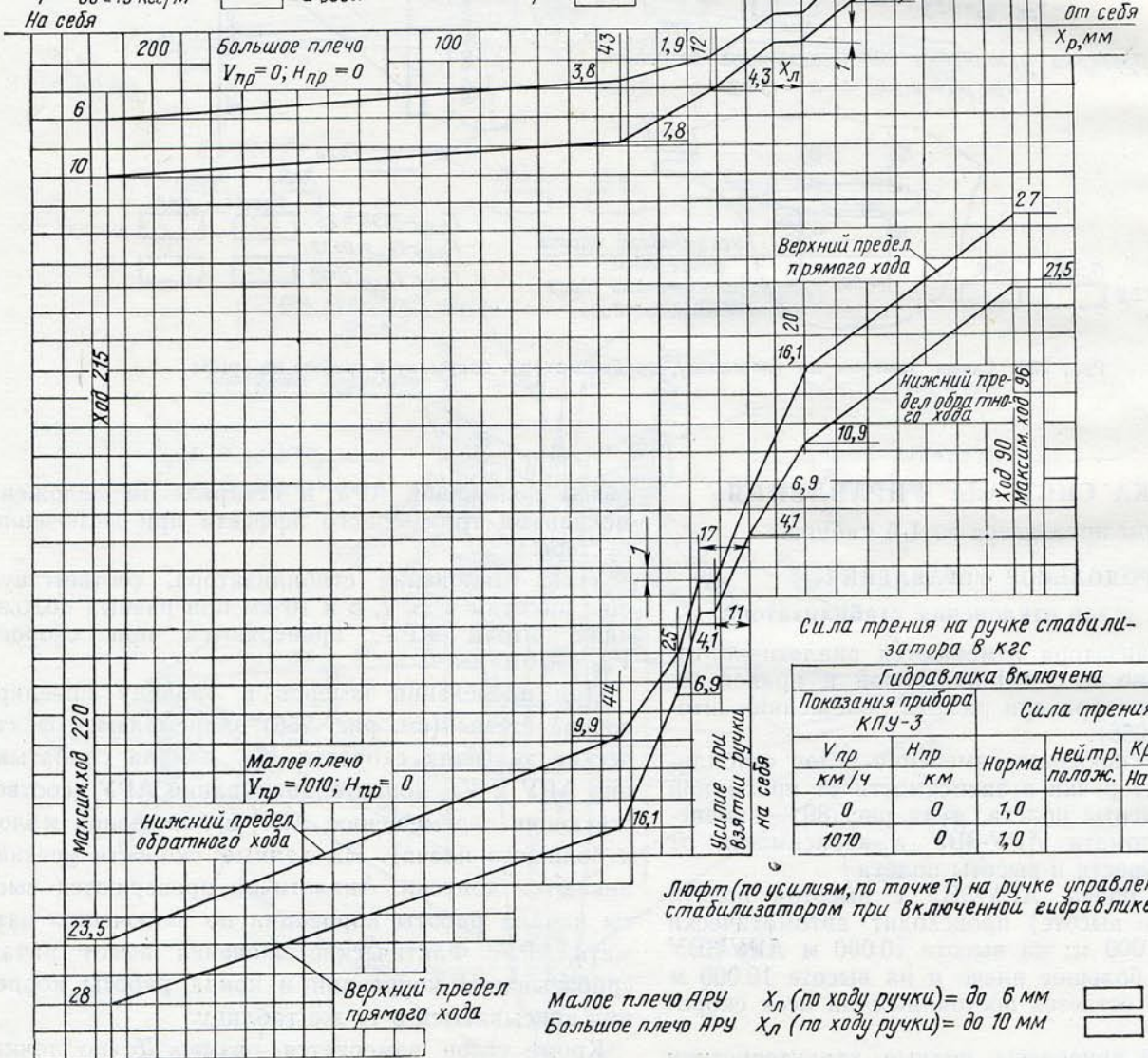


Рис. 256. Характеристики продольного управления

Приборная скорость и высота при замере углов отклонения стабилизатора имитируются прибором КПУ-3. Для этого нужно присоединить один прибор КПУ-3 к динамическому отверстию ПВД, а второй прибор КПУ-3 к статическому отверстию ПВД.

Давление в динамической трубке датчика АРУ следует контролировать по указателю приборной скорости $V_{пр}$ (по широкой стрелке), а давление в статической трубке по указателю высоты $H_{пр}$. При этом необходимо установить стрелку высотомера на значение высоты, которую показывал бы прибор в стандартной атмосфере при барометрическом давлении на стоянке в момент замера (этим обеспечивается приведение замеров к стандартным условиям) для чего следует затянуть зажим кремальеры и установить в окошке давление 760 мм рт. ст.

Показания указателя скорости и высотомера, кроме того, следует брать с учетом инструментальной поправки приборов.

При установке требуемого передаточного числа, при котором произойдет последнее перемещение плеча АРУ, величины $V_{пр}$ и $H_{пр}$ надо задавать точно, идя от малых значений $V_{пр}$ и $H_{пр}$.

Примечание. Передаточным числом управления называется отношение прироста хода ручки к приросту хода стабилизатора, т. е. $\Delta x / \Delta \varphi$. Относительным передаточным числом K_{φ} управления называется отношение величины $\Delta x / \Delta \varphi$ при заданной высоте и скорости полета к величине $\frac{\Delta x}{\Delta \varphi}$ при $H=0$ и $V=0$. На рис. 71 приведено

значение $K_{\varphi} = \frac{(\frac{\Delta x}{\Delta \varphi})_{H, V}}{(\frac{\Delta x}{\Delta \varphi})_{H=0; V=0}}$ в зависимости от высоты и приборной скорости полета.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Следует иметь в виду, что превышение приборной скорости более 1025 км/ч может вывести из строя блок автомата АРУ.

ПОПЕРЕЧНОЕ УПРАВЛЕНИЕ

(Замеры по 1-й кабине)

Нелинейные механизмы элеронов

Проверка нелинейности кинематической связи между ручкой управления и элеронами производится так же, как указано на с. 152, но только при прямом и обратном ходе ручки и через каждые 20 мм хода ручки от нейтрального положения.

Люфт на ручке управления (по точке Т)

Люфт по ходу ручки управления элеронами замеряется при отключенной гидравлике (рис. 258). При замерах люфта левый элерон следует зажать в нейтральном положении. Затем нажать на ручку силой 2 кгс в одну сторону, отметить это положение ручки, после этого нажать на ручку силой 2 кгс в обратном направлении и отметить это новое по-

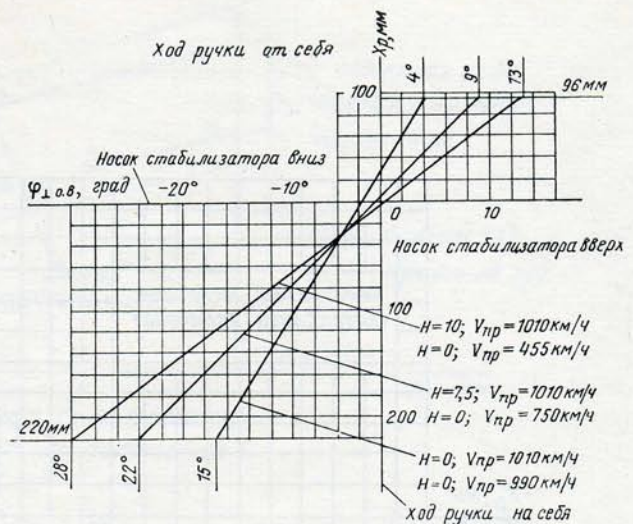


Рис. 257. Изменение углов отклонения стабилизатора от хода ручки в зависимости от приборной скорости и высоты полета

ложению ручки. Полное перемещение ручки в этом диапазоне является люфтом.

Затем вторично измерить ход ручки при действиях в обратном порядке. На рис. 258 записать среднее значение.

ЗАМЕРЫ УСИЛИЙ НА РУЧКЕ И ПЕДАЛЯХ

ПРОДОЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ

Усилия на ручке управления от загрузочного механизма

Усилия на ручке замеряются аналогично тому, как указано на с. 155 по трем положениям штока АРУ — на малом, большом и среднем плечах, при прямом и обратном ходе ручки.

Количество точек при измерениях следующее: в диапазоне жесткой пружины загрузочного механизма при движении на себя — 6—8 точек, от себя — также 6—8 точек, в диапазоне мягкой пружины при движении на себя — 10—15 точек, от себя — 8—10 точек. В случае большого разброса точек измерять усилия следует дважды.

Значения замеров усилий наносятся для прямого и обратного хода ручки разными условными обозначениями, как указано на рис. 259. При замере усилий ручку необходимо не доводить на 5 мм до крайнего положения во избежание искажения замеров от упора ручки.

В величину допуска на усилия входят допуски на пружину загрузочного механизма, равные $\pm 8\%$, и сила трения.

Характеристика управления считается удовлетворительной в случае, если точки измерений усилий находятся в пределах допусков, кроме того необходимо выдержать допуск по градиенту усилий.

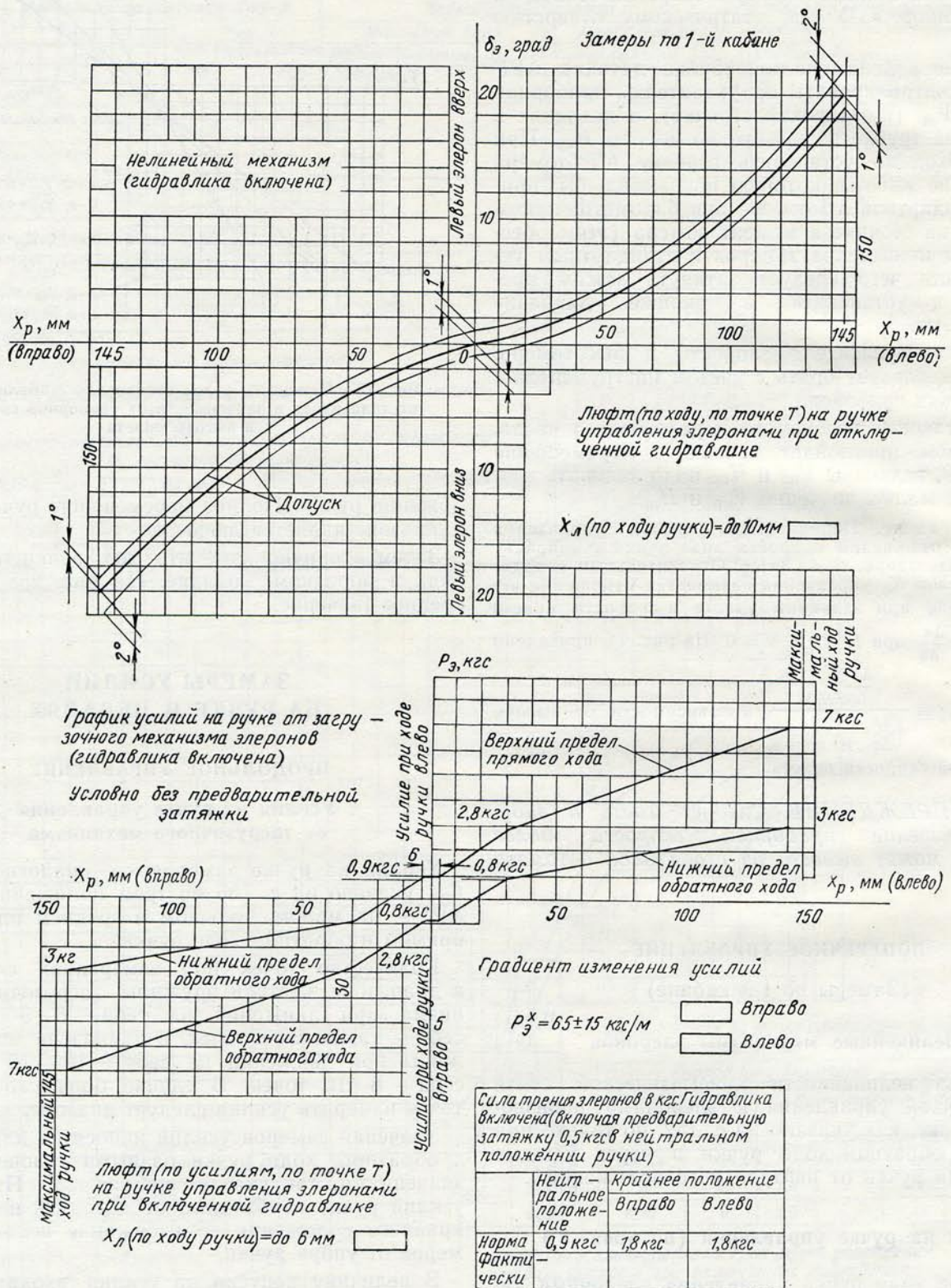


Рис. 258. Характеристики поперечного управления

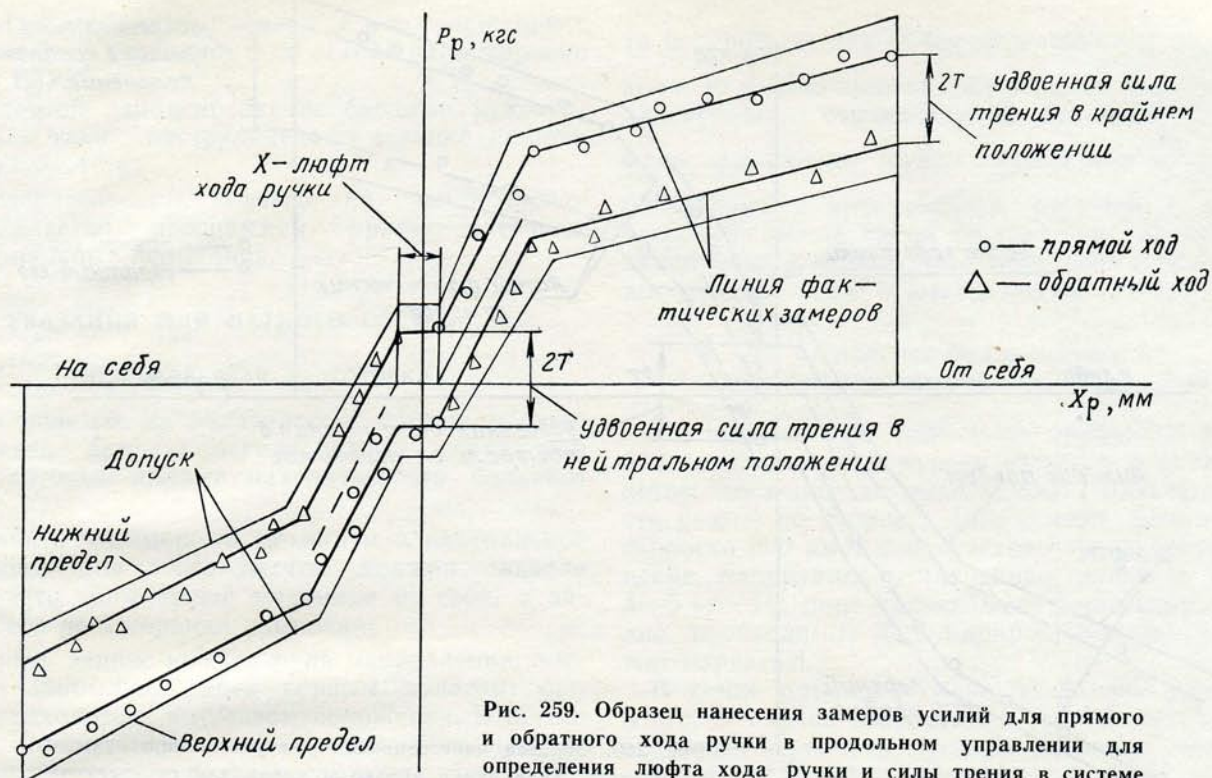


Рис. 259. Образец нанесения замеров усилий для прямого и обратного хода ручки в продольном управлении для определения люфта хода ручки и силы трения в системе управления стабилизатором

Определение градиента изменения усилий на ручке от стабилизатора

Градиент изменения усилий по ходу ручки определяется только на малом плече АРУ по прямому ходу.

Градиент изменения усилий по жесткой пружине проверяется на каждом самолете, как указано на с. 156.

После построения зависимости усилий на ручке по ее ходу и проведения линий по этим точкам, как указано на рис. 252, следует проверить градиент изменения усилий для пологих участков (за точками F — на себя и E — от себя), т. е.

$$P_x = \frac{\Delta P}{\Delta x} = \frac{P_B - P_F}{x_B - x_F}$$

Градиент P_x пологих участков проверяется только для головных самолетов.

Измерение сил трения продольного управления

Силы трения определяются после нанесения на график рис. 256 результатов измерений усилий на ручке по ее ходу от загрузочного механизма при прямом и обратном ходе.

Сила трения определяется из соотношения сил, действующих при прямом и обратном ходе; например, если сила на ручке при прямом ходе равна 22 кгс, а при обратном ходе — 20 кгс, то величина силы трения будет равна $T = \frac{22-20}{2} = 1$ кгс.

На рис. 259 приведен образец нанесения результатов измерений при прямом и обратном ходе ручки.

Люфт (по усилиям) на ручке продольного управления

Люфты измеряются в двух положениях АРУ на большом и малом плечах. Люфт по усилиям на ручке стабилизатора определяют, пользуясь графиком на рис. 256, построенным по результатам замеров. Люфт следует брать между средними линиями фактических замеров усилий по ходу ручки при прямом и обратном ходе (ручка на себя и ручка от себя) при $P = 0$, как указано на рис. 259.

ПОПЕРЕЧНОЕ УПРАВЛЕНИЕ

(Замеры по 1-й кабине)

Усилия на ручке управления элеронами

Усилия на ручке элеронов замеряются при движении вправо и влево, при прямом и обратном ходе (см. рис. 258).

Количество точек при измерениях следующее: 6—8 точек при движении влево—вправо в диапазоне действия жесткой пружины загрузочного механизма; 8—10 точек при движении влево—вправо в диапазоне действия мягкой пружины загрузочного механизма.

На рис. 260 приведен образец нанесения результатов замеров усилий на ручке по ее ходу влево и вправо.

Значения усилий следует наносить для прямого и обратного хода с разными условными знаками. При измерении усилий ручку необходимо не доводить на 5 мм до крайнего положения во избежание неточности замеров от упора ручки.

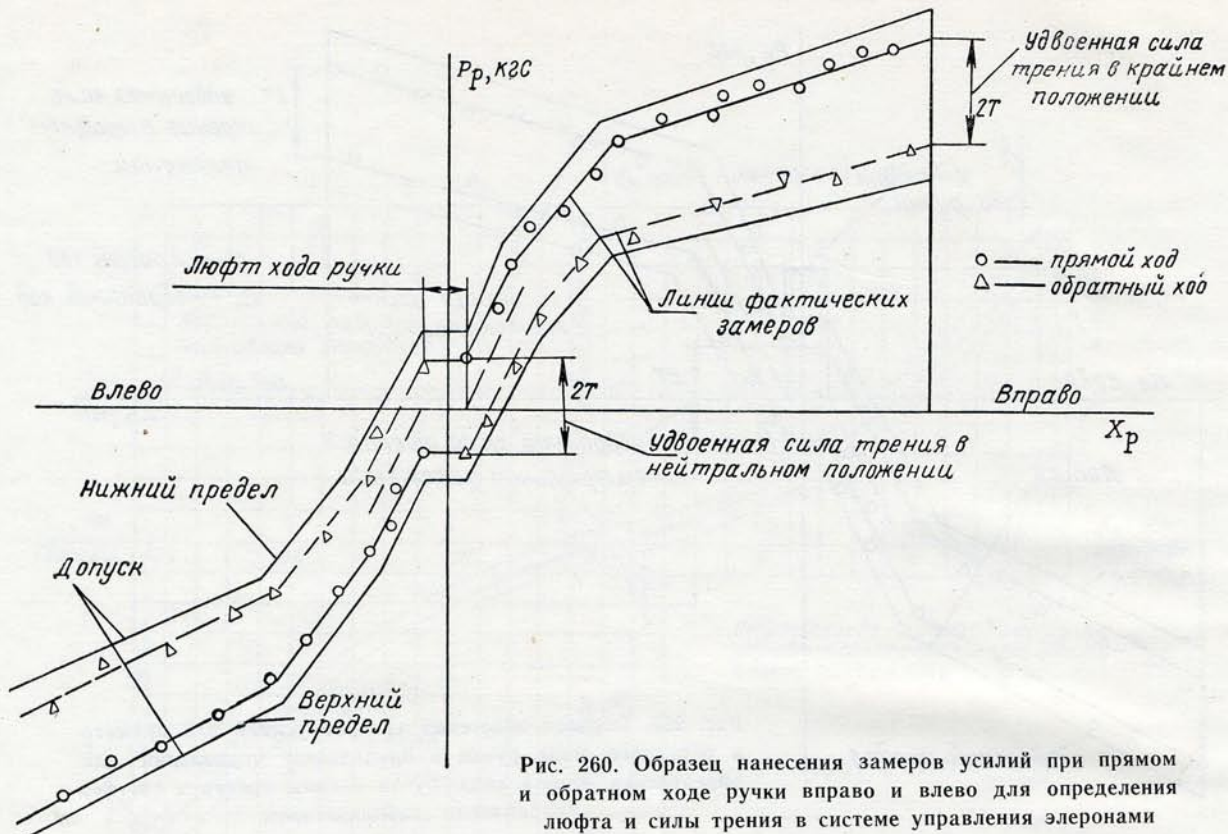


Рис. 260. Образец нанесения замеров усилий при прямом и обратном ходе ручки вправо и влево для определения люфта и силы трения в системе управления элеронами

В величину допуска на усилия входят допуски на пружину загрузочного механизма, равные $\pm 8\%$, и сила трения. Усилия при прямом и обратном ходе отличаются на величину двойной силы трения. Характеристика управления считается удовлетворительной в случае, если точки замера усилий находятся в пределах допусков, кроме того должен быть выдержан допуск по градиенту усилий по жесткой пружине.

Измерение сил трения поперечного управления

Силы трения определяются после нанесения на график (см. рис. 258) результатов измерений усилий на ручке от загрузочного механизма при прямом и обратном ходе.

Силы трения определяются при нейтральном положении ручки и в крайних положениях ручки. Сила трения в системе управления элеронами определяется из соотношения сил, действующих при прямом и обратном ходе; например, если сила на ручке при прямом ходе равна 6 кгс, а при обратном ходе она равна 4 кгс, то величина силы трения $T = \frac{6-4}{2} = 1$ кгс.

Люфты (по усилиям) на ручке управления элеронами

Люфты по усилиям на ручке управления элеронами измеряют, пользуясь графиком на рис. 258, как расстояние между средними линиями фактических замеров усилий при прямом и обратном ходе (ручка влево и ручка вправо) при $P = 0$, как показано на рис. 260.

Определение градиента изменения усилий

Градиент изменения усилий на ручке от элеронов определяется на участке жесткой пружины при прямом ходе ручки вправо и влево аналогично определению усилий на ручке продольного управления.

ПУТЕВОЕ УПРАВЛЕНИЕ

Усилия на педалях

Усилия на педалях проверяются для каждого серийного самолета. Величины усилий приведены на рис. 250.

МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ ПО БАЛАНСИРОВКЕ САМОЛЕТА В ПОЛЕТЕ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Соответствие установки и геометрических обводов отдельных агрегатов самолета нормируемым допускам в нивелировочной схеме и других документах обеспечивает удовлетворительное поведение самолета в полетах по программе приемо-сдаточных или специальных контрольных испытаний.

Однако вследствие случайных отклонений от теоретических обводов (в пределах установленных допусков) на некоторых самолетах возможны кренения, развороты, несбалансированность управления или другие особенности поведения.

Поэтому окончательная проверка самолета выполняется в первых полетах. Такие полеты и по-

следующая отладка выполняются в соответствии с методическими указаниями по летной балансировке изделия ЕБУМ.

При летной балансировке необходимо руководствоваться также инструкцией по технике пилотирования самолета.

Последовательность полетов на балансировку устанавливается программой приемо-сдаточных или специальных испытаний.

УКАЗАНИЯ ДЛЯ ЛЕТНОГО СОСТАВА

I. Предполетная подготовка

Перед полетом на балансировку летчик обязан: проверить автомат регулирования управления (АРУ), который должен находиться на большом плече;

установить триммерный механизм в нейтральное положение; для этого летчик должен вначале переключить триммерный механизм от себя, а затем на себя до загорания лампочки;

проверить задние кромки руля направления, элеронов и закрылков перед первым полетом; они должны находиться в нулевом положении. В последующих полетах положение их может быть изменено в соответствии с результатами полетов на балансировку.

Агрегат РАУ-107А установить в нейтральное положение, для чего:

включить АЗС «АП», не включая АЗС-61 «АГД», КСИ, УУА, на правом пульте;

нажать кнопку «Стабилизация»;

отключить АЗС «АП» через 1—2 мин после его включения.

II. Продольная балансировка самолета в полете

Цель задания — проверить продольную балансировку самолета и в случае необходимости сбалансировать самолет механизмом триммерного эффекта. Для этого на высоте 1000—2000 м в разгоне при нормальной перегрузке $n_y = 1$ на максимальном режиме двигателя при убранных шасси, закрылках и тормозных щитках на скорости 750 ± 100 км/ч (по широкой стрелке) проверяется балансировка и в случае необходимости включается механизм триммерного эффекта. Если балансировка произведена с помощью механизма триммерного эффекта, необходимо сохранить это положение механизма до конца полета для регулировки продольного управления. При дальнейшем разгоне до $V_{пр} = 1050_{-50}$ км/ч допускаются тянущие усилия на ручке управления до 3—4 кгс.

Если после первого полета выполнялась наземная регулировка продольного управления, то балансировка проверяется в следующем полете по той же методике.

III. Поперечная балансировка самолета в полете

Оценивается поперечная балансировка самолета при выполнении продольной балансировки в разгоне до $V_{пр} = 1050_{-50}$ км/ч на высоте 1000—2000 м. При этом, если для парирования крена самолета

та поперечный ход ручки не превышает $\frac{1}{4}$ полного хода, то можно выполнять проверку поперечной балансировки с отключенными бустерами элеронов.

Если отклонение ручки превышает $\frac{1}{4}$ хода, то после полета производится регулировка ножиц элеронов. После такой регулировки проверка балансировки с включенными бустерами элеронов на высоте 1000—2000 м повторяется.

Проверка балансировки при отключенных бустерах элеронов

На высоте 3000—4000 м на приборной скорости 600 км/ч отключить бустер элеронов и затем в пологом снижении до высоты 2000—1000 м произвести разгон до скорости 1000_{-50} км/ч. До приборной скорости 800 км/ч допускается незначительное кренение, парируемое отклонением ручки с усилием 3—5 кгс. По мере дальнейшего роста скорости усилие, необходимое для парирования крена, может нарастать.

В конце разгона усилие не должно превышать 8 кгс. В случае возрастания усилий до 15 кгс необходимо включить бустеры элеронов, ослабив в момент включения давление на ручку. Летчик должен зафиксировать приборную скорость, высоту полета, направление крена, примерную величину усилия на ручке и ход ручки, потребные для устранения крена.

Во всех случаях в момент включения бустеров элеронов давление на ручку необходимо ослабить.

Балансировка самолета с выключенными бустерами элеронов обеспечивается отгибом ножа на задней кромке левого элерона. Отгиб ножа против крена на 1 мм снимает с ручки управления усилие 4—8 кгс на приборной скорости $V_{пр} = 1000$ км/ч. Отгиб ножа разрешен в пределах ± 4 мм.

Балансировка при включенных бустерах элеронов без включения автопилота

(РАУ-107А — в нейтральном положении)

Проверка поперечной балансировки при включенных бустерах элеронов выполняется в разгоне до приборной скорости 1050_{-50} км/ч на высоте 2000—1000 м и на высоте 13000 м в разгоне до предельно допустимого числа М.

Допускается плавное увеличение балансирующего отклонения ручки управления элеронами до $1/4$ хода.

В случае несбалансированности самолета летчик должен зафиксировать число М и высоту полета, направление крена, примерную величину усилия на ручке и ход ручки, потребные для устранения крена.

Устраняется поперечная несбалансированность с помощью ножиц элеронов. Ножицы допускаются в пределах ± 8 мм по точкам 38—38а по каждому элерону при нейтральном положении ручки. Потребная величина ножиц элеронов оценивается по следующему соотношению: кренение, парируемое 5 мм хода ручки от нейтрали (усилие при этом примерно 0,4 кгс), устраняется отклонением

обоих элеронов по точкам 38—38а на 5 мм. Если кренение небольшое, достаточно отклонить на 4—5 мм только один элерон. При этом следует иметь в виду, что отклонение элерона вниз более эффективно, чем отклонение вверх.

Разрешается по заключению летчика применить «зависание» элеронов (оба элерона вниз при нейтральной ручке управления до 8 мм).

Балансировка с включенными бустерами элеронов при включенном автопилоте

Проверка балансировки с включенными бустерами элеронов и автопилотом в режиме демпфирования выполняется на самолете, сбалансированном поперечно.

Незначительные кренения самолета с включенным режимом демпфирования устраняются наземной регулировкой штока РАУ-107А.

Примечание. При отключении автопилота кнопкой на ручке управления с включенным тумблером «Демпфер» может возникнуть слабое кренение самолета. Это кренение обусловлено особенностями автопилота и является допустимым.

IV. Путевая балансировка самолета в полете

Путевая балансировка самолета проверяется на всех режимах приемо-сдаточных испытаний. О путевой балансировке летчик судит по поведению шарика на приборе ДА-200 при полете со свободными от ног педалями, а также по величине усилий на педалях для устранения разворота. В случае несбалансированности самолета летчик должен зафиксировать число M полета, высоту, величину и направление отклонения шарика ДА-200 при свободных педалях и потребную величину усилий на педалях для устранения разворота.

При полете с приборной скоростью более 1000 км/ч и при числах $M \geq 0,9$, а также в полетах с выпущенными тормозными щитками допускается плавный увод шарика указателя скольжения до одного диаметра при свободных педалях.

Путевая балансировка на сверхзвуковых режимах проверяется в прямолинейном разгоне до числа $M = 2,05_{-0,5}$. При этом увод шарика при свободных от ног педалях не должен превышать $\pm 0,5$ диаметра. При выключении форсажа на больших числах M допускается разворот в пределах $\pm 2,0$ диаметров шарика указателя скольжения. Указанный разворот легко парируется педалями и при торможении быстро затухает.

Балансировка самолета на числах M , близких к единице, обеспечивается отгибом ножа на руле направления. Отгиб ножа на 0,5 мм по всей длине руля направления снимает разворот самолета, оцениваемый уводом шарика указателя скольжения на один диаметр. Допускается отгиб ножа руля направления в пределах ± 2 мм.

Балансировка самолета на числах M , близких к предельным, обеспечивается установкой газового компенсатора на срезе хвостового кока. Газовый компенсатор шириной 20—30 мм снимает разворот самолета, оцениваемый уводом шарика указателя скольжения до одного диаметра на числах M ,

близких к предельным. Допускается установка компенсатора шириной до 40 мм.

В случае отгиба ножа или установки годового компенсатора проверка путевой балансировки в полете производится повторно.

V. Оформление результатов балансировки

После каждого полета на балансировку летчик должен записать в полетный лист значения скорости продольной, поперечной и путевой балансировки, а также замечания по несбалансированности самолета и дать рекомендации по изменению регулировочных данных, относящихся к балансировке элементов.

Перед последующим полетом летчик должен ознакомиться с изменениями в регулировочных данных.

После доводки балансировки по всем каналам летчик совместно с представителем технического контроля заполняет бланк «Регулировочные данные самолета по балансировке», который вкладывается в формуляр самолета.

Указания для технического состава

Регулировка управления производится, если регулировка управления, выполненная перед первым полетом, не обеспечила требуемых условий балансировки в соответствии с методическими указаниями.

Продольное управление

Если летчик в полете не прибегал к использованию механизма триммерного эффекта для балансировки на соответствующем режиме полета, продольная балансировка считается законченной.

Если летчик для обеспечения балансировки использовал механизм триммерного эффекта, после полета необходимо произвести регулировку нейтрального положения механизма триммерного эффекта.

Для этого необходимо отрегулировать загорание сигнальной лампы нейтрального положения механизма триммерного эффекта в положении, установленном летчиком в полете на балансировку. Регулировку производить в следующем порядке.

1. Не меняя положения механизма триммерного эффекта, установленного летчиком в полете, определить среднее значение $D_{ср}$ при установленном в нейтральное положение штоке РАУ-107А (тангаж), для чего:

отклонить ручку управления самолетом полностью на себя, затем медленно (не более 10 мм/с) отпускать ее в нейтральное положение, чтобы ручка остановилась в положении, обусловленном трением в системе;

измерить расстояние D_1 между точками 54 и 55 левой половины стабилизатора;

отклонить ручку управления от себя и так же медленно отпускать ее в нейтральное положение;

измерить расстояние D_2 между теми же точками; определить среднее значение двух замеров.

(При подсчете величину D_2 принимать со знаком «+», когда точка 55 оказывается выше точки 54, и со знаком «-», когда точка 55 оказывается ниже точки 54);

повторить замеры два раза и взять среднее значение за основу.

2. Установить кнопкой на ручке управления самолетом механизм триммерного эффекта в нейтральное положение (соответствующее положению до полета на балансировку) по загоранию сигнальной лампы «Триммерный эффект»).

После установки механизма триммерного эффекта в нейтральное положение определяется измененное значение $D_{ср}$ и оно сравнивается с величиной $D_{ср}$ по п. 1.

Если новая величина $D_{ср}$ окажется меньше первоначального значения, навёртыванием штока загрузочного механизма на хвостовик АРУ-ЗВУ добиваются восстановления величины $D_{ср}$, полученной в полете на балансировку. Носок стабилизатора при этом поднимается вверх.

В случае если новая величина $D_{ср}$ оказывается больше первоначальной, шток загрузочного механизма снимается с хвостовика АРУ-ЗВУ. Носок стабилизатора при этом опускается вниз. При регулировании следует иметь в виду, что увеличение или уменьшение $D_{ср}$ на 1 мм соответственно увеличивает или уменьшает балансировочную скорость приблизительно на 10 км/ч.

После регулирования длины штока загрузочного механизма еще раз проверяется соответствие полученного значения $D_{ср}$ величине, полученной в полете на балансировку. Это значение $D_{ср}$ записывается в балансировочную карту самолета.

Если летчик в полете на балансировку отметил, что на скорости больше балансировочной на ручке управления развиваются усилия более 4 кгс, то после полета необходимо увеличить увод стабилизатора. Перед регулировкой проверить имеющийся увод стабилизатора при переключении переключателя АРУ из положения «Малая скорость» в положение «Большая скорость». Для этого необходимо:

создать рабочее давление в гидросистеме;

установить механизм триммерного эффекта в нейтральное положение после того, как загорится сигнальная лампа;

установить движением ручки управления на себя из крайнего переднего положения левую половину стабилизатора в нулевое положение, т. е. совместить риску на зализе стабилизатора с риской на стабилизаторе. Зафиксировать в этом положении ручку управления специальным приспособлением в любой кабине;

установить переключатель управления АРУ из положения «Малая скорость» в положение «Большая скорость», при этом стрелка указателя АРУ должна занять крайнее правое положение, носок стабилизатора опустится вниз (точка 55 опустится ниже точки 54). Измерить расстояние между точками 54 и 55, которое должно быть в пределах 10—19 мм.

Если при замере окажется, что увод стабилизатора не укладывается в пределы допуска, то его

необходимо отрегулировать. Для увеличения увода стабилизатора необходимо механизм АРУ-ЗВУ отклонить по часовой стрелке (если смотреть с левого борта), а для уменьшения увода — против часовой стрелки.

Порядок регулирования увода стабилизатора следующий:

установить переключатель АРУ из положения «Большая скорость» в положение «Малая скорость», при этом должна загореться сигнальная лампа «Стабилизат. на посадке», а стрелка на указателе АРУ должна стать на левый упор;

сравить воздух из гидросистемы, понизив тем самым давление до нуля, для снятия натяга в соединениях;

отсоединить тяги 1 и 3 (см. рис. 246) от АРУ-ЗВУ;

изменить наклон механизма АРУ-ЗВУ на необходимую величину в зависимости от того, на сколько и куда точка 55 отклонилась относительно точки 54;

отрегулировать длины указанных тяг, проверить заход регулируемых наконечников в стаканчики тяг по контрольным отверстиям. Если окажется, что один из наконечников не доходит до контрольного отверстия в стаканчике, следует «перегнуть» тяги за счет наконечников, имеющих большой запас свободной резьбы;

соединить тяги и затянуть контргайки наконечников;

создать рабочее давление в гидросистеме и вновь проверить увод стабилизатора в том же порядке.

При регулировании следует иметь в виду, что увеличение увода стабилизатора на 1 мм уменьшает тянущие усилия на 3—4 кгс. Новое значение увода заносится в балансировочную карту самолета.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При регулировании продольного управления категорически запрещается отгибать задние кромки стабилизатора, не являющиеся средством регулирования продольной балансировки.

Поперечное управление

Балансировка при отключенных бустерах элеронов

Поперечная балансировка самолета с отключенными бустерами элеронов обеспечивается отгибом ножа на левом элероне. Если летчик при полете с отключенными бустерами элеронов отметил, что усилия на ручке управления, потребные для парирования крена самолета в разгоне до приборной скорости 1000—50 км/ч или при торможении до приборной скорости 750 км/ч, превосходили 5—8 кгс, следует произвести отгиб ножа на левом элероне.

При левом крене нож левого элерона необходимо отогнуть вверх, при правом крене — вниз.

Отгиб ножа левого элерона против крена на 1 мм снимает усилия с ручки управления на 4—8 кгс на скорости $V_{пр} = 1000$ км/ч.

Балансировка при включенных бустерах элеронов (без автопилота)

Поперечная балансировка при включенных бустерах элеронов обеспечивается ножницами элеронов. Если летчик отмечает кренение самолета, производится регулировка ножиц элеронов.

При левом кренении следует отклонить левый элерон вниз, а правый — вверх при нейтральном положении ручки регулировкой тяг управления. При правом кренении левый элерон должен быть отклонен вверх, а правый — вниз при нейтральном положении ручки.

Величина потребного отклонения ножиц элеронов по точкам 38—38а оценивается так: при кренении самолета, парирuемом 5 мм хода ручки управления от нейтрали (усилие при этом около 0,4 кгс), каждый элерон необходимо отклонить по точкам 38—38а на 5 мм. Если кренение незначительное, достаточно отклонить на 4—5 мм только один из элеронов. Отклонение элерона вниз более эффективно, чем отклонение вверх.

Разрешается по заключению летчика применять зависание элеронов вниз на 1°.

Балансировка при включенных бустерах элеронов (с автопилотом)

Если летчик отметил крен самолета с включенным автопилотом, то устранять незначительные крены, возникшие при включении автопилота, следует регулировкой ушкового болта на штоке РАУ-107А. Поворот ушкового болта на 180° приводит к отклонению элеронов на 2 мм.

Путевое управление

Путевая несбалансированность самолета устраняется отгибом ножа на задней кромке руля направления в пределах ± 2 мм. При отгибе ножа пользоваться следующими правилами:

при правом развороте нож руля направления отогнуть в правую сторону (в направлении по полету), при левом — в левую сторону;

при развороте самолета:

на дозвуковых скоростях — нож руля направления отгибать в нижних сечениях;

на сверхзвуковых скоростях — нож отгибать в верхних сечениях. В среднем сечении нож не отгибать.

При развороте, оцениваемом уводом «шарика»

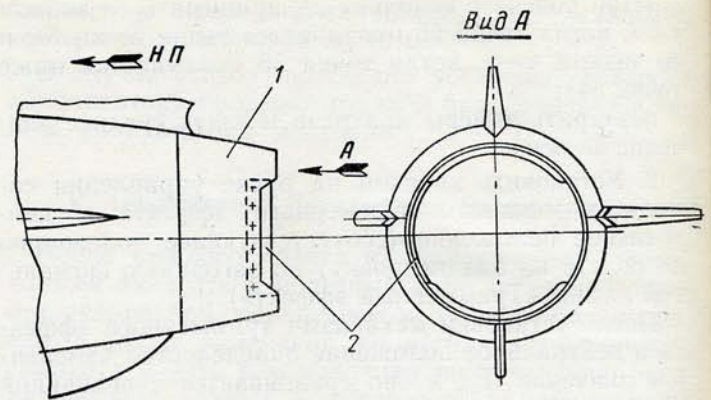


Рис. 261. Установка газового компенсатора:
1—хвостовой кок фюзеляжа; 2—газовый компенсатор

на приборе ДА-200 на один диаметр, нож отгибать примерно на 0,5 мм.

При наличии большой путевой несбалансированности на сверхзвуковых скоростях (увод шарика ДА-200 более одного диаметра) необходимо проверить (на соответствие чертежам и техническим условиям):

геометрические данные по нивелировочной схеме; положение форсажной камеры двигателя.

После проверок (если подтверждается соответствие чертежам и техническим условиям) разрешается установить газовый компенсатор (рис. 261).

Для устранения левого разворота газовый компенсатор устанавливается слева, для устранения правого разворота — справа. Газовый компенсатор шириной 20—30 мм снимает разворот самолета, оцениваемый уводом шарика указателя скольжения на один диаметр на числах М, близких к предельным.

Заполнение нивелировочной схемы механиком (техником)

По окончании проведения наземных регулировок для обеспечения балансировки самолета механик (техник) самолета заполняет нивелировочную схему.

После принятия самолета заказчиком данные по балансировке и регулировке управления утверждаются летчиком, начальником БЦК и представителем заказчика (только для серийных заводов и реморганов ВВС).

