

ВВЕДЕНО В ДЕЙСТВИЕ 20.II.75г.



**САМОЛЕТ  
ТУ-154Б**

**РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ  
И ТЕХНИЧЕСКОМУ ОБСЛУЖИВАНИЮ**

**книга 2  
часть 1**

**ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА**



**1975**



## П Е Р Е Ч Е Н Ъ

### КНИГ РУКОВОДСТВА ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА ТУ-154Б

- Книга 1. РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ.
- Книга 2. ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА, ЦЕНТРОВКА И ЗАГРУЗКА.
  - Часть I. Характеристики самолета.
  - Часть II. Руководство по центровке и загрузке.
- Книга 3. ПЛАНЕР, ПАССАЖИРСКОЕ, БЫТОВОЕ И АВАРИЙНО-СПАСАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ.
  - Часть I. Планер
  - Часть II. Пассажирское, бытовое и аварийно-спасательное оборудование.
- Книга 4. СИЛОВАЯ УСТАНОВКА.
- Книга 5. УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЕТОМ, ШАССИ И ГИДРАВЛИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ.
  - Часть I. Управление самолетом.
  - Часть II. Шасси.
  - Часть III. Гидравлическое оборудование.
- Книга 6. НАДДУВ, ОТОПЛЕНИЕ И ВЕНТИЛЯЦИЯ. КИСЛОРОДНАЯ СИСТЕМА. ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА.
  - Часть I. Наддув, отопление и вентиляция.
  - Часть II и III. Кислородная система. Противообледенительная система.
- Книга 7. АВИАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ.
  - Часть I. Электрооборудование.
  - Часть II. Приборное оборудование и электронная автоматика.
- Книга 8. РАДИООБОРУДОВАНИЕ.
- Книга 9. НАЗЕМНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ.
- Книга 10. АЭРОДРОМНОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ.



Введен в действие  
"20" 03 1985 г.

Самолет Ту-154Б

Изменение № 154Б-РЭ2/1-26, уточняющее  
"Руководство по эксплуатации и техническому обслужива-  
нию" кн. 2 ч. I "Характеристики самолета"

По получении Изменения № 154Б-РЭ2/1-26 проработайте его со  
специалистами, внесите в книгу и зарегистрируйте в Листе регистрации  
изменений Изменением № 26.

Измененные страницы даны с датой 20.03.85.

Номера измененных страниц	Краткое содержание	На какие самолеты распространяется
Стр. I.29, I.33	Уточнение текста в связи с заменой аппаратуры СОМ-64 и СО-70 на СО-72М (сдвоенный)	I54Б, Б-1, Б-2 после выполнения доработки, кроме экспортных



Введен в действие  
"18" II 1982 г.

САМОЛЕТ ТУ-154Б, Б-1, Б-2

ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЙ БЮЛЛЕТЕНЬ № 154Б-РЭ-2/1-23,

Изменяющий Руководство по эксплуатации и техническому обслуживанию, книгу 2 часть I  
"Характеристики самолета"

По получении настоящего эксплуатационного бюллетеня проработайте его со специалистами, внесите в книгу и зарегистрируйте в листе регистрации изменений изменением № 23.  
Изменяемые страницы даны с датой 15.02.83, 23.03.82.

Номера измененных страниц	Краткое содержание	На какие самолеты распространяется
0.1, I.22.2, I.23	Уменьшение перепада давления между кабиной и атмосферой	ТУ-154А, ТУ-154Б, Б-1, Б-2
I.28.2, 2.1 замените прилагаемыми	Перенос спасательных плотов из крыла в фюзеляж	с 540 (на остальных самолетах - после выполнения доработки по бюллетеню)
I.II/I.I2, I.I3, I.I6, I.37, I.38	Уточнение текста	ТУ-154А, ТУ-154Б, Б-1, Б-2
3.5, 3.6, 3.6.1, 3.6.2, 3.7/3.8	Введение режима ЭкР	ТУ-154А, ТУ-154Б, Б-1, Б-2



## ПЕРЕЧЕНЬ ДЕЯТЕЛЬНЫХ СТРАНИЦ

Раздел. подраздел. пункт	Стр.	Дата издания	Раздел. подраздел. пункт	Стр.	Дата издания
Титульный лист	-	-		I.28	I4.I2.79
Перечень книг	I	-		I.28.I	I4.I2.79
Перечень действующих страниц	I	20.03.85		I.28.2	I5.02.83
	2	I5.02.83		I.29	20.03.85
Система изменений	I/2	-		I.30	II.I2.78
Применимость	I/2	22.06.78		I.31	I4.I2.79
Лист учета внесенных изменений	I	-		I.32	I4.I2.79
	2	-		I.33	20.03.85
Содержание	I/2	05.08.81		I.34	I7.II.77
Зведение	01	I5.02.83		I.35	30.07.75
	02	22.06.78		I.36	I4.I2.79
	03/04	I7.II.77		I.37	I5.02.83
				I.38	I5.02.83
Муентитул раздела I	-	-		I.38.I/I.38.2	I4.I2.79
Раздел I	I.1	I7.II.77	Муентитул раздела 2	-	-
	I.2	I4.I2.79		2.I	I5.03.83
	I.3	07.I2.81	Раздел 2		
	I.4	25.01.82		2.2	05.08.81
	I.4.1/I.4.2	I4.I2.79		2.3	05.08.81
	I.5	07.I2.81		2.4	05.08.81
	I.6	22.06.78		2.5	05.08.81
	I.6.1/I.6.2	25.01.82		2.6	05.08.81
	I.7	I4.I2.79		2.7	05.08.81
	I.8	I7.II.77		2.8	05.08.81
	I.9	I6.09.81		2.9	05.08.81
	I.10	I6.09.81		2.10	05.08.81
	I.11/I.12	I5.02.83		2.II/2.I2	05.08.81
	I.13	I5.02.83		2.I3	05.08.81
	I.14	30.07.75		2.I4	05.08.81
	I.15	I4.I2.79		2.I5/2.I6	05.08.81
	I.16	I5.02.83		2.I7/2.I8	05.08.81
	I.17	29.09.82			
	I.18	I4.I2.79			
	I.19	I2.I2.78			
	I.20	I2.I2.78			
	I.21	I2.I2.78			
	I.22	I2.I2.78			
	I.22.1	I2.I2.78			
	I.22.2	I5.02.83			
	I.23	I5.02.83			
	I.24	30.07.75			
	I.25	30.07.75			
	I.26	I4.I2.79			
	I.27	I4.I2.79			

### Перечень страниц I

20.03.85

## Руководство по эксплуатации

| КНИГА 2 ЧАСТЬ I |

Раздел, подраздел, пункт	Стр.	Дата издания	Раздел, подраздел пункт	Стр.	Дата издания
Шмидтиух				3.50	22.06.78
раздела 3	-	-		3.51/3.52	14.12.79
Раздел 3	3.1	14.12.79	Шмидтиух	-	-
	3.2	14.12.79	раздела 4	4.1	14.12.79
	3.3	14.12.79	Раздел 4	4.2	14.12.79
	3.4	14.12.79		4.3	13.04.78
	3.5	23.03.82		4.4	14.12.79
	3.6	15.02.83		4.5/4.6	18.04.78
	3.6.1	15.02.83			
	3.6.2	15.02.83			
	3.7/3.8	<u>15.02.83</u>			
	3.8.1	04.07.79			
	3.8.2	04.07.79			
	3.8.3/3.8.4	04.07.79			
	3.9/3.10	04.07.79			
	3.II/3.I2	04.07.79			
	3.I3/3.I4	14.12.79			
	3.I5	22.03.79			
	3.I6	22.06.78			
	3.I6.1/3.I6.2	22.06.78			
	3.I7	30.07.75			
	3.I8	30.07.75			
	3.I9	30.07.75			
	3.20	14.12.79			
	3.21	14.12.79			
	3.22	22.12.78			
	3.23	14.12.79			
	3.24	30.07.75			
	3.25	30.07.75			
	3.26	22.06.78			
	3.27	22.06.78			
	3.28	22.06.78			
	3.29/3.30	30.07.75			
	3.31/3.32	22.06.78			
	3.33	22.06.78			
	3.34	30.07.75			
	3.35	30.07.75			
	3.36	14.12.79			
	3.37	14.12.79			
	3.38	30.07.75			
	3.39	30.07.75			
	3.40	30.07.75			
	3.41/3.42	30.07.75			
	3.43/3.44	30.07.75			
	3.45/3.46	14.12.79			
	3.47/3.48	22.03.79			
	3.49	14.12.79			

Руководство по эксплуатации

КНИГА 2 ЧАСТЬ I

Система изменений

Внесение изменений в копии эксплуатационных документов производится на основании "Эксплуатационных бюллетеней", введенных в действие.

"Бюллетени" о внесении изменений в эксплуатационные документы выпускаются и передаются Заказчику два раза в год, а когда изменения должны быть внесены срочно - немедленно.

Изменения вносятся способом замены отдельных листов, введением дополнительных листов или аннулированием листов без замены.

Измененные места в тексте или иллюстрации отмечаются черной вертикальной чертой на левом поле страницы.

Каждая новая страница имеет в нижнем внутреннем углу дату утверждения к изданию, по которой можно быстро отличить новую страницу от старой.

После получения "Бюллетеня" ответственному лицу за внесение изменений необходимо проработать его со специалистами, внести изменения и сделать соответствующую запись в "Листе регистрации ... изменений". В экземплярах книг, закрепленных за самолетом, когда изменения связаны с выполнением доработок на самолете, изменения вносятся по мере их выполнения.



Ту-154Б

Руководство по эксплуатации книга 2 часть I

**ПРИМЕНЯЕМОСТЬ РУКОВОДСТВА**

Настоящее Руководство действует на самолеты Ту-154Б, Ту-154Б-1 и Ту-154Б-2 с тремя двигателями НК-8-2У.



## РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ

книга 2 часть I

## ЛИСТ РЕГИСТРАЦИИ ИЗМЕНЕНИЙ

Номера страниц замененных		новых	изъятых	Всего листов в докум.	№ документа (бланкета)	Вход. № сопров. докум.	Подпись	Дата
Перечень страниц 2 3.2 с датой издания 23.12.76г.		-	-	1	I54Б-РЭ-2/1-01		КуАЗ	
Перечень страниц I I.15, I.16, I.29, I.32, I.33, I.34, I.39 с датой издания 01.03.76г.		-	-	7	I54Б-РЭ-2/1-02		КуАЗ	
Перечень страниц I, 2 3.1, I.15, I.20.3, I.20.4, I.21, I.38, I.38.1, I.20.1, 3.2 с датой издания 28.01.77г.		-	-	8	I54Б-РЭ-2/1-03		КуАЗ	
Перечень страниц I, 2 I.3, I.4, I.5; I.6, I.27, 3.8, 3.9, 3.21, I.21, I.22, I.21.1, I.22.2, I.26, 21+2.29; 3.6, 3.7, 3.10 с датой издания 20.06.77г.		I	-	29	I54Б-РЭ-2/1-04		КуАЗ	
I стр. с датой издания 23.12.76г.		-	-	2	I54Б-РЭ-2/1-05		КуАЗ	
I стр. с датой издания 19.09.77		-	-	3	I54Б-РЭ-2/1-06		КуАЗ	
Перечень страниц I, 2 Применимость I 0.3, I.1, I.7, I.8, I.3, I.4, I.5, I.16, I.15, I.26, I.27, I.29, I.31, I.33, I.34, 3.4, 3.45, 2.6, 3.8, 2.15, 2.21, 2.27, 2.28, 2.29, 2.30, 2.31, с датой издания 17.II.77г.		2	-	23	I54Б-РЭ-2/1-07		КуАЗ	

## **Руководство по эксплуатации**

**КНИГА 2 ЧАСТЬ I**

## **ЛИСТ РЕГИСТРАЦИИ ИЗМЕНЕНИЙ**

## СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ . . . . .	0.1
<b>Раздел I. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О САМОЛЕТЕ . . . . .</b>	<b>I.I</b>
I.1. Общие сведения о конструкции планера . . . . .	I.I
I.2. Основные геометрические данные самолета . . . . .	I.7
I.3. Общие сведения о конструкции двигателя ИК-8-2У . . . . .	I.10
I.4. Общие сведения о конструкции основных систем самолета . . . . .	I.15
I.5. Аварийно-спасательное оборудование . . . . .	I.26
I.6. Основные сведения о навигационно-пилотажном оборудовании самолета . . . . .	I.29
I.7. Основные сведения о радиооборудовании самолета . . . . .	I.34
I.8. Электрооборудование . . . . .	I.35
I.9. Характеристики шума на местности . . . . .	I.38.1/I.38.2
<b>Раздел 2. ДАННЫЕ ПО МАССЕ И ЦЕНТРОВКЕ САМОЛЕТА . . . . .</b>	<b>2.1</b>
2.1. Данные по массе . . . . .	2.1
2.2. Центровочные данные . . . . .	2.5
<b>Раздел 3. ОСНОВНЫЕ ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ . . . . .</b>	<b>3.1</b>
3.1. Аэродинамические характеристики самолета . . . . .	3.1
3.2. Устойчивость и управляемость самолета . . . . .	3.15
<b>Раздел 4. ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ ПО ПРОЧНОСТИ САМОЛЕТА . . . . .</b>	<b>4.1</b>



Руководство по эксплуатацииКНИГА 2 ЧАСТЬ IВВЕДЕНИЕ

Скоростной пассажирский самолет Ту-154Б предназначен для полетов на авиалиниях малой и средней протяженности от 500 до 3000 км, с коммерческой нагрузкой до 19 т.

Самолет представляет собой свободнонесущий моноплан цельнометаллической конструкции с низкорасположенным стреловидным крылом, тремя турбовентиляторными двигателями, однокилевым стреловидным Т-образным оперением и трехпорным шасси.

Особенностью конструкции самолета является установка на нем двигателей в хвостовой части фюзеляжа, что имеет ряд преимуществ:

- снижение уровня шума и вибраций в пассажирских салонах;
- улучшение аэродинамики крыла;
- облегчение технического обслуживания силовых установок.

Большая энергооруженность, мощная механизация крыла и надежные тормоза обеспечивают хорошие взлетно-посадочные характеристики самолета.

Самолет имеет большие крейсерские скорости (850 - 945 км/ч) и большие высоты полета (12000 м). Он оборудован современным пилотажно-навигационным, радиосвязным и радиолокационным оборудованием, которое предусматривает автоматический заход на посадку в соответствии с нормами первой (с АБСУ-154-1-1) или второй (с АБСУ-154-2) категорий ICAO.

Самолет может эксплуатироваться с минимальным составом экипажа из трех человек (двух пилотов и бортинженера). В кабине экипажа предусматривается два дополнительных места для штурмана и лоцмана или радиста. Обслуживаний персонал состоит из 6 бортпроводников.

Большой запас топлива, позволяющий выполнять полеты без дозаправки на промежуточных аэродромах и наличие вспомогательной силовой установки, обеспечивающей автономность, значительно упрощают обслуживание самолета на земле.

Большое внимание уделено эффективности и надежности управления. Система рулевого управления самолетом полностью механизирована и имеет по всем трем каналам управления самолета необратимые гидравлические рулевые приводы. Надежность функционирования системы рулевого управления обеспечена ее тройным резервированием, надежностью элементов и гидропитанием от трех независимых гидросистем. Все рули приводятся в действие трехкамерными рулевыми приводами, каждая камера рулевого привода независима и получает питание от отдельной гидросистемы.

Основная система электроснабжения получает питание от трех генераторов переменного тока мощностью 40кВ·А каждый. В случае отказа основной электросистемы предусмотрена возможность питания борта от вспомогательной силовой установки, имеющей источники переменного и постоянного тока.

ПРИМЕЧАНИЕ. Для машин с четырьмя аккумуляторами используется только источник переменного тока.

Пассажиры на самолете размещаются в общей герметической кабине, разделенной буфетом-кухней на два салона, в которых поддерживается нормальная температура и давление с перепадом относительно атмосферного давления, равным  $(0,59)$  кгс/см<sup>2</sup>. Салоны радиофицированы для передачи объявлений, информации о полете и воспроизведения музыкальных программ с магнитофона. Оборудование буфета-кухни обеспечивает приго-

# Руководство по эксплуатации

1 книга 2 часть I

тования горячих и холодных блюд, а также разнообразных напитков. Багажные помещения расположены под полом пассажирской кабини.

Безопасность полета на самолете обеспечивается:

- повышенной прочностью и живучестью конструкции герметической части фюзеляжа;
- необходимым резервированием всех основных систем самолета;
- возможностью осуществления уверенного взлета в случае отказа одного двигателя и продолжения полета даже при отказе двух двигателей;
- наличием противообледенительных систем крыла, оперения, воздухозаборников двигателей и остекления фонаря кабины экипажа;
- обеспечением, в случае необходимости, аварийного снижения с высоты 11 км до 4 км за время не более 3 мин;
- возможностью быстрого покидания самолета пассажирами и экипажем в случае вынужденной посадки на сушу или на воду.

Самолеты поставляются в вариантах компоновки и в цветовой отделке, согласованной с Заказчиком.

Последняя модификация самолёта – конвертируемый вариант – предполагает возможность переоборудования пассажирских салонов в аэродромных условиях.

## Руководство по эксплуатации

книга 2 часть 1

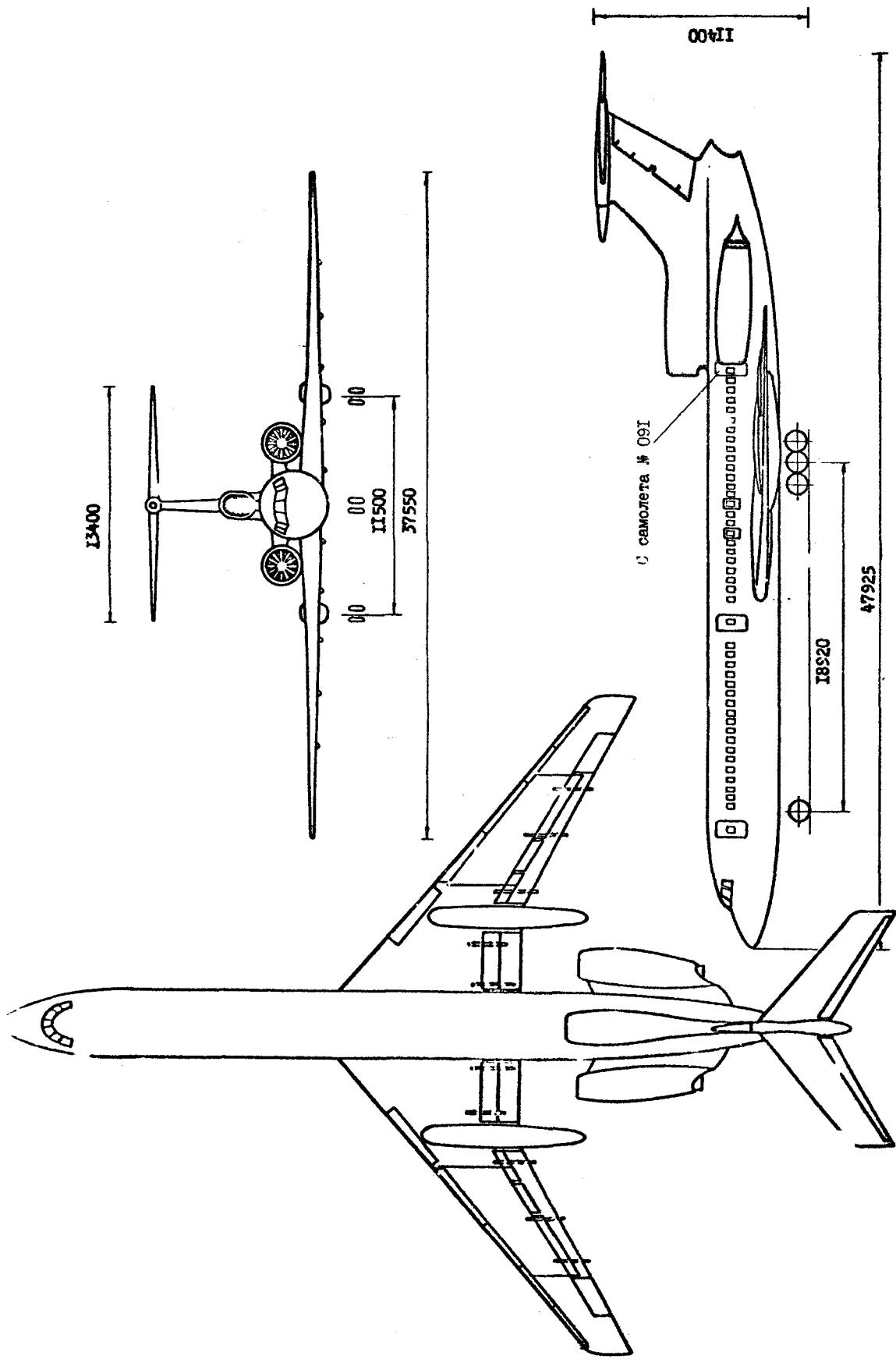
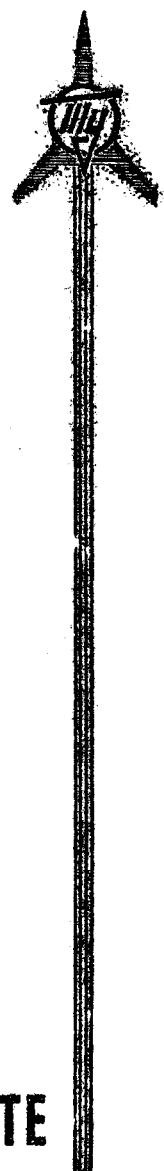


Рис. 0.1 Схема самолета в трех проекциях





**Раздел 1**  
**ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О САМОЛЕТЕ**



РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ

| КНИГА 2 ЧАСТЬ I |

## Раздел I

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О САМОЛЕТЕ

## I.I. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О КОНСТРУКЦИИ САМОЛЕТА

Самолет конструктивно выполнен по схеме моноплана с низкорасположенным стреловидным крылом, стреловидным Т-образным оперением. Основными элементами планера являются фюзеляж, крыло, горизонтальное и вертикальное оперение. Шасси самолета трехпоршневое с носовой стойкой, убирается назад по потоку: основные ноги - в гондолы, расположенные на центроплане крыла, а носовая стойка - в нишу передней части фюзеляжа.

Двигатели расположены в хвостовой части фюзеляжа: два на пилонах по бокам фюзеляжа и один внутри фюзеляжа. Заборник среднего двигателя выведен наверх фюзеляжа.

Фюзеляж представляет собой полумонокок круглого сечения диаметром 3,8 м, состоит из трех основных частей: носовой, средней и хвостовой. Носовая и средняя части фюзеляжа представляют собой единую герметическую кабину, в которой размещаются экипаж, пассажиры, багажные помещения (под полом пассажирских салонов) и технические отсеки для размещения оборудования. Хвостовая часть фюзеляжа - негерметичная, в ней размещены: технический отсек, отсек гидравлического оборудования, вспомогательная силовая установка (ВСУ) и средний двигатель с каналом. Отсек среднего двигателя отделен от герметического и технического отсеков титановой противопожарной перегородкой. Крепление хвостовой части фюзеляжа к средней части осуществлено болтами по всему периметру стыковочного шпангоута № 66. К средней части фюзеляжа приставлен центроплан крыла.

Фюзеляж - клепаной конструкции, изготовлен из продольного (стрипгеров) и поперечного (шпангоутов) наборов и обшивки. Фюзеляж имеет: две входные двери, одну служебную дверь и 7 аварийных выходов<sup>2</sup>, из которых три аварийных выхода - у 20 и 61 шпангоутов и 4 аварийных выхода на крыло. Все аварийные выходы закрываются съемными крышками, которые открываются и снимаются внутрь фюзеляжа.

Двери (две входные и одна служебная) открываются наружу, совершая плоскопараллельное движение относительно фюзеляжа, и запираются механизмами, обеспечивающими надежную и безопасную их эксплуатацию.

Открытое положение запирающих механизмов всех выходов из самолета сигнализируется загоранием световых табло на пульте бортинженера.

Загрузка багажных помещений производится через два люка, открывающиеся внутрь фюзеляжа (сдвигаясь в сторону). Кроме того, доступ в багажные помещения возможен изнутри фюзеляжа через люки пола передней и средней частей фюзеляжа.

Нол багажных помещений закреплен на шпангоутах фюзеляжа и выполнен съемным.

Крыло состоит из трех частей центроплана и двух отъемных частей крыла (ОЧК). Конструктивно крыло представляет собой трехлонжеронную кессонную конструкцию, состоящую из верхней и нижней клепанных панелей, трех лонжеронов балочного типа и съемного косса.

<sup>2</sup> На самолет № 090 - 5 аварийных выходов (отсутствуют 2 выхода у 61шп).

# Руководство по эксплуатации, книга 2 часть I

В качестве поперечных элементов использованы нервюры балочного типа. Внутренние объемы крыла (кессоны) используются для размещения топлива.

В крыле размещены шесть кессон-баков: четыре в центроилане (один из них - расходный) и два в ОЧК.

Крыло оснащено мощной механизацией.

На крыле установлены элероны, предкрылки, трехслойные закрылки, по четыре секции интерцепторов и две гондолы для уборки главных ног шасси.

Хвостовое оперение состоит из вертикального оперения и горизонтального, закрепленного на верхней части киля.

Вертикальное оперение состоит из киля и руля направления. Киль с помощью не-разъемного технологического стыка прикреплен к хвостовой части фюзеляжа.

Киль кессонного типа выполнен из клепанных панелей и трех лонжеронов, скрепленных между собой болтами и заклепками. Руль направления состоит из сотовых панелей.

Горизонтальное оперение состоит из стабилизатора и руля высоты. Стабилизатор - кессонного типа, изреставрированный в полете, с диапазоном углов отклонения от  $0^{\circ}$  до  $5,5^{\circ}$  по указателю.

Конструктивно стабилизатор выполнен из клепанных панелей и трех лонжеронов, скрепленных между собой заклепками и болтами. Руль высоты состоит из сотовых панелей.

В конструкции планера применены обычные материалы: дюраалюминиевые сплавы, легированные стали, титан и другие. Для достижения минимального веса конструкции планера применены конструктивные элементы переменного сечения, получаемые методом программированного фрезерования и химического травления, а также широко использованы штампованные и прессованные элементы, позволяющие рационально распределить материал по конструкции.

Конструкция агрегатов планера выполнена с учетом обеспечения повышенной живучести и получения полного срока службы планера 15000 полетов.

Повышенная живучесть планера обеспечена:

- трехлонжеронной схемой конструкции крыла, киля и стабилизатора;
- бескомпенсаторной клепкой каркаса с обшивкой фюзеляжа;
- применением химического травления для получения утолщенной обшивки под защелочные швы и в местах вырезов обшивки;
- анодированием обшивки и деталей каркаса планера.

Для повышения антикоррозийной защиты вся наружная поверхность самолета покрыта бесцветным лаком. Внутренняя поверхность обшивки и элементы каркаса в нижней части фюзеляжа покрыты антикоррозийными эмалями, а места, особо подвергшиеся действию коррозии, дополнительно покрыты герметиком.

## I.I.I. Компоновка пассажирской кабины

Пассажирская кабина самолета состоит из двух салонов (первого и второго), разделенных между собой просторным и емким буфетом-кухней. Каждый салон имеет свою входную дверь и вестибюль.

\* В варианте компоновки на 180 пассажирских мест буфет-кухня не устанавливается.

## РУКОВОДСТВО ПС ЭКСПЛУАТАЦИИ

Количество устанавливаемых пассажирских кресел и нумерация рядов, в зависимости от вариантов компоновки для самолетов внутренних линий, приведены в таблице I.I-I-I.

Таблица I.I-I-I

Туристский			Экономический			Зимний		
Коли- чество кресел	Нумерация рядов		Коли- чество кресел	Нумерация рядов		Коли- чество кресел	Нумерация рядов	
	I салон	II салон		I салон	II салон		I салон	II салон
152	I-9	I6-32	158	I-10	I6-32	144	I-9	I6-32*
160	I-II	I6-32				150	I-10	I6-32
164	I-II	I6-33	180	I-15	I6-33	147	I-10	I6-31
						151	I-10	I6-32
						152	I-II	I6-30
						162	I-12	I5-32

Конструкция узлов съёмного оборудования самолетов № 310 и с № 354 позволяет за короткое время переоборудовать самолеты из одного варианта в другой в аэродромных условиях.

На самолетах, переоборудованных в условиях АТБ за счет уменьшения буфета-кухни, сохраняется конструкция переднего и заднего стационарных гардеробов с установкой в них дополнительных стеллажей для контейнеров бортпроводника, а задний средний туалет переоборудуется в служебное помещение без снятия сантехнического оборудования.

В зимнее время в салонах самолета предусмотрена установка съёмных гардеробов за счет снятия пассажирских кресел (зимний вариант компоновки).

во всех вариантах компоновки пассажирские кресла в пассажирских салонах размещены с минимальным шагом установки рядов - 750 мм при центральном проходе. Количество кресел в рядах указано в приложении к книге 2 ч. 2.

Кресла каждого ряда обозначены буквами А, Б, В, Г, Д и Е (на самолете ЦУ МВС - А, В, С, Д, Е и Г), которые выбиты на кнопках включения индивидуальных светильников.

Через смотровые окна, размещенные в бортах фюзеляжа с шагом 500 мм, обеспечен хороший обзор пассажирам.

Вдоль салонов по обоим бортам расположены жесткие багажные полки для размещения мелких личных вещей пассажиров.

На нижней плоскости багажных полок установлены панели обслуживания пассажиров с насадками индивидуальной вентиляции, светильниками и кнопками включения индивидуального освещения, клавишами вызова бортпроводника и световой нумерацией рядов кресел.

Освещение салонов выполнено комбинированным: общее (центральное и боковое) - люминисцентными лампами, а дежурное - ночное - лампами накаливания. Плафонны освещения размещены в центральной части потолка салонов. Кроме того, имеется подсвет бортов и нижней плоскости багажных полок, что создает в салонах ровное мягкое освещение.

Буфет-кухня\*\* оборудован комплектом кухонных приборов, холодильником и контейнерами. Оборудование буфета-кухни позволяет обеспечивать всех пассажиров и экипаж горячим питанием в полете.

В переднем и среднем вестибюлях установлены откидные сиденья для бортпроводников.

В варианте компоновки на 180 пассажирских мест для бортпроводника отводится крайнее левое кресло трехместного блока у задней входной двери.

Кроме того, с самолета № 091 установлены дополнительные сиденья в буфете-кухне\*\*\* во втором салоне.

\* Для самолетов с № 006 по 090 - I-9, I6-3C.

\*\* В варианте компоновки на 180 пассажирских мест буфет-кухня не устанавливается.

Борта, потолки и перегородки салонов и служебных помещений облицованы синтетическими огнестойкими материалами. Полы в салонах покрыты синтетическими ковровыми дорожками, а полы служебных помещений - пластиком или резиной.

На самолете установлены стационарные гардеробы для верхней одежды пассажиров. На эвакуационный период предусмотрена возможность установки дополнительных съемных гардеробов за счет снятия отдельных блоков кресел.

Пассажирские салоны самолета ЦУМВС по № 225 имеют два варианта компоновки:

- смешанный на 124 места;
- туристский на 136 мест.

За счет демонтажа съемных гардеробов в конце второго салона на правом и левом бортах общее число пассажирских мест может быть увеличено до 128 и 140 соответственно.

За счет демонтажа съемной перегородки в первом салоне и съемных гардеробов в конце второго салона на правом и левом бортах в варианте на 136 мест, общее число пассажирских мест может быть увеличено до 146.

Пассажирские салоны самолета ЦУ МВС и 235 ОАО с № 275 имеют 4 смешанных варианта компоновки: на 144, 133, 131 и 114 (116)\* места.

Возможные варианты на 134, 123, 121 и 104 (106)\* места соответственно, когда взамен 16 - 17 рядов слева и двух блоков кресел 33 ряда устанавливаются 3 съемных гардероба.

При установке спасательных плотов взамен 10 ряда слева (в вариантах на 144, 133 и 131 место) количество мест уменьшается на 3, а взамен 16 - 17 рядов слева (в варианте на 114 (116)\* мест) - на 6.

При замене кресел 33 ряда съемными стеллажами для контейнеров бортпроводников количество мест во всех вариантах уменьшается на 4.

На салонах ЦУ МВС и 235 ОАО дополнительно устанавливаются этажерки с контейнерами:

- по самолет № 225 - на обоих бортах;
- с самолета № 275 - на правом борту.

Для обслуживания пассажиров первого класса в переднем вестибюле на левом борту устанавливается буфетная стойка.

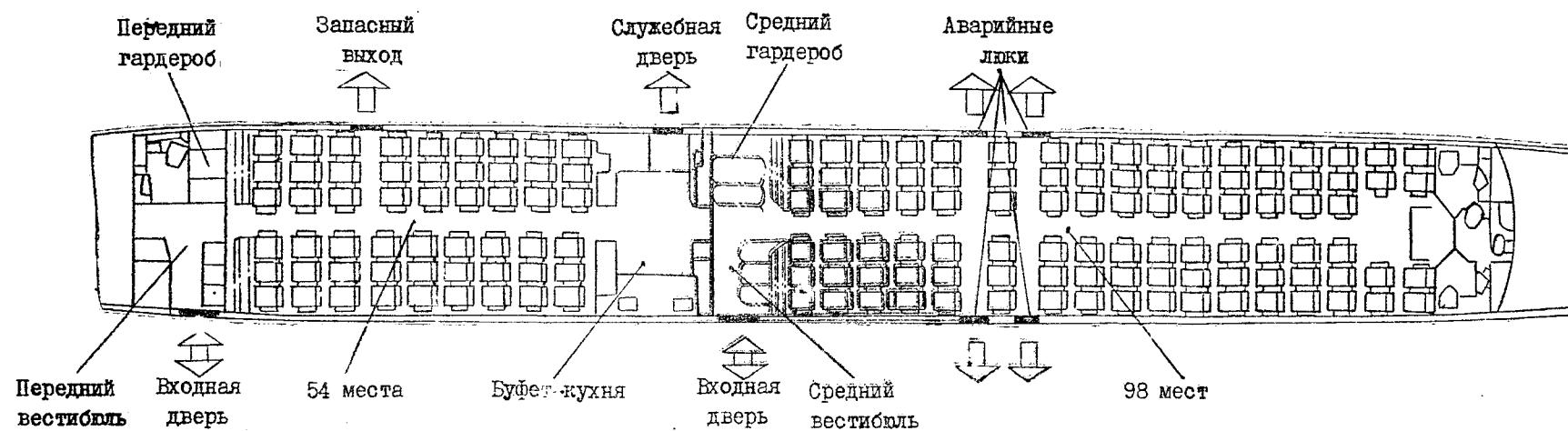
Переоборудование пассажирских салонов из одного варианта компоновки в другой может осуществляться в аэродромных условиях.

\* В скобках - до переоборудования в вариант на 114 мест.

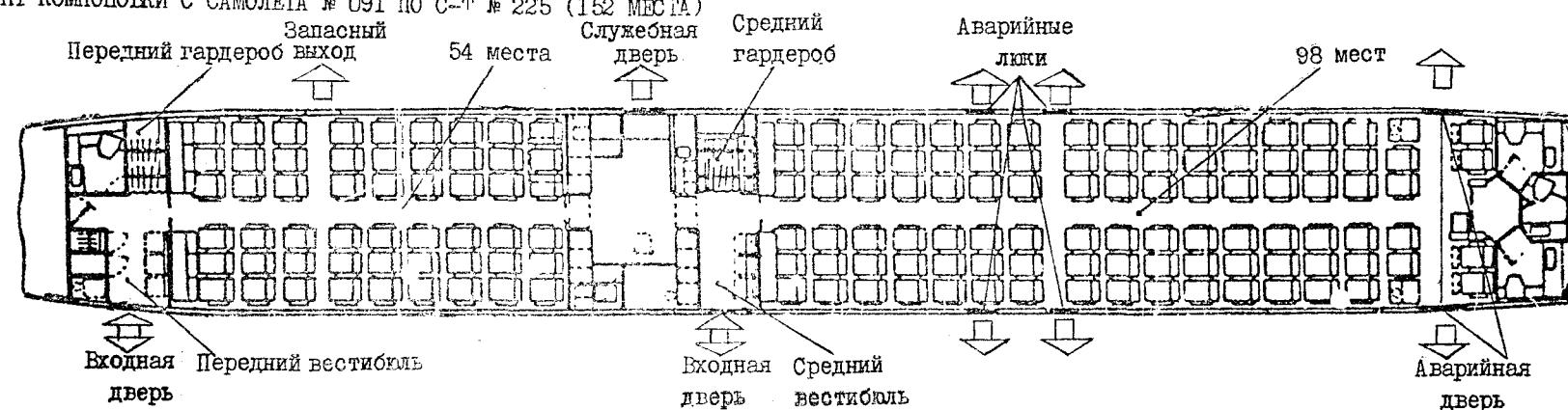
## Руководство по эксплуатации

| книга 2 часть I

ВАРИАНТ КОМПОНОВКИ ПО С-Т № 090 (152 МЕСТА)



ВАРИАНТ КОМПОНОВКИ С САМОЛЕТА № 091 ПО С-Т № 225 (152 МЕСТА)



ВАРИАНТ КОМПОНОВКИ С С-ТА № 226 ПО С-Т № 294 (160 МЕСТА)

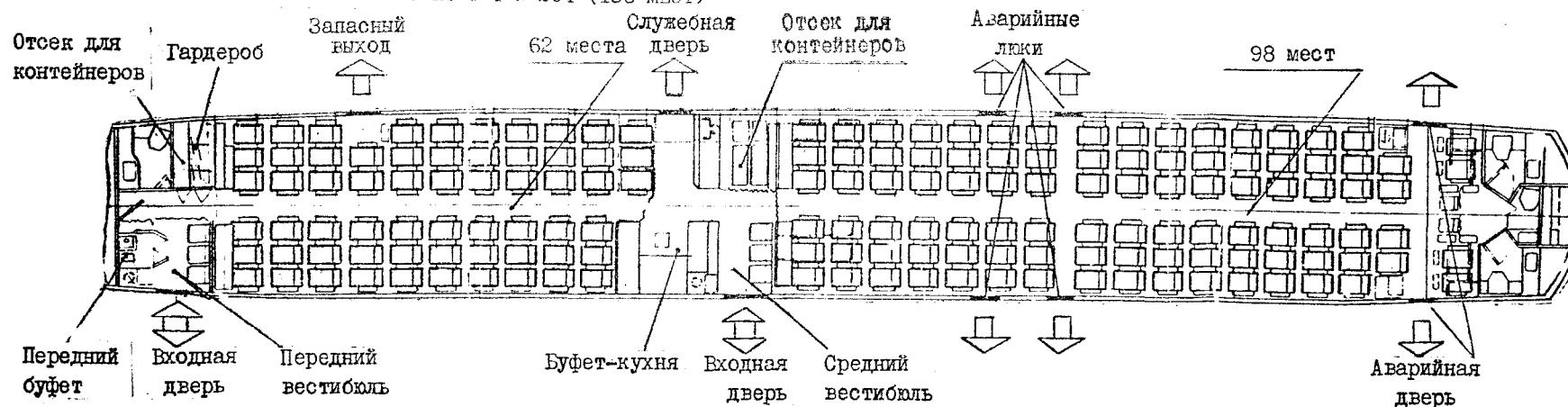
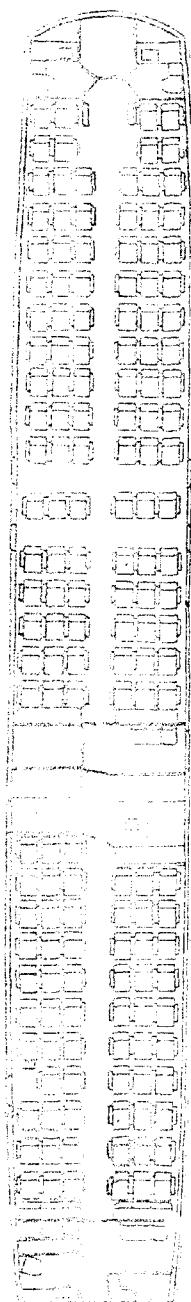


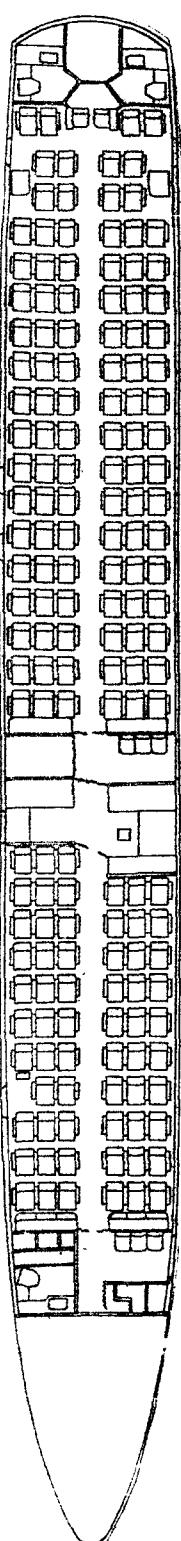
Рис. I.1. Схема компоновки пассажирских салонов  
(лист I из 2)



Вариант на 160 мест  
(самолеты по № ОЭО после переоборудования в АКБ)



Вариант на 164 места  
(самолеты № 091 - 294 - после переоборудования и с № 295)



Вариант на 180 мест  
(самолеты с № 296)

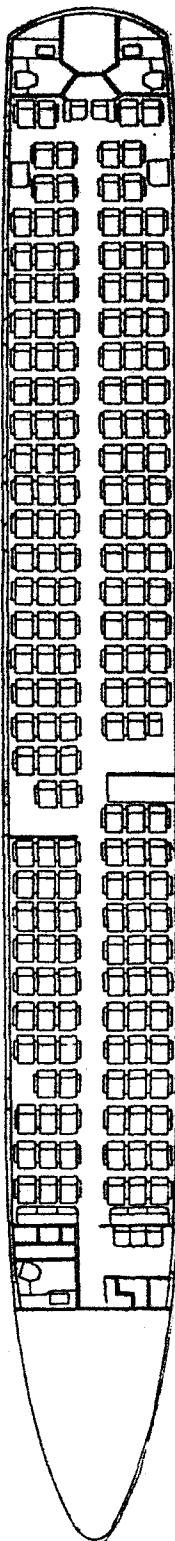


Рис. I.1 (лист 1 из 2). Схема компоновки пассажирских салонов

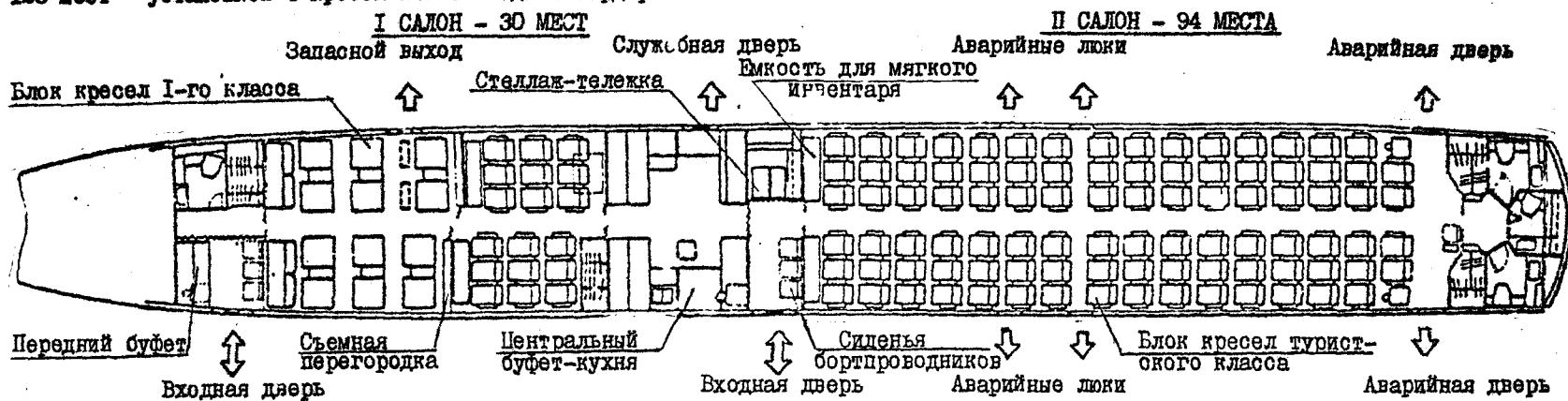
**Смешанный вариант - 124 места**

۱۰

### Варианты преходомоновки на:

126 мест — установкой 2 кресел вместо одного заднего гардероба

**T28 №201** = установкой 4 кресел вместо задних гардеробов



Туристский вариант - 136 мест

### Варианты перекомпоновки ка:

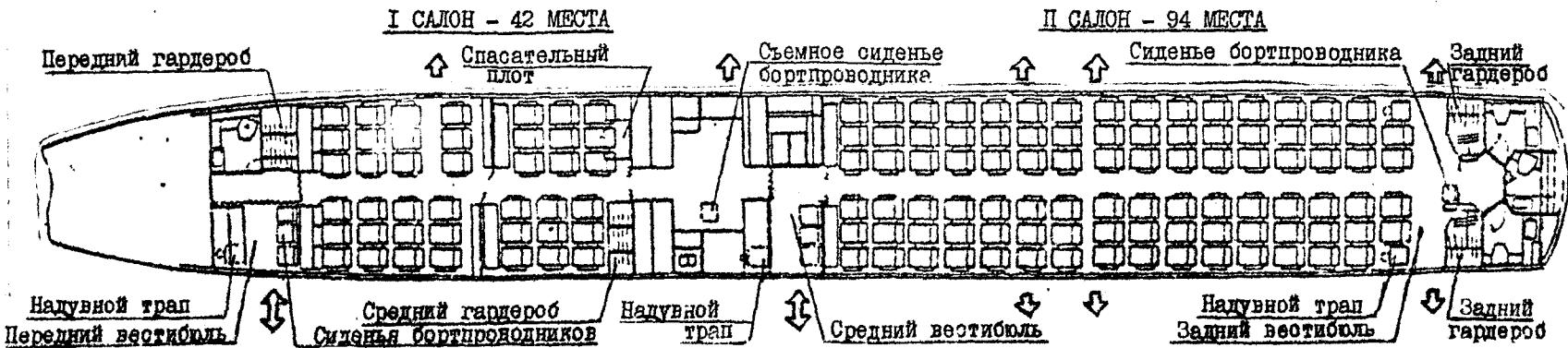
T38 имеет - установкой 2 кресел вместо одного заднего гардероба

140 мест - установкой 4 кресел вместо задних гардеробов

142 места — установкой 5 ряда кресел в I салоне вместо съемной перегородки

144 места - установкой 5 ряда кресел в I салоне и 2 кресел вместо одного заднего гардероба

146 мест — установкой 5 ряда кресел в 1 салоне и 4 кресел вместо задних гардеробов



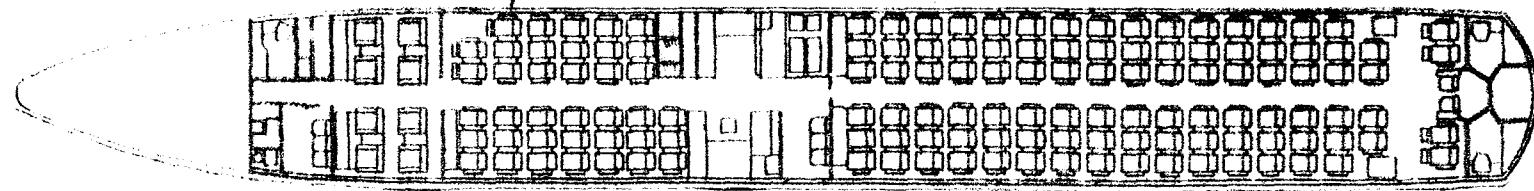
# РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ | КНИГА 2 ЧАСТЬ I

Ту-154Б

## Вариант на 144 места

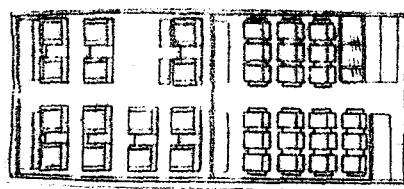
Первый салон на 46 мест

Второй салон на 98 мест

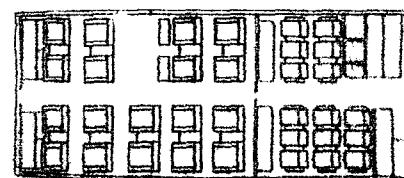


## Варианты компоновки первого салона

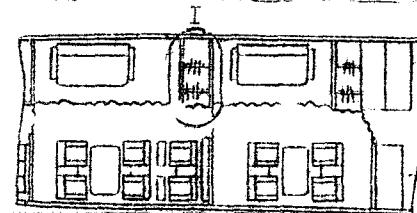
На 35 мест (для варианта на 133 места)



На 33 места (для варианта на 131 место)



На 16 мест (для варианта на 114 мест)



I  
(для варианта на 116 мест)





# Руководство по эксплуатации | книга 2 часть I

Вокруги изнутри для пассажиров и членов экипажа расположены на левом борту сиденья, за спиной крика. Передняя дверь предназначена для входа и выхода членов экипажа и пассажиров первого салона, а задняя дверь для пассажиров второго салона. Герметичные аварийные выходы для пассажиров и экипажа используются:

— на левом борту: две входные двери (передняя и задняя), два аварийных люка на крыше и аварийная дверь;

— на правом борту: аварийный выход, служебная дверь, два аварийных люка на крыше и аварийная дверь;

на самолете имеются два багажных помещения переднее и среднее, общей емкостью 38 м<sup>3</sup>, размещенные под полом пассажирских салонов в герметической части фюзеляжа.

Туалеты размещены с учетом пользования ими без прохода через буфет-кухню. В кормовой части фюзеляжа расположены туалет для пассажиров первого салона и в хвостовой части — туалеты для пассажиров второго салона. Туалеты оборудованы системой водопровода с подачей горячей и холодной воды и канализацией.

Заправка водой и очистка системы канализации производится снаружи фюзеляжа через запорную и сливную панель, имеющие штуцеры международного стандарта.

Многократная комната оборудования умывальником с краном-дозатором и набором санитарных средств.

Конструкция унитаза — рециркуляционная, с применением специальной химической жидкости.

Размещение на самолете входных дверей и багажных помещений приведено на рис. 1.3.

## 1.2. ОСНОВНЫЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА

Радиус кривизны полосы приземления	37,55 м
Ширина самолета	47,925 м
Высота самолета	11,4 м
<b>Фюзеляж</b>	
Длина фюзеляжа	42,33 м
Несущий диаметр	3,8 м
Площадь поперечного сечения фюзеляжа	11,3 м <sup>2</sup>
Потемление	11,15
<b>Крыло</b>	
Площадь крыла:	
— без панели	180,01 м <sup>2</sup>
— с панелью	201,45 м <sup>2</sup>
Поперечное У крыла	-1°10'
Средняя aerодинамическая хорда крыла	5,285 м

С самолета в ПСУ:

I.8

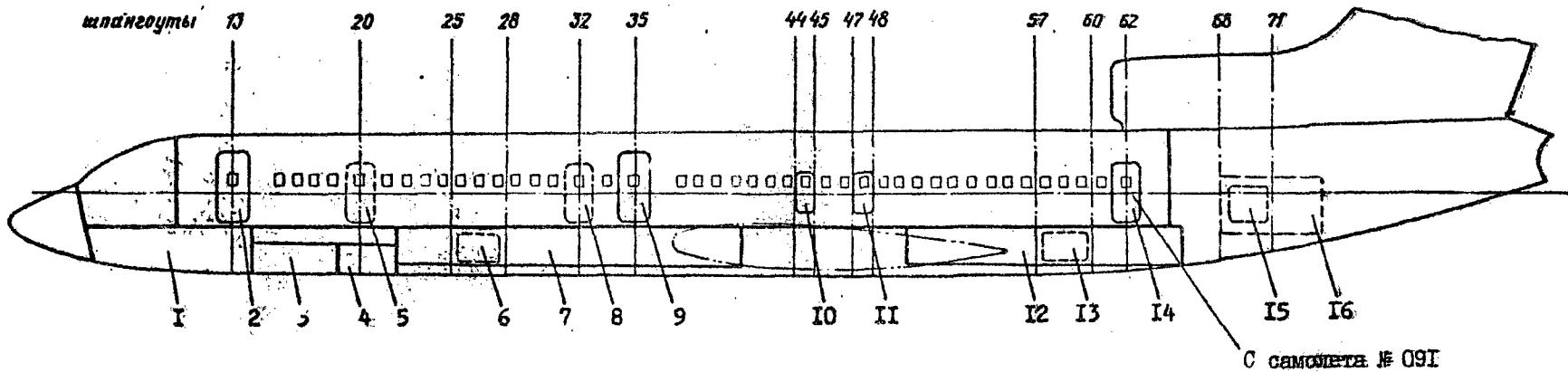


Рис.I.3. Схема расположения дверей, аварийных выходов, люков и багажных помещений

- |  |  |
|--|--|
| 1. Передний технический отсек                      | 9. Задняя входная дверь (левый борт)               |
| 2. Передняя входная дверь (левый борт)             | 10. Аварийные люки (правый и левый борт)           |
| 3. Отсек передней стойки шасси                     | 11. Аварийные люки (правый и левый борт)           |
| 4. Технический отсек                               | 12. Среднее герметическое багажное помещение       |
| 5. Запасный выход (правый борт)                    | 13. Люк среднего багажного помещения (правый борт) |
| 6. Люк переднего багажного помещения (правый борт) | 14. Аварийные двери на левом и правом бортах       |
| 7. Переднее герметическое багажное помещение       | 15. Люк заднего технического отсека                |
| 8. Служебная дверь (правый борт)                   | 16. Задний технический отсек                       |

## Руководство по эксплуатации

КНИГА

ЧАСТЬ

Угол установки крыла .....	$+3^0$
Стреловидность крыла по I/4 хорды .....	$35^0$
Угол отклонения предкрыльков (на взлете и посадке) .....	
- внутренних и средних $20^0 \pm 20'$	средний угол откло- нения условно при- нят ... $180^0$
- внешних $16^0 \pm 20'$	
<u>Закрылки</u>	
Площадь закрылок:	
- внешних .....	$2x11\text{ m}^2$
- внутренних .....	$2x7,5\text{ m}^2$
Размах закрылок:	
- внешних .....	$2x7,73\text{ м}$
- внутренних .....	$2x3,75\text{ м}$
Угол отклонения закрылок на взлете:	
- внешних .....	$24^0 \pm 1^0$
- внутренних .....	$28^0 \pm 2^0$
Угол отклонения закрылок на посадке:	
- внешних .....	$40 \pm 1^0$
- внутренних .....	$45 \pm 1^0$
Установочный угол внутренних закрылок в убранном положении .....	$2^0 \pm 10^0$
<u>Интерцепторы</u>	
Площадь:	
- внешних .....	$2x1,45\text{ m}^2$
- средних .....	$2x2,0\text{ m}^2$
- внутренних .....	$2x2,78\text{ m}^2$
Размах:	
- внешних .....	$2x2,83\text{ м}$
- средних .....	$2x3,705\text{ м}$
- внутренних .....	$2x3,23\text{ м}$
Угол отклонения:	
- внешних .....	$45 \pm 2^0$
- средних .....	$45 \pm 1^0$
- внутренних .....	$50 \pm 1^0$
<u>Элероны</u>	
Площадь элеронов .....	$2x1,73\text{ m}^2$
Размах элеронов .....	$2x2,28\text{ м}$
Углы отклонения элеронов вверх-вниз .....	$20 \pm 1^0$
<u>Горизонтальное оперение</u>	
Площадь горизонтального оперения .....	$40,55\text{ m}^2$
Площадь стабилизатора (без руля высоты) .....	$32,09\text{ m}^2$
Площадь руля высоты .....	$2x4,23\text{ m}^2$
Стреловидность горизонтального оперения .....	$40^0$
Размах горизонтального оперения .....	$13,4\text{ м}$
Угол установки стабилизатора относительно СГФ .....	от $-1,5$ до $-7^0$

**Руководство по эксплуатации**

КНИГА 2 ЧАСТЬ I

Угол отклонения руля высоты вверх .....	$29 \pm 1^{\circ}$	$\gamma_{ст} = -1,5^{\circ}$
вниз .....	$16 \pm 1^{\circ}$	
вверх .....	$29 \pm 1^{\circ}$	$\gamma_{ст} = -7^{\circ}$
вниз .....	$14^{\circ}30' \pm 1^{\circ}$	

Вертикальное оперение

Площадь вертикального оперения .....	$31,725 \text{ м}^2$
Площадь киля .....	$24,255 \text{ м}^2$
Площадь руля направления .....	$7,535 \text{ м}^2$
Размах вертикального оперения .....	5,65 м
Стреловидность вертикального оперения .....	$45^{\circ}$
Углы отклонения руля направления вправо-влево .....	$25 \pm 1^{\circ}$

Шасси

Ширина колеи .....

11,5 м

Продольная база шасси (при необжатых амортизаторах)....

18,920 м

## Размеры:

- главных колес (двадцать колес) .....
- ..... 950x305 мм
- передних колес (два колеса) .....
- ..... 800x225 мм

На рис. I.4 приведена посадочная схема самолета.

I.3. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О КОНСТРУКЦИИ ДВИГАТЕЛЯНК-8-2У

Двигатель НК-8-2У представляет собой двухконтурный турбореактивный двигатель со смешением потоков воздуха наружного и внутреннего контуров.

В двигателе применена двухвальная схема.

Одноступенчатая турбина высокого давления приводит во вращение четырехступенчатый компрессор высокого давления, а двухступенчатая турбина низкого давления – четырехступенчатый компрессор низкого давления.

Для улучшения посадочных характеристик самолета двигатели, установленные на бортах фюзеляжа, оборудованы системой реверсирования тяги.

Все агрегаты маслосистемы, включая маслобаки и топливно-масляный радиатор, установлены на двигателе.

Конструкция двигателя позволяет получить от его компрессора воздух высокой кондиции для системы кондиционирования пассажирских салонов и кабин экипажа.

## **Руководство по эксплуатации**

1 КНИГА 2 ЧАСТЬ

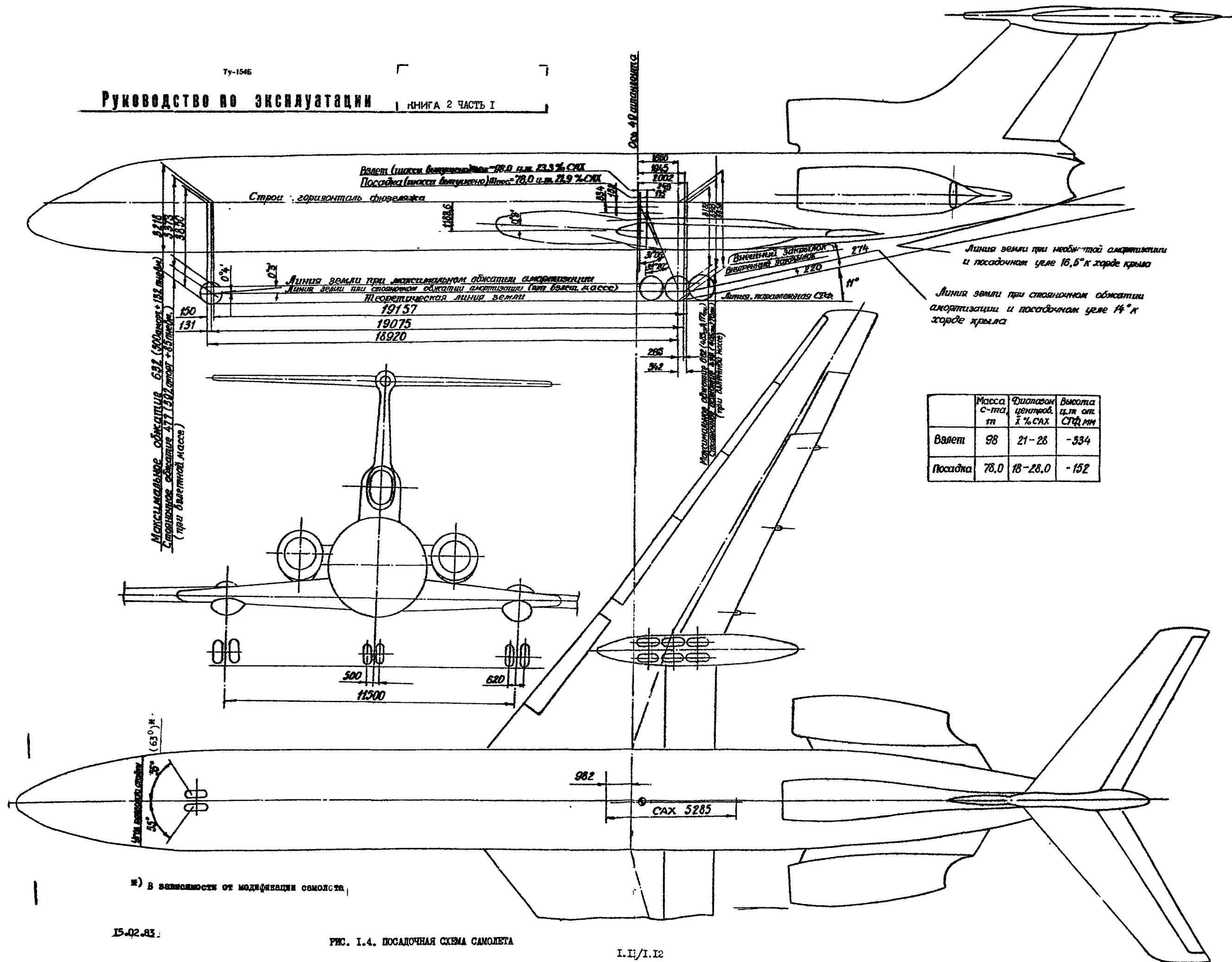


Рис. I-4. ПОСЛОДЧНАЯ СХЕМА САМОЛЕТА



Руководство по эксплуатации

[ КНИГА 2 ЧАСТЬ I ]

## I.3.1. Основные технические данные двигателя НК-8-2У

Тип двигателя .....	двухконтурный, турбореактивный
Длина двигателя .....	5288 мм (с реверсом) 4762 мм (без реверса)
Диаметр двигателя .....	1442 мм
Сухая масса двигателя (с реверсом).....	2350 кг
Тяга на взлете ( $H = 0, V = 0$ ) .....	10500 <sup>-2%</sup> ктс
Удельный расход топлива на взлете, кг/кг тяги час .....	0,58 <sup>+0,01</sup>
Тяга на крейсерском режиме длительного полета ( $H=11$ км, $V = 850$ км/ч) .....	2200 кгс
Удельный расход топлива на крейсерском режиме длительного полета кг/кг тяги час .....	0,76 <sup>+0,01</sup>
<u>Компрессор</u> .....	осевой, двухкаскадный
Количество ступеней:	
- компрессора низкого давления .....	4 (из них две ступени вентиляторные)
- компрессора высокого давления .....	6
Суммарная степень сжатия .....	10,8
Степень двухконтурности (отношение расхода воздуха в наружном контуре к расходу во внутреннем контуре).....	I
Число оборотов ротора компрессора высокого давления (взлетный режим) .....	7060 об/мин
Число оборотов ротора компрессора низкого давления (взлетный режим) .....	5390 об/мин
<u>Камера сгорания</u> .....	кольцевая
<u>Турбина:</u>	
- количество ступеней низкого давления .....	2
- количество ступеней высокого давления .....	1
<u>Реактивное сопло</u> .....	дозвуковое, нерегули- руемое
<u>Реверс тяги</u>	
Максимальная величина отрицательной тяги .....	3600 кгс
Время получения максимальной отрицательной тяги .....	6 с
<u>Сорт топлива</u> .....	T-I, TC-I ГОСТ 10227-62, (рабочее и пусковое) PT и их смеси
<u>Сорт масла</u> .....	МК-8П(ГОСТ 6457-66), МС-8П(ТУ-38-101659-76)* и их смеси ВНИИ-НП50-1-4Ф(ГОСТ 13076-67)

\* В промежуточных аэропортах при отсутствии масла МК-8П и МС-8П разрешается одноразовая дозаправка маслом МК-8.

**ПРИМЕЧАНИЕ:** Топлива и масла, которые могут быть использованы в качестве заменителей основных марок, указаны в "Руководстве по эксплуатации", книга 4.

### I.3.2. Расположение и крепление двигателей

Двигатели расположены в хвостовой части фюзеляжа: первый и третий на горизонтальных пилонах по бортам фюзеляжа, второй - внутри хвостовой части фюзеляжа. Такое расположение двигателей обеспечивает ряд преимуществ, в частности, меньший уровень шума и вибраций в салонах самолета, что обеспечивает комфорт пассажирам.

Боковые двигатели расположены в легкосъемных мотогондолах, что позволяет производить замену двигателей вместе с мотогондолами, существенно снижая время простоя самолета.

Крепление двигателей в мотогондолах производится шестью подкосами легко демонтируемыми при замене двигателей. Наличие в обшивке мотогондол специальных откидных крышек обеспечивает хороший подход ко всем узлам обслуживания двигателя.

Противопожарная безопасность в районе мотогондол обеспечивается установкой противопожарных перегородок из титана и эффективной системой пожаротушения.

### I.3.3. Система запуска двигателей

Система запуска двигателей - воздушная, автономная, от компрессора вспомогательной силовой установки.

Запуск может быть также осуществлен и от наземной установки сжатого воздуха через штуцер международного стандарта.

Весь процесс запуска автоматизирован. Система запуска обеспечивает поочередный запуск двигателей. Продолжительность запуска одного двигателя не более 80 сек. После запуска одного двигателя запуск остальных может осуществляться **воздухом, отбираемым от компрессора запущенного двигателя.**

### I.3.4. Управление двигателями

Изменение режима работы двигателей осуществляется рычагами управления двигателями (РУД), установленными на среднем пульте пилотов и пульте бортинженера.

Каждый двигатель управляет одним РУД с помощью тросов и тяг, действующих на поводок управления автоматом дозировки топлива.

Требуемый режим работы двигателя на земле и в полете обеспечивается установкой РУД в нужное положение и автоматически поддерживается на всех высотах и скоростях полета.

Работа двигателей контролируется приборами, установленными на приборных досках пилотов и бортинженера.

Включение реверса тяги двух боковых двигателей осуществляется специальными рычагами реверса, закрепленными на рычагах управления двигателями у пилотов.

Останов двигателей производится рычагами "Останов двигателей", расположенным на пульте бортинженера.

# Руководство по эксплуатации

| КНИГА 2 ЧАСТЬ I |

## I.3.5. Вспомогательная силовая установка

Вспомогательная силовая установка (ВСУ) расположена над средним двигателем. Это небольшой газотурбинный двигатель, запускаемый от бортовых аккумуляторных батарей или внешнего источника электроэнергии. Он приводит в действие генератор переменного тока мощностью 40 кВ·А и генератор-стартер постоянного тока мощностью 12 кВт.

ПРИМЕЧАНИЕ. Для самолетов с четырьмя аккумуляторами используется только источник переменного тока.

От компрессора ВСУ отбирается сжатый воздух с давлением 4-4,5 кгс/см<sup>2</sup> для запуска двигателей или кондиционирования воздуха в кабинах.

Вспомогательная силовая установка обеспечивает:

- возможность опробования на земле всех бортовых систем, в том числе и управления самолетом без аэродромных источников электроэнергии;

- автономное питание системы кондиционирования воздуха кабин при стоянке самолета и на руления;

- подачу сжатого воздуха на запуск двигателей;

- питание электросети самолета переменным током в полете на высотах до 6000 м при неработающих генераторах на основных двигателях (запуск ВСУ в полете возможен до 3000 м)\*.

Управление ВСУ осуществляется с пульта бортинженера.

## I.4. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О КОНСТРУКЦИИ ОСНОВНЫХ СИСТЕМ САМОЛЕТА

### I.4.1. Топливная система

Топливо на самолете размещено в шести кессон-баках. Четыре кессон-бака размещены в центроплане (бак № 1, бак № 4 и два бака № 2) и два кессон-бака (№ 3) - в ОЧК. Баки № 2 и № 3 делятся на левые и правые. Средний бак центроплана (№ 1) является расходным баком для всех двигателей, в том числе и двигателя ВСУ. Расход топлива из баков № 2, № 3 и № 4 производится перекачкой в бак № 1.

Общая вместимость всех баков при централизованной заправке составляет 39750 кг при плотности 0,8 г/см<sup>3</sup>. Из них: бака № 1 - 3300 кг, баков № 2 - по 9500 кг, баков № 3 - по 5425 кг и бака № 4 - 6600 кг.

Система дренажа баков - открытого типа с двумя заборниками воздуха, размещенными по бортам фюзеляжа перед носком крыла.

Заправка баков топливом производится снизу под давлением до 4,5 кгс/см<sup>2</sup> через две горловины или сверху через заданные горловины баков. Автоматика заправки под давлением обеспечивает четыре варианта заправки: 15 т, 20 т, 25 т и полная..

Время полной заправки баков под давлением составляет ≈ 20 мин.  
Расход топлива в полете по заданной программе осуществляется автоматически. На случай отказа автоматики предусмотрел переход на ручное управление. Контроль за расходом топлива осуществляется по топливомеру и расходомеру.

\* Запуск ВСУ в полете разрешен с самолета № 285, а на остальных - после выполнения доработки по бюллетеню № 154-1880ДК.

# Руководство по эксплуатации

| КНИГА | 2 ЧАСТЬ |

Топливомер показывает количество топлива в каждом баке и общее количество топлива на самолете. Расходомер показывает часовой расход топлива отдельно каждого двигателя и остаток топлива, имеющийся на самолете.

При остатке топлива 2500 кг на все двигатели загорается сигнальная лампа.

Управление топливной системой осуществляется с пульта бортинженера.

Для предотвращения образования кристаллов льда на элементах топливной системы двигателей заправляемое в самолет топливо должно содержать противообледенительную жидкость (см. п. 4.3.2.0 (3) кн. I РЛЭ).

В качестве противообледенительных жидкостей применяются:

- "И" - ГОСТ-8313-76;
- "ТГФ" - ГОСТ-17477-75;
- "И-М" - ТУ6-10-1458-74;
- "ТГФ-М" - ТУ6-10-1457-74.

### I.4.2. Масляная система

Двигатели НК-8-2У и двигатель ВСУ оборудованы индивидуальными масляными системами, которые объединены общей системой заправки их баков под давлением через один бортовой штуцер (приемник), изготовленный по международному стандарту.

Количество заправки маслобака двигателя НК-8-2У - 32 л, а маслобака ВСУ - 8 л.

Контроль количества масла в маслобаках осуществляется по масломерам, установленным в хвостовой части фюзеляжа (для наземного обслуживания).

### I.4.3. Противопожарная система

На самолете выполнены ряд конструктивных мероприятий, направленных на предотвращение возникновения пожара, а также обеспечена возможность эффективного тушения пожара в случае его возникновения. Мерами профилактики против пожара являются: широкое применение не распространяющих горение материалов в отделке лицевых поверхностей пассажирских салонов, применение в электросети проводов с термостойкой изоляцией, установка жаропрочных противопожарных перегородок.

На самолете установлены две самостоятельные системы тушения пожара:

- в гондолах двигателей в отсеке ВСУ;
- внутри двигателей.

Система тушения пожара в гондолах двигателей и отсеке ВСУ имеет три очереди огнетушителей, заряженных отнегасящим составом "Хладон- П4В<sub>2</sub>".

Система тушения пожара внутри двигателей имеет две очереди огнетушителей, заряженных отнегасящим составом "Хладон- П4В<sub>2</sub>".

Руководство по эксплуатации

книга 2 часть I

Приведение в действие огнетушителей первой очереди обеих систем осуществляется автоматически от систем сигнализации пожара, а огнетушителей второй и третьей очередей - вручную, нажатием соответствующих кнопок на щитке пожарной сигнализации у бортинженера.

При визуальном обнаружении пожара предусмотрена возможность ручного включения обеих систем пожаротушения.

Для ликвидации пожара в пассажирских салонах, кабине экипажа и багажных помещениях на борту самолета имеется:

- один огнетушитель ОУ;<sup>\*</sup>
- два фреоновых огнетушителя ОР1-2;
- два водяных огнетушителя ОР1-2;
- два фреоновых огнетушителя ОР2-6.

Доступ в багажные помещения обеспечен из пассажирской кабины через люки в полу.

Самолет оборудован системой дымоизвещения багажных помещений.

При появлении в багажных помещениях дыма определенной концентрации загорается табло "Пожар" на электрощите бортинженера и на средней приборной доске пилотов, а также сигнальные лампы "Перед." или "Средн." на электрощите бортинженера соответственно наименованию багажного помещения.

Для предотвращения возникновения пожара в силовых установках при посадке самолета с убранным шасси предусмотрено аварийное автоматическое включение шести огнетушителей от ударного механизма, расположенного в нижней части фюзеляжа.

I.4.4. Система нейтрального газа

Для предотвращения взрыва баков № 1 и 4 при посадке самолета с убранным шасси установлена система заполнения пространства над топливом в баке № 1 и 4 нейтральным газом CO<sub>2</sub>.

Система НГ имеет три баллона, заряженные обезвоженной углекислотой, срабатывающие при включении выключателя на панели противопожарной системы бортинженером в случае посадки самолета с убранным шасси.

---

<sup>\*</sup> На самолетах № 465, 466 и с № 523 (на остальных самолетах - после выполнения доработки по боллетею № 154-2912БУ) углекислотный огнетушитель ОУ заменен на фреоновый огнетушитель ОР1-2.

# Руководство по эксплуатации | книга 2 часть I

## 1.4.5. Гидравлическое оборудование

Гидравлическое оборудование самолета состоит из трех независимых гидросистем: I, 2 и 3 с рабочим давлением  $210^{+10}_{-7}$  кгс/см<sup>2</sup>, создаваемым насосами переменной производительности НИ-89, установленными на двигателях ИК-8-2Y (по одному насосу на левом и правом двигателях и два насоса на среднем). Кроме этого, 2 и 3 системы имеют по одной насосной станции НС-46 с электроприводом, получающим электропитание от основной системы трехфазного переменного тока 200 В.

Рабочая жидкость во всех гидросистемах - минеральное масло АМГ-10 ГОСТ 6794-53.

Контроль за работой гидросистем осуществляется по манометрам и сигнальным лампам, расположенным на приборной доске первого пилота и на панели энергоузла и гидросистем бортинженера. Лампы загораются при падении давления в гидросистемах I, 2, 3 ниже 106<sup>+5</sup> кгс/см<sup>2</sup>, а в системе аварийных тормозов ниже 190 кгс/см<sup>2</sup>.

Гидросистема I питается от двух насосов НИ-89, установленных на левом и среднем двигателях, и обеспечивает:

- основное управление уборкой и выпуском шасси;
- первый канал рулевых приводов: элеронов, руля высоты, руля направления и элерон-интерцепторов;
- второй канал рулевых агрегатов: элеронов, руля высоты и руля направления;
- второй канал управления закрылками;
- управление уборкой и выпуском внутренних и средних интерцепторов;
- основное управление тормозами колес шасси;
- аварийное управление тормозами колес шасси;
- запуск гидроаккумулятора аварийной тормозной системы включением кнопки, размещенной на приборной доске бортинженера;
- торможение основных колес при уборке шасси (с самолета № 255).

Гидросистема 2 питается от одного насоса НИ-89, установленного на среднем двигателе и обеспечивает:

- второй канал рулевых приводов: элеронов, руля высоты, руля направления и элерон-интерцепторов;
- второй канал рулевых агрегатов: элеронов, руля высоты и руля направления;
- второй канал управления закрылками;
- аварийный выпуск масла;
- поворот колес передней ноги шасси.

При отказе среднего двигателя или насоса НИ-89, установленного на нем, система обеспечивает выполнение непрерывных операций, а также наземную отработку гидросистем I и 2 от насосной станции НС-46.

Гидросистема 3 питается от одного насоса НИ-89, установленного на правом двигателе и обеспечивает:

- третий канал рулевых приводов: элеронов, руля высоты, руля направления и элерон-интерцепторов;
- третий канал рулевых агрегатов: элеронов, руля высоты, руля направления;
- дублирующее аварийное управление выпуском масла.

При отказе правого двигателя или его насоса НИ-89 насосная станция НС-46 этой системы обеспечивает выполнение непрерывных операций, а также наземную отработку гидросистемы 3. При выходе из строя одной из трех гидросистем две

# РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ

| КНИГА 2 ЧАСТЬ I

одной системой обеспечивают управление самолетом в полете. При отказе двух систем оставшаяся третья гидросистема обеспечивает необходимую мощность для выполнения всех маневров самолета, включая и посадку.

## 1.4.6. Управление самолетом

Физическое управление самолетом осуществляется пилотами отклонением рычагов управления (колонка, штурвал, педали), а автоматическое – с помощью бортовой системы управления АБСУ. Резервирование и конструктивное исполнение системы управления обеспечивает ее высокую надежность.

Автоматическая бортовая система управления АБСУ обеспечивает автоматическое управление самолетом на всех режимах полета в диапазоне допустимых эксплуатационных центров высот и скоростей полета, исключая взлёт до высоты 400 м и посадку с высоты 100 м (по I категории ТСАО) или 30 м (по II категории ICAO) до приземления.

Комплекс управления состоит из следующих систем:

- продольного управления (рулем высоты);
- кренового управления (элеронами и элерон-интерцепторами);
- курсового управления (рулем направления);
- автоматической бортовой системы управления АБСУ;
- управления закрылками;
- управления предкрылками;
- управления воздушными тормозами (интерцепторами);
- управления стабилизатором.

На высоте, руль направления и элероны-интерцепторы приводятся в действие с помощью обратимых рулевых приводов, связанных одинарными жесткими проводками с педалями и штурвалами пилота, а также с электрогидравлическими рулевыми приводами – исполнительными механизмами системы АБСУ.

В системе управления рулем высоты и элеронами установлено по два трехкамерных привода (по одному на элерон и каждую половину руля высоты), в системе управления элерон-интерцепторами – шесть однокамерных рулевых приводов (по три на элерон-интерцептор) и в системе управления рулем направления – один трехкамерный рулевой привод.

Управление элерон-интерцепторами осуществляется от элеронов через дифференциальный механизм, который обеспечивает неподвижность интерцепторов в убранном положении при отклонении элеронов в диапазоне углов от  $0^\circ$  до  $-1^\circ 30'$  и отклонение элеронов-интерцептора пропорционально углу отклонения элерона при отклонении руля направления вверх на угол больше  $1^\circ 30'$ .

При управлении на колонках, педалях и штурвалах, пропорциональные величины их отклонений определяются искусственными пружинными зуммерами.

Для уменьшения усилий на колонках, педалях и штурвалах от пружинных загрузочных механизмов применяется механизм триммерного эффекта. Механизм триммерного эффекта руля высоты при автоматическом полете управляет системой АБСУ.

Рулевые приводы рулей, элеронов и элерон-интерцепторов работают от трех независимых гидросистем.

Конструкция рулевых приводов позволяет обеспечить их работоспособность в случае выключения одного из управляющих золотников.

# Руководство по эксплуатации | КНИГА 2 ЧАСТЬ I

С целью повышения безопасности полета при приближении самолета к критическим режимам по углу атаки и перегрузкам включается световая и звуковая сигнализация.

Управление закрылками обеспечивает выпуск и уборку закрылок на режимах взлета и посадки.

Одновременно система управления закрылками обеспечивает выдачу управляющих сигналов в системы управления предкрылками и стабилизатором от рукоятки управления закрылками.

Управление закрылками осуществляется от рукоятки управления "Закрылки", установленной на верхней панели пилотов, посредством электродистанционной двухканальной системы, обеспечивающей установку закрылок в положение, соответствующее положению рукоятки. Рядом с рукояткой управления установлен плавкий переключатель режимов работы с тремя положениями: "Автомат", "Ручн." и "Синхронизац.". При нормальной работе системы переключатель находится в положении "Автомат" и закрыт колпачком. Кроме того, на верхнем электропитке установлен выключатель питания с двумя положениями "Питание" и "Выкл.", предназначенный для аварийной остановки системы, а также для выключения питания системы.

Исполнительным элементом электродистанционной системы является рулевой привод РП60-1, работающий от двух гидросистем 1 и 2.

Положение закрылок контролируется по двухстороннему указателю. Сигнализация работы обоих каналов системы осуществляется двумя зелеными табло, которые горят при работе рулевого привода.

Указатель и табло расположены на средней приборной доске пилотов.

Во избежание взлета самолета с убранными закрылками или выпущенными не на взлетный угол при установке РУД в положение взлетного режима срабатывает звуковая сигнализация (сирена).

Управление предкрылками обеспечивает выпуск и уборку предкрылков на режимах взлета и посадки.

Выпуск и уборка предкрылков осуществляется подъемниками предкрылков, которые приводятся в движение электромеханизмом ЭМВ-8П, через трансмиссию предкрылков.

Управление предкрылками может осуществляться в двух режимах: автоматическом или ручном.

Автоматическое управление предкрылками (переключатель ручного управления установлен в положение "Выкл." и закрыт колпачком) осуществляется от рукоятки управления закрылками в совмещенном режиме управления механизацией крыла и стабилизатором.

Управление предкрылками в ручном режиме осуществляется независимо от положения закрылок переключателем ручного управления (при открытом колпачке).

Положение предкрылков контролируется сигнальным табло, которое при убранных предкрылках не горит, в процессе выпуска и уборки – мигает, а в выпущенном положении предкрылков горит.

Во избежание взлета с невыпущенными предкрылками при установке РУД во взлетное положение срабатывает звуковая сигнализация (сирена) и горит в режиме мигания табло "К взлету не готов".

Управление интерцепторами

Управление средними интерцепторами на режимах снижения при убранных закрылках используется для управления средними секциями средних интерцепторов, а на пробеге средние и внутренние секции. Управление средней секцией интерцепторов осуществляется рулевыми приводами, а внутренней - гидроцилиндрами гравитационного действия.

Управление рулевыми приводами средних секций интерцепторов осуществляется специальной рукояткой со среднего пульта пилотов, при этом интерцепторы следят за положением рукоятки.

Управление средними секциями средних интерцепторов соответствует полное отклонение рукоятки влево на землю, а в воздушном - против полета. На пульте управления установлен лимб углов отклонения средних интерцепторов со шкалой до  $45^{\circ}$  с разбивкой через  $15^{\circ}$ .

При полном включении средние интерцепторы запираются механическими замками.

Управление внутренние интерцепторы двумя независимыми каналами управления:

один канал управляет реверсом тяги двигателей № 1 и № 3 из выключеного положения на полную тягу.

второй канал, расположенной на рукоятке управления средними интерцепторами, после снятия рукоятки со стопора.

Управление внутренними интерцепторами как вручную, так и автоматически может осуществляться только после сжатия обеих амортизационных стоек главного шасси.

Уборка внутренних интерцепторов осуществляется установкой рукоятки управления средними интерцепторами в положение "0" или выключением реверса тяги двигателей.

При полном включении внутренние секции интерцепторов запираются механическими замками. Полное включение замков сигнализируется загоранием сигнальных табло на средней приборной доске пилотов и миганием табло "К взлёту не готов". В случае самолета произвольного открытия механических замков, гидроцилиндры автоматически включаются для сброса интерцепторов.

Управление стабилизатором на самолетах без задатчика стабилизатора

Управление обеспечивает изменение угла положения стабилизатора от  $0^{\circ}$  до  $5^{\circ}30'$  по земле. Перестановка стабилизатора осуществляется подъёмником стабилизатора, приводимым в движение электромеханизмом.

Управление стабилизатором осуществляется в двух режимах: совмещенному и ручном.

Управление стабилизатором в совмещенном режиме (переключатель ручного управления установлен в нейтральное положение и закрыт колпачком) осуществляется от рукоятки управления закрылками.

Управление стабилизатором в ручном режиме осуществляется независимо от положения рукоятки управления закрылками переключателем ручного управления "Стабилизатор".

Переключатель ручного управления установлен на козырьке средней приборной доски пилотов.

Положение стабилизатора контролируется по совмещенному указателю положения стабилизатора и руля высоты. Световое табло "Стабил. включ." мигает при работе электромеханизма. Указатель и табло установлены на средней приборной доске пилотов.

# Руководство по эксплуатации | книга 2 часть I

## Управление стабилизатором на самолетах задатчиком стабилизатора

Управление обеспечивает изменение угла положения стабилизатором от  $0^\circ$  до  $5^\circ 30'$  по указателю. Перестановка стабилизатора осуществляется подъёмником, приводимым в движение электромеханизмом.

Управление стабилизатором осуществляется в двух режимах: совмещённом и ручном.

Управление стабилизатором в совмещённом режиме (переключатель ручного управления установлен в нейтральное положение и закрыт колпачком) осуществляется от рукоятки управления закрылками.

Углы установки стабилизатора зависят от положения переключателя - задатчика режимов работы стабилизатора.

В зависимости от центровки самолета задатчик устанавливается пилотом в одно из трех положений, каждое из которых имеет цветную маркировку:

"П" - передняя центровка зеленая метка

"С" - средняя центровка белая метка

"З" - задняя центровка желтая метка.

Задатчик режимов работы стабилизатора установлен рядом с переключателем "Стабилизатор" на козырьке средней приборной доски пилотов.

Управление стабилизатором в ручном режиме осуществляется независимо от положения рукоятки управления закрылками переключателем ручного управления "Стабилизатор - Пикир. - Кабрир." в полном диапазоне углов.

Переключатель ручного управления установлен на козырьке средней приборной доски пилотов.

Положение стабилизатора контролируется по совмещенному указателю положения стабилизатора и руля высоты и световому табло, которое мигает при работе электромеханизма. Указатель и табло установлены на средней приборной доске пилотов.

## Управление механизацией крыла и стабилизатором в совмещённом режиме на самолетах без задатчика стабилизатора

Совмещенный режим является основным режимом управления закрылками, предкрылками и стабилизатором и осуществляется рукояткой управления закрылками. При этом переключатели ручного управления предкрылками и стабилизатором должны быть установлены в нейтральное положение (Вык.) и закрыты колпачком; переключатель режимов работы закрылок - в положение "Автом.".

1. При установке рукоятки управления закрылками из положения "0" на любой угол одновременно происходит выпуск закрылок на заданный рукояткой угол, выпуск предкрылок на полный угол и перестановка стабилизатора из полетного положения  $0^\circ$  во взлётное положение  $3^\circ$ .

ПРИМЕЧАНИЕ. Перестановка стабилизатора во взлётное положение будет происходить, если рукоятка установлена на угол  $10^\circ$  и более.

2. Перестановка стабилизатора в посадочное положение  $5,5^\circ$  из взлётного положения  $3^\circ$  осуществляется после перестановки переключателя ручного управления стабилизатором в положение "Кабрир." при закрытом колпачке, причём перестановка стабилизатора будет происходить только в случае, если угол отклонения закрылок не менее  $31^\circ$ .

3. При установке рукоятки управления закрылками из любого положения в положение "0" одновременно будет происходить полная уборка закрылок и перестановка стабилизатора в полётное положение "0" независимо от положения переключателя ручного управления стабилизатором, а после полной уборки закрылок происходит полная уборка предкрылок.

# ПРИБОРЫ ДЛЯ ЭКСПЛУАТАЦИИ

НИНГА 2 ЧАСТЬ I

## Приложение к книге по эксплуатации А стабилизатором в совмещенном режиме

### Ручка управления закрылками и стабилизатором

Совмещенный режим называется режимом ручки управления закрылками, предкрылками и стабилизатором и осуществляется рукойткой управления закрылками. При этом в зависимости от угла выпуска закрылков прескрывки и стабилизатор автоматически занимают согласованное положение. Согласование положения стабилизатора также зависит от положения задатчика стабилизатора.

Конфигурация самолета	Угол открытия закрылков, градусы	Положение задатчика стабилизатора	Нагрузка самолета $X_t$ , % САХ				
			до 28	от 28 до 35	свыше 35		
			P	C	S		
			зеленый цвет	белый цвет	желтый цвет		
			Согласованное положение стабилизатора, град.				
Полетная	0	Уборка	0	0	0		
Взлетная	35	Выпущены	3	1,5	0		
Посадочная	45	Выпущен	5,5	3	0		

При установке рукойтки управления закрылками из положения "0" в положение "28" происходит выпуск закрылков на угол  $28^\circ$ , выпуск предкрылков в полностью убранные положение и перестановка стабилизатора в согласованное взлетное положение.

При установке рукойтки управления закрылками в положение "45" происходит выпуск закрылков на угол  $45^\circ$  и при достижении закрылками угла  $31^\circ$  начинается перестановка стабилизатора в согласованное посадочное положение.

При установке рукойтки управления закрылками из положения "45" в положение "28" происходит уборка закрылков на угол  $26^\circ$  и перестановка стабилизатора в согласованное взлетное положение.

При установке рукойтки управления закрылками в положение "0" происходит уборка закрылков в полностью убранные положение, при достижении закрылками угла  $25^\circ$  начинается перестановка стабилизатора в взлетное положение и при достижении закрылками угла  $14^\circ$  начинается уборка предкрылков.

# Руководство по эксплуатации

книга 2 часть 1

## I.4.7. Шасси

Шасси самолёта выполнено по трехопорной схеме с качающимися стойками главных ног.

Такая конструкция шасси обеспечивает более мягкую амортизацию самолёта при движении его по земле.

Применение на главных ногах шасси трехосных шестиколёсных тележек с амортизаторами низкого давления обеспечило низкие удельные нагрузки на НШ, высокую проходимость самолёта, что расширило сеть используемых самолётам аэродромов.

Главная нога шасси состоит из двухкамерного амортизатора, камеры которого заполняются жидкостью АМГ-10 и заряжаются техническим газом, подкоса-подъёмника, средненого через шлиц-шарниры с амортизационной стойкой, и трехосной шестиколёсной тележки.

Подкос-подъёмник относительно главной стойки вынесен вперед по полёту и при одновременном сжатии амортизационной стойки работает на растяжение как жесткий стержень, а при уборке (выпуске) шасси как телескопическая-раздвижной подъёмник.

Подкос-подъёмник снабжен цанговым замком, фиксирующим выпущенное положение амортизационной стойки.

Передняя нога шасси состоит из вертикально установленной амортизационной стойки и складывающегося подкоса.

На амортизационной стойке с высоким изгибом от ее вертикальной оси установлены два колеса, врачающиеся на одной оси. Подкос стойки в распрямленном положении удерживается механизмом распора.

Шасси убирается назад по потоку: главные ноги - в гондолы, размещенные на центроплане крыла, а передняя нога - в нишу фюзеляжа.

Для повышения маневренности самолета на земле и улучшения его управляемости на разбеге и пробеге передняя нога шасси выполнена управляемой.

Управление поворотом передней ноги - гидравлическое и осуществляется руками пилотов по самолет № 225, а с самолета № 226 - педалями или рукояткой управления передними колесами при помощи золотникового пульта и рулево-демпфирующего цилиндра, последний одновременно является и демпфером колебаний "шилми".

Максимальный угол поворота передней ноги  $\pm 55^\circ$  от нейтрального положения.

Колёса главных ног шасси оборудованы гидравлическими тормозами, которые обеспечивают эффективное торможение самолёта.

В систему торможения колёс включен противоуловый автомат, срабатывающий при излишнем торможении каждого колеса в отдельности, что исключает снос шин колёс при энергичном торможении.

## I.4.8. Система кондиционирования воздуха

Система кондиционирования воздуха в кабинах самолёта предназначена для обеспечения жизненно необходимых и комфортных условий пассажирам и экипажу на земле и в полёте.

Кондиционирование воздуха в полёте осуществляется воздухом, отбираемым от компрессоров основных двигателей; на земле - от компрессора двигателя ВСУ и наземного кондиционера.

Система кондиционирования обеспечивает наддув кабин, их обогрев, вентиляцию.

Рабочая высота в кабине самолета не превышает 2400м, а

# РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ

КНИГА 2 ЧАСТЬ I

компенсации перепада давления между кабиной и атмосферой составляет  $0,59 \pm 0,02 \text{ кгс}/\text{см}^2$ . Расход воздуха на всех режимах полета, кроме снижения, поддерживается равным  $6100 \text{ кг}/\text{ч}$ , при этом на одного человека обеспечивается подача воздуха в количестве  $30-40 \text{ л}/\text{мин}$ .

Отработанный воздух из салонов уходит под пол равномерно по всей их длине, а затем выбрасывается в атмосферу через выпускные клапаны системы регулирования давления.

Скорость изменения давления в кабине на всех эксплуатационных режимах полета не превышает  $0,18 \text{ м} \cdot \text{гр.ст.}/\text{с}$ .

В кабине с управляемой кондиционированием создается искусственный климат.

В любое время года и на любой высоте полета температура воздуха в кабине поддерживается в пределах  $-18 \pm 20^\circ\text{C}$ .

Система кондиционирования воздуха максимально автоматизирована. На случай отказа за автоматики предусмотрено ручное управление с рабочего места бортинженера исполнительными механизмами регуляторов температуры и дублирующей линии регулирования давления.

Для уменьшения теплопотерь (теплопритоков) и шума в пассажирских салонах и кабине экипажа обшивка покрыта теплоизоляционными панелями.

## 1.4.9. Кислородное оборудование

Самолет оборудован системой газообразного кислорода низкого давления с кислородными приборами типа "легочный автомат" для членов экипажа и переносными приборами для членов экипажа, бортпроводников и пассажиров.

Баллон кислорода на борту самолета обеспечивает:

- питание кислородом первого пилота в течение всего полета, а остальных членов экипажа и бортпроводников в течение одного часа для профилактики утомляемости;
- питание кислородом пассажиров, ощущающих кислородное голодание во время нормального полета.

Кислородное оборудование включается на стационарное и переносное.

Стационарное кислородное оборудование состоит из:

- щитка зарядки со штуцерами, манометрами с редуктором, понижающим давление со  $150$  до  $30 \text{ кгс}/\text{см}^2$ ;
- кислородного баллона емкостью  $92 \text{ л}$  с рабочим давлением  $30 \text{ кгс}/\text{см}^2$ ;
- шести легочно-автоматических приборов КЛ-24М, расположенных на рабочих местах членов экипажа и бортпроводников;
- щитка зарядки баллонов переносных приборов;
- кислородных масок КМ-32АГ и дымозащитных масок ЛП-2, расположенных на рабочих местах членов экипажа.

Переносное кислородное оборудование состоит из:

- девяти переносных приборов КП-21 с баллонами емкостью  $1,7 \text{ л}$  каждый с рабочим давлением  $30 \text{ кгс}/\text{см}^2$ , предназначенных для питания кислородом пассажиров. Баллоны размещены в трех контейнерах, установленных в пассажирском салоне;
- одного переносного присора КП-19 с баллоном емкостью  $7,3 \text{ л}$  и рабочим давлением  $30 \text{ кгс}/\text{см}^2$ , для членов экипажа, применяемого в комплекте с кислородной маской КМ-32АГ или с дымозащитной маской ЛП-2.

Кислородный присор переносной размещен в кабине экипажа;

- трех переносных приборов КП-19 с баллонами емкостью  $7,8 \text{ л}$  и рабочим давлением  $30 \text{ кгс}/\text{см}^2$  для бортпроводников, применяемых в комплекте с дымозащитными масками ЛП-2. Кислородные приборы с баллонами и масками ЛП-2 расположены в переднем и среднем гардеробах, а также у залы аварийных выходов.

Переносные кислородные баллоны могут быть заряжены в случае необходимости в полете от стационарной кислородной системы.

# Руководство по эксплуатации | КНИГА 2 ЧАСТЬ I

## I.4.10. Противообледенители

Для защиты самолета от обледенения и запотевания остекления кабины экипажа, самолет и его агрегаты оборудованы следующими противообледенителями;

- воздушнотепловым противообледенителем - часть носков крыла, незанятые предкрылками, носков киля и стабилизатора;
- воздушнотепловыми противообледенителями двигателей и воздухозаборников;
- - электротепловым противообледенителем - предкрылки крыла;
- электротепловым противообледенителем - обзорные плоские стекла фонаря кабины экипажа;
- электротепловыми противообледенителями - приемники полного воздушного давления (трубки Нито);
- сигнализатором наличия обледенения - входные направляющие аппараты двигателей;
- изотопным сигнализатором РИО-З наличия обледенения самолета;
- электромеханическими стеклоочистителями - фонарь кабины пилотов.

Воздушнотепловой противообледенитель носков крыла, киля и стабилизатора питается горячим воздухом от всех трех двигателей. При отказе одного или двух двигателей противообледенитель сохраняет работоспособность.

Противообледенитель включается в работу основным перекрывным краном с электроуправлением. В случае отказа основного крана включается дублирующий перекрывной кран. Открытое положение основного или дублирующего крана сигнализируется горением лампы, установленной над переключателем их включения. Воздух к перекрывному крану поступает через перекрывные краны включения противообледенителей воздухозаборников и ВНА двигателя. Контроль работы противообледенителя осуществляется двумя термометрами, замеряющими температуру воздуха, поступающего в центроплан крыла и стабилизатор.

Противообледенитель двигателя и воздухозаборника каждого двигателя является автономным, независимым от других двигателей.

Противообледенители двигателей и воздухозаборников питаются горячим воздухом от своих двигателей и включаются в работу раздельно каждый своим перекрывным краном с электроуправлением.

Открытое положение каждого перекрывного крана сигнализируется горением сигнальной лампы, расположенной рядом с выключателем противообледенителя. Входные направляющие аппараты двигателей оборудованы сигнализаторами наличия обледенения. Лампа сигнализатора загорается при появлении обледенения на ВНА одного из двигателей и служит сигналом бортинженеру на включение противообледенителей.

Электротепловой противообледенитель предкрылок включает в себя секции циклического (последовательного) включения и тепловую "нож" - постоянного включения. Циклическое включение секций производится программным механизмом. Питается противообледенитель трехфазным переменным током напряжением 115В частотой 400 Гц.

Включенное состояние противообледенителя сигнализируется циклическим горением сигнальной лампы, расположенной рядом с выключателем противообледенителя.

Во избежание включения противообледенителя предкрылоков на земле его включение блокировано с обжатием левой главной ноги шасси.

# Руководство по эксплуатации | книга 2 часть I

Для защиты фонаря кабины пилотов от обледенения и запотевания его передние плоские стекла оборудованы электротепловым пленочным противообледенителем. Электро-нагревательные элементы в виде прозрачной токопроводящей пленки монтируются внутрь обогревных стекол. Температура стекол поддерживается автоматически с помощью трехканального автомата обогрева стекол АОС-8ГИ. Обогрев стекол в полете может работать в двух режимах "Сильно-Слабо" в зависимости от положения переключателя. Кроме противообледенителя, остекление фонаря кабины пилотов с внутренней стороны обдувается теплым воздухом от системы кондиционирования кабины.

Включение обогрева стекол первого и второго пилотов, а также среднего стекла – раздельное и производится выключателями, размещенными на верхнем щитке пилотов.

Все три приемника полного воздушного давления (ПД-IV) оборудованы раздельными электротепловыми противообледенителями. Управляются противообледенителем тремя нажимно-перекидными переключателями на три положения "Включено", "Выключено" и "Контроль". Исправность нагревательных элементов ПД-IV сигнализируется горением трех сигнальных ламп при установке переключателей в положение "Контроль". Переключатели и сигнальные лампы размещены на верхнем щитке пилотов.

Передние стекла фонаря кабины пилотов оборудованы двумя стеклоочистителями с электромеханическим приводом. Управление электроприводами стеклоочистителей первого и второго пилотов – раздельное.

Обледенение самолета сигнализируется изотопным сигнализатором, который включается в работу бортинженером специальным выключателем. При появлении льда на поверхности датчика сигнализатора его сигнальная лампа включается в режим "мигания" и служит командой на включение всех противообледенителей. Сигнальная лампа размещена рядом с выключателем сигнализатора на щитке бортинженера.

Руководство по эксплуатации

книга 2 часть I

I.5. АВАРИЙНО-СПАСАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Количество и размещение аварийных выходов на самолёте соответствует требованиям международных норм.

Для эвакуации из самолёта в аварийной обстановке на суше пассажиры и экипаж могут использовать следующие выходы:

- на левом борту: переднюю входную дверь - в первом салоне и заднюю входную дверь, два аварийных люка на крыло и аварийную дверь <sup>x</sup> - во втором салоне;
- на правом борту: запасный выход, служебную дверь - в первом салоне и два аварийных люка на крыло и аварийную дверь <sup>x</sup> - во втором салоне.

Кроме того в передней и задней частях фюзеляжа предусмотрены зоны вскрытия обшивки, места которых обозначены жёлтой краской по углам прямоугольника.

На борту самолёта размещено следующее аварийно-спасательное оборудование, рис. I.5:

- надувные трапы: по самолёт № 090 - два, с самолёта № 091 по самолёт № 225 - четыре, с самолёта № 226 - пять;
- два матерчатых желоба по самолёт № 225 и один - с самолёта № 226;
- семь ручных отнетушителей;
- две аварийные радиостанции Р-855;
- аварийная радиостанция "Актиния"<sup>xx</sup>;
- четыре топора;
- шесть спасательных канатов

При выполнении полётов над водным пространством в регламентированных ИКАО случаях в комплект аварийно-спасательного оборудования дополнительно включаются:

- шесть комплектов 30- или 32-местных спасательных плотов фирмы RF D<sup>xx</sup>;
- шесть аварийных запасов в упаковке<sup>xx</sup>;
- шесть радиомаяков<sup>xx</sup>;
- спасательные жилеты на каждого пассажира и члена экипажа

При вынужденной посадке на воду самолёт сохраняет положительную плавучесть с надежным запасом и достаточной продольной и поперечной устойчивостью. При посадке на воду эвакуация пассажиров должна проводиться через все выходы, нижние кромки которых находятся выше уровня расчётной ватерлинии.

<sup>x</sup> С самолёта № 091.

<sup>xx</sup> С самолёта № 280 и на остальных после выполнения доработки по комплекту № 154-1880ДК.

<sup>xxx</sup> В варианте на 180 пассажиров включается семь комплектов указанного оборудования.

## РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ

КНИГА 2 ЧАСТЬ I

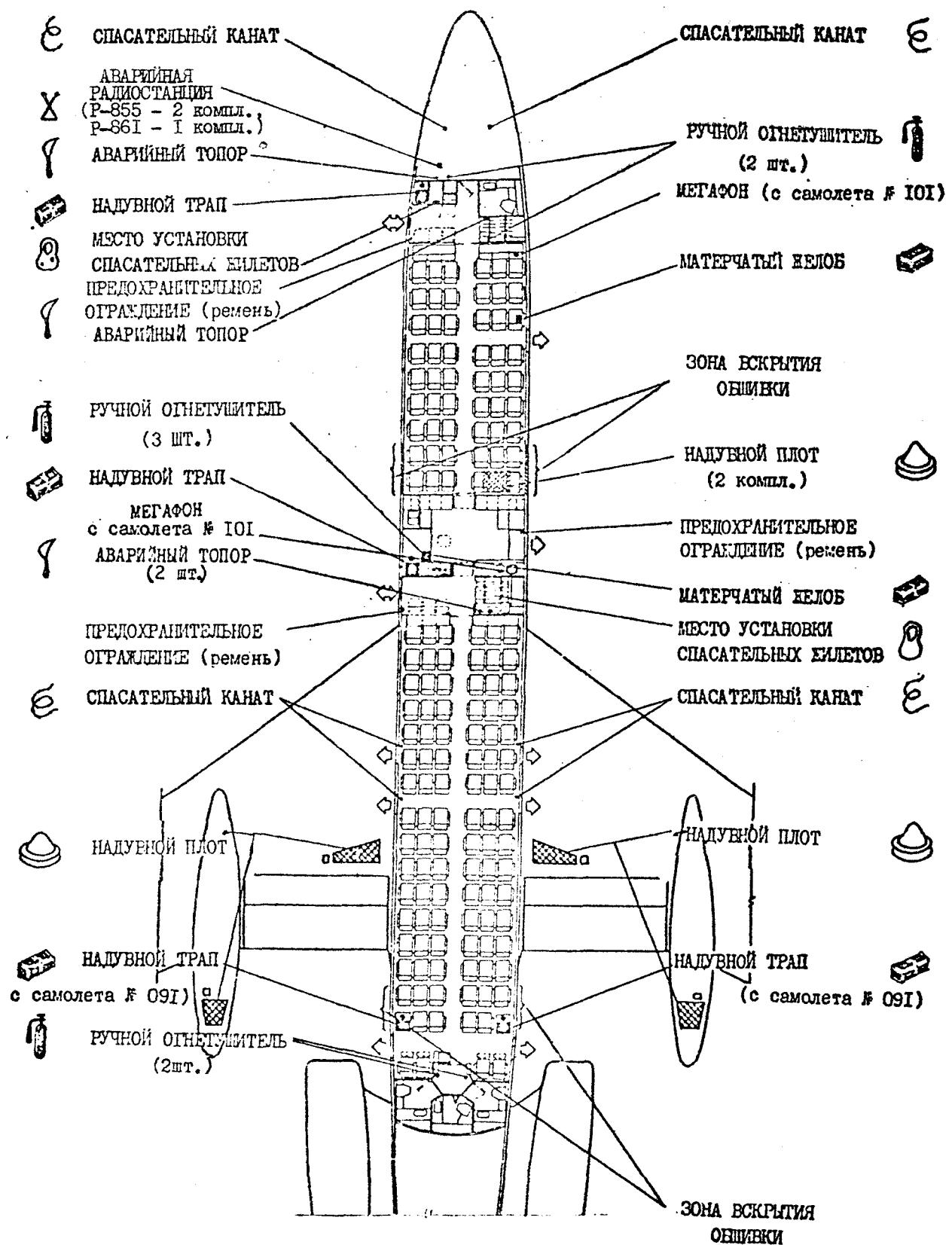


Рис. I.5.(лист I из 4) Размещение аварийно-спасательного оборудования  
(по самолет № 225 в варианте на 152 места)

**РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ**

| КНИГА 2 ЧАСТЬ I |

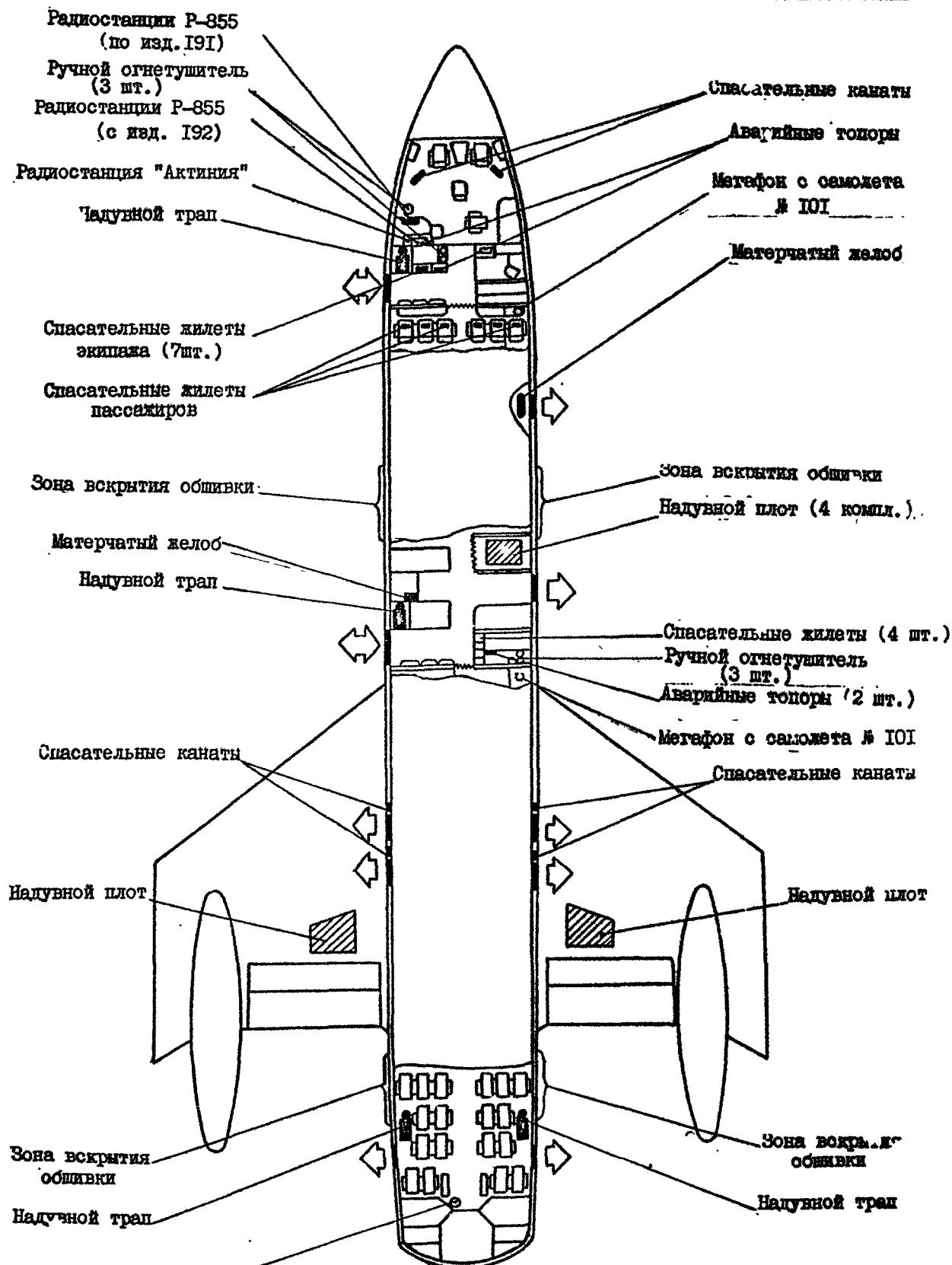


Рис. I.5.(лист 2 из 4) Размещение аварийно-спасательного оборудования  
(на самолетах с № 091 по № 223 в варианте на 164 места)

4 КНИГА 2 ЧАСТЬ I

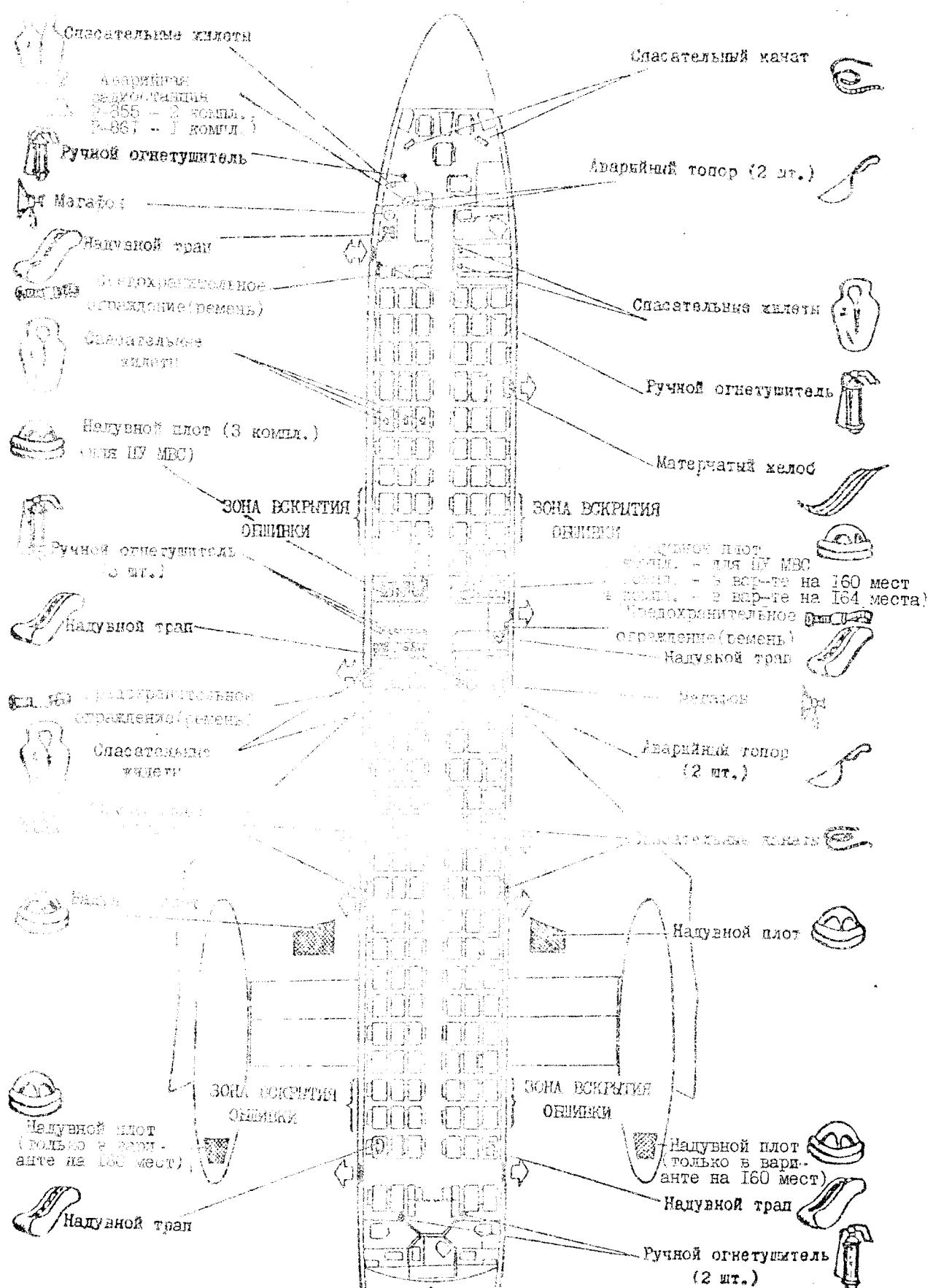


Рис. I.5. (лист 3 из 4) Размещение аварийно-спасательного оборудования (на самолетах с № 226 по № 294)

## Руководство по эксплуатации

КНИГА 2 ЧАСТЬ I

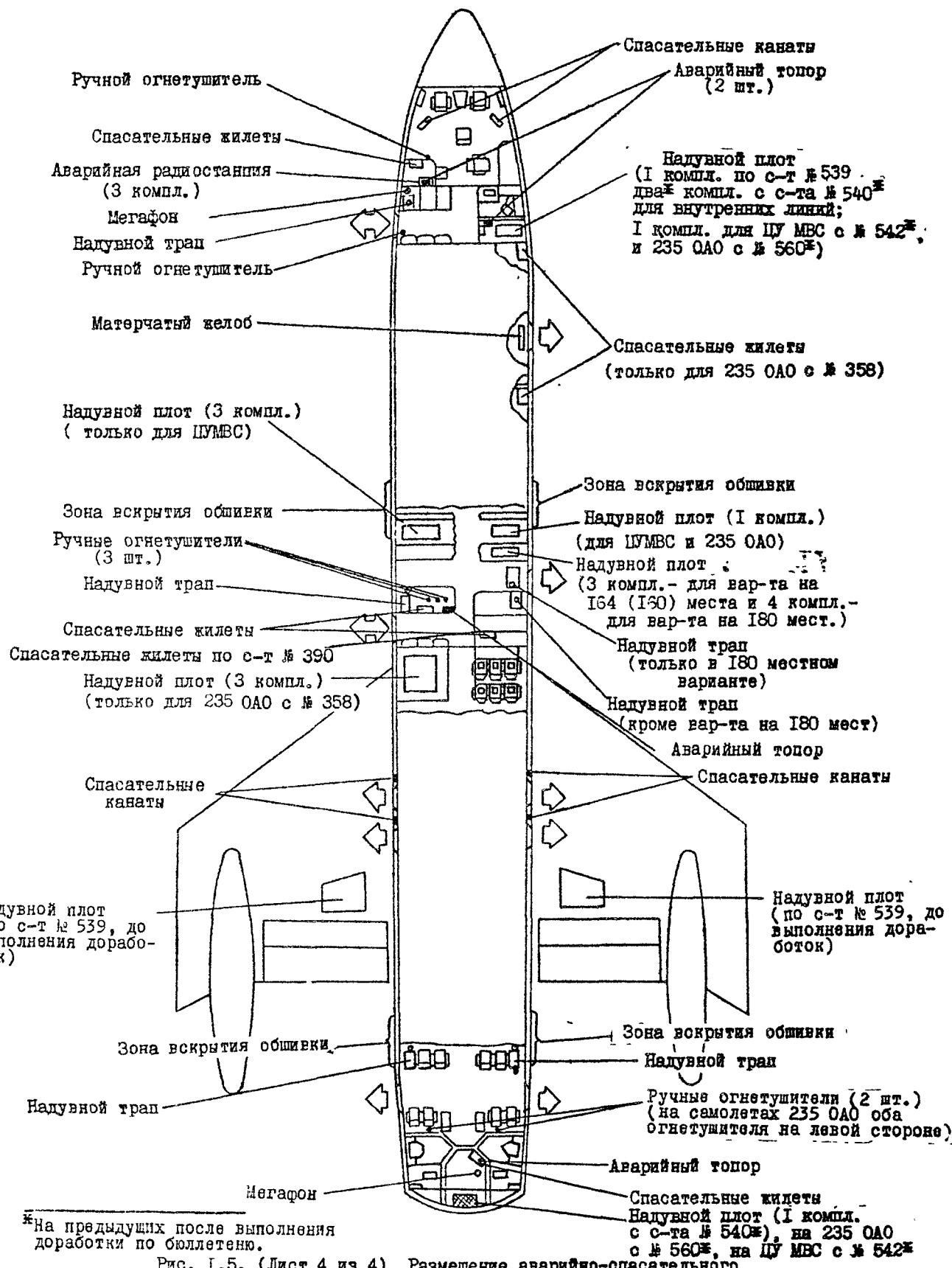


Рис. I.5. (Лист 4 из 4). Размещение аварийно-спасательного

оборудования (с самолета № 295)

**Руководство по эксплуатации****КНИГА 2 ЧАСТЬ I****1.6. ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ О НАВИГАЦИОННО-ПИЛОТАЖНОМ ОБОРУДОВАНИИ  
САМОЛЕТА**

На самолете установлен навигационно-пилотажный комплекс современного оборудования Ту-154, обеспечивающий автоматическое вождение самолета по трассам и автоматический заход на посадку.

В навигационно-пилотажный комплекс входят:

1. Навигационно-вычислительное устройство НВУ-Б3 с автоматическим планшетом ПА-3.
2. Система воздушных сигналов СВС-ЛН-15-4 (СВС-ЛН-15-4Б сер. 2).
3. Допплеровский измеритель путевой скорости и угла сноса ДИСС-ЗП (ДИСС-013) <sup>‡</sup>.
4. Точная курсовая система ТКС-Л2.
5. Навигационно-посадочная система "Курс-М-2".
6. Радиолокационная станция "Гроза-154".
7. Автоматическая бортовая система управления АБСУ.
8. Автоматический радиокомпас АРК-15М (два комплекта).
9. Радиовысотомер РВ-5 (два комплекта).
10. Радиотехническая система ближней навигации РСБН-2СА.
11. Радиолокационный ответчик СОЛ-64 <sup>‡‡</sup>.
12. Самолетный ответчик СО-70 <sup>‡‡</sup>.
13. Аппаратура СЭСМ с изделием "81".
14. Автомат углов атаки и перегрузок АУАСП-12КР (АУАСП-12КР).
15. Авиагоризонт резервный АГР.
16. Магнитный самописец режимов полета МСРП-64-2 (МСРП-64М-2).
17. Система сигнализации опасной скорости сближения с землей ССОС.
18. Дальномер СД-67 (два комплекта).
19. Комплект автономных мембранных-анероидных и других пилотажно-навигационных приборов.

**1.6.1. Навигационно-вычислительное устройство НВУ-Б3**

Устройство обеспечивает решение следующих основных задач:

- непрерывное автоматическое счисление текущих координат места самолета в частно-ортодромической системе координат;
- программирование очередной частной ортодромии;
- выдачу данных в АБСУ для автоматического полета по заданному маршруту в горизонтальной плоскости;
- выдачу данных в автоматический планшет ПА-3 для наглядной индикации места самолета на полетной карте планшета;
- индикацию текущих значений координат места самолета (в частно-ортодромической системе координат) - оставшегося расстояния до поворотного или конечного пункта маршрута и бокового уклонения от заданной линии пути в километрах.

<sup>‡</sup> С самолета № 318, а на остальных после выполнения доработки по бюллетеню.

<sup>‡‡</sup> После выполнения доработки взамен СОЛ-64 и СО-70 устанавливается СО-72М (сдвоенный).

## I.6.2. Автоматический планшет АА-3

Планшет по данным от НВУ-БЗ непрерывно индицирует место самолета по специальной полетной карте планшета. При полете по маршруту используется масштаб карты 1:2000000 (20 км в 1 см), при построении захода на посадку в районе аэродрома - 1:500000 (5 км в 1 см).

Переключение масштаба карты производится вручную. При работе НВУ-БЗ лента карты в планшете со скоростью, пропорциональной путевой скорости самолета, перематывается сверху вниз, имитируя полет, а рисир планшета индицирует на карте положение самолета относительно линии заданного пути. При возникновении боковых отклонений рисир смещается вправо или влево от линии заданного пути, индицируя тем самым величину бокового отклонения.

При необходимости можно использовать ручное управление передвижения ленты карты планшета.

I.6.3. Система воздушных сигналов СВС-ПН-15-4  
(СВС-ПН-15-4Б сер. 2)

Система представляет собой счетно-решающее устройство аналогового типа, решение параметров в которой построено на измерении:

- статического давления Рст;
- динамического давления Рдин;
- температуры торможения Тт.

Система воздушных сигналов предназначена для решения и непрерывной выдачи в бортовые системы навигации и пилотирования следующих параметров:

- числа М;
- истинной скорости;
- барометрической высоты.

Для информации экипажа о режиме полета система выдает на визуальные приборы значения числа М истинной скорости и барометрической высоты.

I.6.4. Допплеровский измеритель путевой скорости и угла сноса ДИСС-ЗЛ (ДИСС-01З)<sup>\*</sup>

Допплеровский измеритель предназначен для автоматического непрерывного измерения путевой скорости и угла сноса и выдачи информации об этих параметрах в навигационный вычислитель и другие бортовые устройства.

## I.6.5. Точная курсовая система ТКС-Л2

Точная курсовая система предназначена для определения и выдачи потребителям магнитного, ортодромического или истинного курсов самолета, используемых для решения задач навигации пилотирования и индикации на приборах УШ-3, ПНП-1 системы СТУ-154 и ИКУ-1А аппаратуры "Курс-МЛ-2".

<sup>\*</sup> С самолета № 318, а на остальных после выполнения доработки по облетению.

# РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ | КНИГА 2 ЧАСТЬ I

## 1.6.6. Навигационно-посадочная система "Курс МП-2"

Система предназначена:

- для самолетоходения по радиомаякам международной системы ближней навигации VOR;
- для выполнения предпосадочных маневров;
- для выполнения заходов на посадку по радиомаякам международной посадочной системы ILS и системы посадки СН-50.

Система обеспечивает выдачу следующей информации:

- сигналов отклонения от заданной траектории навигации и посадки;
- сигналов азимута и курсового угла радиомаяков VOR;
- световых и звуковых сигналов пролета маркерных маяков.

Данные азимута и курсового угла радиомаяков VOR выдаются на индикаторы УПД-2 и ИКУ-1А. Сигналы пролета маркерных маяков индицируются на световых табло и приводят в действие звуковую сигнализацию.

Сигналы отклонения от заданной траектории поступают в систему АБСУ при индикации на приборах ИКИ-1 и отработки директорных команд по крену и тангажу, представляемых на приборах ИКИ-1 и используемых для автоматического управления самолетом.

На самолете установлено два потокоменеджера системы, которым присвоены № 1 и 2.

## 1.6.7. Радиолокационная станция "Гроза-154"

Радиолокационная станция предназначена:

- для обнаружения грозовых очагов и фронтов с целью определения безопасных курсов для полёта самолета;
- для определения местоположения самолета по радиолокационному изображению пролегающей местности, называемое отдельнословий днем и ночью;
- для измерения угла склона в полете по радиолокационным ориентирам.

## 1.6.8. Авионическая бортовая система управления АБСУ

Система предназначена:

- для обеспечения заданных характеристик устойчивости и управляемости самолета во всех режимах полёта от взлёта до приземления;
- для автоматизации управления самолетом на этапах набора высоты, снижения, а также на этапах маршрутного полёта по сигналам навигационно-пилотажного комплекса;
- для обеспечения автоматического и директорного управления самолетом при заходе на посадку в соответствии с нормами I (с АБСУ-154-1-1) или II (с АБСУ-154-2) категории ICAO;
- для обеспечения управления и автоматической стабилизации приборной скорости через автомат тяги при заходе на посадку по высоте 10 - 8 м (с АБСУ-154-2);
- для обеспечения автоматического ухода самолета на второй круг (с АБСУ-154-2).

# Руководство по эксплуатации

КНИГА 2 ЧАСТЬ I

## I.6.9. Автоматический радиокомпас АРК-15М

Радиокомпас предназначен для самолетовождения по приводным и широковещательным радиостанциям. Данные курсового угла радиостанции (КУР) индицируются в приборах ИКУ-1А и УШДБ-2. На самолете установлено два комплекта радиокомпаса.

## I.6.10. Радиовысотомер РВ-5

Радиовысотомер предназначен для измерения и индикации на приборах УВ-5 истинной высоты полета в диапазоне 0-750м, для ввода сигналов исправности и текущей высоты, в АБСУ, МСРП-64-2, ССОС, а также предупреждения пилотов о снижении самолета до определенной высоты (решения). На самолете установлено два комплекта радиовысотомера.

## I.6.11. Радиотехническая система ближней навигации РСБН-2СА

Система работает с радиомаяками ближней навигации РСБН и в зоне их действия обеспечивает:

- непрерывную индикацию полярных координат самолета (азимут и дальность относительно радиомаяка) на приборе ППДА-III;
- коррекцию текущих координат самолета, счисленных в навигационно-вычислительном устройстве;
- индикацию отметки самолета на наземном индикаторном устройстве с возможностью опознавания самолета.

## I.6.12. Радиолокационный ответчик СОМ-64

Ответчик предназначен для работы с активными радиолокаторами управления воздушным движением и для автоматической передачи наземным радиолокационным системам информации о номере самолета, о высоте полета и запасе топлива. Ответчик обеспечивает работу с радиолокационными обзорными станциями посадки самолета, оборудованными аппаратурой "Номер-Т" (аппаратура приема и отображения информации от ответчика СОМ-64) и их модификациями на территории СССР, а также с активными (вторичными) зарубежными радиолокаторами АТС RBS. Ответчик в комплексе со вторичными радиолокаторами аэродромов и трасс позволяет значительно повысить эффективность регулирования воздушного движения, обеспечивая безопасность и экономичность полетов.

## I.6.13. Самолетный радиолокационный ответчик СО-70

Ответчик предназначен для работы с зарубежными вторичными радиолокаторами SSR и служит для обеспечения контроля и управления воздушным движением на трассах и в районе аэродромов, оснащенных АТС RBS.

## Руководство по эксплуатации

Ответчик обеспечивает выдачу на землю одновременно с координатной отметкой местонахождения самолета, информации о бортовом номере и высоте полета.

Для обеспечения видимости параметра высоты ответчик электрически сопряжен с системой воздушных сигналов.

Ответчик используется в качестве бортового ответчика только при выходе из строя СОМ-64 в полете за рубежом.

### 1.6.13. Самолетный радиолокационный ответчик СО-72М (своеенный)\*

Ответчик предназначен для работы со вторичными радиолокаторами систем управления воздушным движением, а также для автоматической передачи наземным радиолокационным системам информации о номере самолета, высоте полета и запасе топлива.

Применение СО-72М позволяет:

- увеличить дальность действия радиолокаторов;
- устранить на индикаторах воздушной обстановки помехи от метеофакторов и местных предметов;
- обеспечить автоматическое опознавание самолета.

Ответчик в комплексе со вторичными радиолокаторами аэродромов и трасс повышает эффективность регулирования воздушного движения, обеспечивая безопасность и экономичность полетов.

### 1.6.14. Аппаратура ОЗОМ

Магниторура после выключения питания пилотом работает автоматически при запросе с земли. Индикация ответа осуществляется загоранием лампочки "ОТВЕТ" на пульте управления.

### 1.6.15. Автомат углов атаки и перегрузок АУАСП-12КР (АУАСП-12КР)

Автомат углов атаки и перегрузок предназначен для:

- измерения в полете местных текущих и критических углов атаки и вертикальных перегрузок;
- визуальной индикации текущих истинных углов атаки, критических углов атаки, текущих значений вертикальных перегрузок;
- включения предупреждающей сигнализации при подходе к критическим углам атаки и предельным перегрузкам.

### 1.6.16. Авиагоризонт АГР

Авиагоризонт предназначен:

- для определения положения самолета в пространстве относительно истинного горизонта и для обеспечения пилота индикацией этого положения во всем диапазоне углов тангла и крена;
- для определения насыщения и направления бокового скольжения самолета.

### 1.6.17. Самолетный дальномер СД-67

Дальномер предназначен для измерения дальности самолета до радиомаяков системы ДМЕ при полетах по международным авиалиниям.

Данные текущей дальности индицируются на приборах ИДР-1Б.

На самолете установлено два комплекта дальномеров.

### 1.6.18. Магнитный самописец режимов полета МСРП-64

Измерительная система регистрации режимов полета предназначена для записи на магнитной ленте основных параметров в течение последних 25 часов полета и использования накопленной информации для оценки работоспособности систем самолета и техники пилотирования, а также для анализа причин летных происшествий и предложений к ним.

### 1.6.19. Система сигнализации опасной скорости сближения с землей ССОС

Система сигнализации опасной скорости сближения с землей предназначена для предупреждения членов экипажа самолета об опасной скорости сближения с землей.

Система ССОС выдает следующие предупредительные сигналы:

- сигнал предупреждения на самолетную сирену;
- сигнал предупреждения на световые табло } "ОПАСНО ЗЕМЛЯ".
- сигнал предупреждения на регистрацию в МСРП. }

\*Устанавливается взамен СОМ-64 и СО-70 после выполнения доработки.

**I.7. ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ О РАДИООБОРУДОВАНИИ САМОЛЕТА**

Радиооборудование самолета состоит из:

- оборудования внутренней связи, звукозаписи и самолетного радиоузла;
- оборудования внешней связи;
- навигационно-посадочного и радиолокационного оборудования (см. подраздел 5 "Основные сведения о навигационно-пилотажном оборудовании самолета").

"Основные сведения о навигационно-пилотажном оборудовании самолета".

**I.7.1. Оборудование внутренней связи, звукозаписи и самолетного радиоузла**

Оборудование внутренней связи состоит из:

- переговорного устройства СПУ-7;
- магнитофона "Марс-БМ";
- громкоговорящей системы СГС-25;
- переносного электромагнитофона ЗПЭМ-5 (ЗПЭМ-1);
- ариагарнитура ГСШ-С-12A.

Переговорное устройство СПУ-7 предназначено для внутренней двухсторонней телефонной связи между членами экипажа самолета в одной сети и для выхода членов экипажа на бортовые радиосредства внешней связи ("Ландыш-20" или "Баклан" № 1 и № 2, "Микрон"), навигации и посадки ("КУРС МН-2", СД-67, АРК-15М, РВ-5).

СПУ-7 также обеспечивает внутреннюю двухстороннюю телефонную связь технического персонала с экипажем и экипажа между собой при наземном обслуживании самолета.

Самодетный магнитофон "Марс-БМ" предназначен для записи всей информации, принимаемой и передаваемой командиром корабля и вторым пилотом по сетям внутренней и внешней связи, а также речевой обстановки в кабине с открытых микрофонов.

Громкоговорящая система СГС-25 состоит из громкоговорящего устройства СГУ-15 с двумя усилителями УНЧ-25 и магнитофона "Арфа-МБ".

Громкоговорящая система СГС-25 предназначена:

- для громкоговорятей передачи сообщений пассажирам от командира корабля или бортпроводника, а также музыкальных программ с магнитофона "Арфа-МБ" в течение всего полета;
- для двухсторонней телефонной связи между командиром корабля и бортпроводниками с использованием СПУ-7;
- для громкоговорящего воспроизведения членам экипажа всей информации, принимаемой и передаваемой командиром корабля по сетям внутренней и внешней связи.

Магнитофон "Арфа-МБ" предназначен для воспроизведения музыкальных записей.

Ариагарнитура ГСШ-С-12A - телефонно-микрофонная гарнитура ГСШ-С-12A предназначена для работы в системе связи членов экипажа самолета с наземными радиостанциями через бортовые радиостанции и между собой через самолетное переговорное устройство СПУ-7. Гарнитуры включаются в СПУ-7 через согласующее устройство.

**I.7.2. Оборудование внешней связи**

Оборудование внешней связи состоит из:

- двух комплектов радиостанций "Ландыш-20" или "Баклан";
- радиостанции "Микрон".

Радиостанции "Ландыш-20" и "Баклан" - ультракоротковолновые приемопередающие радиостанции предназначены для двухсторонней радиотелефонной связи экипажа самолета с наземными диспетчерскими пунктами и с экипажами других самолетов.

Радиостанция "Микрон" - коротковолновая приемопередающая радиостанция предназначена для дальней двухсторонней радиотелефонной связи экипажа самолета с аэропортами.

# РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ

ЧАСТЬ I

ЧАСТЬ I

## I.8. ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЕ

Электрооборудование самолета состоит из следующих систем электроснабжения:

- основной (первичной) системы электроснабжения трехфазным переменным током напряжением 200/115 В и частотой 400 Гц. Система обеспечивает получение двух видов напряжения: линейного (между двумя фазами) - 200 В и фазного (между фазой и "корпусом" самолета) - 115 В;
- вторичных систем электроснабжения, получающих питание от основной системы:
  - а) системы электроснабжения трехфазным переменным током напряжением 36 В частотой 400 Гц;
  - б) системы электроснабжения постоянным током напряжением 27 В.

### I.8.1. Основная система электроснабжения

Основная система электроснабжения разбита по количеству генераторов на три сети: I, II и III.

Источниками питания сетей служат три генератора ГТ40ПЧ6 трехфазного переменного тока, установленные по одному на каждом двигателе.

Генераторам присвоены порядковые номера двигателей, на которых они установлены. Мощность каждого генератора 40 кВ.А. Генераторы приводятся во вращение с постоянной скоростью от приводов постоянных оборотов (ППО), что позволяет получить переменный ток стабилизированной частоты.

Нагрузкой генераторов являются:

- генератора № 2 - сеть II (противообледенители предкрылоков крыла);
- генераторов № I и 3 - соответственно сети I и III, на которые подключены все остальные потребители электроэнергии, разделенные между сетями I и III примерно поровну.

При отказах генераторов схемой предусмотрено автоматическое переключение сетей - на питание от других генераторов в соответствии с приведенной таблицей:

**Руководство по эксплуатации**

КНИГА 2 ЧАСТЬ I

Таблица нагрузок и автоматического переключения их при отказах генераторов.

Режим работы сетей	Режим работы генераторов Г1, Г2, Г3	Нагрузка на генераторы (ориентировочная), А			
		Г1	Г2	Г3	BCU
Противообледениель предкрылоков не включен	Работают все три генератора Г1, Г2, Г3	70 -	-	45 60	-
	Г1 - отказал	-	70	45 60	-
	Г2 - отказал	70	-	45 60	-
	Г3 - отказал	70	45 60	-	-
Противообледениель предкрылоков включен	Работают все три генератора Г1, Г2, Г3	70	130	45 60	-
	Г1 - отказал	-	130	45 70	-
	Г2 - отказал	130	-	45 70	-
	Г3 - отказал	45 70	130	-	-
Бытовое оборудование отключено	Г1 и Г2 - отказали	-	-	45 70	130
	Г2 и Г3 - отказали	70 45	-	-	130
	Г1 и Г3 - отказали	-	70 45	-	130
	Г1, Г2, Г3 - отказали	-	-	-	70 45
BCU работает на противообледениель предкрылоков					
Бытовое оборудование отключено					
Сеть питается от BCU, противообледениель предкрылоков выключен					

Сеть I - 70 А (радионавигационное оборудование и другие потребители).

Сеть II - 130 А (противообледениель предкрылоков).

Сеть III - 45 А (топливные насосы и другие потребители).

60 А (бытовое оборудование).

**ПРИМЕЧАНИЕ.** При включении насоса НС-46 указанная нагрузка на генератор возрастает:

- в полете на 22-23 А;
- при заходе на посадку на 27-28 А.

# Руководство по эксплуатации

| книга 2 часть I

Генераторы работают в комплексе с аппаратурой шухера, регулирования и защиты, которая обеспечивает:

- включение генераторов в сеть;
- поддержание заданных параметров, вырабатываемой электроэнергии;
- селективное автоматическое отключение неисправного генератора от сети при различных аварийных режимах.

Действие защиты - необратимое.

В качестве аварийного (в воздухе) и вспомогательного (на земле) источника электроэнергии 200/115 В, 400 Гц служит генератор ГТ40М6, установленный на ВСУ. В полете при запущенной ВСУ указанный генератор может быть использован для питания противообледенительной системы (ПОС), при отказе трех основных генераторов - для питания всех потребителей переменного тока за исключением электропитательного оборудования и ПОС предкрылков.

Аварийным источником питания напряжением 115 В, измеритель температуры ЗИА-7А является преобразователь МА-1004<sup>х</sup>, который включается автоматически до включения ВСУ и питается от аккумуляторов.

Предусмотрено питание системы от внешнего источника через бортовой штекерный разъем ШРАЛ-400-ЗФ.

Распределительная силовая сеть системы - радиальная с трехкратным расщеплением по фазам (по три провода в каждой фазе). Сечение проводов выбрано таким, что при выходе из строя одного из трех проводов каждой фазы, оставшиеся провода обеспечивают питание распределительных устройств без перегрузки.

## I.8.2. Вторичные системы электроснабжения

- a) Система электроснабжения трехфазным переменным током 36 В, 400 Гц для самолета с АБСУ-154-I

Источниками питания системы являются два трансформатора 200/36 В ТСЗЗОЧД4Б мощностью по 3 кВ·А каждый. Один трансформатор - рабочий, другой - резервный. Мощность одного трансформатора обеспечивает питание всех потребителей на всех режимах полета самолета.

Включение резервного трансформатора происходит автоматически при выходе из строя рабочего или вручную.

Трансформаторы получают питание с шин навигационно-пилотажного комплекса, которые подключаются либо к сети I, либо к сети II основной системы в зависимости от исправности генераторов.

Аварийным источником питания является преобразователь ПГ-200И 3 серии, который питается от аккумуляторов. Преобразователь обеспечивает питание трехфазным переменным током 36 В: авиаоризонт АГР, манометры гидросистем, I подканал МСТ-4У, АРК-15М № I и ИКУ-1А № I.

В нормальных условиях преобразователь ПГ-200И используется для питания авиаоризонта АГР с выключателем коррекции БК-90.

<sup>х</sup>) С самолета № 318 (на основных самолетах после выполнения доработки по болгарскому № 154-1806ДМ) преобразователь МА-1004 заменен: ПОС-125ТЧ.

# Руководство по эксплуатации | книга 2 часть I

- a) Система электроснабжения трехфазным переменным током  
36 В, 400 Гц для самолета с АБСУ-154-2

Источниками питания системы являются два трансформатора 200/36 в ТСЗЭССО4Б № 1 и № 2 по 3 кВ·А каждый.

Мощности одного трансформатора достаточно для питания всех потребителей на всех режимах полёта, в случае отказа одного из них.

Трансформаторы получают питание с шин П15/200В: № 1 с шин левого борта (сеть I), № 2 с шин правого борта (сеть II).

При отказе любого из трансформаторов шины отказавшего трансформатора автоматически или вручную переключаются на работавший.

Третьим каналом сети 36 В является преобразователь ПТ-500Ц, который одновременно является и аварийным источником питания.

Преобразователь обеспечивает питание трехфазным переменным током 36 В.

По самолет № 255:  
авиагоризонта АГР со своим выключателем коррекции ВК-90. При отказе основной системы электроснабжения дополнительно подключаются манометры гидросистем, первый подканал МЭТ-4У, АРК-15М № 1, ИКУ-1А № 1, МТВ № 1 и ВК-90 № 1.

На самолетах с № 256 по № 316:  
авиагоризонта АГР со своим выключателем коррекции ВК-90, второго подканала МЭТ-4У, МТВ № 1 с ВК-90 № 1, БСУ № 2, БКК и станции "Гроза". При отказе основной системы электроснабжения МТВ № 1 с ВК-90 № 1, БСУ № 2, БКК и станции "Гроза" отключаются и подключаются АРК-15М № 1, ИКУ-1А № 1, манометры гидросистем, первый подканал ТКС-Н2 и МСРН-64.

С самолета № 318 (на остальных самолетах – после выполнения доработки № баллистике № 154-1806ДМ) вместо преобразователя ПТ-500Ц устанавливаются два преобразователя ПТС-250 № 1 и № 2.

Преобразователь ПТС-250 № 1 работает постоянно и, при нормальной работе сети, обеспечивает питание: АГР со своим выключателем коррекции ВК-90, второго подканала МЭТ-4У, МТВ № 1 с ВК-90 № 1, БСУ № 2, БКК и станции "Гроза". При отказе основной системы электроснабжения или выходе из строя обоих трансформаторов, БСУ № 2, БКК и станция "Гроза" отключаются и подключаются АРК-15М № 1, ИКУ-1А № 1 и манометры гидросистем.

Преобразователь ПТС-250 № 2 включается только в случае отказа основной системы электроснабжения или при выходе из строя трансформаторов № 1 и № 2 и обеспечивает питанием первый подканал ТКС-Н2, МСРН-64, первый подканал МЭТ-4У.

# Руководство по эксплуатации

КНИГА 2 ЧАСТЬ I

## б) Система электроснабжения постоянным током.

Основными источниками питания системы являются два трансформаторно-выпрямительных блока ВУ-6А, мощностью 6кВт каждый. Мощность двух одновременно работающих ВУ-6А обеспечивает питание потребителей на всех режимах полета.

Предусмотрен 3-й ВУ-6А, резервный, который включается автоматически взамен вышедшего из строя или вручную.

Параллельно с ВУ-6А включены две (четыре) аккумуляторные батареи 20НКБН-25, которые могут быть использованы как вспомогательные источники при техническом обслуживании для запуска вспомогательной силовой установки (ВСУ) и как аварийные источники при полном отказе основной системы электроснабжения.

В качестве аварийного (в воздухе) и вспомогательного (на земле) источника постоянного тока +27В может использоваться генератор ГС-12Т0, установленный на ВСУ. Генератор обеспечивает электроэнергией все потребители сети постоянного тока.

ПРИМЕЧАНИЕ. Для машин с четырьмя аккумуляторами используется только источник переменного тока.

Сеть постоянного тока выполнена по кольцевой схеме соединения распределительных устройств.

Управление всеми системами электроснабжения производится с пульта бортинженера.

При стоянке на земле электропитание самолета осуществляется от аэродромного источника питания АПА-50М.

## I.9. Характеристики шума на местности

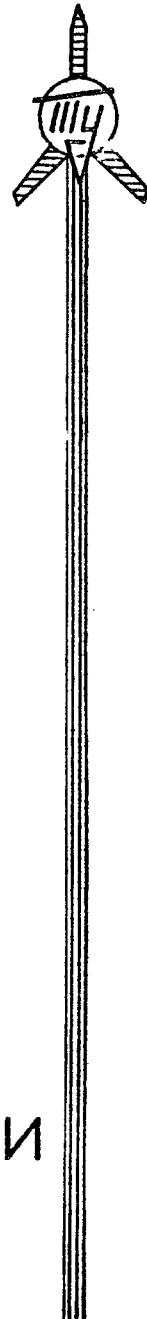
Уровни шума, создаваемого в контрольных точках в соответствии с Приложением 16 ICAO по результатам сертификационных испытаний самолета, приведены в таблице:

Валетная масса (т)	Максимальная посадочная масса (т)	Максимальные уровни шума, ЕР/Н дБ					
		Измеренные в испытаниях			Установленные Приложением 16 ICAO		
		при на- боре вы- соты	сбоку ВШ	при сни- жении на посадку	при на- боре вы- соты	сбоку ВШ	при сни- жении на посадку
98	78	101,1	97,8	106,0	100,5	105,0	105,0

ПРИМЕЧАНИЯ: 1) Уровни шума при наборе высоты получены с учетом дросселирования двигателей за 500 м до контрольной точки до режима, соответствующего градиенту набора высоты 4%.

- 2) Измеренные уровни шума получены для постоянной конфигурации самолета
- при взлете: закрылки  $28^{\circ}$   
предкрылки  $18,5^{\circ}$   
шасси убрано;
  - при снижении: закрылки  $45^{\circ}$   
предкрылки  $18,5^{\circ}$   
шасси выпущено.





**Раздел 2**  
**ДАННЫЕ ПО МАССЕ И**  
**ЦЕНТРОВКЕ**



**Руководство по эксплуатации**

КНИГА 2

ЧАСТЬ I

**Раздел 2**  
**ДАННЫЕ ПО МАССЕ И ЦЕНТРОВКА САМОЛЕТА**

**2.1. ДАННЫЕ ПО МАССЕ****2.1.1. Основные данные**

Наименование	Масса, кг
1. Максимальная рулевая масса	98500
2. Максимальная взлётная масса	98000
3. Максимальная посадочная масса	78000 <sup>‡</sup>
4. Максимальная масса самолета без топлива (допускается прочность самолета)	72000
5. Максимальная коммерческая нагрузка	18000
6. Максимальный запас топлива при централизованной заправке (при плотности 0,8 г/см <sup>3</sup> )	39750

<sup>‡</sup> В случае крайней необходимости допускается посадка сразу после взлёта с массой, превышающей максимальную посадочную, см. кн. I РМЭ "Примечание к 2.1".

**2.1.2. Состав взлётной массы самолета**

Наименование	Масса, кг				
	с неусиленным массой с количеством пассажирских мест		с усиленным массой с количеством пас- сажирских мест		
	152	160 и 164	180	160 и 164	180
1. Пустой самолет	51500	51500	51300	51930	51730
2. Снаряжение <sup>‡</sup> :	I350	I380	870	I380	870
экипаж	320	320	320	320	320
бортпроводники	400	400	320	400	320
съёмное буфетно-кухонное	340	370	70	370	70
оборудование					
продукты питания	200	200	70	200	70
сувениры	60	60	60	60	60
мягкий инвентарь	30	30	30	30	30
3. Снаряженный самолет	52850	52880	52170	53310	52600
4. Коммерческая нагрузка	I8000	I8000	I8000	I8000	I8000
5. Самолет без топлива	70850	70880	70170	71310	70600
6. Топливо	27150	27120	27830	26690	27400

<sup>‡</sup> При полетах над водным пространством на самолет устанавливаются за счет коммерческой нагрузки спасательные плоты (7 комплектов в варианте компоновки на 180 пассажирских мест и 6 комплектов - в остальных вариантах) и спасательные жилеты (по одному на каждого пассажира, члена экипажа и бортпроводника).

Указания о влиянии их установки на массу и центровку самолета смотри в книге 2 часть 2 раздел 9.

# Руководство по эксплуатации

## ЧАСТЬ 2

## ЧАСТЬ I

### 2.1.3. Сводные данные массы пустого самолета с усиленным шасси

Наименование	Масса, кг	
	160 и 164 места	180 мест
Пустой самолет	51930	51730
1. Конструкции		
Крыло	27207	
Фюзеляж	11296	
Оперение	9460	
Шасси	2308	
Оттяжатель шасси	3690*	
2. Силовая установка		
Двигатели НК-8-2У с самолетными агрегатами и реверсом	453	
Мотогондолы и установка двигателей	10810	
Топливная система	8170	
Моторное оборудование	1285	
Вспомогательная силовая установка	490	
3. Оборудование		
Электрооборудование без генераторов	522	
Радиооборудование	343	
Аэронавигационное оборудование	9675	9683
Кислородное оборудование	784	
Высотное оборудование	130	
Сиденья экипажа	2192	2200
Спасательные средства	75	
Управление самолетом	160	
Гидравлическое оборудование	840	
Аппаратура ИСРН-64 со штурвалом	1802	
4. Пассажирское оборудование		
Сиденья пассажиров и обеденного персонала	114	3331
Оборудование подсобных и пассажирских помещений	3679	
Буфет-кухня	1545	1680
Водопровод - санузлы	298	151
Односпальные	192	34
Перегородки, двери, гардеробы	270	252
Надувные трапы, ходы	714	
5. Неизрасходованное топливо	293	
6. Масло в маслобаках	207	
7. Наземное возимое оборудование	280	
8. Вода и химикатность	95	
9. Бортовая лестница	40	
10. Окраска самолета	14	170
	100	

\*Масса неусиленного шасси на 430 кг меньше.

# Руководство по эксплуатации

## КНИГА 2 ЧАСТЬ I

### 2.1.4. Состав коммерческой нагрузки, рассчитанной по объёму

$$m_{\text{к.н}} = (75 + 20) \cdot n + m_{\text{почты}} + m_{\text{доп. груза}}$$

( n - число пассажиров )

Общий объём багажных помещений 38 м<sup>3</sup>.  
Общая масса коммерческой нагрузки 18 т.

Количество пассажиров	Масса пассажиров (по 75 кг на человека), кг	Масса багажа (по 20 кг на человека), кг	Масса почты, кг	Объём, занимаемый багажом, м <sup>3</sup>	Объём, занимаемый багажом и почтой, м <sup>3</sup>	Возможный дополнительный груз, кг
I52	II400	3040	3000	25,0	36,1	560
I60	I2000	3200	2800	26,7	37,1	-
I64	I2300	3280	2400	27,3	36,3	-
I80	I3500	3600	900	30,0	33,3	-

ПРИМЕЧАНИЕ. В расчёте принята плотность:

- а) багажа 120 - 160 кг/м<sup>3</sup>;
- б) почты 270 кг/м<sup>3</sup>;
- в) груза 300 кг/м<sup>3</sup>.

**Руководство по эксплуатации | КНИГА 2 ЧАСТЬ I**

**2.1.5. Емкость багажных помещений**

Допустимая удельная нагрузка на пол 600 кг/м<sup>2</sup>

Багажное помещение	# отсека	Используемый объем, м <sup>3</sup>	Площадь пола, м <sup>2</sup>	Возможная максимальная нагрузка, кг	Масса, кг, при плотности		
					багажа 120 кг/м <sup>3</sup>	почты 270 кг/м <sup>3</sup>	груза 300 кг/м <sup>3</sup>
Переднее	I отсек	3,75	3,7	2200	450	1000	1120
	2 отсек	2,75	2,8	1680	330	750	830
	3 отсек	7,5	7,5	4500	900	2030	2250
	4 отсек	7,5	7,5	4500	900	2030	2250
	Итого:	21,5	21,5	12900	2580	5810	6450
Среднее	5 отсек	8,3	8,7	5220	1000	2240	2490
	6 отсек	2,3	2,8	1680	270	620	690
	7 отсек	5,9	5,8	3500	710	1600	1770
	Итого:	16,5	17,3	10400	1980	4460	4950
Итого		38,0	38,8	-	4560	10270	11400

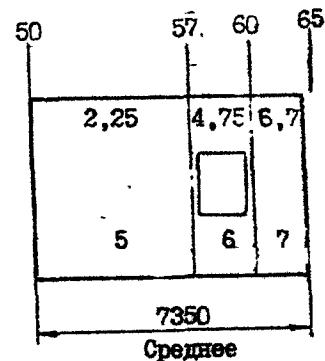
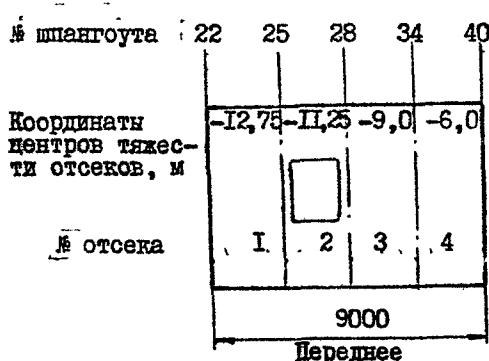


Схема багажных помещений

Руководство по эксплуатации | книга 3 часть I

## 2.2. IDENTIFYING ARMS

## 2.2.1. Диагноз ирреально-допустимых центровок

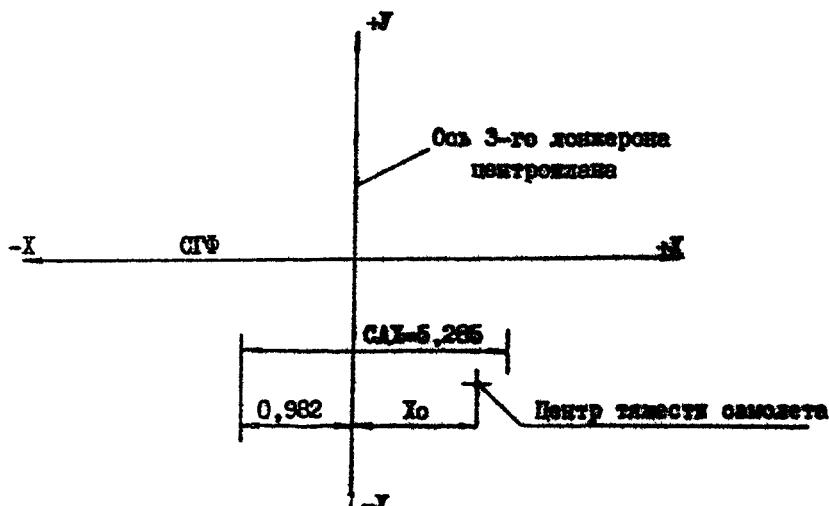
### 2.2.2. Формула определения электропотенциала стомат

При расчете центровки за начало координат принятая точка пересечения строительной горизонтали фюзеляжа (СГФ), с вертикальной плоскостью, проходящей через ось З-го лонжерона центроплана.

Центровка самолета в % САХ вычисляется по следующей формуле:

$$\bar{X} = \frac{X_0 + 0.982}{5.285} \cdot 100\% .$$

где:  $X_0$  - координата центра тяжести самолета от начала координат, м;  
 $0,982$  - расстояние между началом координат и началом САХ, м;  
 $5,285$  - величина САХ, м



### **Схема поиска в САХ**

\* В тех случаях, когда расположенная коммерческая нагрузка не позволяет создать центровку 32% САХ и менее, разрешается предельно задняя центровка 40% при взлетной массе  $m \leq 80$  т и максимальной высоте полета 10200 м.

**Руководство по эксплуатации**

ЧАСТЬ I

**2.2.3. Примеры расчёта центровочных данных самолёта**

Для всех компоновок самолёта обеспечивается сохранение полетных центровок в допустимых пределах.

Ниже приведены примеры расчёта центровочных данных самолёта с усилением шасси для компоновок на 164 и 180 мест и при полете на максимальную дальность.

**2.2.3.1. При полете с максимальной коммерческой нагрузкой 18000 кг, с компоновкой на 164 места, рис. 2.1****A. Максимальная взлётная масса**

Наименование	<i>m</i> , кг	<i>X</i> , м	<i>M-X</i> , кгм	$\bar{X}$ % САХ
I. Пустой самолёт по формулиару (класси выпущено)	51930	1,528	79349	47,5
2. Снаряжение:				
пилоты (2 человека)	1380	-II,12	-15350	
бортинженер	160	-21,175	-3390	
штурман	80	-19,79	-1580	
бортпроводник в переднем вестибюле	80	-20,40	-1630	
бортпроводники в среднем вестибюле (3 человека)	240	-17,78	-1420	
бортпроводники в заднем вестибюле	80	-7,20	575	
съёмное буфетно-кухонное оборудование (см. кн. 2 ч. 2 п. 3.4 (2)):	370	-9,51	-3520	
передний буфет	55	-18,34	-1010	
буфет-кухня	315	-7,97	-2510	
продукты:	200	-10,68	-2135	
передний буфет	50	-18,80	-940	
буфет-кухня	150	-7,97	-1195	
сувениры	60	-7,00	-420	
мягкий инвентарь	30	-7,00	-210	
3. Комерческая нагрузка:				
пассажиры (164 человека) (см. кн. 2 ч. 2 приложение 6)	18000	-3,52	-53413	
багаж, почта:				
в отсеке № 1	170	-12,75	-2168	
в отсеке № 2	330	-II,25	-3713	
в отсеке № 3	900	-9,00	-8100	
в отсеке № 4	900	-6,00	-5400	
в отсеке № 5	1180	2,25	2655	
в отсеке № 6	620	4,75	2945	
в отсеке № 7	1600	6,70	10720	

**Руководство по эксплуатации**

книга 2 часть I

Продолжение

Наименование	<i>m</i> , кг	<i>X</i> , м	<i>m-X</i> , кгм	$\bar{x}\%$ САХ
4. Самолёт без топлива (шасси выпущено)	71310	0,008	586	
5. Топливо:	26690	0,77	20470	
в баке № 1	3300	- 0,85	- 2800	
в баке № 2	12540	- 1,00	- 12540	
в баке № 3	10850	3,30	35810	
6. Максимальная взлётная масса (шасси выпущено)	98000	0,215	21056	22,6
Уборка шасси	-	-	4900 <sup>‡</sup>	
7. Максимальная взлётная масса (шасси убрано)	98000	0,265	25956	23,6

## Б. Максимальная посадочная масса

Наименование	<i>m</i> , кг	<i>X</i> , м	<i>m-X</i> , кгм	$\bar{x}\%$ САХ
1. Самолёт без топлива (шасси выпущено)	71310	0,008	586	18,7
2. Топливо:	6690	1,25	8387	
в баке № 1	3300	- 0,85	- 2800	
в баке № 3	3390	3,30	11187	
3. Максимальная посадочная масса (шасси выпущено)	78000	0,115	8973	20,8
Уборка шасси	-	-	4900 <sup>‡</sup>	
4. Максимальная посадочная масса (шасси убрано)	78000	0,178	13873	21,9

<sup>‡</sup>На самолётах с неусиленным шасси момент от уборки шасси равен 4440 кгм.

## Руководство по эксплуатации

ЧАСТЬ I

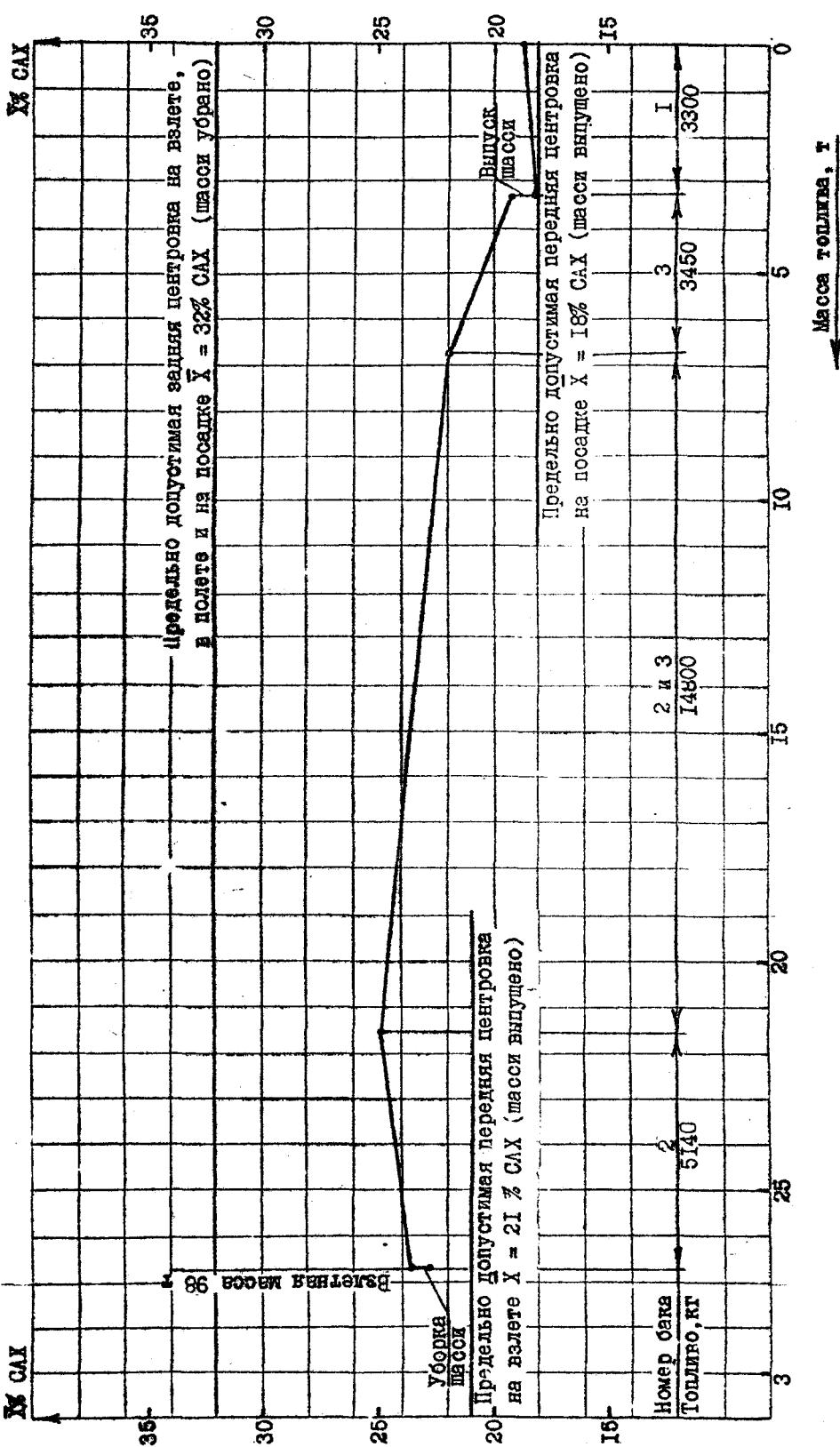


Рис. 2.1. Центровочный график при полете с максимальной коммерческой нагрузкой 18000 кг с компоновкой на 164 места

**Руководство по эксплуатации**

КНИГА 2 ЧАСТЬ I

**2.2.3.2.** При полете с максимальной коммерческой нагрузкой 18000 кг, с максимальным числом пассажиров 180 человек, рис. 2.2.

**A. Максимальная взлётная масса**

Наименование	<i>m</i> , кг	<i>X</i> , м	<i>m·X</i> , кгм	<i>X%</i> САХ
1. Пустой самолет по формуляру (массы выпущено)	51730	1,555	80440	48,0
2. Снаряжение:				
пилоты (2 человека)	870	-II,63	-10120	
бортинженер	160	-2I,I75	- 3390	
штурман	80	-I9,79	- 1580	
бортпроводник в переднем вестибюле	80	-20,40	- 1630	
бортпроводник в среднем вестибюле	80	-I7,78	- 1420	
бортпроводники в заднем вестибюле (2 человека)	160	- 6,75	- 540	
съёмное буфетко-кухонное оборудование (см. кн. 2 ч. 2 п. 3.4 (3))	70	7,20	II50	
передний буфет	45	-I4,47	- 1015	
средний буфет	25	- 7,90	- 815	
продукты:	70	-I5,2I	- 200	
передний буфет	50	-I8,II	- 1065	
средний буфет	20	- 7,90	- 905	
сувениры	60	- 7,00	- 160	
мягкий инвентарь	30	- 7,00	- 420	
3. Коммерческая нагрузка:				
пассажиры (180 человек)	18000	- 3,88	-69873	
(см. кн. 2 ч. 2 приложение 6)	13500	- 5,I7	-69755	
багаж, почта:				
в отсеке № 3	4500	- 0,03	- II8	
в отсеке № 4	710	- 9,00	- 6390	
в отсеке № 5	1050	- 6,00	- 6300	
в отсеке № 6	1160	2,25	2610	
в отсеке № 7	320	4,75	I520	
4. Самолет без топлива (массы выпущено)	1260	6,70	8442	
5. Топливо:				
в баке № 1	70600	0,006	447	I8,7
в баке № 2	27400	0,72	19760	
в баке № 3	3300	- 0,85	- 2800	
	13250	- I,00	-13250	
	10850	3,30	35810	

**Руководство по эксплуатации**

ЧАСТЬ I

Приложение

Наименование	<i>m</i> , кг	<i>X</i> , м	<i>m·X</i> , км·к	$\bar{X}$ САХ
6. Максимальная взлётная масса (шасси выпущено) Уборка шасси	98000	0,206	20207	22,5
7. Максимальная взлётная масса (шасси убрано)	-	-	4900	
	98000	0,256	25107	23,4

**Б. Максимальная посадочная масса**

Наименование	<i>m</i> , кг	<i>X</i> , м	<i>m·X</i> , км·к	$\bar{X}$ САХ
1. Самолет без топлива (шасси выпущено)	70600	0,006	447	18,7
2. Топливо:				
в баке № 1	7400	1,26	9339	
в баке № 2	3300	- 0,85	- 2800	
в баке № 3	325	- 1,00	- 325	
3. Максимальная посадочная масса (шасси выпущено) Уборка шасси	3775	3,30	12458	
4. Максимальная посадочная масса (шасси убрано)	78000	0,125	9780	20,9
	-	-	4900	
	78000	0,188	14680	22,1

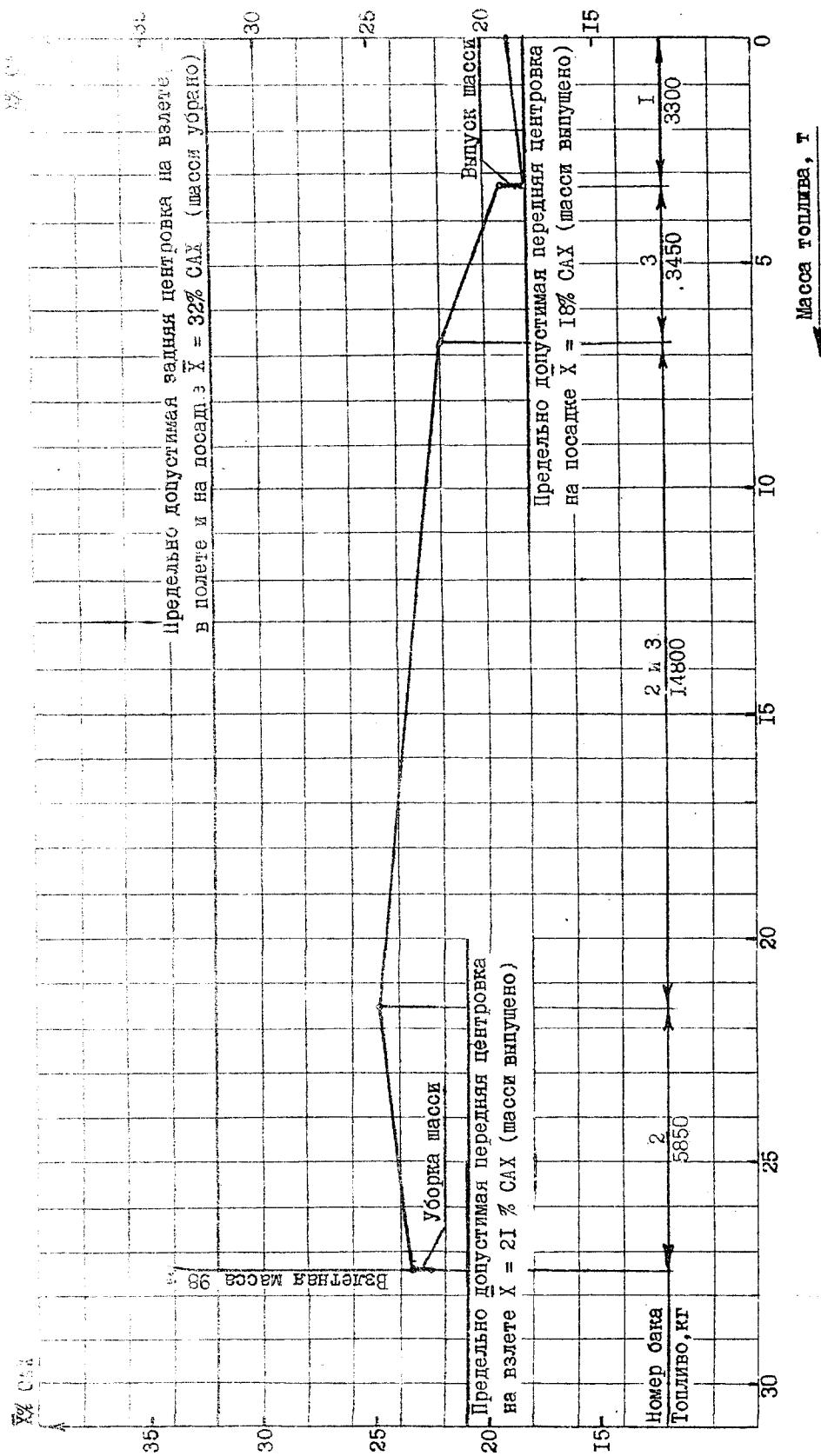


Рис. 2.2. Центровочный график при полете с максимальной коммерческой нагрузкой 18000 кг с максимальным числом пассажиров 180 человек

15.05.81

2.II/2.II



**Руководство по эксплуатации**

КНИГА 2 ЧАСТЬ I

## 2.2.3.3. При полете на максимальную дальность, рис. 2.3

## A. Максимальная взлётная масса

Наименование	<i>m</i> , кг	<i>X</i> , м	<i>m·X</i> , км	$\bar{x}$ % САХ
1. Пустой самолет по формуляру (шасси выпущено)	51930	1,528	79349	47,5
2. Снаряжение (см. п. 2.2.3.1)	1380	-II, I2	-15350	
3. Коммерческая нагрузка:				
пассажиры (50 человек)	5440	- 6,84	-37199	
3 ряд (6 человек)	3750	-I2,42	-46572	
4 ряд (5 человек)	450	-I5,31	- 6890	
5 ряд (6 человек)	375	-I4,53	- 5449	
6 ряд (6 человек)	450	-I3,78	- 6201	
7 ряд (6 человек)	450	-I3,03	- 5864	
8 ряд (6 человек)	450	-I2,28	- 5526	
9 ряд (6 человек)	450	-II,53	- 5189	
10 ряд (6 человек)	450	-I0,78	- 4851	
II ряд (3 человека)	225	- 9,28	- 2088	
багаж и почта:	1690	5,55	9373	
в отсеке № 5	320	2,25	720	
в отсеке № 6	270	4,75	1283	
в отсеке № 7	II00	6,70	7370	
4. Самолет без топлива (шасси выпущено)	58750	0,456	26800	
5. Топливо:	39250 <sup>‡</sup>	- 0,09	- 3640	27,2
в баке № 1	3300	- 0,85	- 2800	
в баке № 2	I8500	- I,00	-I8500	
в баке № 3	I0850	3,30	35810	
в баке № 4	6600	- 2,75	-I8150	
6. Максимальная взлётная масса (шасси выпущено)	98000	0,286	23160	23,0
Уборка шасси	-	-	4900	
7. Максимальная взлётная масса (шасси убрано)	98000	0,286	28060	24,0

<sup>‡</sup> Из максимального количества топлива 39750 кг, 500 кг предназначено для расходования на земле до взлёта.

**Руководство по эксплуатации****КНИГА 2 ЧАСТЬ I****Максимальная посадочная масса**

Наименование	<i>m</i> , кг	<i>X</i> , м	<i>m·X</i> , кгм	$\bar{X}\%$ САХ
1. Самолет без топлива (массы выпущено)	53750	0,456	26800	27,2
2. Топливо:	19250	- 0,14	- 2780	
в баке № 1	3300	- 0,85	- 2800	
в баке № 2	2950	- 1,00	- 2950	
в баке № 3	6400	3,30	21120	
в баке № 4	5610	- 2,75	-18150	
3. Максимальная посадочная масса (массы выпущено)	73000	0,308	24020	24,4
Уборка шасси	-	-	4900	
4. Максимальная посадочная масса (массы убрано)	72000	0,370	28920	25,6

Ту-154Б

Руководство по эксплуатации ЧАСТЬ 2 ЧАСТЬ I

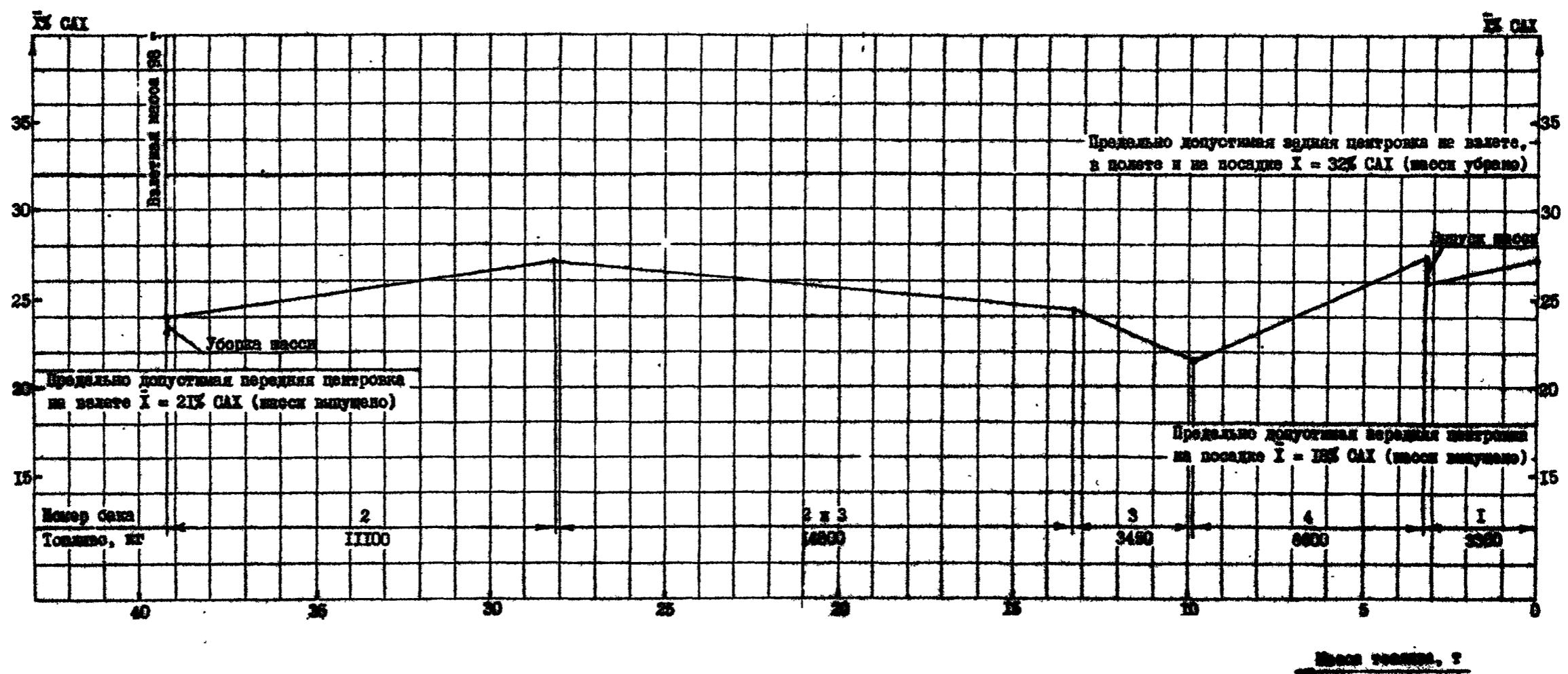


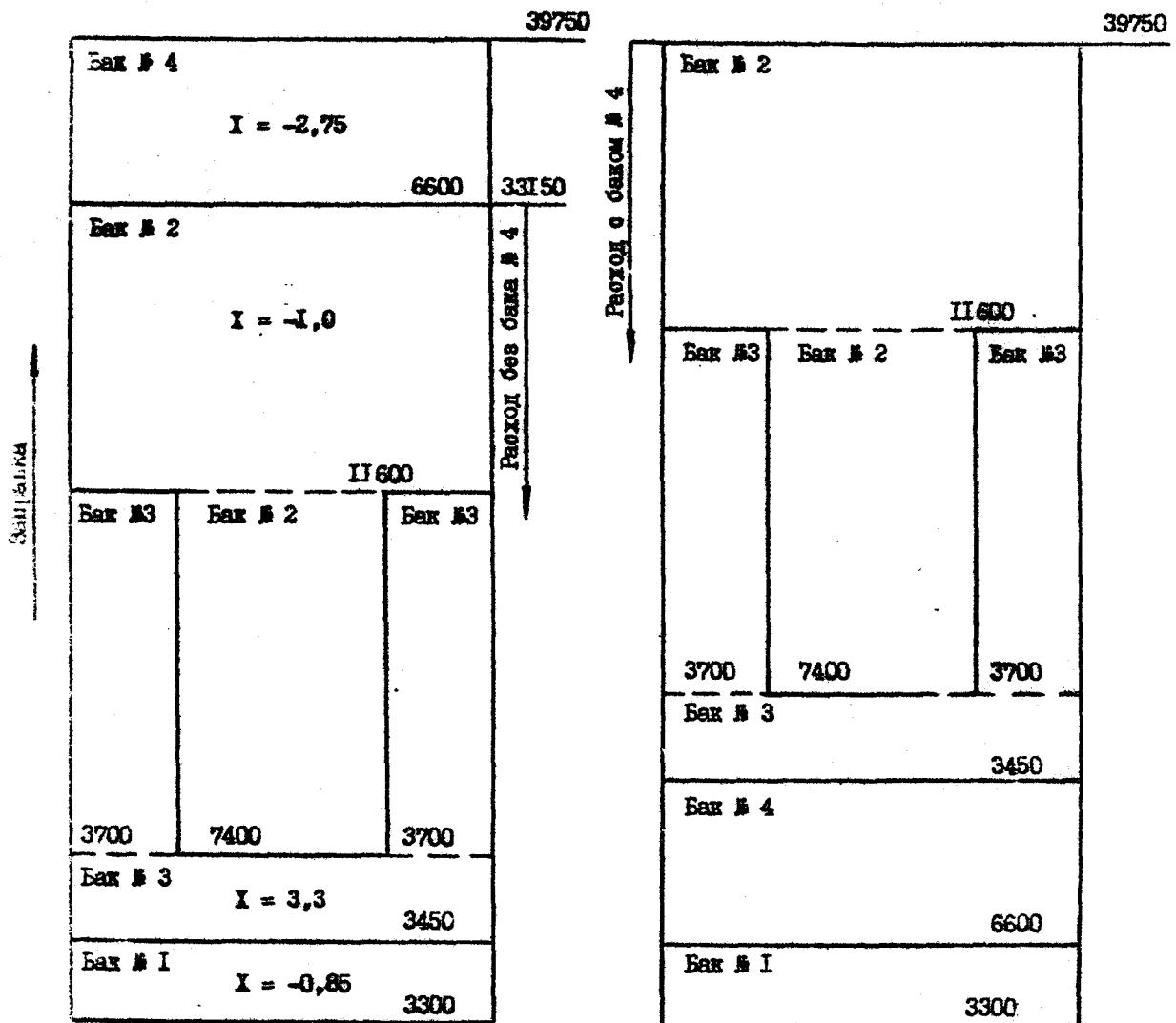
Рис. 2.3. Боксироочный график при взлете на минимальную дальность



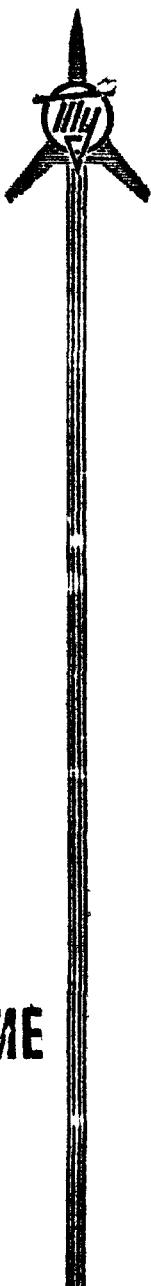
## Руководство по эксплуатации

I книга 2 часть I

## 2.2.4. Схема заправки и расхода топлива







**РАЗДЕЛ 3**

**ОСНОВНЫЕ ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ  
ХАРАКТЕРИСТИКИ**



РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ

| книга 2 часть I |

## Раздел 3

ОСНОВНЫЕ ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ  
ХАРАКТЕРИСТИКИ3.1. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА3.1.1. Особенности аэродинамики самолета

Аэродинамическая компоновка самолета и его энерговооруженность обеспечивают эксплуатацию самолета на высоких крейсерских скоростях, хорошие характеристики устойчивости и управляемости, а также хорошие взлетно-посадочные характеристики.

Механизация крыла самолета состоит из выдвижных трехщелевых закрылков, предкрылоков и интерцепторов. На верхней поверхности крыла установлены две пары аэродинамических перегородок.

Применение специальных профилей крыла с достаточно малой относительной толщиной 10,3% позволяют получить высокое аэродинамическое качество на крейсерских скоростях полета. Применение предкрылоков на взлете и посадке позволяет получить высокое значение  $C_{y \max}$ :

- при взлетном положении закрылков ( $\delta_3 = 28^\circ; \delta_{\text{предкр}} = 18,5^\circ$ )  $C_{y \max} = 1,92$ ;
- при посадочном положении закрылков ( $\delta_3 = 45^\circ; \delta_{\text{предкр}} = 18,5^\circ$ )  $C_{y \max} = 2,15$ .

Применение трехдвигательной схемы обеспечивает безопасность при отказе двигателя при взлете в условиях высокой температуры или высокогорного аэродрома.

3.1.2. Ограничения

## Ограничения по массе самолета:

Максимальная рулежная масса .....	98500 кг
Максимальная взлётная масса .....	98000 кг
Максимальная посадочная масса .....	78000 кг
Максимальная масса самолета без топлива .....	72000 кг

## Ограничения на взлете и посадке

С учетом возможности отказа критического двигателя на взлете потребные дистанции разбега, продолженного взлета (взлетной дистанции) и прерванного взлета не должны превышать располагаемых дистанций ВПП на аэродроме старта с учетом конкретных условий.

Потребная посадочная дистанция не должна превышать располагаемой посадочной дистанции на аэродроме назначения и запасном аэродроме.

Взлет и посадка самолета разрешены при барометрической высоте аэродрома от -300 до +3000 м.

Диапазон температур атмосферного воздуха на аэродроме от "минимальной для арктических условий" до "максимальной межконтинентальной ИКАО" (см. примечание в РЛЭ, книга I п. 2.2 (6)).

Руководство по эксплуатации | книга 2 часть I

Максимально допустимые составляющие скорости ветра:

a) попутная. . . . .	10 м/с
b) боковая под углом 90° к ВШ:	
- для сухой ВШ. . . . .	17 м/с
- для ВШ, покрытой осадками (толщина слоя не более 5 мм), определять в зависимости от коэффициента сцепления по рис. 2.2-1 кн. I РМЭ.	
Для зарубежных аэропортов коэффициент сцепления определять по табл. I п. I.6.1.0 (29) кн. I РМЭ	
b) боковая под углом 90° к ВШ при наличии слоя осадков толщиной более 5 мм (вода, слякоть, мокрый снег). . . . .	5 м/с
c) боковая при отказе 2-х гидросистем на сухой ВШ (при коэффициенте сцепления выше 0,65). . . . .	10 м/с

Максимальный уклон ВИП  $\pm 2\%$ .

### Конфигурация самолета:

На валёте:  $d_s = 28^\circ$ ;

$$\sigma_{\text{max}} = 18.5^\circ$$

интерцепторы убраны (выпускаются при прерванном взлете);  
шасси втянуто.

На посадке: при всех работающих двигателях  $\delta = 15^\circ$ .

при отказе одного двигателя  $\sigma_3 = 28^\circ, 45^\circ$ ;

и **интерцепторы** выпускаются на пробеге;

При наборе высоты, крейсерском полёте и на снижении:

закрышки убраны;

предкрылки убраны;

интерцепторы убранны (на снижение средние интерцепторы выпущены); шасси убрано.

При экстренном снижении:

закрытии узлов:

ПРАВИТЕЛИКИ УБРАЧ-

средние интерцепторы выпущены;

#### Понятие патологии, ее места в

Предельно передняя: на взлете. . . . .	21% САХ
на посадке . . . . .	19% САХ
Предельно задняя: на взлете, в полете и на посадке . . . . .	32% САХ(2)

<sup>3)</sup> В тех случаях, когда расположаемая коммерческая нагрузка не позволяет создать центровку 32% и менее, разрешается предельно задняя центровка 40% от взлетной массы  $\leq$  80 т и максимальной высоте полета 10200 м.

# РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ | КНИГА 2 ЧАСТЬ I

## Максимальные скорости полета

Ограничения по максимальным скоростям полета установлены из условий обеспечения прочности самолета.

Максимальная эксплуатационная скорость  $V_{max}$  ( $V_M$ ):

$V_{max}$  ( $V_M$ ) = 600 км/ч на высотах от земли до 7000 м

$V_{max}$  ( $V_M$ ) = 575 км/ч на высотах от 7000 м до 10300 м

$M_{max}$  ( $M_M$ ) = 0,88 на высотах  $\geq 10300$  м

Расчетная предельная скорость  $V_{max,calc}$  ( $V_d$ ):

$V_{max,calc}$  ( $V_d$ ) = 650 км/ч на высотах от земли до 7000 м

$V_{max,calc}$  ( $V_d$ ) = 625 км/ч на высотах от 7000 м до 10300 м

$M_{max,calc}$  ( $M_d$ ) = 0,95 на высотах  $\geq 10300$  м

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Достижение скоростей  $V_{max,calc}$  ( $V_d$ ) = 650 км/ч

$V_{max,calc}$  ( $V_d$ ) = 625 км/ч и  $M_{max,calc}$  ( $M_d$ ) = 0,95 допускается только в специальных испытательных полетах на достижение предельных режимов.

Максимальная скорость полета с закрылками выпущенными:

на  $\delta_3 \leq 15^\circ$  - 420 км/ч;

на  $\delta_3 = 25^\circ$  - 350 км/ч;

на  $\delta_3 = 45^\circ$  - 300 км/ч.

Максимальная скорость при перестановке стабилизатора - 425 км/ч.

Максимальная скорость при отклонениях предкрыльях - 425 км/ч.

В процессе уборки предкрылков разрешается увеличение приборной скорости к достижению ее к моменту ложной уборки предкрылков до 440 - 450 км/ч.

## Минимальные скорости полета

Минимальные скорости полета  $V_{min}$  установлены на основании летных испытаний из условия обеспечения безопасности при действии вертикальных порывов и возможных ошибках пилотирования (подробнее см. подраздел 3.2.3. "Минимальные скорости полета" и рис. 3.16).

## Виды эксплуатации

Кроме полетов в нормальных условиях, самолет может быть использован:

- для ночных полетов;
- для полетов по приборам;
- для полетов в условиях обледенения;
- для полетов над водным пространством.

## Ограничение маневра

Выполнение маневра ограничивается:

- максимальной  $V_M/M_M$  и минимальной  $V_{min}/M_{min}$  скоростями;
- величиной максимальной эксплуатационной перегрузки  $n_y^3 = 2,5$ ;
- улом атаки (по автомату АУАСП);

# Руководство по эксплуатации | КНИГА 2 ЧАСТЬ I |

- началом срывной (предупредительной) тряски;
  - углом крена, который не должен превышать  $12^{\circ}$  на высотах ниже 250 м ли при скорости менее 340 км/ч на взлете и 280 км/ч на посадке и  $30^{\circ}$  во всех остальных случаях.
- Величины допустимых перегрузок при маневре из условия начала срывной тряски в зависимости от высоты полёта и числа М приведены на рис. 3.15.

### 3.I.3. Взлёт самолёта

Взлёт самолёта производится на взлётном режиме работы двигателей с закрылка  $\alpha$ , отклонёнными на  $28^{\circ}$  и отклоненными предкрыльями. При отрыве от земли рекомендуется выводить самолёт на угол тангажа  $6 - 8^{\circ}$ .

#### Взлетные характеристики

Максимальная взлётная масса – 98000 кг.

Нагрузка на квадратный метр крыла при взлётной массе 98000 кг –  $544 \text{ кг}/\text{м}^2$ .

Условия старта	MCA $H = 0$	$t = 30^{\circ}\text{C} H = 330 \text{ м}$
Скорость принятия решения $V_1$ (IAS)	241 км/ч	245 км/ч
Скорость отрыва передней ноги $V_2$ (IAS)	271 км/ч	280 км/ч
Безопасная скорость взлёта $V_2$ (IAS)	2120 м	2480 м
Сбалансированная длина ВПП		
Потребная длина разбега при отказе одного двигателя	2030 м	2380 м
Длина разбега до отрыва при всех работающих двигателях	1380 м	1680 м

Более подробные взлётные характеристики представлены в книге I РЛЭ.

### 3.I.4. Набор высоты

Набор высоты производится наnomинальном режиме работы двигателей при усеченном массе и полётном положении механизации крыла.

Характеристики набора высоты представлены в книге I РЛЭ.

Высоту эшелона 10800 м при взлётной массе 98000 кг самолёт набирает за 22 мин. расходуя 4100 кг топлива на дальности 263 км.

Практический потолок при взлётной массе 98000 кг наноминальном режиме работы двигателей – 12000 м.

# Руководство по эксплуатации

## ЧАСТЬ I

### 3.1.5. Крейсерский полет

Рекомендуются три, оптимальных с точки зрения экономики, режима крейсерского полета в зависимости от дальности полета и коммерческой нагрузки:

- максимальный крейсерский режим (МКр) - режим полета на дальность на скоростях, близких к предельным, обеспечивает получение минимального рейсового времени;
- экономический режим (ЭкР) - режим полета на дальность - применяется в качестве основного режима в эксплуатации при возможности полета на эшелонах 10200 - 12000 м и отсутствии ограничений на величину коммерческой нагрузки;
- режим максимальной дальности (МД) - режим полета на дальность на скоростях, обеспечивающих получение 99% максимального значения удельной дальности.

Методика выбора крейсерского режима полета изложена в книге I (Руководство по летной эксплуатации).

Рекомендуемые для крейсерского полета скорости и числа М показаны на графиках и приведены в таблицах в книге I РЛЭ.

Максимальные скорости горизонтального полета на nominalном режиме работы двигателей и их ограничения приведены в нижеследующей таблице.

Таблица I

Максимальные скорости горизонтального полета  
и их ограничение

Высота, м	Скорость звука, км/ч	Максимальная скорость, км/ч		Число М
		Истинная	Индикаторная земная	
0	1225	600	600	0,49
1000	1211	628	600	0,519
2000	1197	660	600	0,531
3000	1183	688	600	0,552
4000	1168	722	600	0,573
5000	1154	758	600	0,597
6000	1139	795	600	0,620
7000	1124	833	600	0,641
8000	1109	840	575	0,658
9000	1093	833	575	0,688
10000	1078	930	575	0,703
10300	1072	943	575	0,73
11000	1062	935	575	0,68
12000	1062	935	575	0,68

**Руководство по эксплуатации****КНИГА 2 ЧАСТЬ 1****3.1.6. Практическая дальность полета**

Основные данные практической дальности полета в зависимости от коммерческой нагрузки и заправляемого топлива для высоты полета 10800 м, с АНЗ = 6000 кг, включая для трех режимов крейсерского полета данные в таблице 2 (при  $m_{\text{взл}} = 93000 \text{ кг}$ ) и на рис. 3.1. При полете на режимах ЭкР и МД полетное число  $M$  зависит от полетной массы самолета.

Поэтому в таблице 2 для режимов ЭкР и МД приведены диапазоны средних полетных чисел  $M$  и скоростей  $V$  в зависимости от вариантов загрузки.

Для конкретных расчетов дальности и потребного рейсового топлива при полете по заданному маршруту необходимо пользоваться материалами кн. I РМЭ, 5.5.

В случае отказа одного двигателя через один час после старта самолет имеет возможность завершить полет на запланированную дальность. При этом, в зависимости от варианта загрузки, может потребоваться расход части АНЗ, не превышающей 100 кг топлива.

На рис. 3.2 в качестве примеров представлены профили полетов на дальность с отказом одного двигателя через один час после старта для самолета с компоновкой на 152 пассажирских места при максимальном количестве пассажиров с багажом и для самолета с компоновкой на 160 пассажирских мест при максимальной коммерческой нагрузке.

**Таблица 2**

Самолет	Число пассажирских мест	Из п.сн. кг	Из ком. кг	Из т.с.н. кг	Дальность, км			
					МКр $M=0,87$ $V=927 \frac{\text{км}}{\text{ч}}$	ЭкР $M=0,878-0,885$ $V=872-873 \frac{\text{км}}{\text{ч}}$	МД $M=0,891-0,915$ $V=857-867 \frac{\text{км}}{\text{ч}}$	
с пассажирами на земле	Ту-154Б	152	52850	16000	27650	2815	2980	3010
				14440 <sup>(*)</sup>	31210	3390	3620	3670
				5900	39750	4870	5170	5230
с пассажирами на земле	Ту-154Б-1	160	52880	18000	27620	2810	2970	3000
				15200 <sup>(**)</sup>	30420	3260	3475	3520
				5870	39750	4870	5170	5230
с пассажирами на земле	Ту-154Б-1 Ту-154Б-2	164	52880	18000	27620	2810	2970	3000
				15580 <sup>(**)</sup>	30040	3200	3410	3450
				5870	39750	4870	5170	5230
с пассажирами на земле	Ту-154Б-2	180	52170	18000	28330	2925	3100	3135
				17100 <sup>(**)</sup>	29230	3070	3260	3300
				6580	39750	4870	5170	5230
с пассажирами на земле	Ту-154Б-2	164	53310	18000	27190	2740	2890	2920
				15580 <sup>(**)</sup>	28310	3130	3330	3370
				5440	39750	4870	5170	5230
с пассажирами на земле	Ту-154Б-2	180	52600	18000	27900	2855	3025	3055
				17100 <sup>(**)</sup>	28800	3000	3185	3220
				6150	39750	4870	5170	5230

<sup>(\*)</sup> 500 кг из заправляемого топлива заливается сверх взлетной массы и расходуется на земле до взлета.

<sup>(\*\*)</sup> Коммерческая нагрузка при максимальном количестве пассажиров с багажом (по 20 кг на пассажира).

# САМОЛЕТЫ ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ

КНИГА 2 ЧАСТЬ I

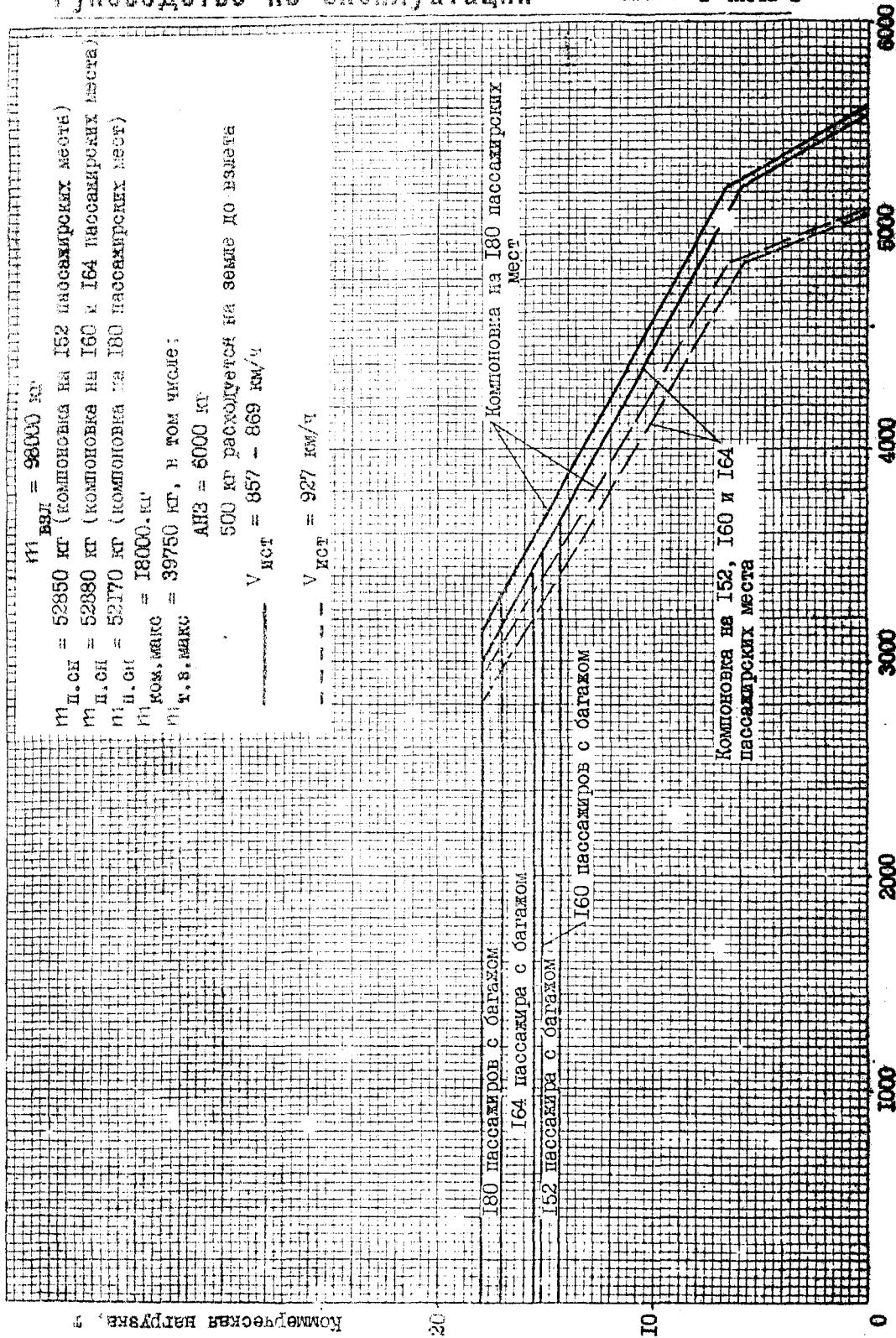


Рис. 3.1 (лист I из 2). Практическая дальность полета самолета с неусиленным шасси и числом пассажирских мест 152, 160, 164 и 180 в зависимости от коммерческой нагрузки и скорости полета,  $H = 10800$  м,  $W = 0$

## Руководство по эксплуатации

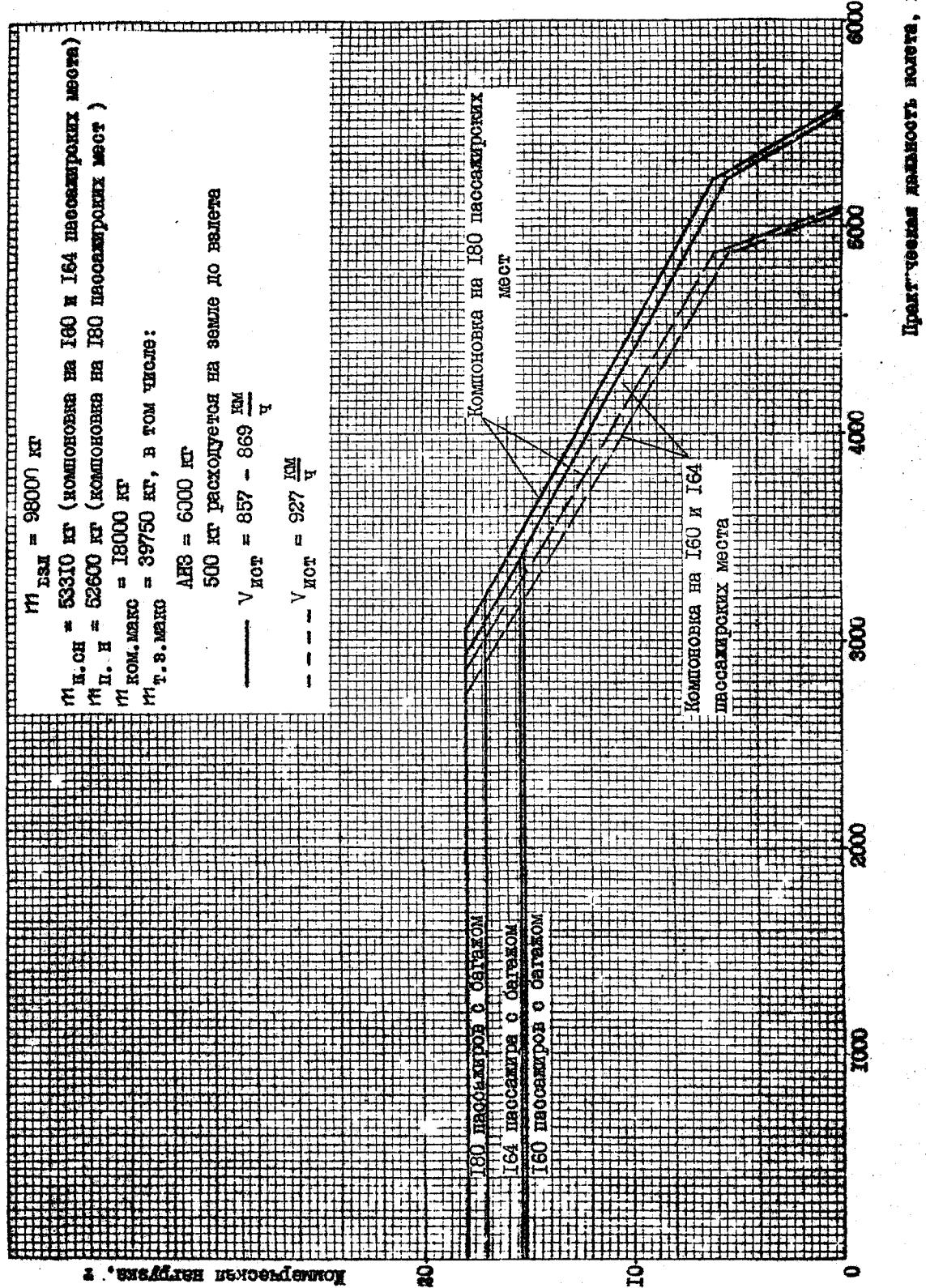


Рис. 3.1 (лист 2 из 2). Практическая дальность полета самолета с усиленным пассажирским и числом пассажирских мест 160, 164 и 180 в зависимости от коммерческой нагрузки и скорости полета,  $H = 10800$  м,  $V = 0$ .

## Руководство по эксплуатации

КНИГА 2 ЧАСТЬ I

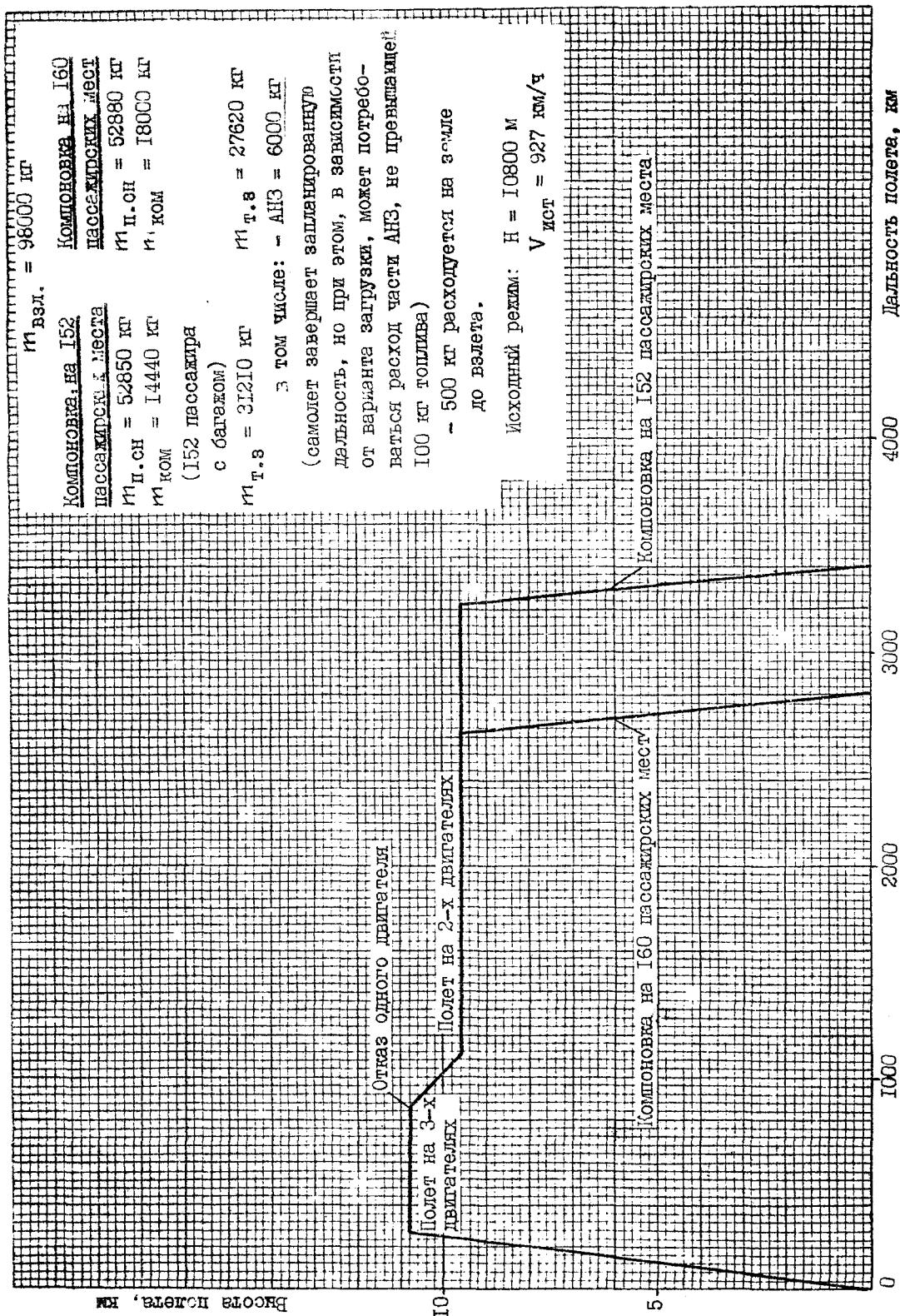


Рис. 3.2. Профиль полета на дальность при отказе одного двигателя через один час после старта,  $W = 0$ .

15.02.83

3.7/3.8



# Руководство по эксплуатации | КНИГА 2 ЧАСТЬ I

## Порядок снижения

Нормальное снижение производится при работе двигателей на режиме малого газа.

В зависимости от режима крейсерского полета (МКр или МД) снижение производится на разных скоростях.

### а) Режим крейсерского полета МКр

Высота, м	>9750	9750-450
Скорость по прибору, IAS, км/ч	-	575
Число M	0,85	-

Снижение производится с оптимальной программой выпуска интерцепторов:

Высота, м	>7000	7000-3000	3000-50
Угол отклонения средних интерцепторов, град.	0	45	0

### б) Режим крейсерского полета МД

Высота, м	>10750	10750-450
Скорость по прибору, IAS, км/ч	-	500
Число M	0,8	-

Снижение производится с полностью убранными интерцепторами.

Графики скоростей снижения, см.рис. 3.3-I,  
3.4-I.

Дальность, расход топлива и время снижения с крейсерской высоты показаны на графиках 3.3-2,  
3.4-2.

**ПРИМЕЧАНИЕ.** При ограничении службой УВД скоростей снижения на высотах ниже 3000 м до  $V_{пр} \leq 500$  км/ч на  $H = 3000-1200$  м  
и  $V_{пр} \leq 450$  км/ч на  $H=1200-450$  м в среднем увеличивается расход топлива, дальность и время снижения соответственно на 125 км, 20 км и 2,5 мин для режимов МКр и МД.

**Руководство по эксплуатации** | КНИГА 2 ЧАСТЬ I

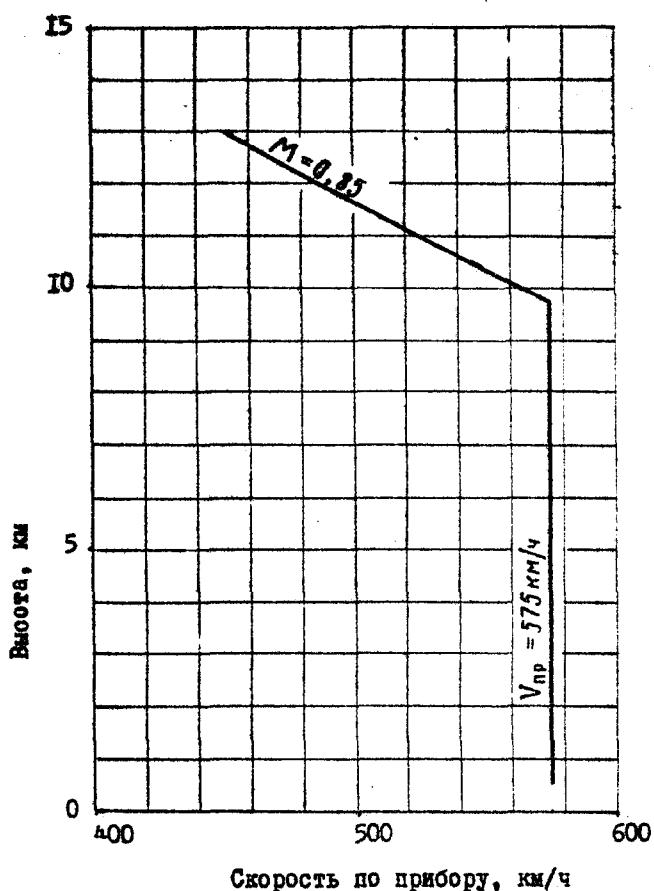
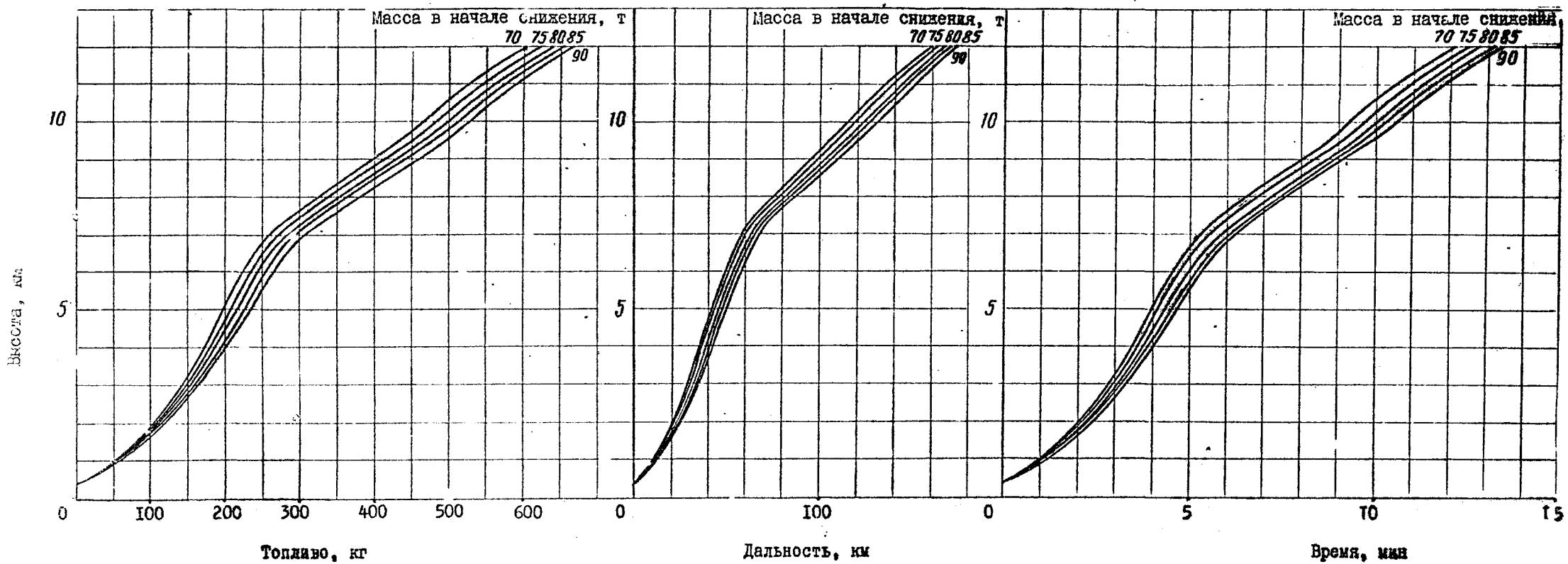


Рис. 3.3-1. Скорость снижения

Режим МКр  
3 двигателя  
малый газ

04.07.79

**Руководство по эксплуатации | книга 2 часть I**



**Стандартные условия (МСА)**

Все двигатели - работают

Режим работы двигателей - малый газ

Интерцепторы отклонены:  $H > 7 \text{ км}$   $\delta_{\text{инт}} = 0^\circ$ ;  $H = 7 \div 3 \text{ км}$   $\delta_{\text{инт}} = 45^\circ$ ;  $H = 3 \div 0,45 \text{ км}$   $\delta_{\text{инт}} = 0^\circ$

Массы убрано

Отбор воздуха на наддув кабины - включен

Высота, м	9750 $\div$ 450	$> 9750$
Скорость по прибору IAS, км/ч	575	-
Число М	-	0,85

Рис. 3.3-2. Топливо, дальность и время при снижении  
Режим МКр

04.07.79

3.8.3/3.8.4



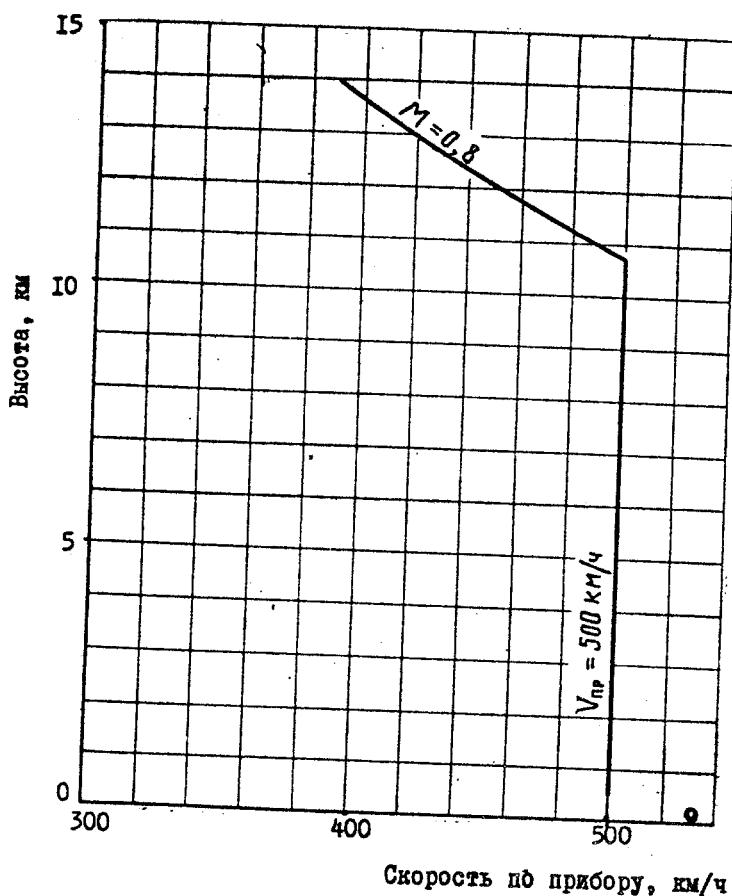


Рис. 3.4-1. Скорость снижения

Режим МД

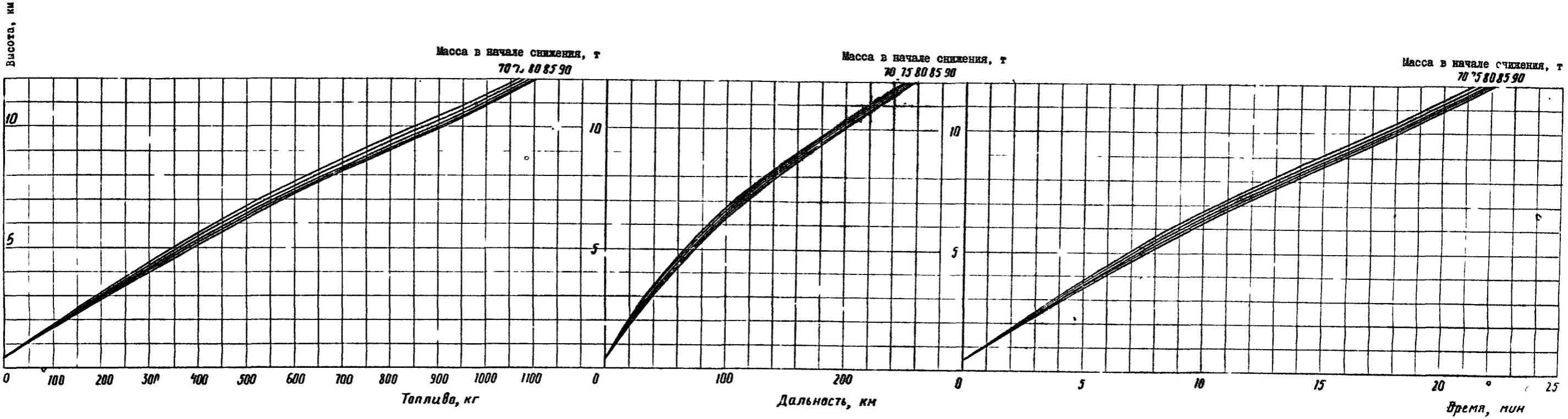
3 двигателя

малый газ

04.07.79

3.9/3.10





IAS	Все двигатели - работают
MD	Режим работы двигателей - малый газ
	Интерцепторы не отклонены $\delta_{инт} = 0^\circ$
	Пасси - убрано
	Отбор воздуха на надув кабины - выключен
	Высота, м 10750±450 Скорость по прибору, IAS, км/ч 500 Число M —
	> 10750 — 0,8

04.07.79

Рис. 3.4-2. Топливо, дальность и время при снижении

3.II/3.I2

Режим МД



Руководство по эксплуатации

КНИГА 2 ЧАСТЬ I

3.I.8. Посадка самолета

При всех работах на двигателях посадка производится с выпущенными закрылками на  $45^{\circ}$ , предкрылки выпущены. В случае отказа одного двигателя, в зависимости от посадочной массы самолета, закрылки выпускаются на  $28^{\circ}$  или  $45^{\circ}$ , предкрылки выпущены.

## Посадочные характеристики

Максимальная посадочная масса	- 78000 кг
Скорость пересечения входной кромки ВШИ (IAS) -	265 км/ч
Посадочная дистанция с высоты 15 м	- 1350 м
Потребная длина ВШИ для посадки:	
- по нормам летной годности СССР	- 2025 м
- по нормам FAR	- 2260 м

Более полные посадочные характеристики представлены в книге I РЛЭ.



**РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ**

ЧИТА 2 ЧАСТЬ I

**3.2. УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЕТА****3.2.1. Управление самолетом**

Продольное управление по тангажу на самолете осуществляется с помощью переставного стабилизатора и руля высоты.

Система управления стабилизатором - электромеханическая, дублированная, с дистанционным управлением. Изменять угол установки стабилизатора в полете разрешается на приборной скорости полета не более 425 км/ч. Стабилизатор устанавливается на угол:

- 1)  $0^\circ$  по указателю на всех режимах полета, кроме взлета и посадки.
- 2)  $0^\circ - 3^\circ$  по указателю в зависимости от центровки при взлете и посадке при закрылках, выпущенных на  $28^\circ$ .
- 3)  $0^\circ - 5,5^\circ$  по указателю в зависимости от центровки при посадке с закрылками, выпущенными на  $45^\circ$ .

Отклонение руля высоты производится двумя необратимыми рулевыми приводами (по одному рулевому приводу, работающему от трех гидросистем на каждую половину руля). Переход с управления рулевыми приводами на ручное не предусмотрен.

Для создания усилий на колонке штурвала в систему управления включен взлетно-посадочный загружатель (пружинный), характеристика которого представлена на рис.3.5. Для увеличения усилий на колонке управления в полете (при  $\delta_3 = 0^\circ$ ) предусмотрено автоматическое подключение полетного загружателя после уборки закрылок.

Поперечное управление производится элеронами и элерон-интерцепторами. Элероны отклоняются с помощью необратимых рулевых приводов (один трехканальный рулевой привод, работающий от трех гидросистем на каждый элерон).

Усилие на штурвале создается пружинным загружателем, включенным в систему управления элеронами. Характеристика загружателя представлена на рис. 3.6.

Управление элерон-интерцепторами (внешними секциями интерцепторов) осуществляется от элеронов с помощью трехкамерных рулевых приводов (по одному на каждый элерон-интерцептор), которые через проводку управления, включающую дифференциальный механизм и пружинную тягу, связаны с элеронами.

Дифференциальный механизм обеспечивает неподвижное состояние интерцепторов в убранном положении при движении элеронов в диапазоне углов от  $0$  до  $-1^{\circ}30'$  и отклонение соответствующего интерцептора пропорционально углу отклонения элерона при отклонении последнего вверх выше  $-1^{\circ}30'$  (рис.3.7).

Рулевое управление обеспечивается рулем направления, откликавшимся с помощью необратимого рулевого привода (один трехканальный рулевой привод).

Для создания усилия на педалях в систему включены взлетно-посадочный и полетный загружатели (рис.3.8). Включение полетного загружателя руля направления осуществляется автоматически, при уборке закрылок. Выключение полетного загружателя происходит также автоматически при выпуске закрылок.

Для улучшения характеристик устойчивости и управляемости в систему управления самолетом установлены автоматы (демпфера), работающие по следующим законам:

**Руководство по эксплуатации** книга 2 часть 1

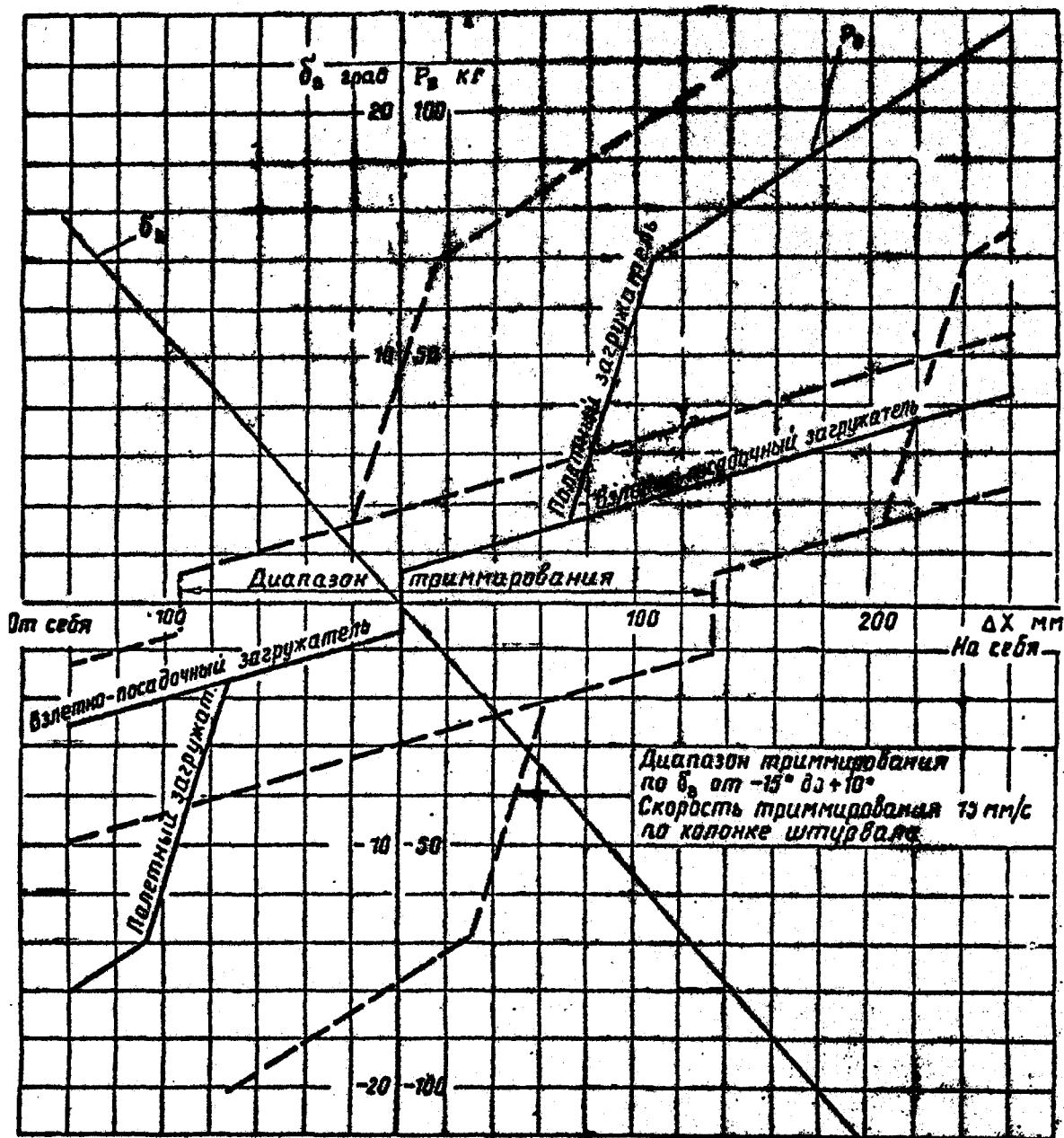


Рис. 3.5 (лист I из 2) Характеристика загружателей руля высоты  
(по самолет № 309, кроме № 295)

**Руководство по эксплуатации**

---

НИИГАЗ часть I

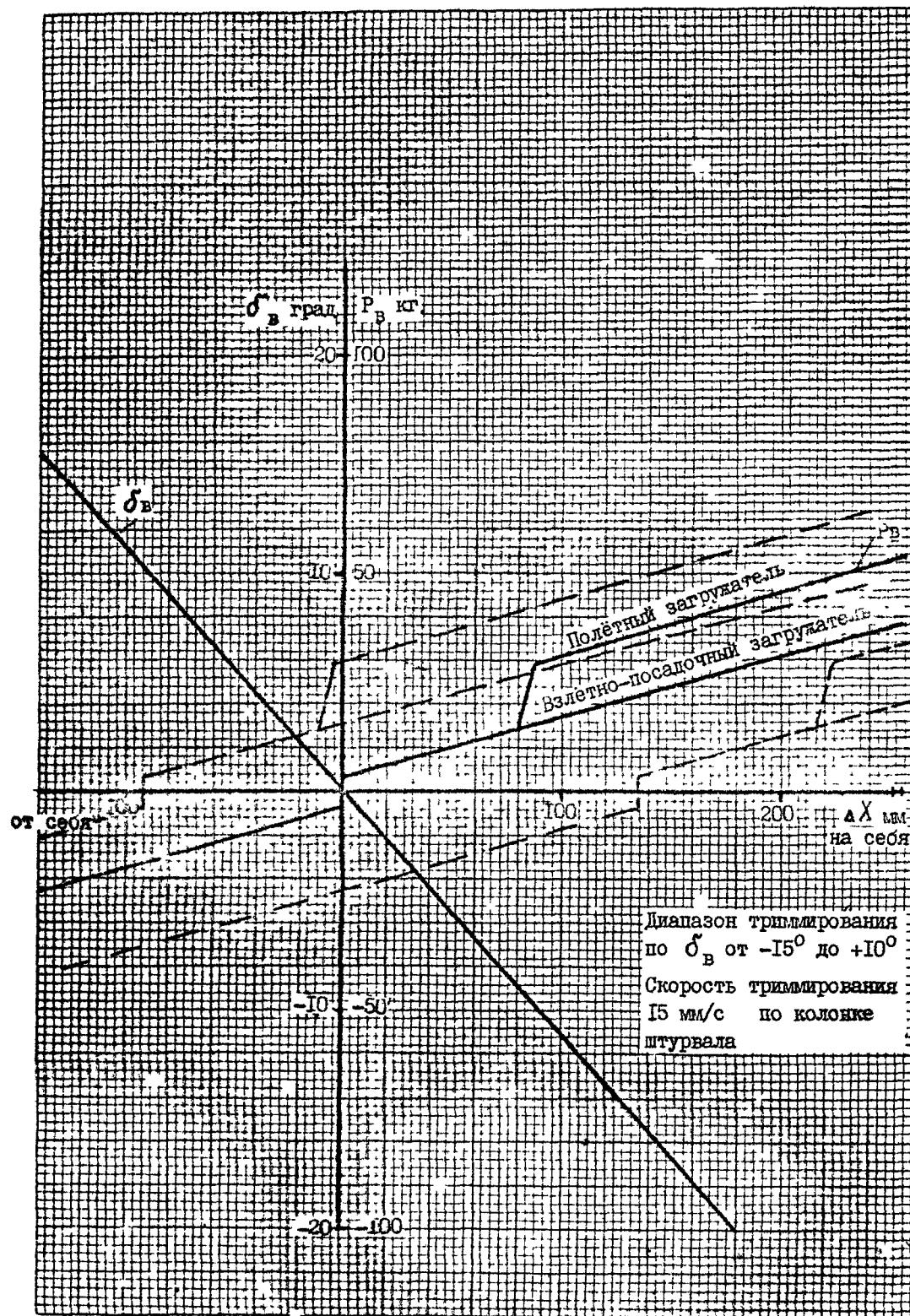
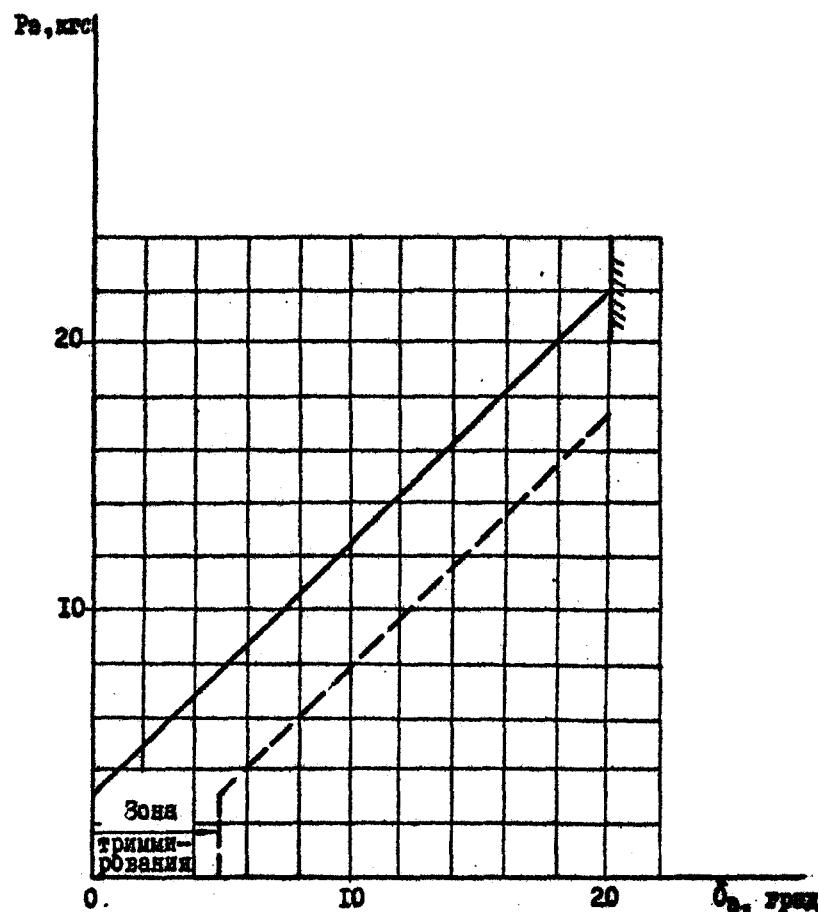


Рис. 3.5. (лист 2 из 2) Характеристика загружателей руля высоты  
(с самолета № 310 и № 295) >



## РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ

| КНИГА 2 ЧАСТЬ I |

Диапазон тrimmирования  $\pm 5^\circ$ 

- Скорость тrimmирования 0,83 град/с по элеронам.

Рис.3.6. Характеристика загружателя элеронов

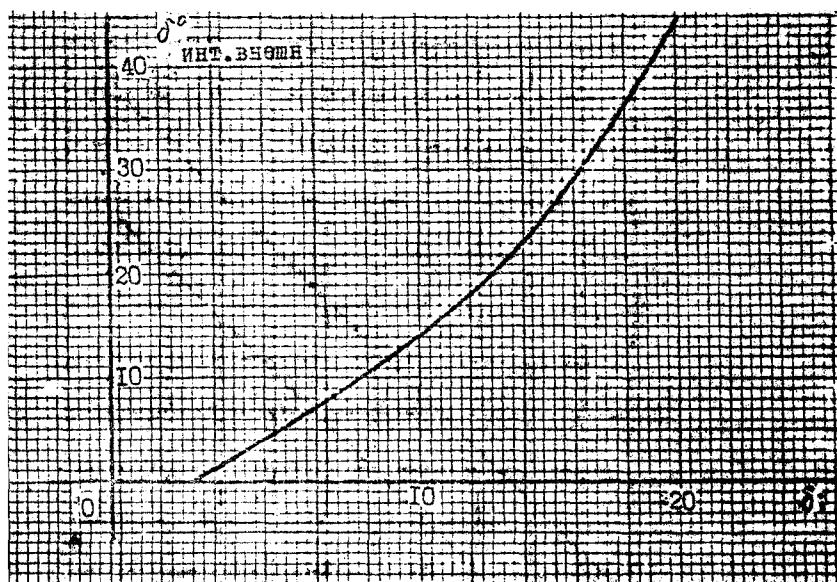
Руководство по эксплуатации | КНИГА 2 ЧАСТЬ I

Рис.3.7. Отклонение интерцепторов зависимости от отклонения элеронов

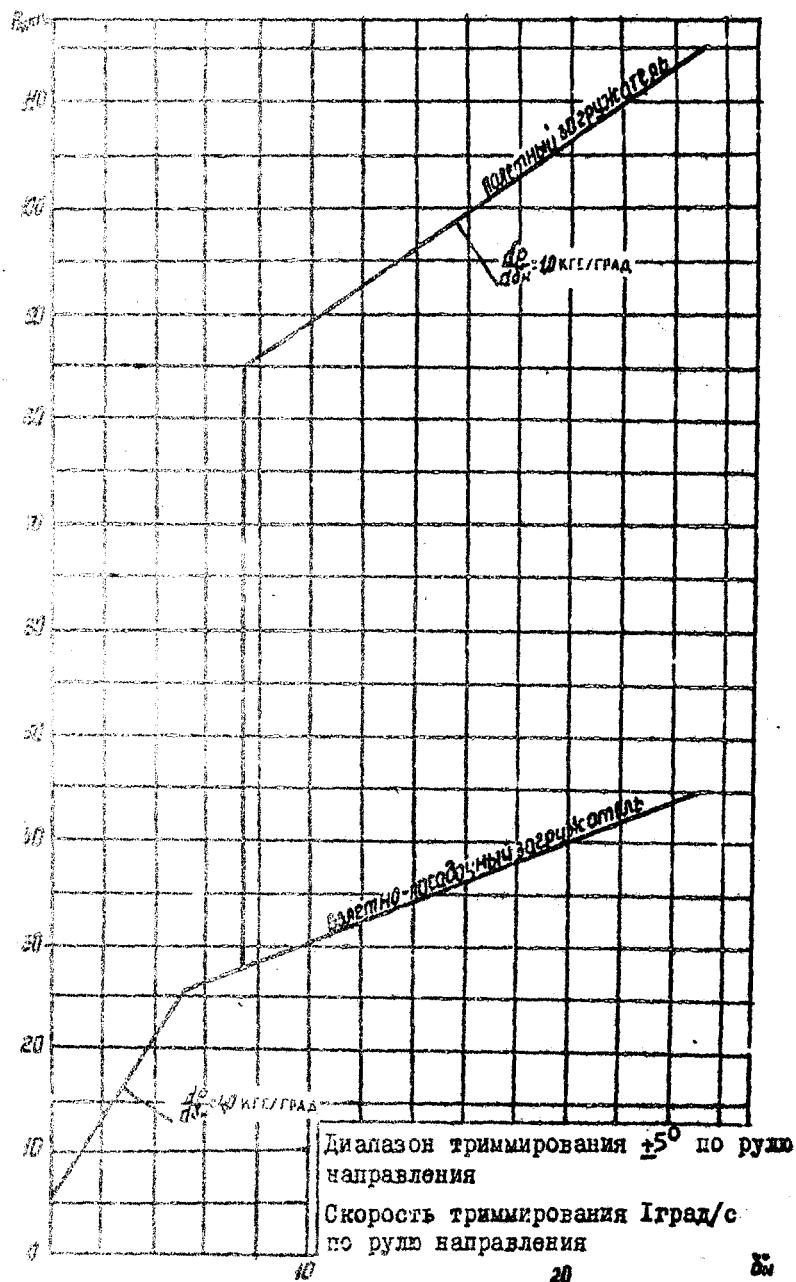


Рис.3.8. Характеристики загружателя руля направления

Руководство по эксплуатации

КНИГА 2 ЧАСТЬ I

## I. В системе продольного управления

$$\Delta b_{x_2} = K_{\omega_x} \cdot \omega_x \cdot K_{\omega_0} \cdot K_x \cdot \Delta x_3$$

## 2. В системе поперечного управления

$$\Delta b_{x_{pa}} = K_{\omega_x} \frac{T_1 P}{T_1 P + 1} \omega_x + K_x \frac{1}{T_2 P + 1} \Delta x_3$$

## 3. В системе путевого управления

$$\Delta b_H = K_{\omega_y} \cdot \omega_y \frac{T_1 P}{T_3 P + 1}$$

- здесь  $\omega_z; \omega_x; \omega_y$  - угловые скорости соответственно тангажа, крена и рыскания;  
 $K_{\omega_x}; K_{\omega_0}; K_{\omega_y}$  - передаточные числа сигнала демпфирования по угловой скорости соответственно тангажа, крена и рыскания;  
 $K_x; K_{x_3}$  - передаточные числа сигнала продольной и поперечной управляемости;  
 $K_{\omega_0}$  - передаточное число системы продольного управления;  
 $\Delta x_3; \Delta X_3$  - отклонение пилотом колонки штурвала и штурвела от стриммированного положения;  
 $T_1; T_2; T_3$  - постоянные времена фильтров;

$$\begin{array}{lll} K_{\omega_x} = 1; & K_{\omega_0} = 1,5; & T_1 = 1,6 \text{ с;} \\ K_x = \frac{x_{bal} - 20}{720} & K_{x_3} = 1; & T_2 = 0,4 \text{ с;} \\ K_{\omega_y} = 2,5; & & T_3 = 2,5 \text{ с.} \end{array}$$

$x_{bal}$  - балансирочное положение колонки штурвала.

Номинальные значения кинематических параметров  
системы управления самолета

Таблица 3

Стабилизатор	Режим полета	$\varphi_{st}$	
		относительно крыла	
		по указателю	
	На взлете	$(-4,5) - (-7,5)^{\circ}$	$0 - 3^{\circ}$
	На посадке	$(-4,5) - (-10)^{\circ}$	$0 - 5,5^{\circ}$
	на всех режимах полета, за исключением взлета и посадки	$-4,5^{\circ}$	$0^{\circ}$
Руль высоты	Руль направления	Зхороды	Зхорон-интегратор
Рулевой привод (I пр.) на половину руля высоты	Рулевой привод (I пр.) на руль направления	Рулевой привод (I пр.) на один зхород	Рулевой привод (I пр.) на один зхорон-интегратор
$b_1 =$ вверх $-29^{\circ}$ вниз $+16^{\circ}$ на седя 255 мк	$b_H = \pm 25^{\circ}$ при $b_3 = 0^{\circ}$ $b_H = 7^{\circ}, 5$ при $b_3 = 0^{\circ}$ $X_{ped} = \pm 120$ мк	$b_3 = \pm 20^{\circ}$ $\varphi_{int} = \pm 125^{\circ}$	$b_{int} = -45^{\circ}$
$X_{ped}$ от седя 140 мк $R_{ped} = 1050$ мк $K_{u.p.z} = 1,99$ л/м	$K_{ped} = 415$ мк $K_{u.p.z} = 3,44$	$R_{int} = 190$ мк $K_{u.p.z} = 0,84$	

# Руководство по эксплуатации | книга 2 часть I

## Диапазон триммирования почкиных загружателей

$$\delta_B = -15^{\circ} \quad +10^{\circ}$$

$$\delta_H = \pm 5^{\circ}$$

$$\delta_s = \pm 5^{\circ}$$

Отклонение элеронов и рулей от рулевого агрегата РА-56В-1

Таблица 4

Наименование органов управления	Отклонения		
	направление	градусы	мм
Элероны	по с-т № 214	вверх вниз	$8 \pm 1$ $72 \pm 9$
	с с-та № 215	вверх вниз	$10 \pm 1$ $90 \pm 9$
Руль высоты *)		вверх вниз.	$10 \pm 1$ $40,5 \pm 4$
Руль направления		вправо влево	$10 \pm 1$ $226 \pm 22$

\*) при  $\gamma_{ст} = 0^{\circ}$  по указателю

### 3.2.2. Продольная устойчивость и управляемость

Для нормальной эксплуатации самолета установлены следующие ограничения по центровкам:

Предельно задняя центровка на взлете, в полете и на посадке, с убранным шасси . . . . . 32% САХ<sup>XX</sup>

Предельно передняя центровка на взлете с выпущенным шасси . . . . . 21% САХ

Предельно передняя центровка на посадке с выпущенным шасси . . . . . 18% САХ

В пределах указанных ограничений по центровкам характеристики продольной устойчивости и управляемости – нормальные. Ниже приводятся параметры, определяющие продольную устойчивость и управляемость самолета. Главным параметром, определяющим устойчивость самолета, является запас устойчивости по перегрузке  $\sigma$ .

Запас устойчивости по перегрузке, определяемый как разность между нейтральной центровкой (при которой самолет имеет безразличное равновесие) и фактической центровкой, составляет  $\sigma > 10\%$  САХ. График нейтральных центровок приведен на рис.3.9.

Кроме статической устойчивости по перегрузке, т.е. способности самолета быстро восстанавливать угол атаки, если под действием возмущения он был изменен, требуется наличие у самолета статической устойчивости по скорости.

Устойчивость по скорости, например, при прямолинейном ускоренном движении самолета проявляется в том, что при возрастании скорости необходимо изгурвать отдавать "от себя", иначе траектория центра тяжести будет искривляться, причем ее наклон к горизонту будет возрастать.

<sup>XX</sup> В тех случаях, когда располагаемая коммерческая нагрузка не позволяет создать центровку 32% и менее, разрешается предельно задняя центровка 40% при взлетной массе  $< 80$  т и максимальной высоте полета 10200 м.

**Руководство по эксплуатации | книга 2 часть I**

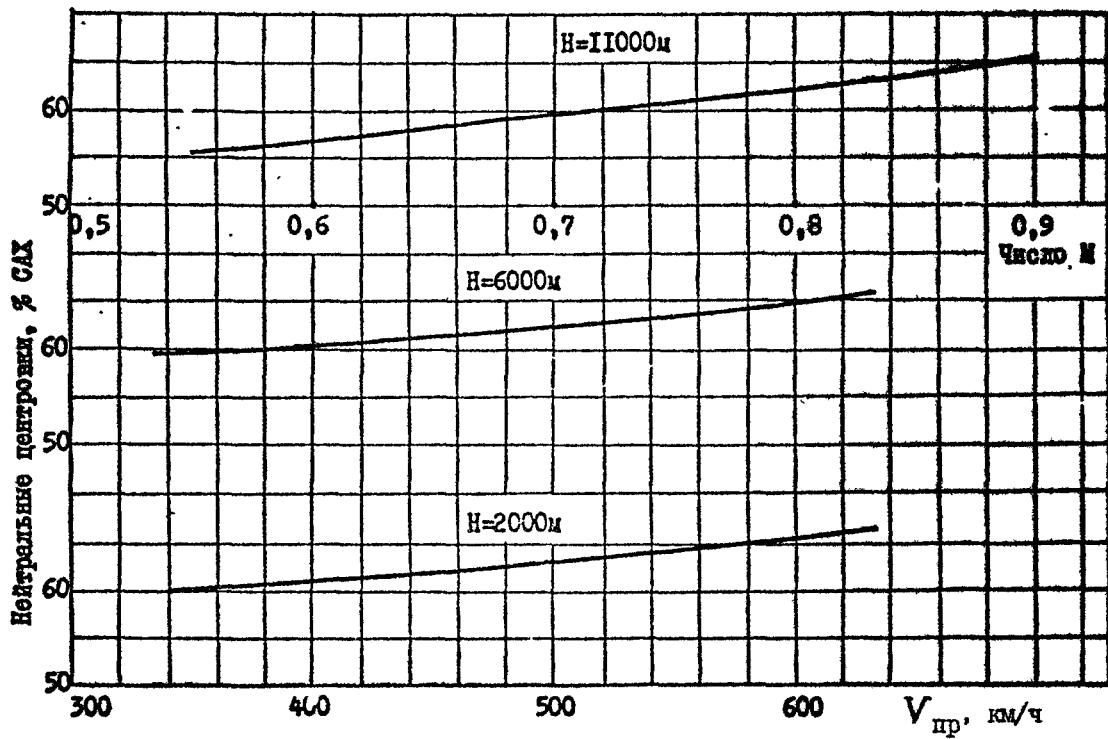


Рис. 3.9. Нейтральные центровки

# РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ | КНИГА 2 ЧАСТЬ I |

Самолет устойчив по скорости в диапазоне центровок 15 - 40% САХ.

Продольная управляемость самолета характеризуется величинами производных:

$$\bullet \quad \frac{d\rho_s}{dn_y}, \quad \frac{dx_s}{dn_y}, \quad \frac{d\delta_p}{dn_y}, \quad \frac{d\rho}{dv}$$

Среди этих характеристик наиболее важную роль играет производная  $\frac{d\rho_s}{dn_y}$ , показывающая, какое усилие необходимо приложить к штурвалу, чтобы изменить перегрузку на единицу. Величина  $\frac{d\rho_s}{dn_y}$  называется градиентом усилия по перегрузке.

Зависимость  $\frac{d\rho_s}{dn_y}$  от скорости полета или числа М для всех полетных масс показана на графиках (рис.3.10).

На графиках (рис.3.11 и 3.12) показана зависимость от скорости производных  $\frac{dx_s}{dn_y}$  и  $\frac{d\delta_p}{dn_y}$ , показывающей расход штурвала и расход руля высоты на единицу перегрузки. Независимость величин  $\frac{d\rho_s}{dn_y}$ ,  $\frac{dx_s}{dn_y}$  от центровок обеспечивается автоматикой.

Второй важной характеристикой продольной управляемости является производная  $\frac{d\rho}{dv}$ . Производная  $\frac{d\rho}{dv}$  характеризует связь между усилием на штурвале и скоростью, соответствующей различным режимам прямолинейного установившегося полета. Условие безопасности полета требует, чтобы изменение усилия по скорости было прямым, т.е. чтобы имело усилие (плюс) "от себя" на режиме больших скоростей и усилие (минус) "на себя" в области малых скоростей, т.е. производная  $\frac{d\rho}{dv}$  должна быть положительна ( $\frac{d\rho}{dv} > 0$ )

На графиках (рис.3.13 и 3.14) представлены балансировочные кривые  $\delta = f(v)$  и  $x_s = f(v)$  для высот 2-II км, из которых видно, что самолет устойчив при  $V_{пр} = 310-600$  м/с. На  $H=11000$  м при  $M = 0,85-0,87$  самолет практически нейтрален. Плавное уменьшение устойчивости в области больших скоростей  $M=0,85-0,88$  не затрудняет пилотирования, так как перепад усилий при этом  $\Delta\rho$  около 3 кг.

На графике 3.15 показаны максимальные значения перегрузки, допустимые из условия начала срывной (предупредительной) тряски.

### 3.2.3. Минимальные скорости полета

Минимальные скорости полета определены в процессе летных испытаний самолета на больших углах атаки. Выбранные скорости имеют достаточный запас от скорости срыва и гарантируют самолет от сваливания при воздействии на самолет атмосферных возмущений и возможных ошибок пилотирования. Минимальные скорости полета при различной конфигурации самолета в зависимости от полетной массы приведены на рис. 3.16.

Если в полете скорость окажется ниже минимальной, то произойдет срабатывание автомата АУАСП с выдачей соответствующей сигнализации пилотам.

### 3.2.4. Вертикальный полет

По результатам испытаний на больших углах атаки при полете на высотах 11300-12500 м с массой 90 - 70 т соответственно обеспечивается полет без превышения

$C_y$  при воздействии на самолет вертикального порыва, имеющего скорость  $W_{I\phi} = 10,5-13$  м/с, отсутствует сваливание самолета и помехи двигателей при  $W_{I\phi} = 20-25$  м/с. График допустимых порывов представлен на рис.3.17.

П.П. - предельно-передняя  
 П.З. - предельно-задняя  
 $\bar{x}_t$  - центровка

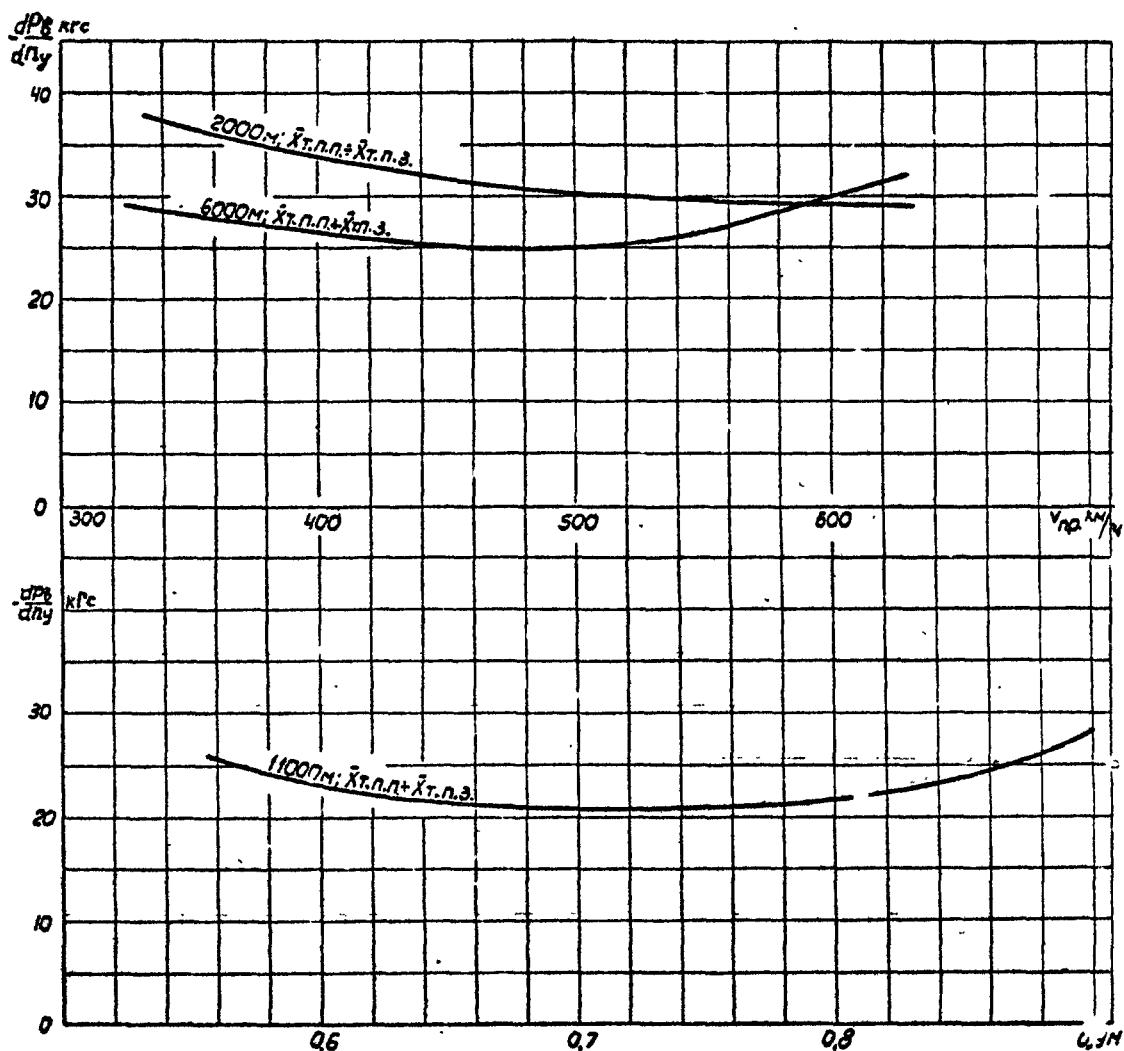


Рис. 3.10. Изменение усилий на колонке штурвала при создании единицы перегрузки по скорости (для режима горизонтального полета,  $\delta_3=0$ , массы убрано)

**Руководство по эксплуатации** | КНИГА 2 ЧАСТЬ I

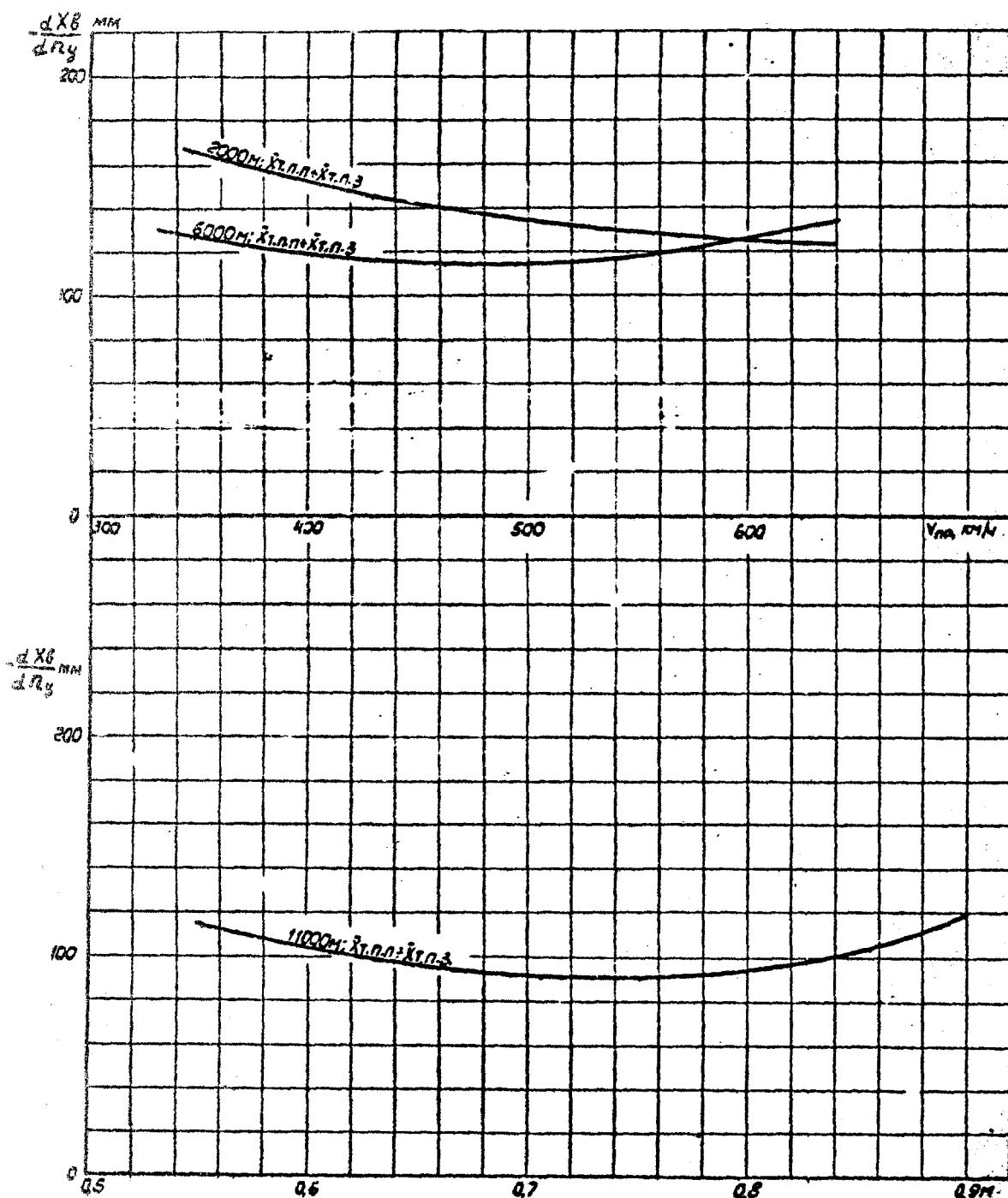


Рис.3.П. Расход топлива на единицу перегрузки по скорости  
(для режима горизонтального полета,  $G=0$ , массы убрано)

**Руководство по эксплуатации** | КНИГА 2 ЧАСТЬ I

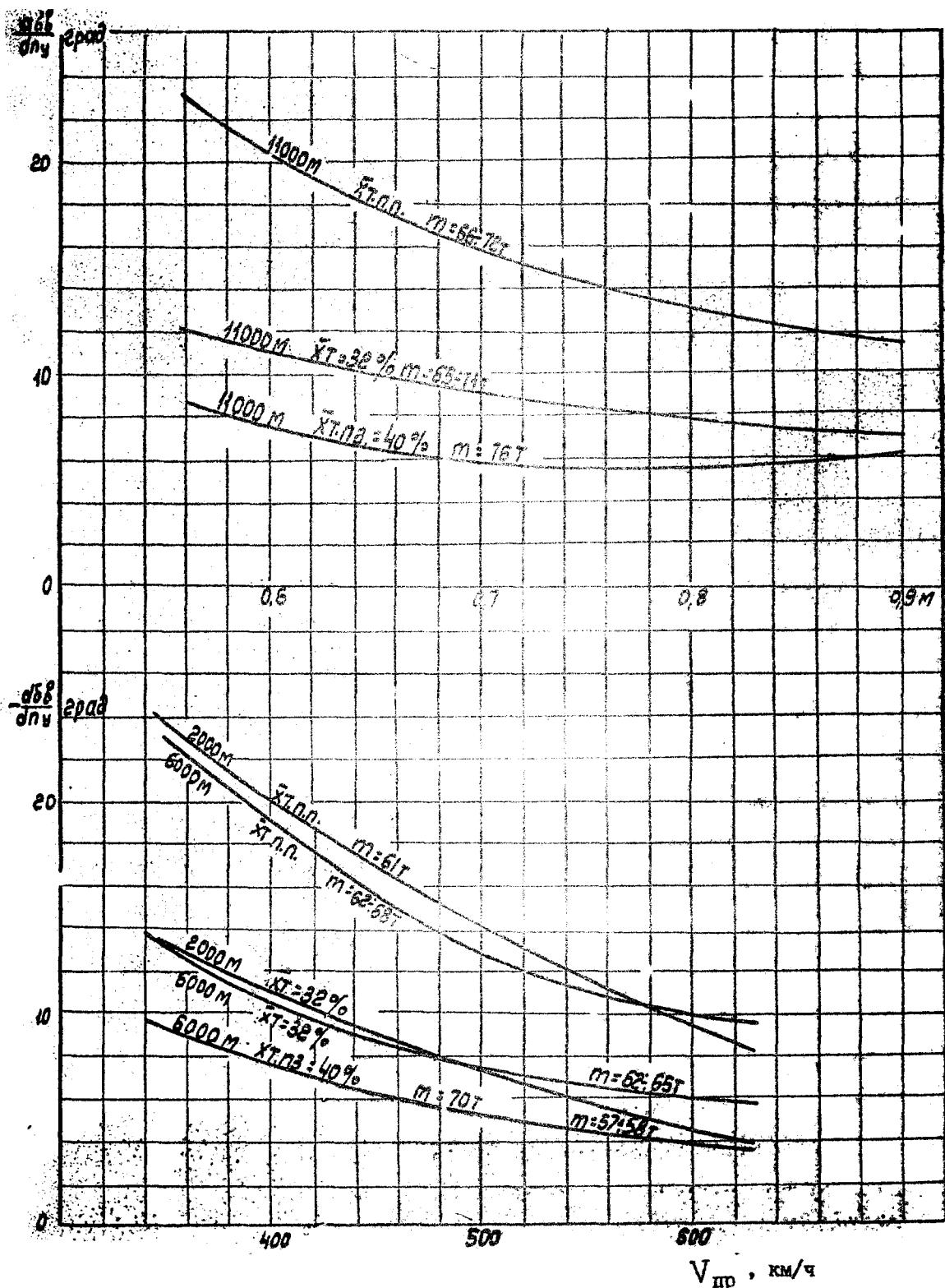


Рис.3.12. Расход руля высоты на единицу перегрузки по скорости и высоте полета ( $\delta_3 = 0$ , шасси убрано)

22.10.78

**РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ**

1 КНИГА 2 ЧАСТЬ I

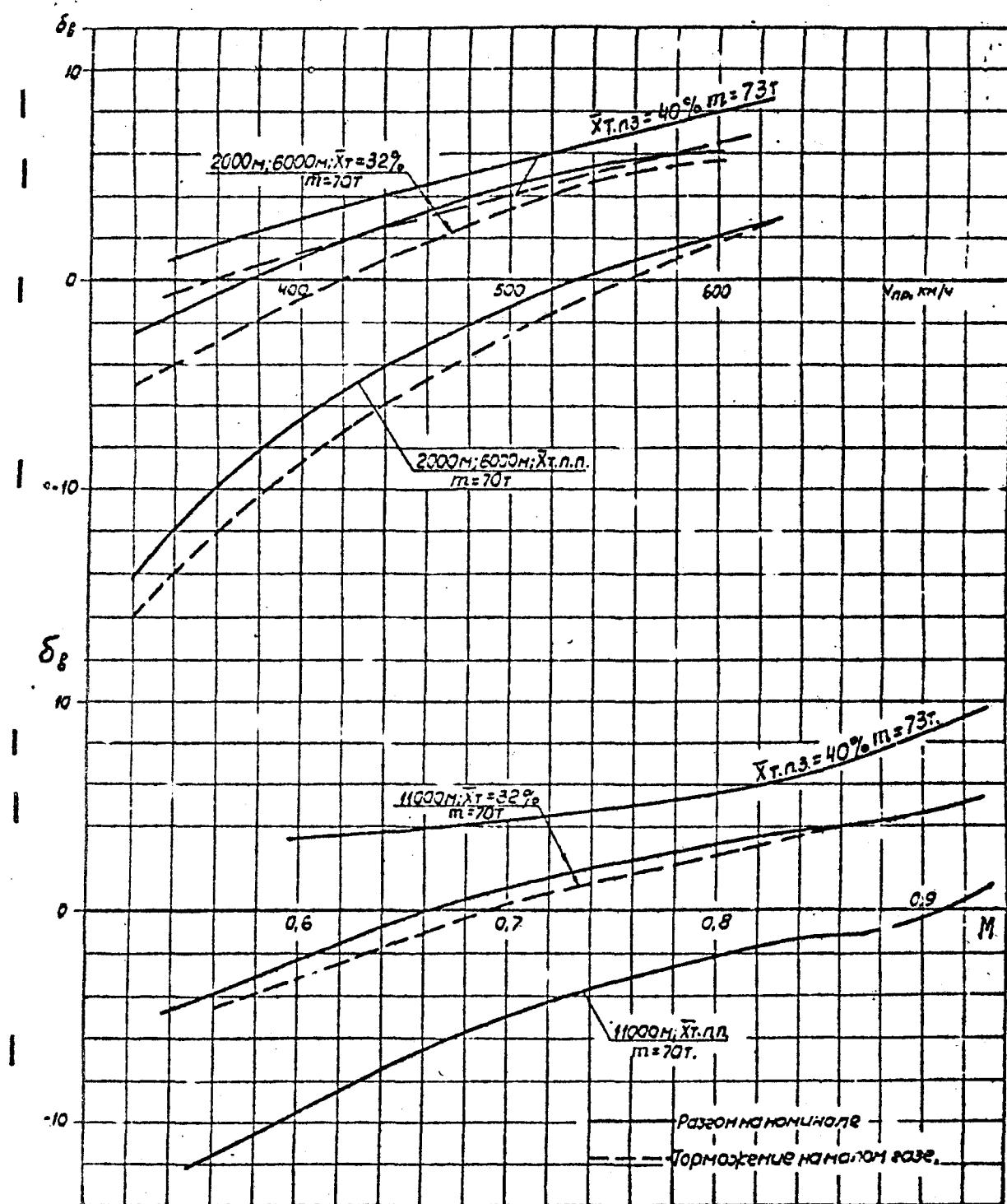


Рис.3.13. Балансировочные кривые  $\delta_g = f(V)$   
( $\delta_f = 0$ , массы убрано)

Руководство по эксплуатации | книга 2 часть I

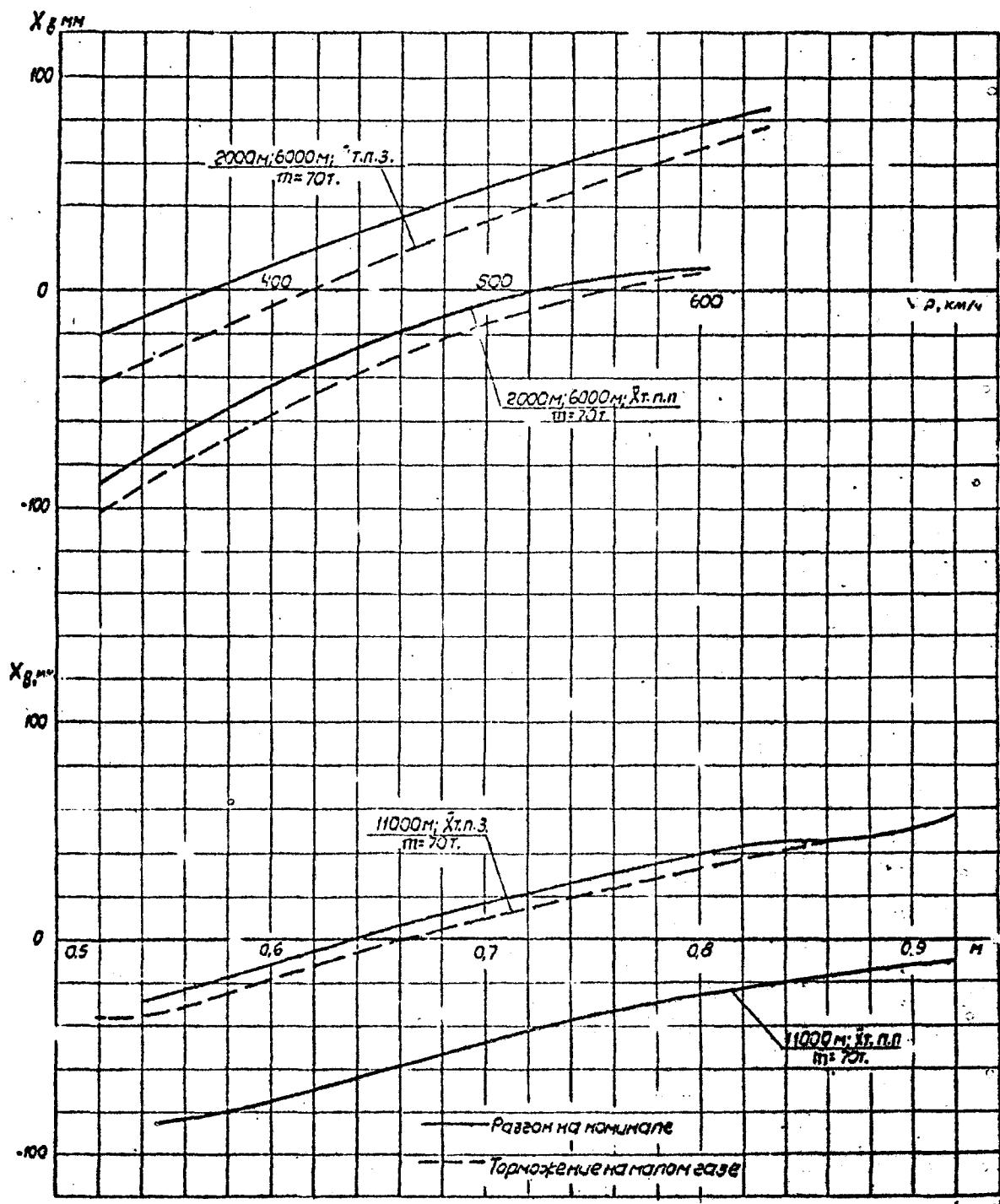


Рис.3.14. Балансировочные кривые  $X_v = f(V)$   
 $(\delta_3 = 0, \text{ массы убрано})$

**Руководство по эксплуатации книга 2 часть 1**

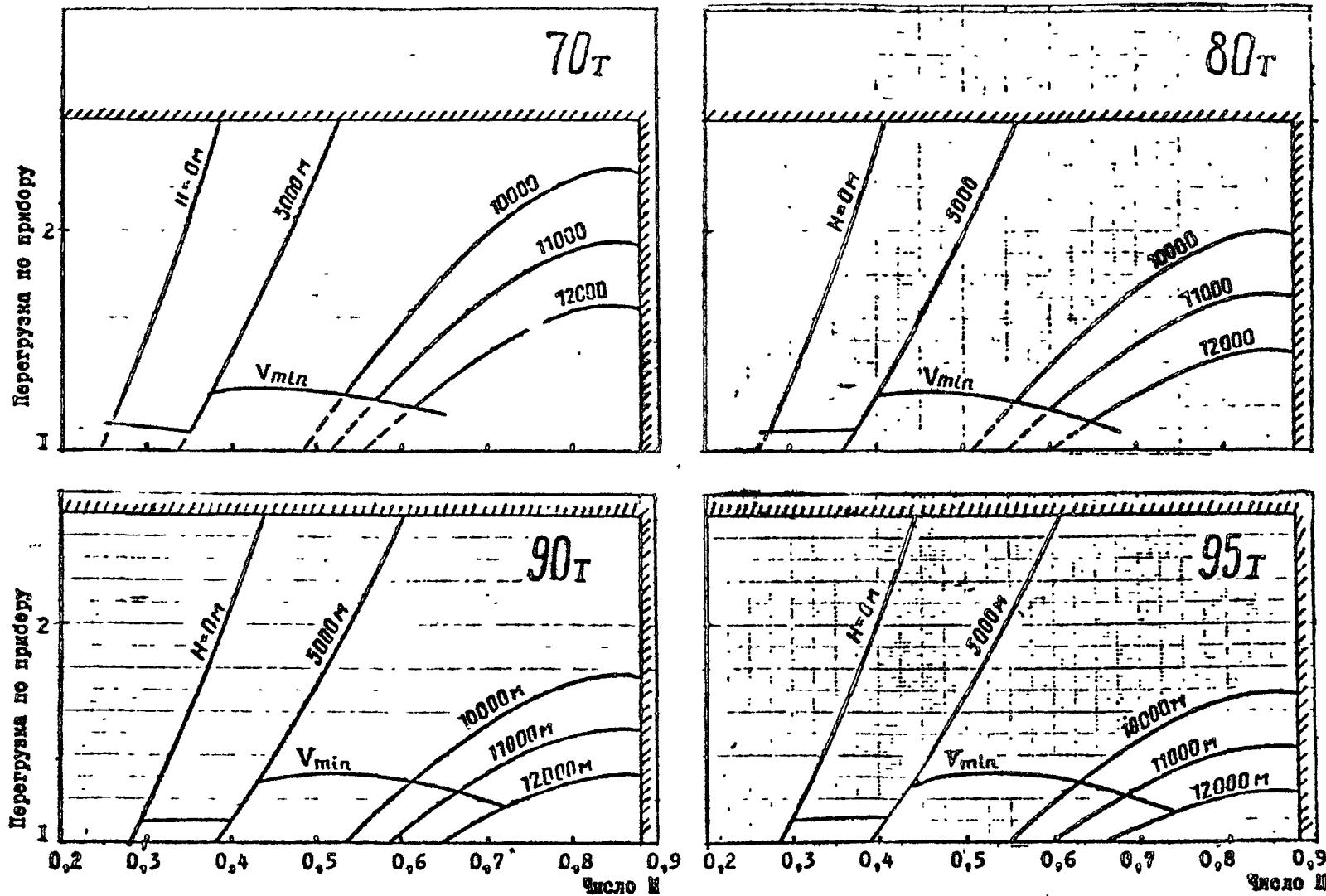


Рис.3.15. График допустимых перегрузок при маневре в зависимости от высоты полета и числа  $M$   
(Допускаемая перегрузка определяется началом возникновения тряски)



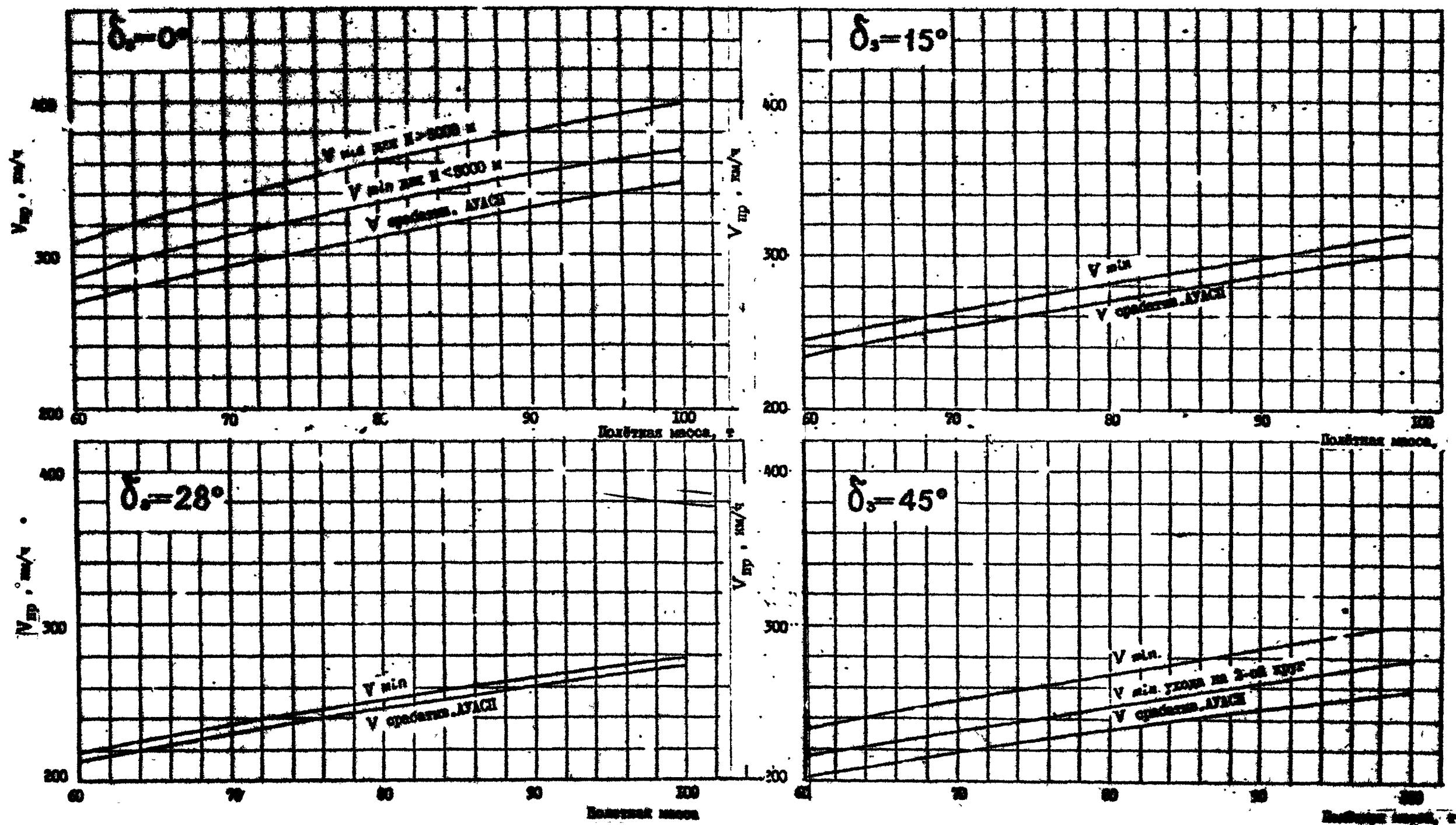


Рис.3.16. Минимальная скорость полета и скорость обработки сигналов системы  
ПУСК-Запуск (МРЗС-ЗИМС) в зависимости от массы самолета



**Руководство по эксплуатации** | книга 2 часть I

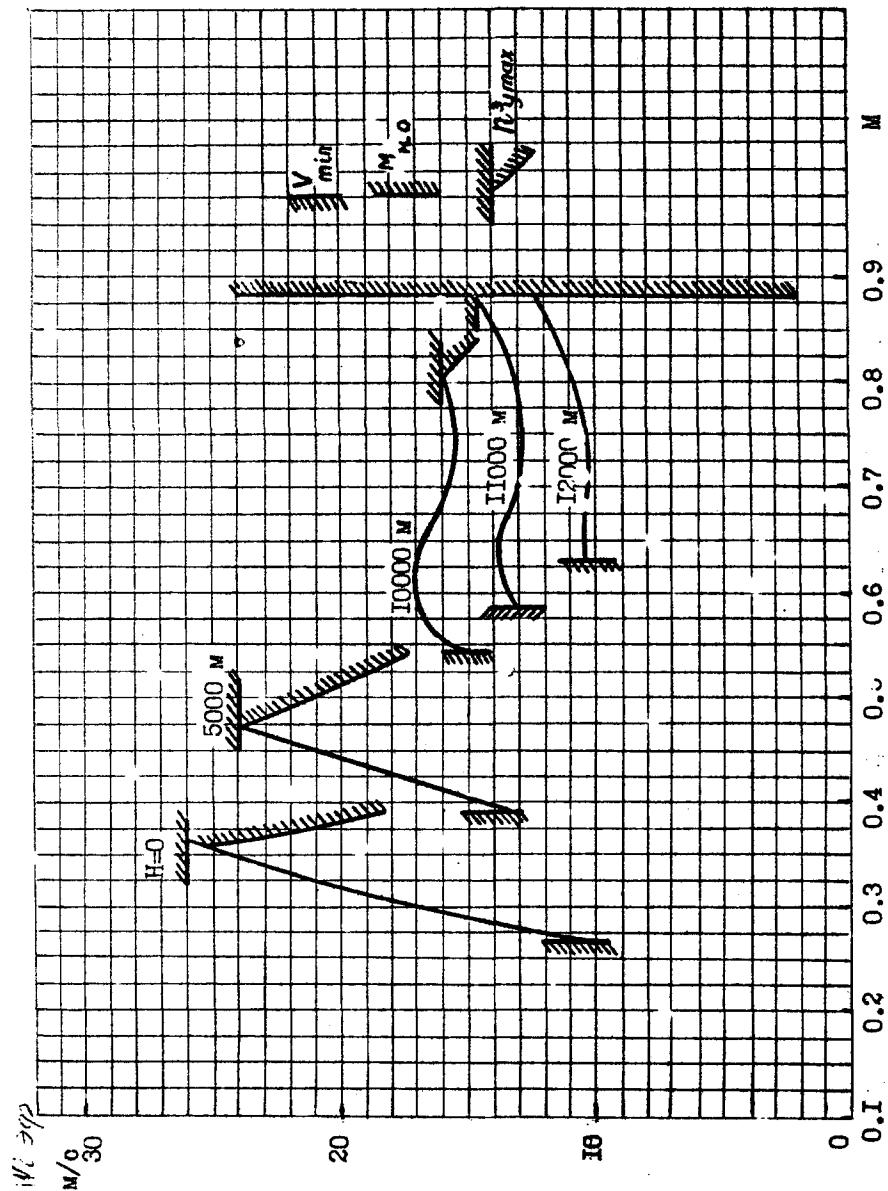
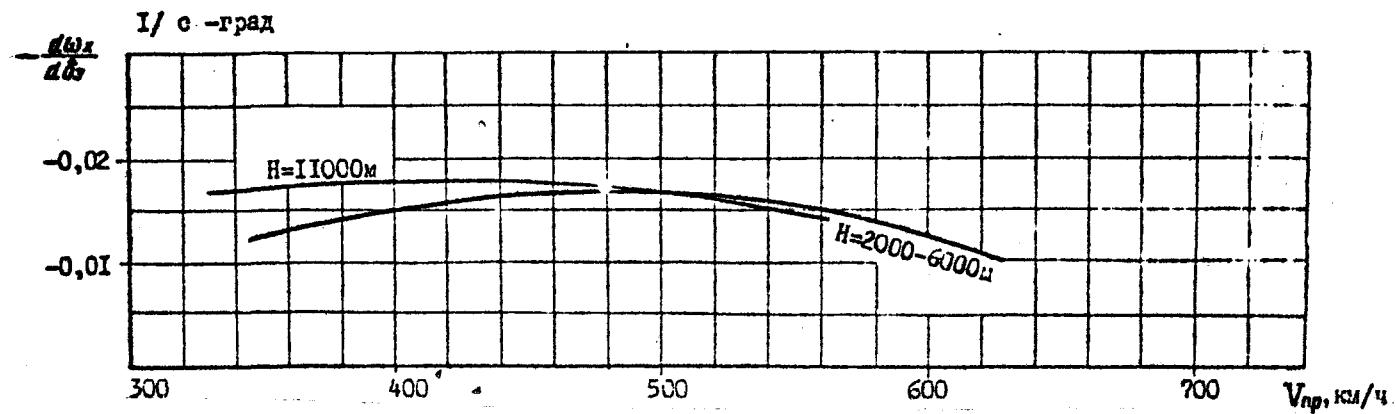


Рис. 3.Г7. Допустимый эффективный индикаторный вертикальный порог  
(по Су-доп) ( $n = 75\text{г}$ )

3.34



Изменение угловой скорости крена при изменении угла отклонения элеронов на  $1^{\circ}$

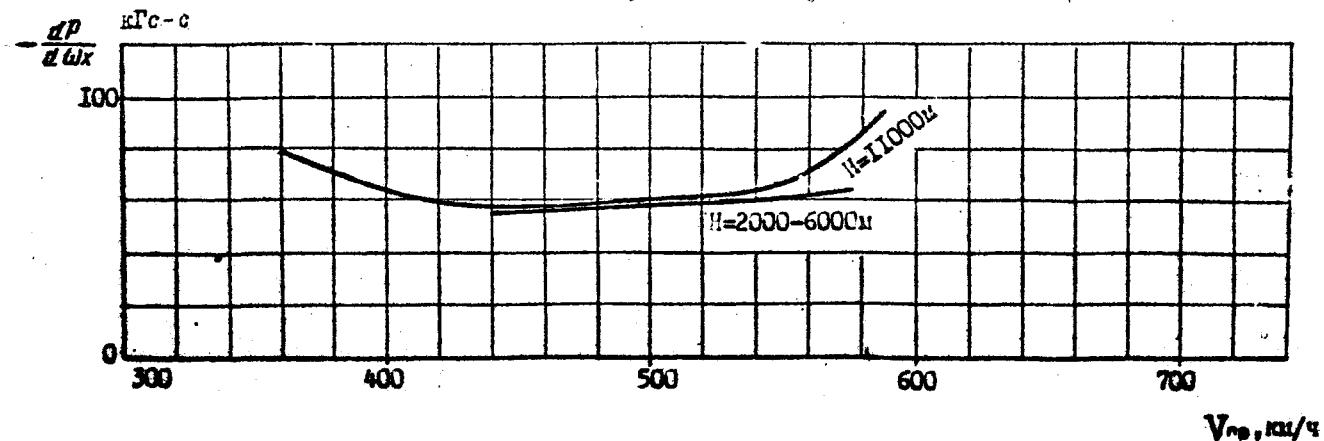


Рис. 3.18. Расход усилий на штурвале на единицу угловой скорости ( $\delta = 0$ )

30.07.75

**РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ**

ЧИСЛА 2 ЧАСТЬ I

**3.2.5. Боковая устойчивость и управляемость**

Боковая устойчивость – это способность самолета после любого малого возмущения без вмешательства пилота принимать исходное положение, не считая незбежного отклонения по курсу.

Самолет обладает удовлетворительной боковой устойчивостью, вследствие наличия у него:

1. Поперечной устойчивости.
2. Путевой, т.е. флюгерной устойчивости.
3. Оптимального соотношения между поперечной и флюгерной устойчивостью.
4. Демпфирующих свойств, обеспечивающих интенсивное затухание боковых колебаний самолета в возмущенном движении.

**3.2.6. Поперечная устойчивость**

Поперечная устойчивость – это способность самолета без вмешательства пилота устранять возникающий крен.

Степень поперечной устойчивости оценивается по величине коэффициента поперечной устойчивости  $m_x^B$ . С увеличением угла атаки  $m_x^B$  увеличивается, при отклоненных закрылках  $m_x^B$  больше, чем при убранных, с увеличением числа М полета  $m_x^B$  уменьшается.

В пределах чисел М и скоростей полета, разрешенных для эксплуатации самолета, самолет обладает достаточным запасом поперечной устойчивости.

При малой абсолютной величине коэффициента поперечной устойчивости на больших числах М, превышающих  $M_{H_0} = M_{M_0}$ , у самолета может появиться обратная реакция по крену на отклонение руля направления.

**3.2.7. Путевая устойчивость**

Путевая или флюгерная устойчивость – это способность самолета без вмешательства пилота устанавливаться во флюгерное положение по отношению к набегающему потоку и таким образом устранять возникшее скольжение.

Количественно степень путевой устойчивости определяется величиной коэффициента устойчивости при  $m_y^B$ . Физически коэффициент  $m_y^B$  означает величину прироста заворачивающего момента, возникающего при изменении угла скольжения на  $1^\circ$ . Чем больше  $m_y^B$ , тем большей устойчивостью пути обладает самолет, тем интенсивнее он устраивает скольжение.

При нормальном соотношении поперечной и путевой устойчивости колебания самолета, возникающие под действием возмущений в виде небольших покачиваний на крыло и русканий вправо и влево, будут с течением времени затухать, и самолет самостоятельно вернется к прямолинейному полету без крена и скольжения.

В затухании колебаний и будет проявляться боковая устойчивость самолета, так как у устойчивого самолета возмущенное движение всегда бывает затухающим.

Для улучшения затухания боковых колебаний самолета на всех режимах полета, а также для улучшения характеристик боковой устойчивости и управляемости на самолете установлены автоматы (демпферы) в системах поперечного и путевого управления.

# Руководство по эксплуатации | книга 2 часть I

## 3.2.8. Поперечная управляемость самолета

Поперечная управляемость самолета характеризуется следующими параметрами:

- $\frac{d\omega}{d\delta}$  - изменение угловой скорости крена при изменении угла отклонения элеронов на  $1^\circ$ , л/с·град.
- Величина этого параметра характеризует эффективность элеронов;
- $\frac{dP_x}{d\omega}$  - расход усилий на штурвале при создании единицы угловой скорости, кгс·с.
- Величина этого параметра характеризует тяжесть поперечного управления;
- $\frac{dx_s}{d\gamma}$  - расход штурвала при создании крена в  $1^\circ$ , мм/град;
- $\frac{dP_y}{d\gamma}$  - расход усилий на штурвале при создании крена в  $1^\circ$ , кгс/град;
- $\frac{dP_z}{d\gamma}$  - расход усилий на педалях при создании крена в  $1^\circ$ , кгс/град;
- $\frac{dx_y}{d\gamma}$  - расход педалей при создании крена в  $1^\circ$ , мм/град;
- $\frac{d\delta}{d\gamma}$  - расход руля направления при создании крена в  $1^\circ$ ;
- $\frac{d\delta_e}{d\gamma}$  - расход элеронов при создании крена в  $1^\circ$ .

На графиках (рис.3.18-3.23) показаны величины этих параметров в зависимости от  $V_{пр} \times H$ .

Усилия на штурвале создаются пружинным загрузчиком, характеристика которого представлена на графике (см.рис.3.6).

## 3.2.9. Обратная реакция самолета по крену на отклонение руля направления

При нормальной реакции самолета на дачу ноги самолет кренится вправо при даче правой ноги и, наоборот, влево – при даче левой ноги.

В том случае, когда у самолета имеется обратная реакция по крену на отклонение руля направления, самолет отвечает на дачу ноги неправильно (например, при даче правой ноги кренится влево). Обычно это явление возникает у самолетов со стреловидными крыльями при больших дозвуковых скоростях полета.

Реакцию самолета по крену при отклонении руля направления оценивают по знаку и величине угловой скорости крена  $\omega_x$ , которая возникает при отклонении руля направления на  $1^\circ$ , т.е. по знаку и величине отношения  $\frac{\Delta\omega_x}{\Delta\delta_m}$ . При нормальной реакции самолета это отношение положительно, при наличии у самолета обратной реакции это отношение отрицательно. На графике (рис.3.24) показана зависимость отношения  $\frac{\Delta\omega_x}{\Delta\delta_m}$ , или, точнее, производной  $\frac{d\omega_x}{d\delta_m}$  от числа  $M$ , из которого видно, что обратная реакция по крену на отклонение руля направления наступает в полете на высоте 11000 м при числе  $M = 0,895$ , т.е. за пределами разрешенных скоростей полета.

**РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ | КНИГА 2 ЧАСТЬ I**

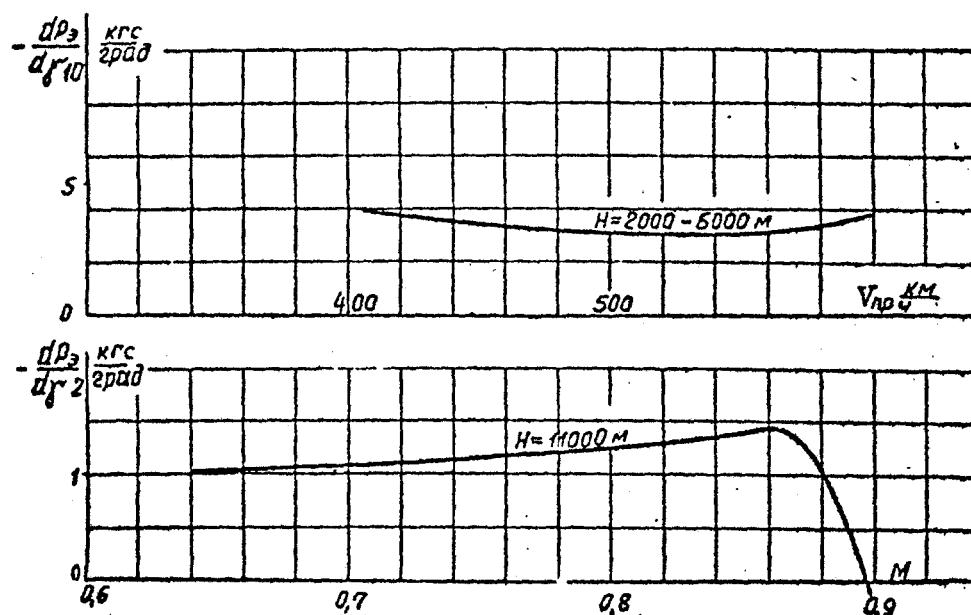
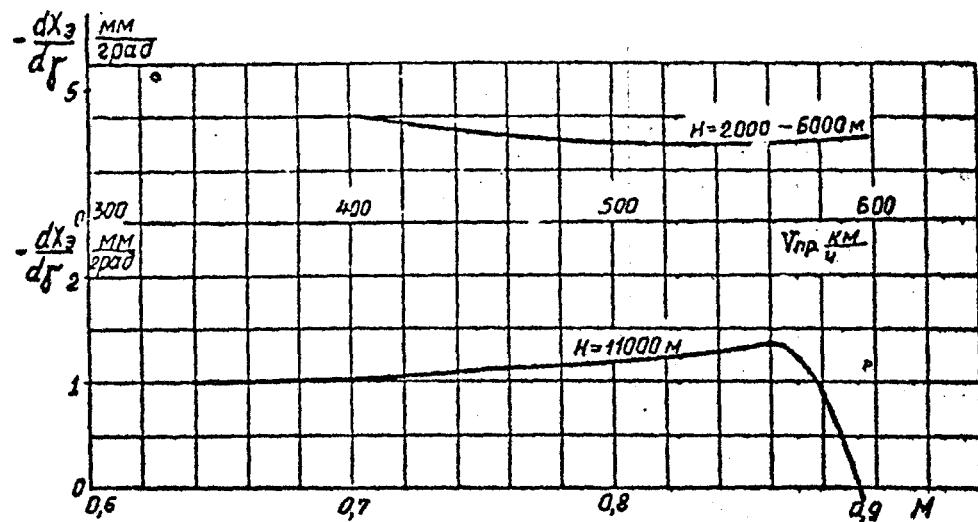


Рис.3.19. Характеристики боковой управляемости, полученные из координированных скольжений в горизонтальном полете с работающей автоматикой ( $\delta' = 0$ , массы убрано).

Руководство по эксплуатации      книга 2 часть I

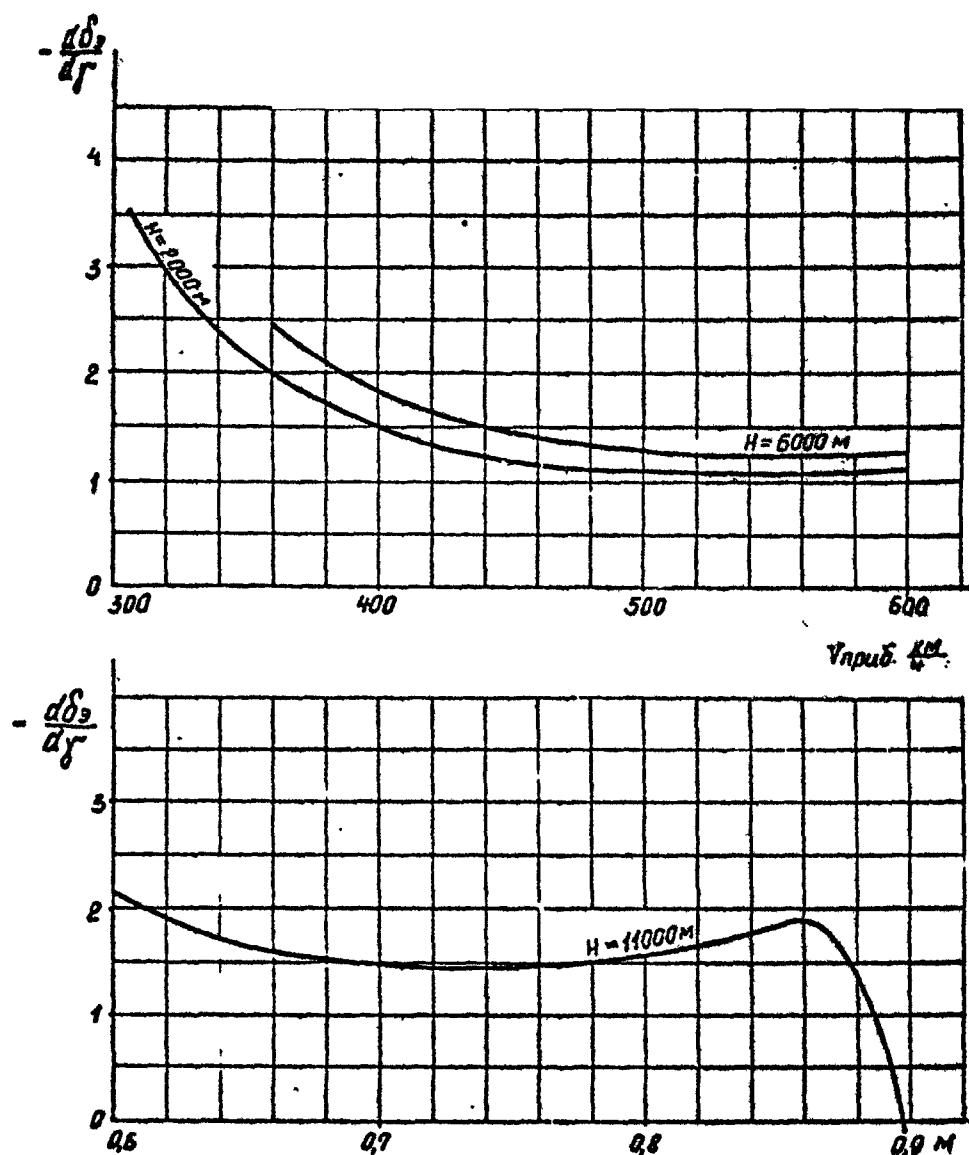


Рис.3.20. Характеристики боковой устойчивости, полученные из координированных скольжений в горизонтальном полете

Руководство по эксплуатации | книга 2 часть I

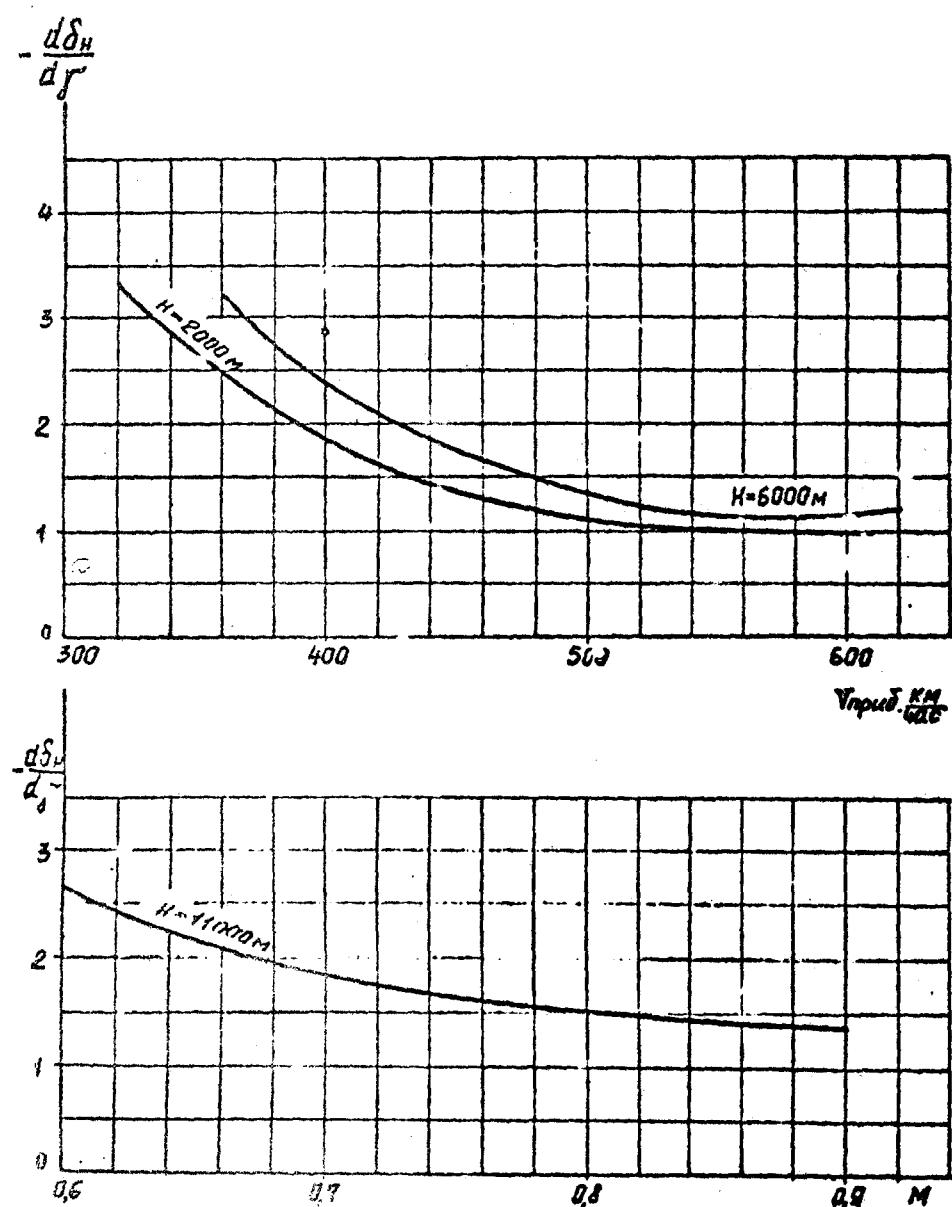


Рис.3.21. Характеристики боковой управляемости, полученные из координированных скольжений в горизонтальном полете

Руководство по эксплуатации

книга 2 часть 1

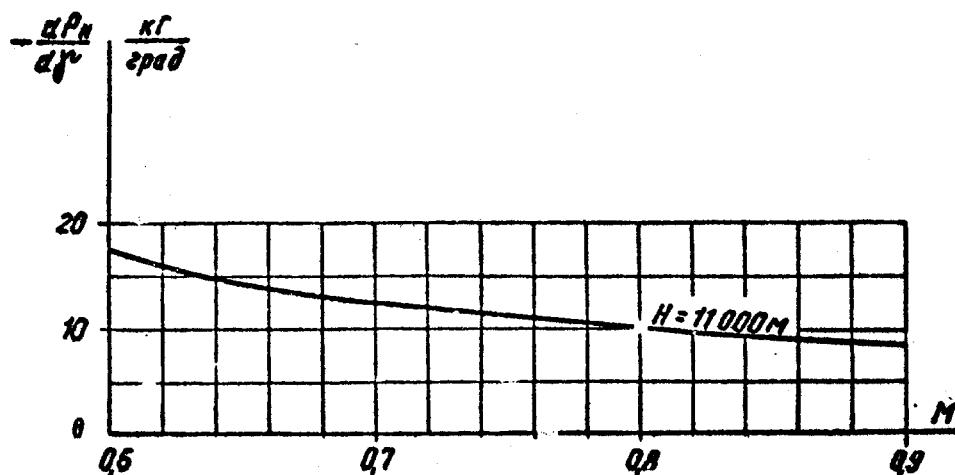
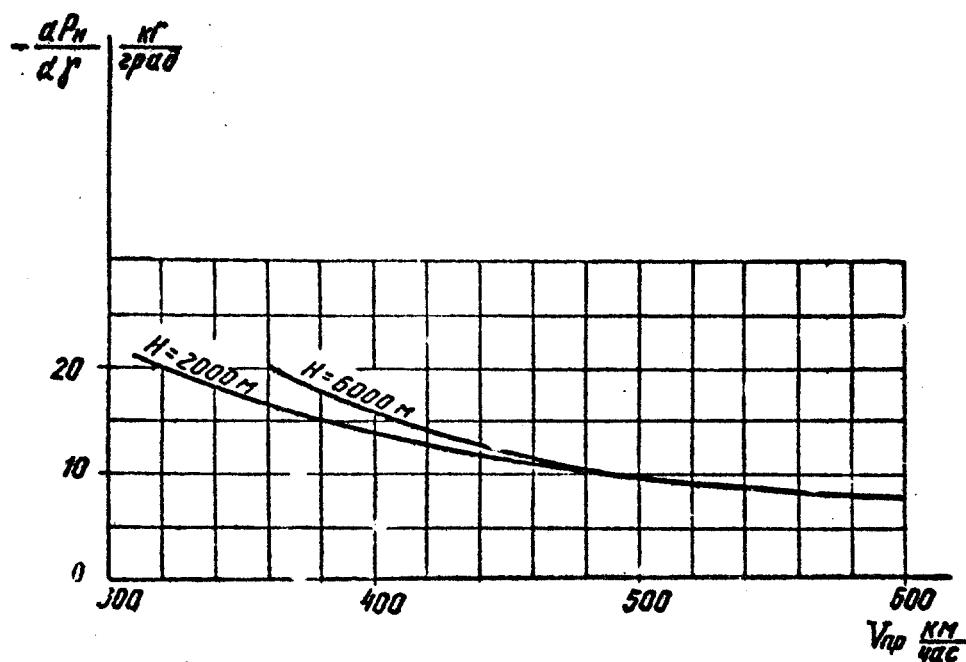


Рис.3.22. Характеристики боковой управляемости, полученные из координированных скольжений в горизонтальном полете ( $\delta = 0$ , массы убраны)

**Руководство по эксплуатации** | КНИГА 2 ЧАСТЬ I

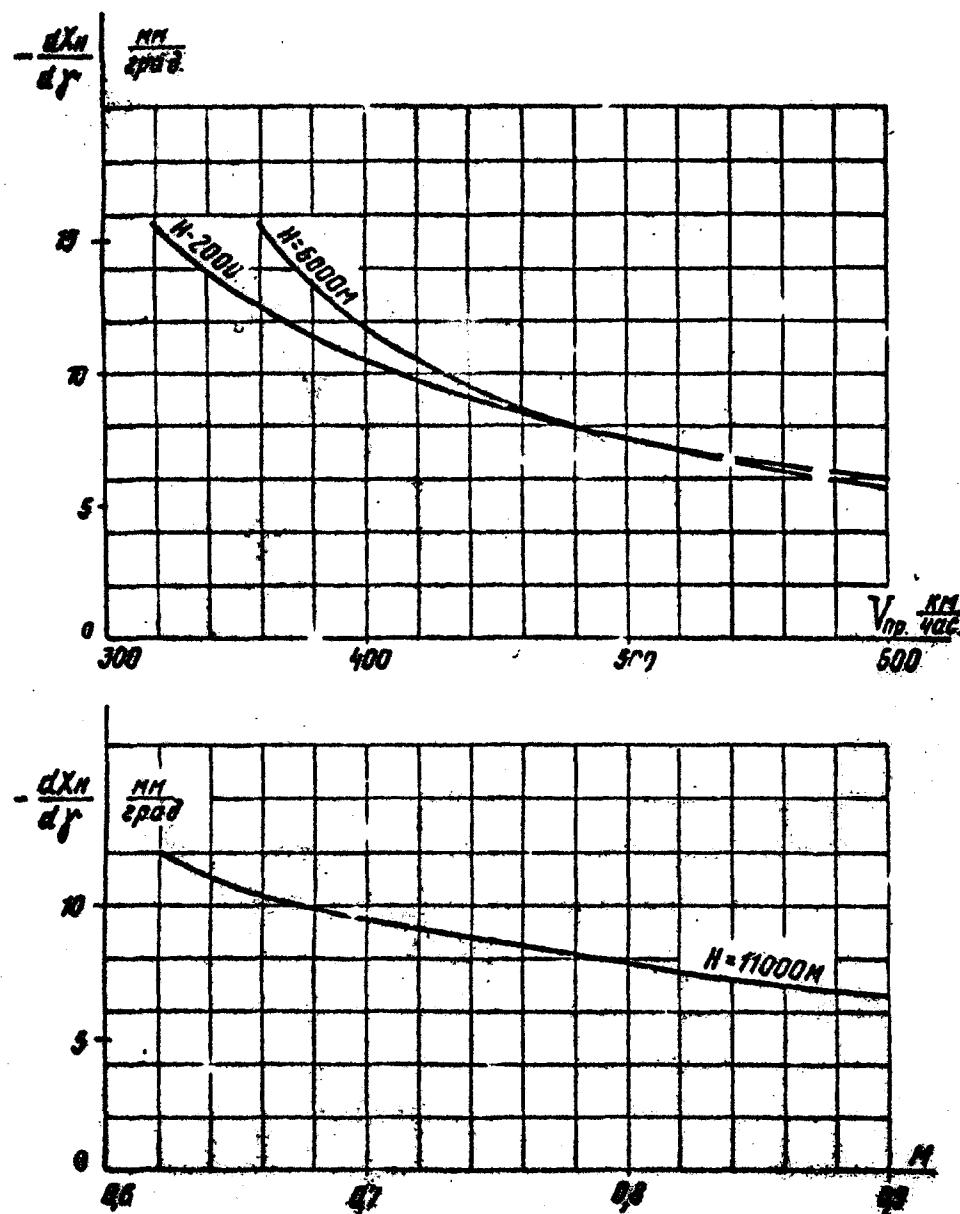
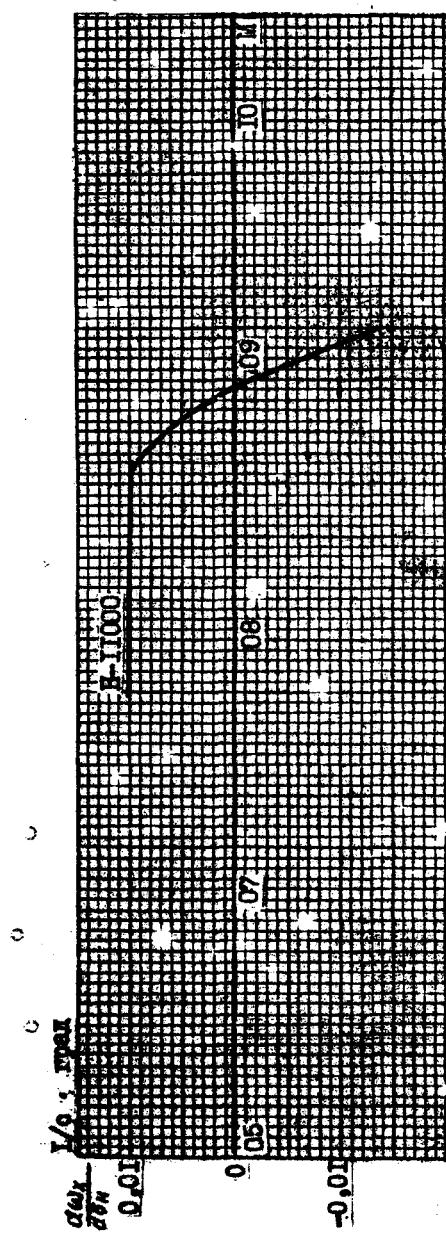


Рис.3.23. Характеристики боковой управляемости, полученные из координированных склонений в горизонтальном полете

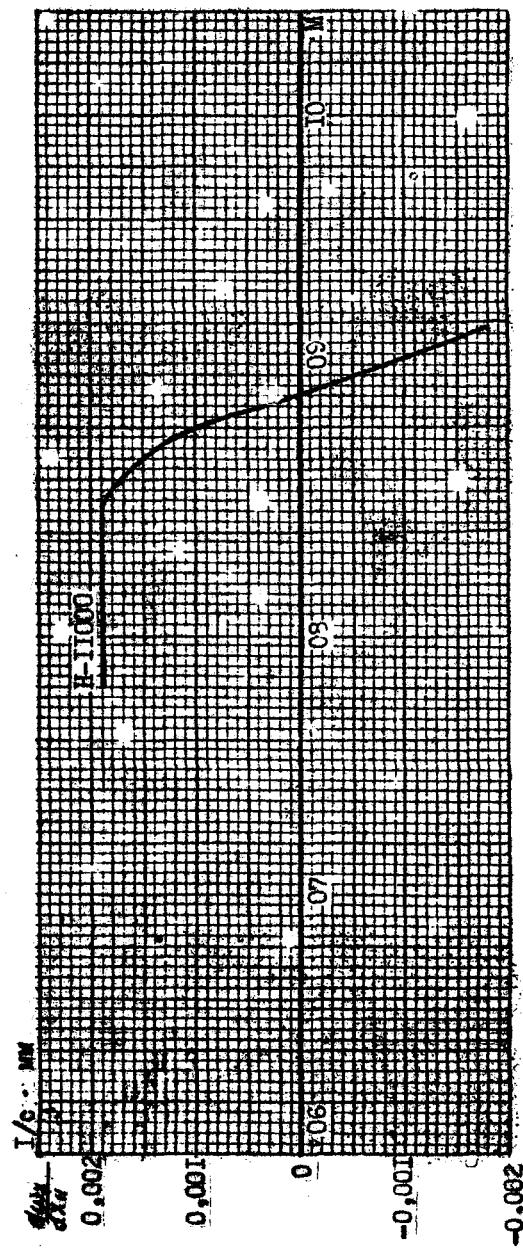


## Руководство по эксплуатации

КНИГА 2 ЧАСТЬ I



30.07.75



3.43/3.44

Рис. 3.32\*. Угловая скорость  $\omega_x$ , возникающая при отклонении гуда направления на  $1^\circ$



# РУКОВОДСТВО ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ | КНИГА 2 ЧАСТЬ I

## 3.2.10. Поведение самолёта при отказе бокового двигателя

При отказе двигателя на взлете, в момент отрыва, самолёт кренится в сторону отказавшего двигателя.

За 5 с на скорости  $V_{пр} = 280 \text{ км/ч}$ ,  $\delta_z = 28^\circ$  и работе двигателей на максимальном режиме крен достигает  $\gamma = 11^\circ$ .

На скорости  $V_{пр} = 385 \text{ км/ч}$ ,  $\delta_z = 0^\circ$  и работе двигателей на номинальном режиме -  $\gamma = 4^\circ$ .

На скорости  $V_{пр} = 245 \text{ км/ч}$ ,  $\delta_z = 45^\circ$  и работе двигателей на номинальном режиме -  $\gamma = 3^\circ$ .

При полёте без крена для погашения разворачивающего момента при отказе двигателя требуется отклонение руля направления.

При создании крена  $1-2^\circ$  в сторону работавшего двигателя потребное отклонение руля направления незначительно.

## 3.2.11. Допустимые углы крена в полете

Выполнение маневра на скоростях, близких к минимальным допустимым, требует от пилота повышенного внимания; маневр (разворот, переход из режима снижения в горизонтальный полёт и др.) необходимо выполнять плавным движением рулей с минимальными перегрузками и кренами.

Угол крена не должен превышать  $12^\circ$  на высотах ниже 250 м или при скорости менее 340 км/ч на взлете и 280 км/ч на посадке и  $30^\circ$  во всех остальных случаях.

## 3.2.12. Балансировка самолета на взлете

На самолете установлен переставной в полете стабилизатор с диапазоном углов отклонений от  $0^\circ$  до  $5,5^\circ$  по указателю.

На графике (рис. 3.25) представлена балансировка самолёта при взлёте.

Расчёт балансировки произведен в целях определения максимальных значений балансировочного угла руля высоты и соответствует вышеуказанным параметрам взлёта:

I. Взлёт самолета производится на взлётном режиме двигателей с закрылками, выпущенными на угол  $28^\circ$ , выпущенными предкрылками и углом установки стабилизатора  $3^\circ$  по указателю, а в жарких и высокогорных условиях - с закрылками, выпущенными на  $15^\circ$ , выпущенными предкрылками и полётным ( $0^\circ$ ) положением стабилизатора.



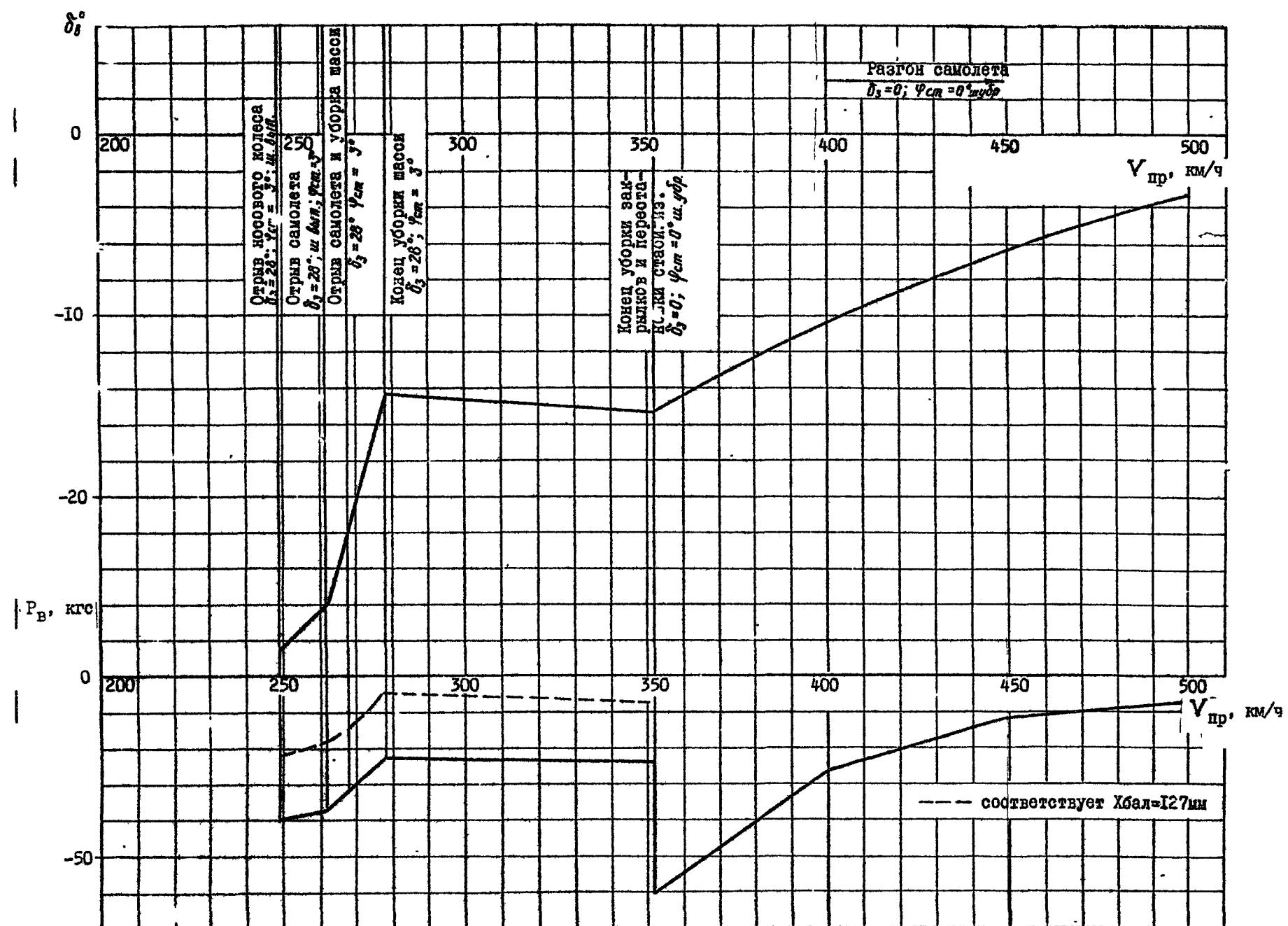


Рис. 3.25. БАЛАНСИРОВКА САМОЛЕТА НА ВЗЛЕТЕ  
 $(M = 90\%;$   $\delta_3 = 28^\circ;$   $X_t = 20\%$  САХ; МАССЫ ВЫПУЩЕНЫ)



На взлете колонка штурвала трансмиттеруется в нейтральное положение (по табл.).

2. Отрыв самолета от земли производится на скорости  $V_{\text{отр}} = 260 \text{ км/ч}$  при угле тангла  $6-8^\circ$  и массе самолета 90000 кг.

3. Отрыв носового колеса от РШП производится на скорости  $0,98 V_{\text{отр}}$ .

4. Уборка шасси производится на высоте 10,7 м и длится 10-12 с.

5. После уборки шасси на высоте не менее 120 м убираются закрылки и предкрылки. Закрылки убираются в течение 12-13 с. За это время стабилизатор переставляется с угла  $-3^\circ$  на угол  $0^\circ$  по указателю.

6. По достижении  $V_{\text{пр}} = 370 \text{ км/ч}$  самолет имеет полетную конфигурацию, т.е. шасси и закрылки полностью убранны, стабилизатор находится в положении, соответствующем  $0^\circ$  по указателю.

Дальнейший полет, вплоть до захода на посадку, происходит с постоянным углом установки стабилизатора  $0^\circ$ .

7. На скорости  $V_{\text{пр}} = 385-400 \text{ км/ч}$  двигатели переводятся на nominalный режим и на этом режиме производится разгон самолета до наивыгоднейшей скорости набора высоты.

8. После уборки закрылок и перестановки стабилизатора на угол  $0^\circ$  усилия на штурвале снимаются с помощью трансмиттерующего механизма.

### 3.2.13. Балансировка самолета на посадке

На графике (рис. 3.26) представлены балансировочные углы отклонений руля высоты и усилий на штурвале в зависимости от скорости при посадке самолета.

Данная балансировка предусматривает следующий порядок захода на посадку ( $M_{\text{пос}} = 75 \text{ т}$ ):

1. Полет по кругу производится при убранных шасси и закрылках на скорости  $V_{\text{пр.}} = 400 \text{ км/ч}$  при  $\Phi_{\text{ст}} = 0^\circ$  по указателю.

2. При пролете траверза ДПРМ выпускается шасси, скорость сохраняется постоянной  $V_{\text{пр.}} = 400 \text{ км/ч}$ .

3. После третьего разворота выпускаются закрылки на угол  $28^\circ$ , предкрылки и переставляется стабилизатор с  $\varphi_{\text{ст}} = 0^\circ$  на  $\varphi_{\text{ст}} = -5^\circ$  по указателю. Скорость после выпуска закрылок снижается до 280-300 км/ч (IAS).

4. Четвертый разворот производится на скорости  $V_{\text{пр.}} = 280-300 \text{ км/ч}$ .

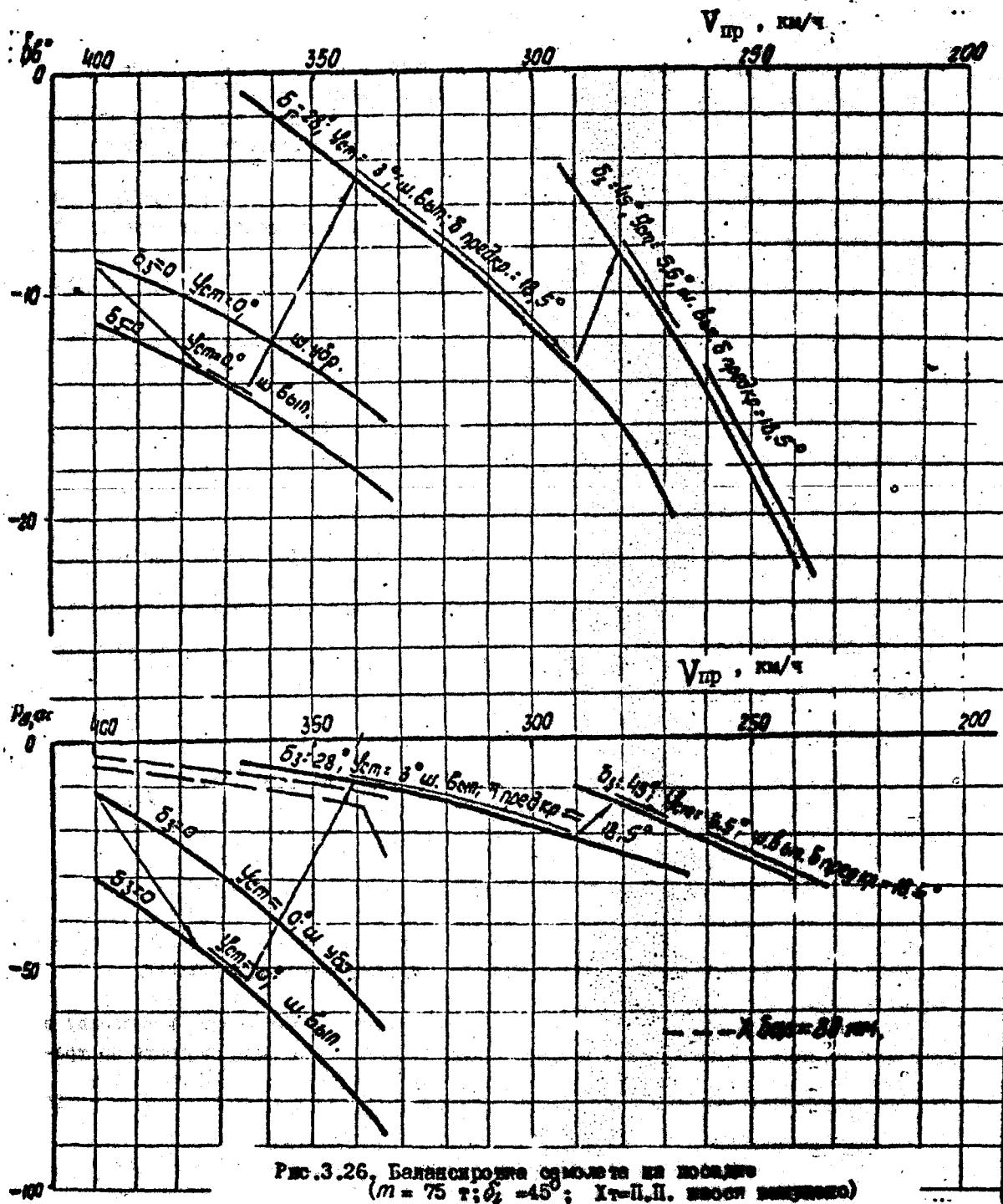
5. После четвертого разворота, перед входом в глиссаду, на скорости  $V_{\text{пр.}} = 280 \text{ км/ч}$  закрылки довыпускаются в посадочное положение  $b_3 = 45^\circ$ . Скорость снижается до  $V_{\text{пр.}} = 260 \text{ км/ч}$ . Стабилизатор переставляется в положение  $\varphi_{\text{ст}} = 5,5^\circ$ .

6. При  $V_{\text{пр.}} = 260 \text{ км/ч}$ ,  $b_3 = 45^\circ$ ,  $\varphi_{\text{ст}} = 5,5^\circ$  самолет входит в глиссаду и начинает снижаться с вертикальной скоростью 3,36 м/с, сохраняя скорость по траектории  $V_{\text{пр.}} = 260 \text{ км/ч}$ . Вход в глиссаду, полет по глиссаде, пролет ДПРМ и НГМ вплоть до момента начала выравнивания производится на скорости  $V_{\text{пл.}} = 1,3V_{\text{срыва}}$ , что соответствует полету с  $C_y \text{ пл.} = 1,27$  ( $C_y \text{ срыва} = 2,15$ ).

7. Оптимальный угол глиссады планирования установлен  $\theta = -8^\circ 40' (\sin \theta = -0,0465)$ .

Вертикальная скорость снижения самолета при  $V_{\text{пр.}} = 260 \text{ км/ч}$  равна  $V_y = V_{\text{пл.}} \cdot \sin \theta = \frac{260}{3,6} \cdot (-0,0465) = -3,36 \text{ м/с}$ .

**Руководство по эксплуатации | книга 2 часть I**



Для обеспечения  $V_y = 3,36$  м/с пилот должен подобрать соответствующий режим работы двигателей.

На режиме планирования с углом  $\theta = -2^{\circ}40'$  самолет должен иметь условие качества, равное:

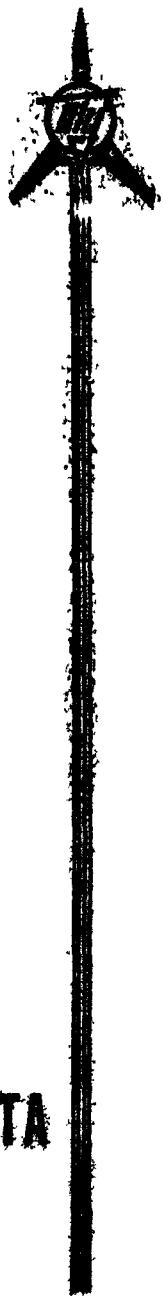
$$X = \frac{1}{C_p \theta} = \frac{1}{0,0465} = 21,4$$

8. Выравнивание самолета начинается на высоте 5 м, двигатели при этом плавно дросселируются до режима малого газа, по мере гашения скорости необходимо увеличивать угол тангажа.

При заходе на посадку с боковым ветром парировать снос следует углом упреждения по курсу, в последний момент перед приземлением необходимо дать ногу по сносу, развернув самолет по оси ВШ. Скорость на планировании и посадочная скорость должны быть на 10 км/ч больше, чем при нормальных условиях (т.е. без ветра).

9. Приземление производится на скорости не менее  $V_{\text{кас}} = 240$  км/ч.





**Раздел 4**

**ПРОЧНОСТЬ САМОЛЕТА**



# Руководство по эксплуатации | книга 2 часть 1

## Раздел 4

### ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ ПО ПРОЧНОСТИ САМОЛЕТА

Самолет спроектирован и построен в соответствии с требованиями действующих Норм Летной Годности Гражданских самолетов (НЛГ-2, 1974 г.)

Для самолета с убранными шасси и механизацией крыла установлены следующие скорости и числа М полета (все скорости индикаторные земные),

1. Максимальная эксплуатационная скорость

$V_{max \infty} = 600 \text{ км/ч}$  на высотах от земли до 7000 м,

$V_{max \infty} = 575 \text{ км/ч}$  на высотах от 7000 м до 10300 м,

$M_{max \infty} = 0,88$  на высотах более 10300 м

(при этом скоростной напор меняется от 1740 кгс/м<sup>2</sup> у земли до 1600/1470 кгс/м<sup>2</sup> на высоте 7000 м и до 1400 кгс/м<sup>2</sup> на высоте 10300 м).

2. Расчетная предельная скорость

$V_{max max} = 650 \text{ км/ч}$  на высотах от земли до 7000 м

$V_{max max} = 625 \text{ км/ч}$  на высотах от 7000 м до 10300 м

$M_{max max} = 0,95$  на высотах более 10300 м

(при этом скоростной напор меняется от 2040 кгс/м<sup>2</sup> у земли до 1890/1740 кгс/м<sup>2</sup> на высоте 7000 м и до 1620 кгс/м<sup>2</sup> на высоте 10300 м).

3. Прочие расчетные скорости (все скорости, кроме скорости при экстренном снижении, индикаторные):

а) Максимальная скорость полета при уборке и выпуске закрылок:

- при  $\delta_3 \leq 15^\circ$  - 420 км/ч ( $q = 850 \text{ кгс/м}^2$ )

- при  $\delta_3 = 28^\circ$  - 360 км/ч ( $q = 625 \text{ кгс/м}^2$ )

- при  $\delta_3 = 45^\circ$  - 300 км/ч ( $q = 435 \text{ кгс/м}^2$ )

б) Максимальная скорость полета при выпуске и уборке массы в нормальной эксплуатации:

400 км/ч ( $q = 770 \text{ кгс/м}^2$ ),

при экстренном снижении (индикаторная земная) - в соответствии с п. I.

в) Максимальная скорость полета при отклоненных внешних и средних интерцепторах и движения по земле при отклоненных средних и внутренних интерцепторах

$\delta_{внешних} = 45^\circ$  - 650 км/ч ( $q = 2040 \text{ кгс/м}^2$ )

$\delta_{средних} = 45^\circ$  - не ограничена

$\delta_{внутренних} = 50^\circ$  } - 300 км/ч ( $q = 435 \text{ кгс/м}^2$ )

$\delta_{средних} = 45^\circ$  }

г) Максимальная скорость полета при отклоненных предкрылках

425 км/ч ( $q = 870 \text{ кгс/м}^2$ )

д) Максимальная скорость полета при перестановке стабилизатора

425 км/ч ( $q = 870 \text{ кгс/м}^2$ )

е) При полете с убранными закрылками угол отклонения руля направления  $< 7,5^\circ$ ,

что обеспечивается включением полетного загружателя.

Указанные в п.п. I, 2 и 3 значения скоростей приведены на рис. 4.1 и 4.2.

4. Для самолета установлены следующие массы:

а) Максимальная взлетная масса 98,0 т

б) Максимальная масса без топлива 72,0 т

в) Максимальная посадочная масса 78,0 т

# Руководство по эксплуатации

[ КНИГА 2 ЧАСТЬ I ]

Прочность самолета в полетных случаях нагружения проверена во всем диапазоне полетных масс, начиная от взлетной массы 98,0 т и кончая массой самолета без топлива при указанных выше в п. I значениях скорости и числа  $M$ .

Величины коэффициентов эксплуатационных перегрузок ( $n^3$ ) и величины фактически допустимых эксплуатационных перегрузок ( $n^3$  факт.) приведены на графике (рис. 4.3). Величины фактически допустимых эксплуатационных перегрузок  $n^3$  факт. получены путем деления несущей способности крыла на изгибающие моменты в горизонтальном полете и на коэффициент безопасности  $f = 1,5$ . Принятое при этой проверке величины аэродинамических нагрузок получены по материалам летних испытаний самолета.

Величины расчетных перегрузок по маневру и болтанке определены по действующему НПС-2 1974 г. При вычислении перегрузок при болтанке значения  $C_y^\infty$  самолета и  $C_y^\infty/6$  определялись по продувкам. Полученные таким образом требования НПС-2 по перегрузкам приняты для проверки прочности конструкции. Они приведены в таблице I.

Таблица I

Масса, т	Требования НПС-2 $f = 1,5$			
	По маневру		По болтанке	
	$n^3$	$n^3 = n^3 \cdot f$	$n^3$	$n^3 = n^3 \cdot f$
98,0	2,50	3,75	2,26	3,39
93,15	2,50	3,75	2,31	3,47
79,15	2,50	3,75	2,53	3,80
75,3	2,50	3,75	2,61	3,92
72,0	2,50	3,75	2,68	4,02

В нормальной эксплуатации по условиям прочности при маневре не должна превышаться максимальная эксплуатационная перегрузка в ц.т. самолета

$$n^3_{\text{ц.т.доп}} = 2,5$$

Прочность самолета обеспечивает эксплуатацию его с бетонированных НШ с максимальной взлётной массой 98 т и максимальной посадочной массой 78 т.

Герметизация фюзеляжа осуществляется сразу с момента взлета, и атмосферное давление аэродрома взлета поддерживается до  $H=7000$  м, где избыточное давление достигает значения  $0,63 \text{ кгс}/\text{м}^2$ . Этот перепад поддерживается постоянным на всех высотах выше 7000 м; при этом на высоте 12000 м "условная высота" в кабине равна 1800 м.

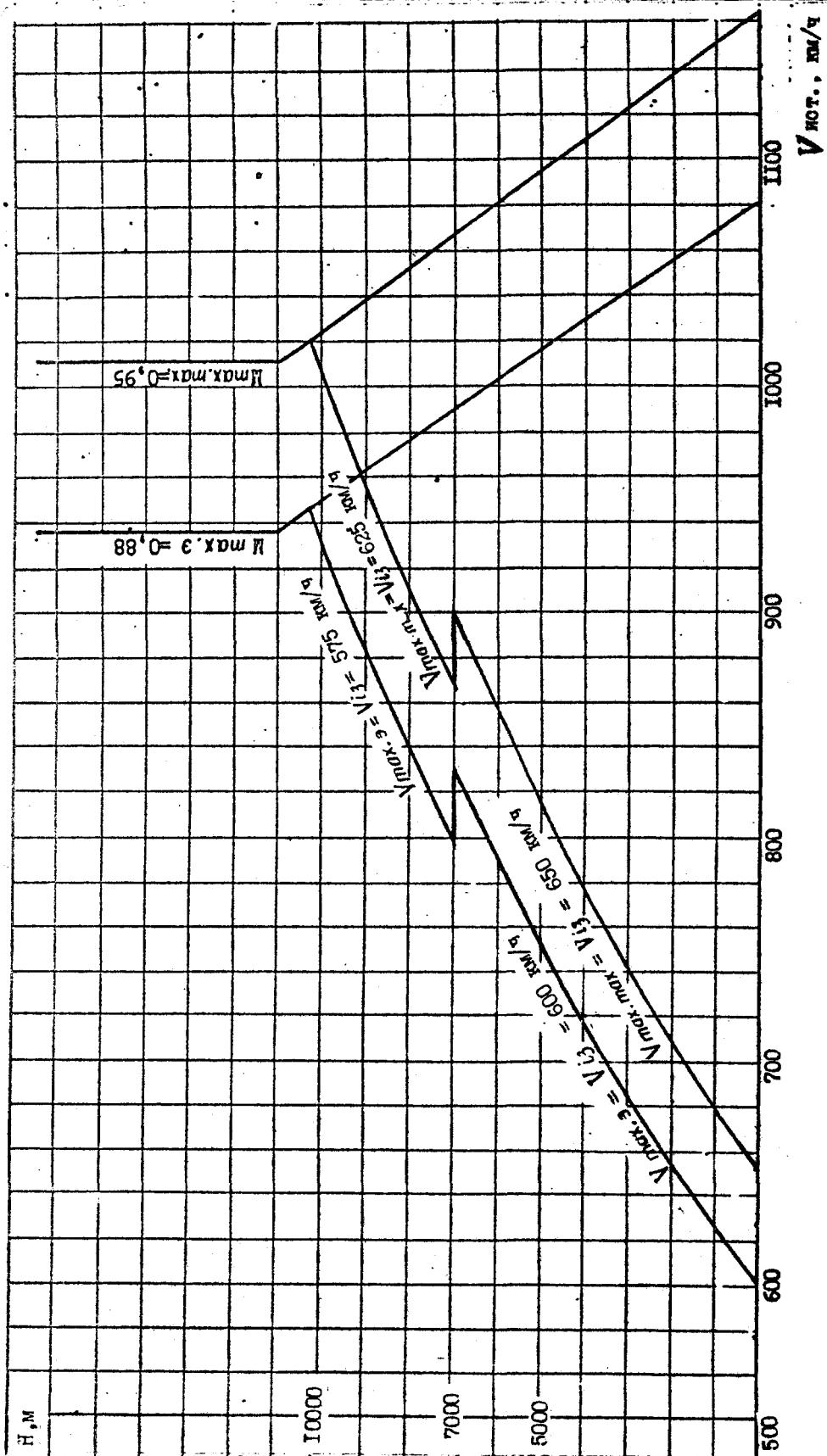


Рис. 4.1. График ограниченных скоростей и чисел М

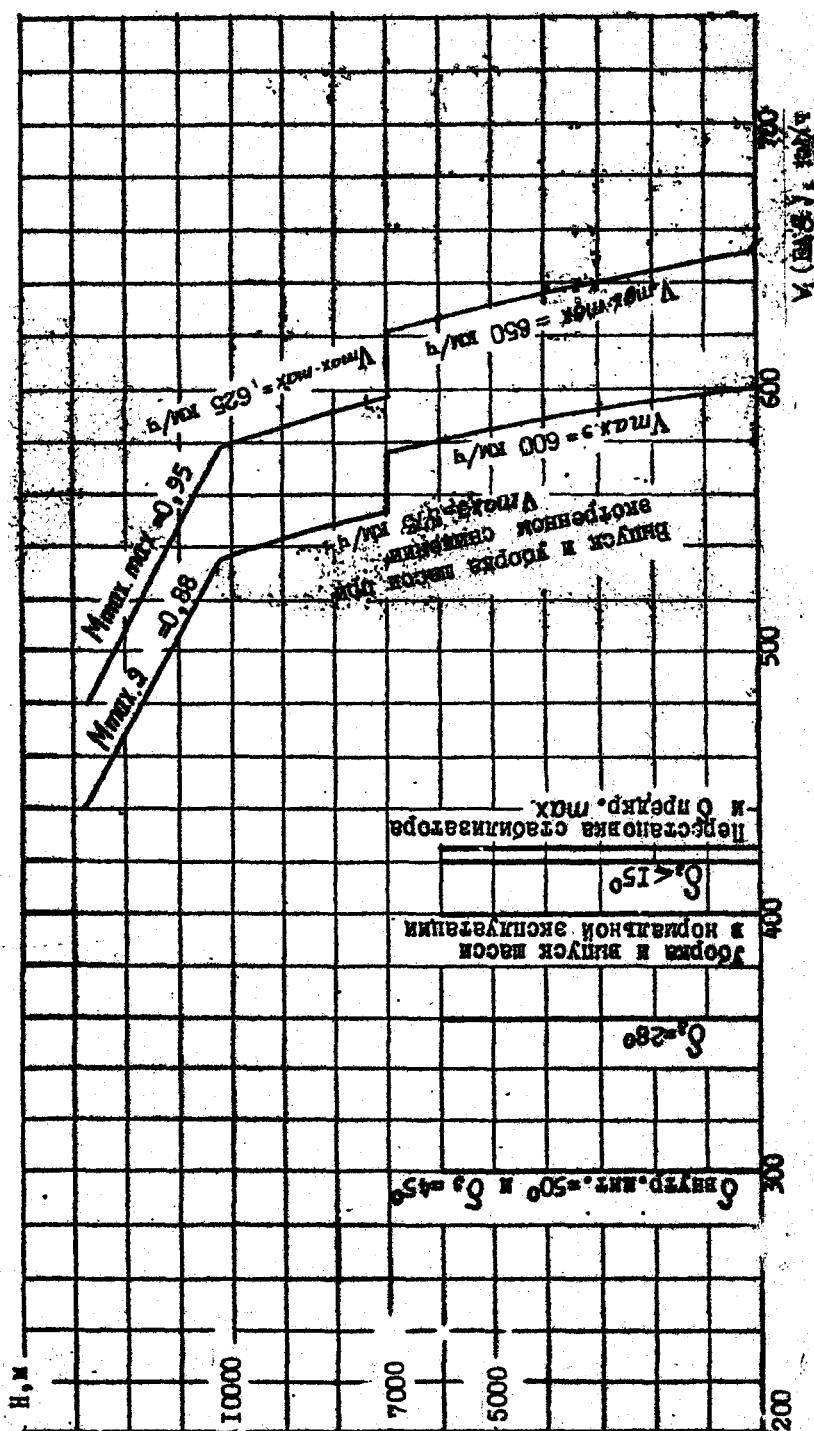
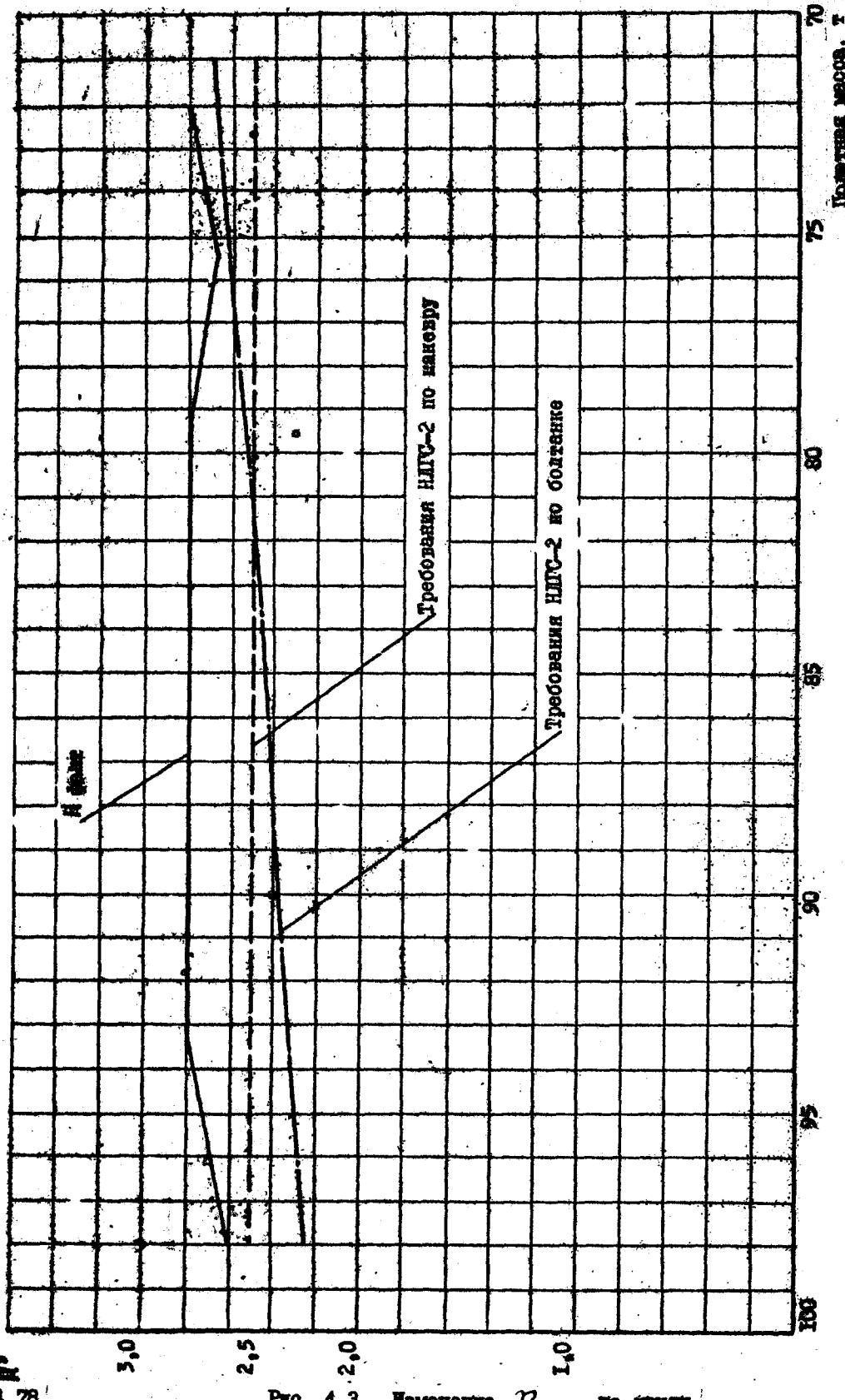


Рис. 4.2. Скорости самолета, принятые в расчете на прочность самолета и его агрегатов



18.04.78

Рис. 4.3. Изменение  $n_{\text{факт}}$  в крену

4.54.3

