



## Инструкция по эксплуатации книга I часть I

### Глава I. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О САМОЛЁТЕ

Скоростной реактивный пассажирский самолет Ту-134А представляет собой свободно-несущий моноплан цельнометаллической конструкции с низкорасположенным стреловидным крылом, однокилевым стреловидным Т-образным оперением и трехопорным шасси, фиг. I.1.

На самолете установлены два реактивных двухконтурных двигателя Д-30 II серии с устройством для реверса тяги и вспомогательная силовая установка.

Реверсивное устройство способствует значительному улучшению посадочных характеристик самолета, а наличие вспомогательной силовой установки обеспечивает независимость от наземных средств в части кондиционирования герметической кабины, запуска двигателей и электропитания. Двигатели размещены в гондолах, установленных на горизонтальных пилонах в хвостовой части фюзеляжа.

Самолет Ту-134А предназначен для перевозки пассажиров, багажа и почты на авиалиниях малой и средней протяженности.

Самолет рассчитан на перевозку до 8200 кг коммерческой нагрузки, в том числе 76 пассажиров, багажа и груза - на дальность до 2000 км и при уменьшении коммерческой нагрузки до 4800 кг - на дальность до 3200 км.

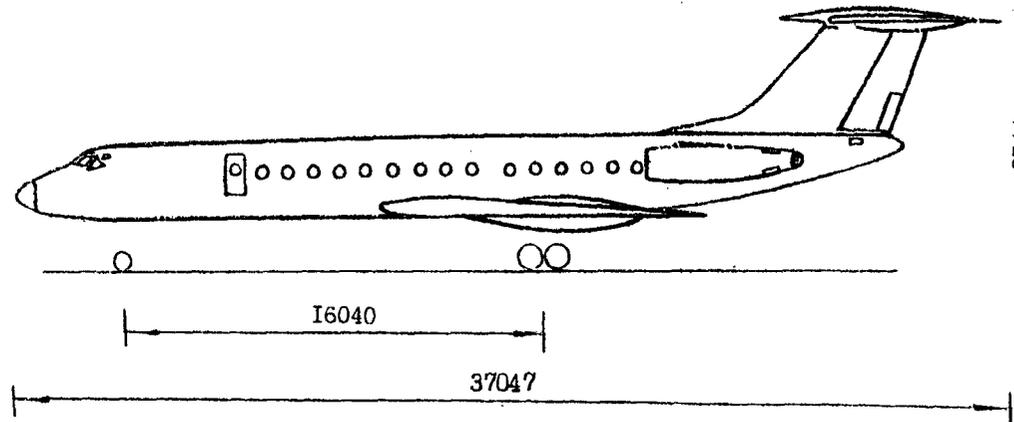
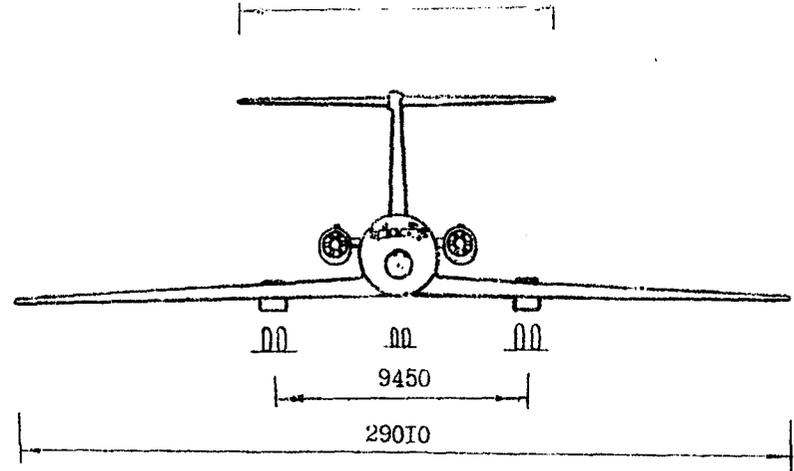
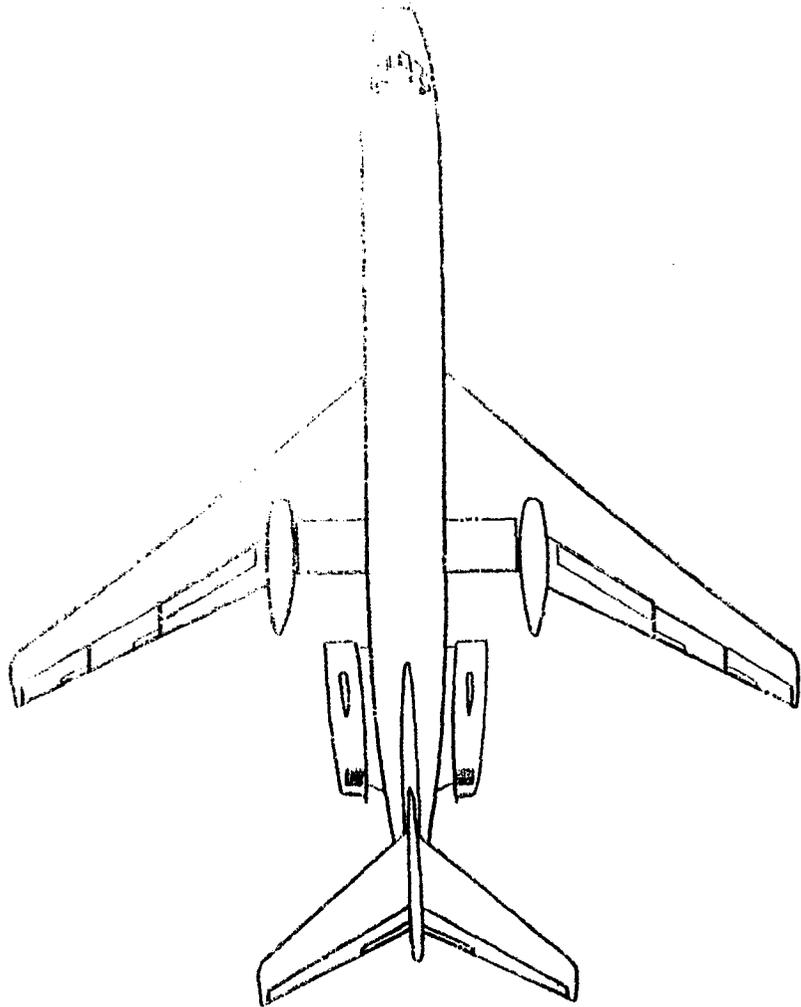
Высокие крейсерские скорости полета до 850 км/час и большие высоты полета (11000 м), а также оборудование самолета современными средствами радионавигации, радиолокации и посадки по приборам позволяют самолету производить регулярные рейсы днем и ночью в сложных метеорологических условиях. Обеспечивается заход на посадку в условиях, соответствующих I-ой категории ИКАО.

Пассажиры на самолете размещаются в общей герметической кабине, разделенной перегородкой на передний и задний салоны, фиг. I.2, I.3, в которых поддерживается нормальная температура и давление с перепадом относительно атмосферного давления равным 0,57 ати.

Экипаж самолета состоит из 3 или 4 человек: 2 пилотов, штурмана и бортмеханика. Штурман выполняет обязанности сапота и является оператором радиолокатора "РОС-I", используемого на самолете для целей навигации и обзора местности при отсутствии видимости. Для кондиционирования пассажиров на борту самолета размеща-

20.05.70

6

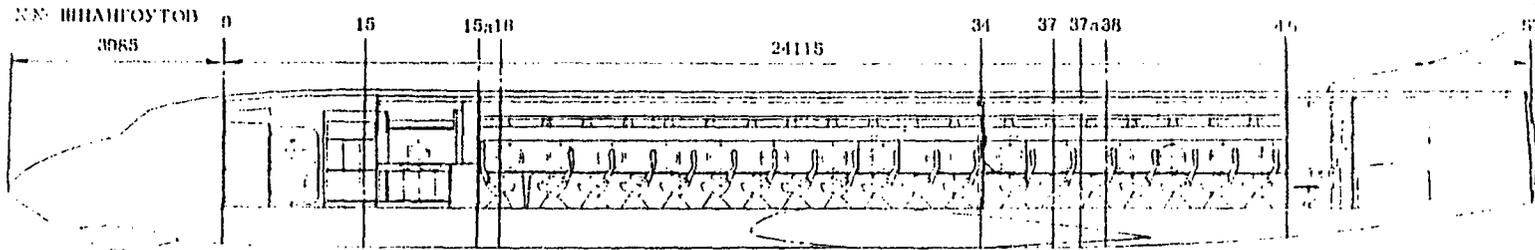


9144

ФИГ.1.1 ОБЩИЙ ВИД САМОЛЕТА ТУ-134А

20.05.70

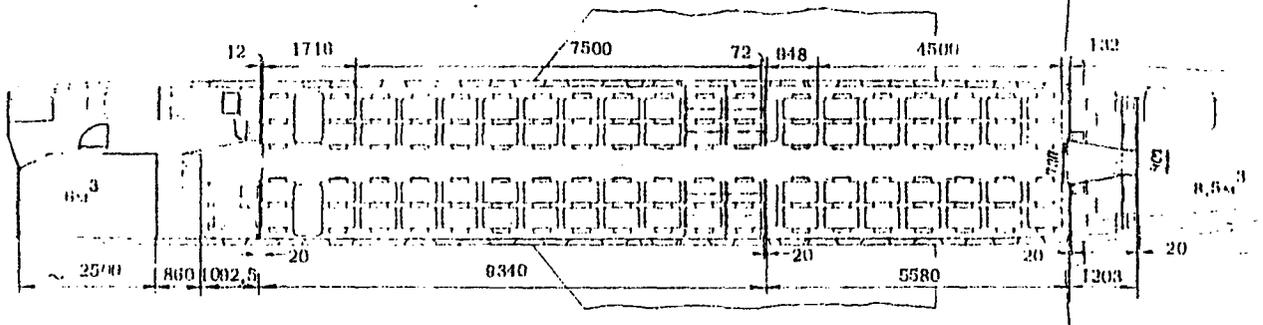
### 76 МЕСТ СТАНДАРТНЫЙ ВАРИАНТ



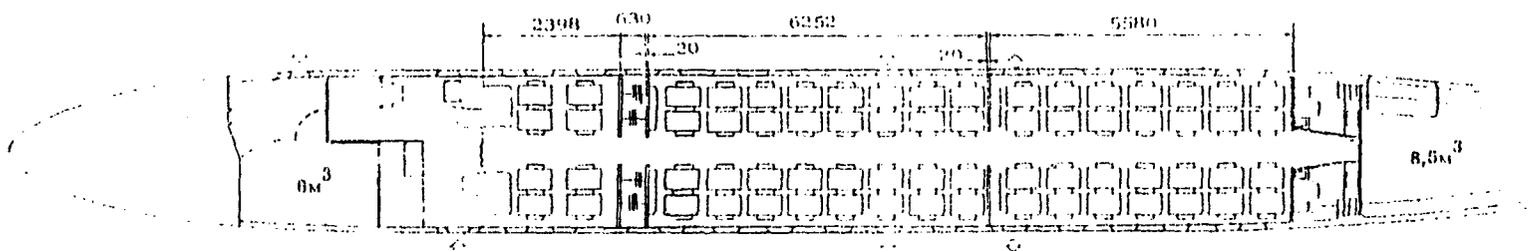
ТУ-134А

ИНСТРУКЦИЯ ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ  
КНИГА | ЧАСТЬ I

7



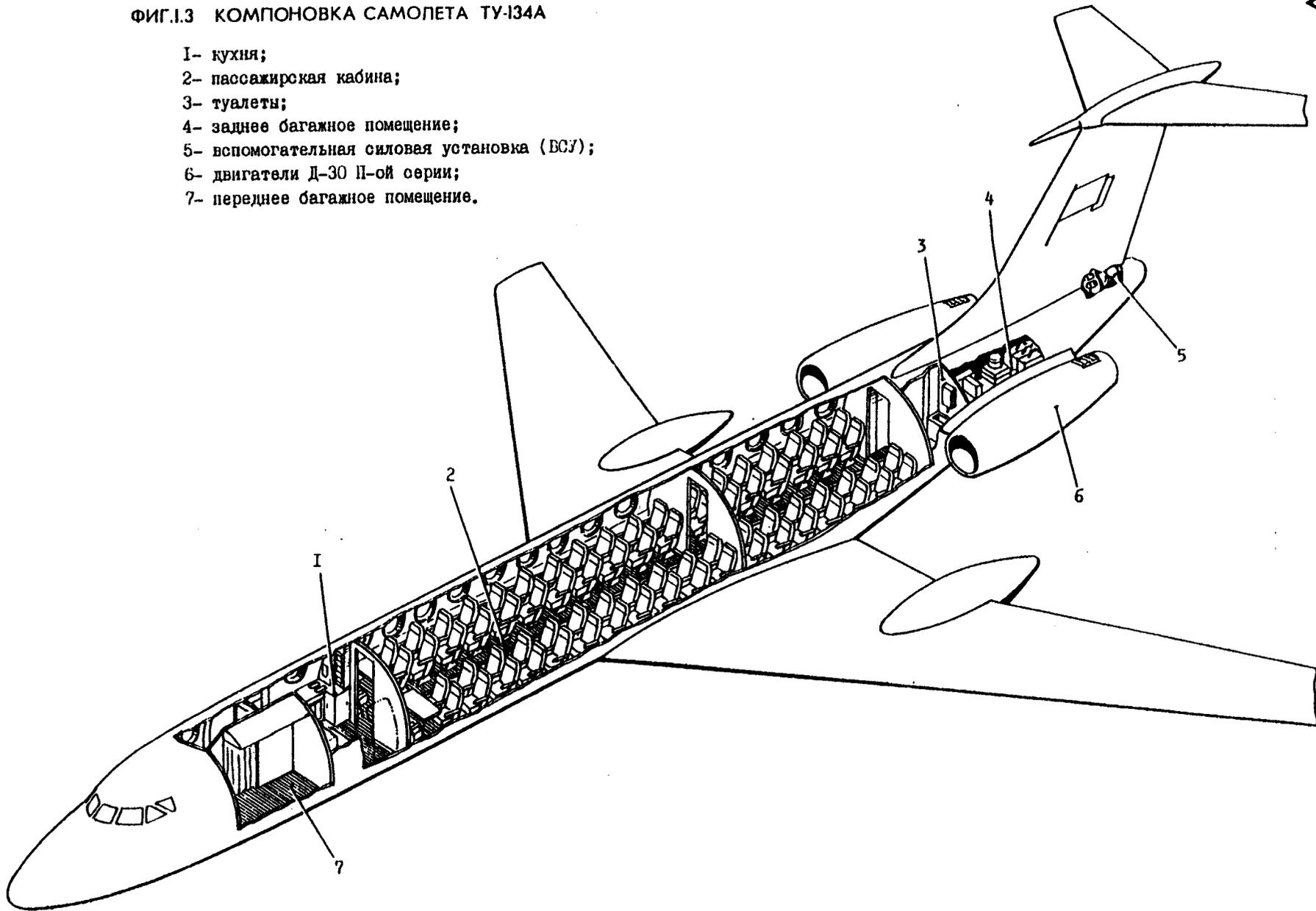
### 68 МЕСТ-СМЕШАННЫЙ ВАРИАНТ



ФИГ.1.2 ВАРИАНТЫ КОМПОНОВКИ ПАССАЖИРСКИХ КАБИН САМОЛЕТА ТУ-134А

ФИГ.1.3 КОМПОНОВКА САМОЛЕТА ТУ-134А

- 1- кухня;
- 2- пассажирская кабина;
- 3- туалеты;
- 4- заднее багажное помещение;
- 5- вспомогательная силовая установка (ВСУ);
- 6- двигатели Д-30 II-ой серии;
- 7- переднее багажное помещение.



ТУ-134А

Инструкция по эксплуатации  
книжка | часть I

ются два бортипроводника, для которых установлены откидные сиденья.

Фюзеляж удлинен на 2,1 м по сравнению с самолетом ТУ-134, что позволяет удобно разместить дополнительное количество пассажиров и увеличить объем переднего багажника, доведя его до 6,0 м<sup>3</sup>.

В передней части фюзеляжа, на левом борту, расположена открывающаяся внутрь входная дверь для пассажиров.

Пассажирская кабина отделена от кабины экипажа вестибюлем, буфетом-кухней и передним багажным помещением. Предусматриваются два варианта компоновки пассажирской кабины - стандартный и смешанный. В стандартном 76-ти местном варианте устанавливаются 19 рядов кресел туристского класса (по два двухместных блока в ряду) шагом 750 мм как в переднем, так и заднем салонах. В смешанном 68-ми местном варианте в передней кабине размещается, отделенный съемной перегородкой, салон I класса с 8-ью более комфортабельными креслами, установленными шагом 900 мм, на 8 пассажиров. В этом салоне имеется также гардероб. В общей кабине устанавливаются унифицированные пассажирские кресла шагом 750 мм на 60 пассажиров.

За пассажирской кабиной размещены два туалета, за ними заднее багажное помещение (задний багажник).

Загрузка багажа и груза в переднее и заднее багажные помещения производится: в переднее - через служебную дверь на правом борту, в заднее - через люк на правом борту. Передней служебной дверью пользуется также экипаж и аэродромный персонал при загрузке буфета-кухни. Под полом пассажирских кабин размещается техническое оборудование, доступ к которому обеспечивается через съемные панели в полу пассажирских кабин и через герметические люки снаружи.

При создании самолета ТУ-134А особое внимание было обращено на решение задач максимального обеспечения безопасности полета и дальнейшее улучшение комфорта и удобств для пассажиров.

#### БЕЗОПАСНОСТЬ ПОЛЕТА НА САМОЛЕТЕ ТУ-134А ОБЕСПЕЧИВАЕТСЯ:

- надежностью работы двигателей Д-30 II серии. Двигатели имеют холодный внешний контур, оборудованы автоматической пожарной системой и изолированы от остальных агрегатов самолета;







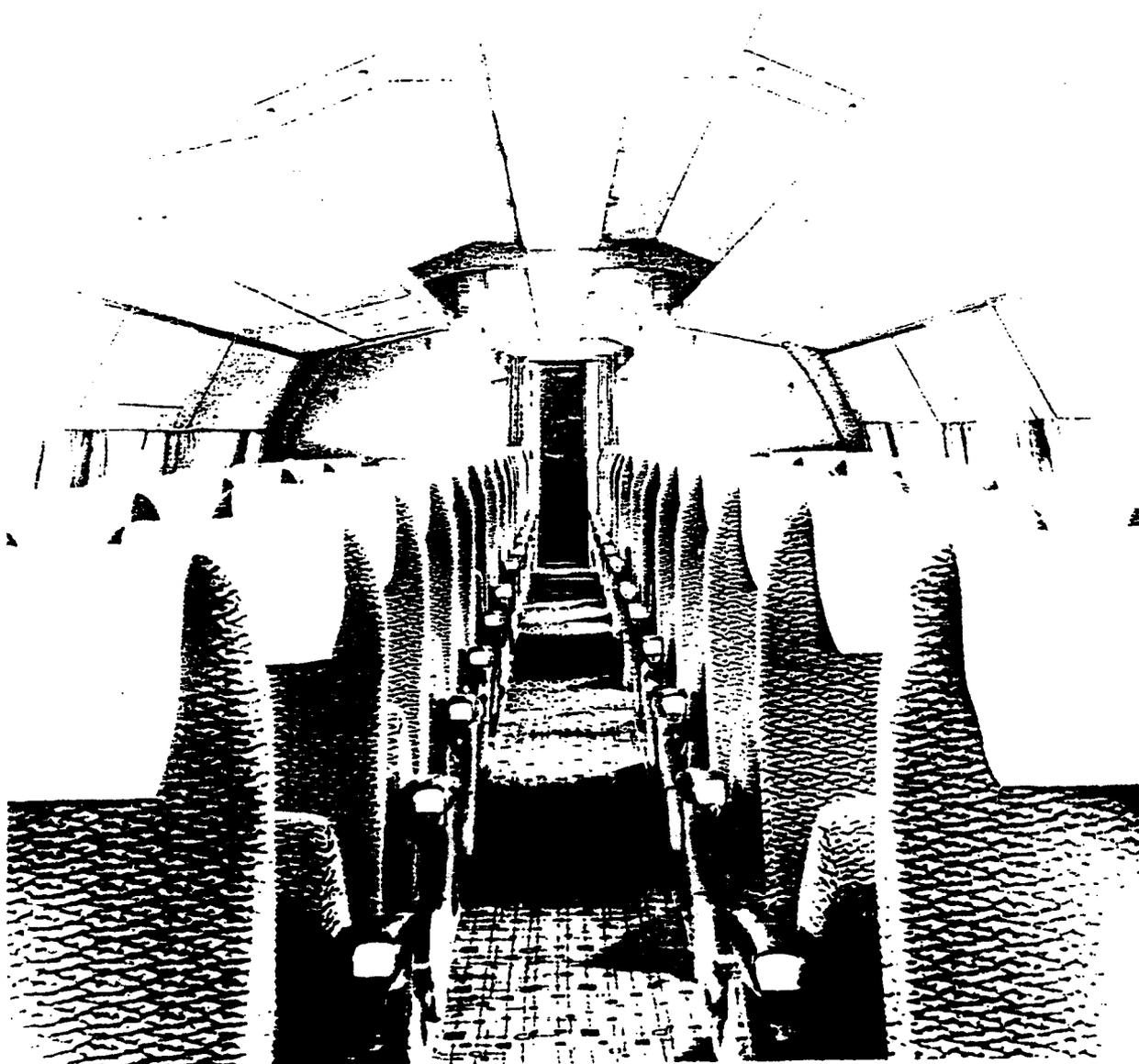
- возможностью совершать полет на 2-х двигателях на высотах выше 10000 м, т. е. выше зоны облачности;
  - возможностью продолжать взлет при отказе одного из двигателей;
  - возможностью продолжать полет на одном двигателе на высоте 5500-6000 м практически без уменьшения дальности полета с сохранением нормального кондиционирования воздуха в кабине;
  - установкой аппаратуры, обеспечивающей простое и надежное пилотирование и посадку самолета в сложных метеорологических условиях;
  - повышенной прочностью конструкции герметической части фюзеляжа и особенно мест вырезов под окна, люки и двери, а также остекления, исключающей возможность разгерметизации кабины;
  - возможностью ускоренного снижения самолета с выпущенным шасси с большой высоты на безопасную в случае разгерметизации кабины;
  - установкой аварийных дублирующих агрегатов в основных системах и оборудовании самолета;
  - наличием на самолете противообледенительной системы крыла, хвостового оперения, воздухозаборников, двигателей и остекления фонарей кабины экипажа;
  - возможностью быстрого покидания самолета пассажирами и экипажем в случае аварийной посадки самолета с убраным шасси на сушу или на воду.
- Для этой цели самолет оборудован запасными выходами, соответствующими требованиям ICAO, и необходимым спасательным оборудованием (надувной трап, авиантенный желоб, индивидуальные спасательные жилеты, аварийная радиостанция, топоры, спасательные канаты и трап для выхода из пассажирской кабины), предусмотрены места для расположения 3-х комплектов плотов с аварийным запасом и радиостанциями<sup>ж)</sup>, фиг. I.4;
- наличием на самолете системы обнаружения дыма.

#### КОМФОРТ

На самолете Ту-134А внутренняя отделка пассажирских помещений, удобные кресла, хорошая звукоизоляция обеспечивают пассажирам комфортабельные условия полета.

Пассажирские места - мягкие, удобные кресла с подлокотниками. Кресла оборудованы пепельницами, карманами для книг и откидными столиками, смонтированными в спинки впереди стоящих кресел. Наклон спинки кресел может быть изменен пассажиром. Все кресла снабжены привязными ремнями.

<sup>ж)</sup> Устанавливается на самолете с I209.



ФИГ.1.5. ПАССАЖИРСКИЕ САЛОНЫ

Общее освещение пассажирского помещения осуществляется при помощи плафонов с люминесцентными лампами дневного света, размещенных на потолке. При выключенном общем освещении включаются плафоны местного освещения. Кроме того, каждый пассажир может пользоваться индивидуальным светильником, смонтированным в панели багажной полки. На этой же панели размещены насадки индивидуальной вентиляции.

Стены и потолки пассажирской кабины и других помещений облицованы декоративно-отделочным синтетическим материалом. По желанию заказчика декоративная отделка пассажирской кабины может быть выполнена в согласованном цветовом варианте. Светлые тона расцветок облицовочного материала, приятные для глаза, создают уют в кабине.

В конструкцию пола, потолка, перегородок, стен и других агрегатов внутренней отделки кабины введены звукоизоляционные слои, а крепление самих панелей к каркасу фюзеляжа выполнено на упругом основании. Это хорошо снижает уровень шума и вибрацию от силовых установок. Ковровые дорожки обеспечивают надежную теплозвукоизоляцию пола кабины.

В кабинах самолета при помощи системы кондиционирования воздуха создается искусственный климат. В любое время года и на любой высоте во время полета температура воздуха поддерживается около  $20^{\circ}\text{C}$ . Давление в кабинах поддерживается равным земному до высоты 6300 м, с подъемом на высоту давление воздуха в кабинах постепенно понижается, сохраняется постоянный перепад давлений между кабинным и атмосферным равный 0,57 атм. На высоте полета 12000 м давление в кабине соответствует давлению на высоте 2400 м.

Оборудование буфета-кухни позволяет обеспечивать пассажиров в полете горячей пищей, холодными закусками и напитками.

На услуги пассажиров две хорошо оборудованные туалетные комнаты.

При полетах в холодное время года в середине кабины легкоосъемной перегородкой отгораживается помещение для гардероба.

Пассажирская кабина оборудована сигнализацией вызова бортпроводника каждым пассажиром со своего места и радиотелефонизована для информации пассажиров командиром корабля или бортпроводником.

ЭКОНОМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Самолет Ту-134А обладает высокими экономическими характеристиками и может успешно и рентабельно эксплуатироваться на средних и малых по протяженности воздушных линиях. Этому способствует:

- наличие современных средств самолетовождения, позволяющих эксплуатировать самолет в сложных метеорологических условиях в любое время суток;
- малые потери времени при наборе высоты и снижении, что обеспечивает высокие рейсовые скорости самолета;
- сравнительно низкие расходы топлива при высокой часовой производительности, достигающей (при максимальной коммерческой нагрузке) 6000 тонно-километров;
- относительная простота технического обслуживания самолета и возможность быстрой замены двигателя;
- высокие общие и межремонтные сроки службы двигателей, конструкции и оборудования.

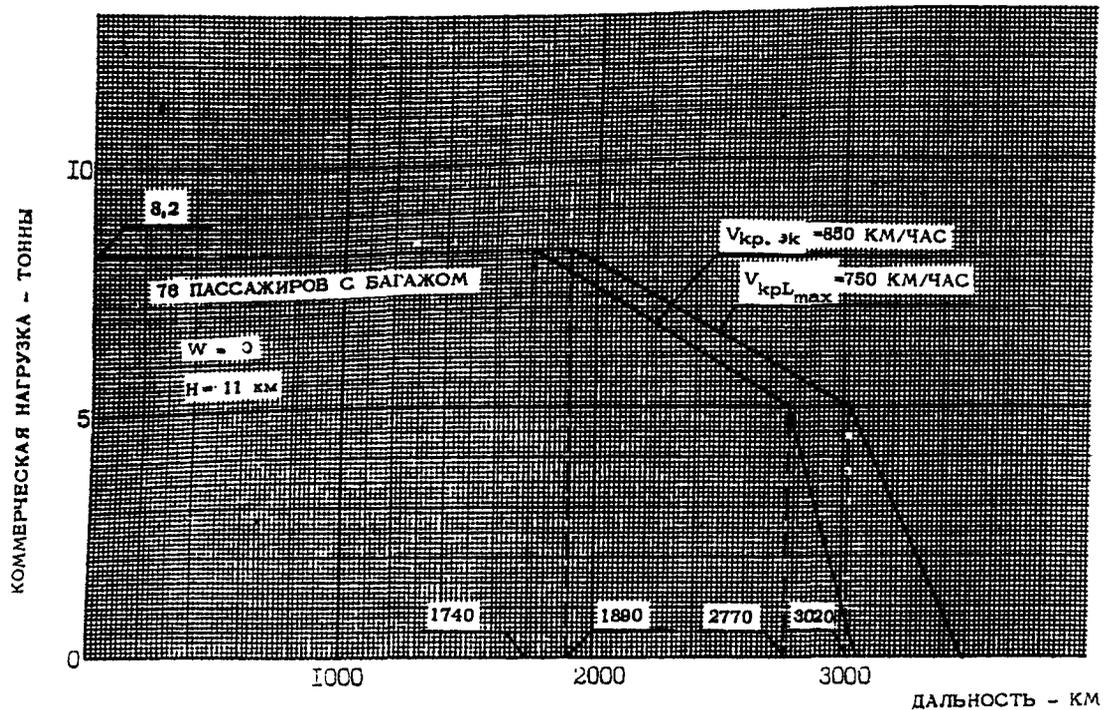
Графики изменения по дальности коммерческой нагрузки, крейсерской высоты, рейсового запаса топлива, рейсовой скорости представлены на фиг. I.8+I.12. Расчет дальности произведен с учетом резерва топлива на час полета и на возможный предпосадочный маневр.

 -134А Инструкция по эксплуатации

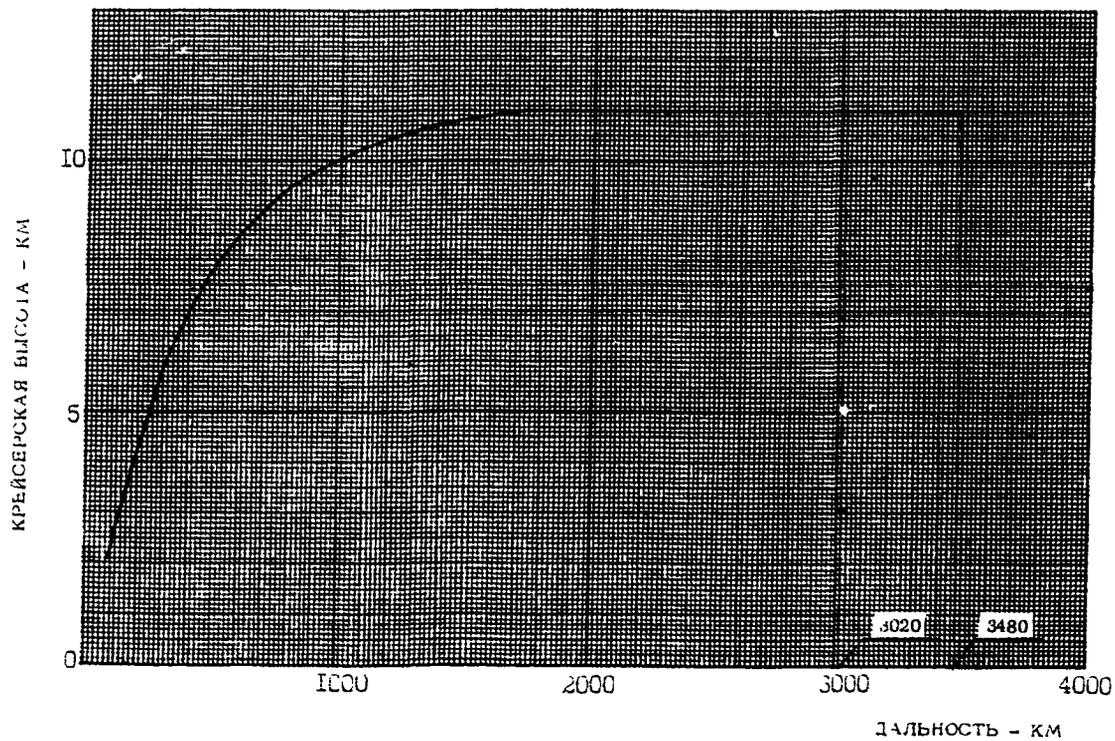
книга I часть I

**ИИЧ-134А** Инструкция по эксплуатации

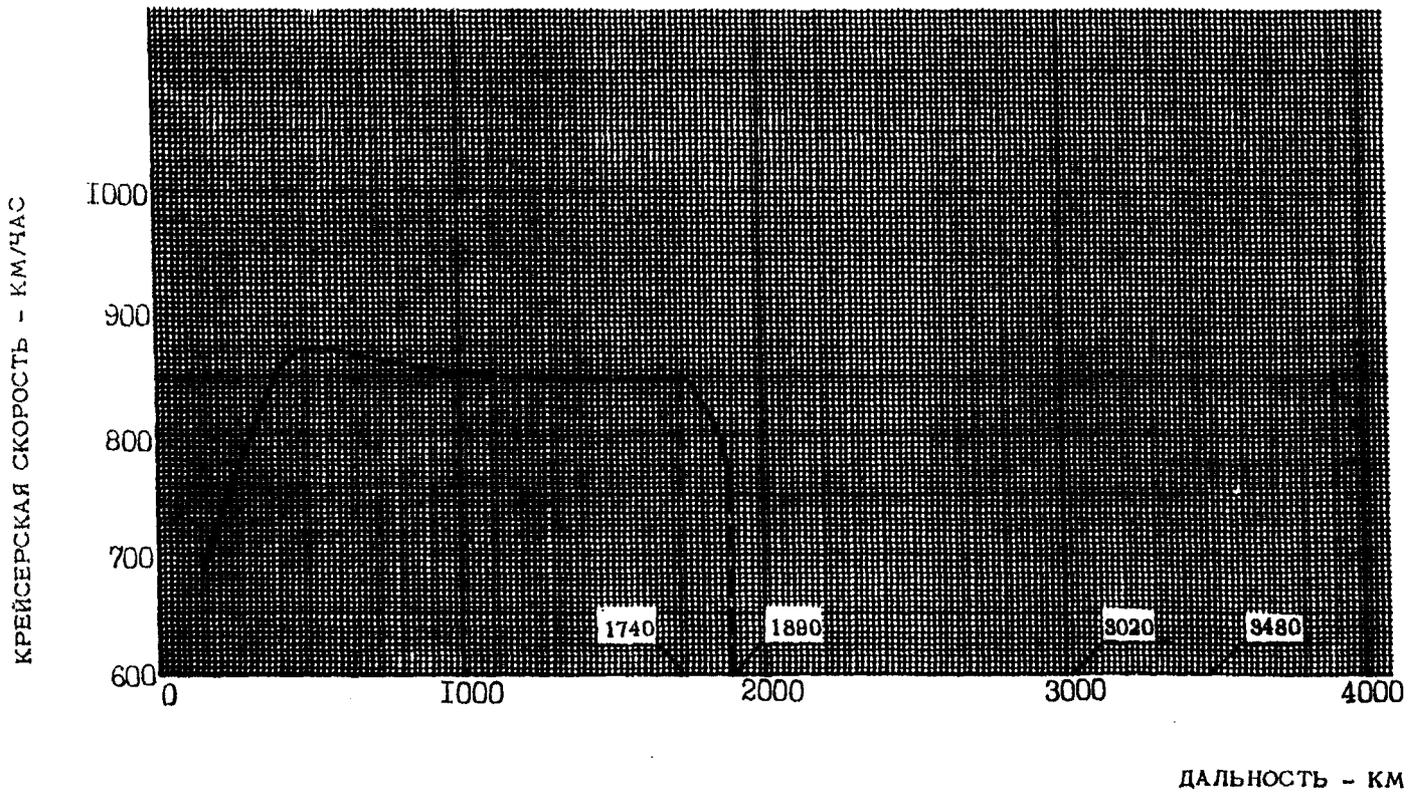
книга I часть I



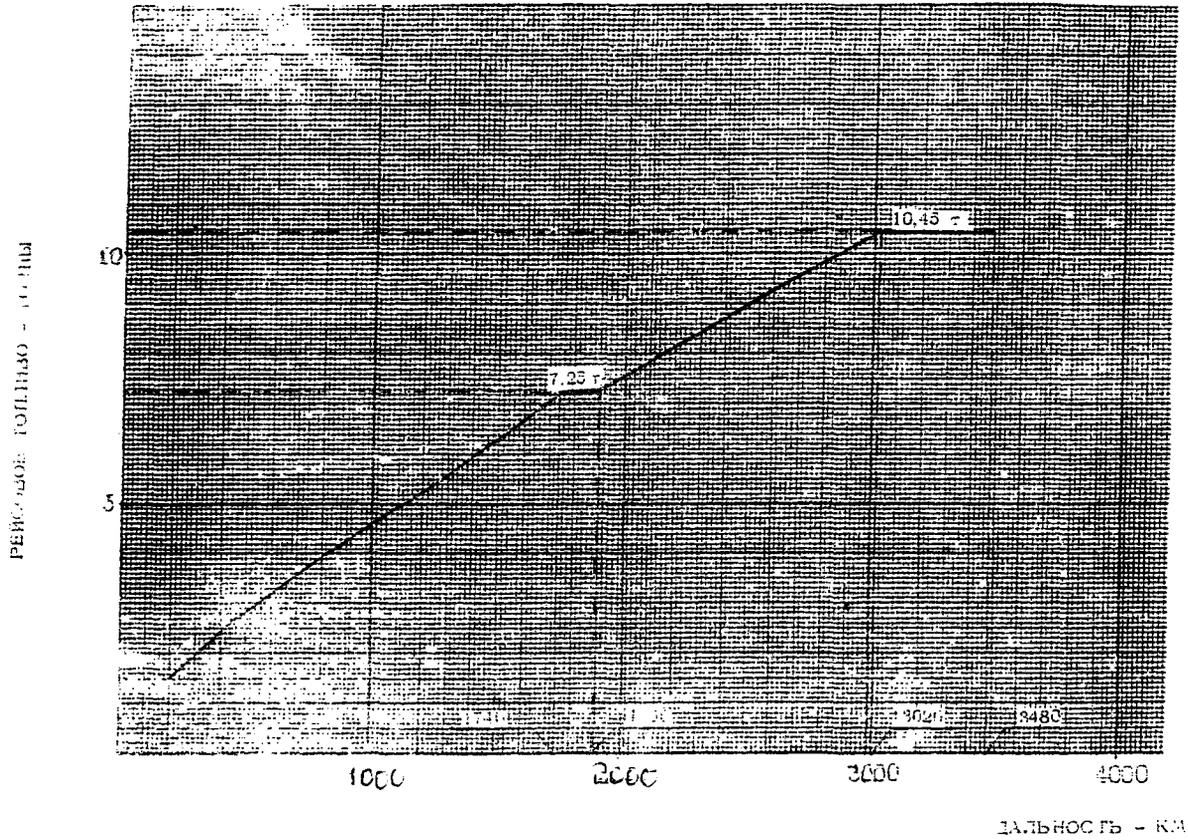
ФИГ.1.8 ИЗМЕНЕНИЕ КОММЕРЧЕСКОЙ НАГРУЗКИ ПО ДАЛЬНОСТИ ПОЛЕТА САМОЛЕТА



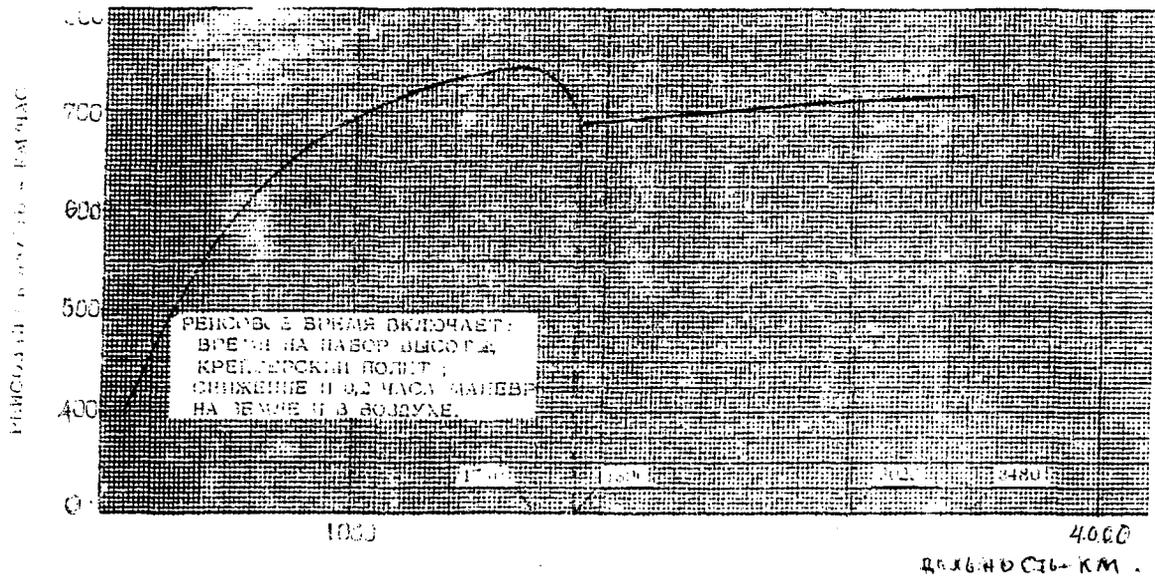
ФИГ.1.9 ИЗМЕНЕНИЕ КРЕЙСЕРСКОЙ ВЫСОТЫ ПО ДАЛЬНОСТИ ПОЛЕТА САМОЛЕТА



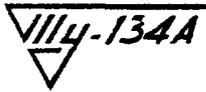
ФИГ.1.10 ИЗМЕНЕНИЕ ЭКОНОМИЧЕСКОЙ КРЕЙСЕРСКОЙ СКОРОСТИ  
ПО ДАЛЬНОСТИ ПОЛЕТА САМОЛЕТА



ФИГ.11 ИЗМЕНЕНИЕ РЕЙСОВОГО ЗАПАСА ТОПЛИВА (ВЫГОРАЕМОГО) ПО ДАЛЬНОСТИ ПОЛЕТА САМОЛЕТА



ФИГ.12 ИЗМЕНЕНИЕ РЕЙСОВОЙ СКОРОСТИ ПО ДАЛЬНОСТИ ПОЛЕТА САМОЛЕТА



СВОДНАЯ ТАБЛИЦА ОСНОВНЫХ ЛЕТНЫХ И ТЕХНИЧЕСКИХ ДАННЫХ САМОЛЕТА

Весовые данные и центровки

1. Максимальный рулежный вес	- 47800 кг
2. Максимальный взлетный вес	- 47600 кг
3. Максимальный посадочный вес	- 43000 кг
4. В аварийных условиях допускаются посадки на бетонированную ВПП со взлетным весом	- 47600 кг
5. Вес пустого снаряженного самолета	- 29800 кг
6. Летный экипаж (3-4 чел.)	- 240-320 кг
7. Максимальная коммерческая нагрузка	- 8200* кг
в том числе: пассажиры (76 человек)	- 5700 кг
багаж, груз и продукты	- 2500 кг
8. Коммерческая нагрузка при полной заправке самолета топливом, в том числе:	- 4800 кг
пассажиры (45 человек)	- 3375 кг
багаж, груз и продукты	- 1425 кг
9. Максимальный запас топлива при централизованной заправке	- 13200 кг
10. Допустимые эксплуатационные центровки:	
а) предельно-передняя центровка на взлете, в полете и на посадке с выпущенным шасси	21%

Инструкция по эксплуатации

Книга I часть I

Вложить после  
стр. 20

На I листе

Согласовано:

- I. ММЗ "Опыт"  
Зам. руководителя  
т. Селяков Л.Л.
2. Нач. ГосНИИ ГА  
т. Сакач Р.В.

Утвержден  
20.01.78 г.  
начальником  
УЛС МГА  
т. Грубием Б.Д.

В К Л А Д Ы Ш

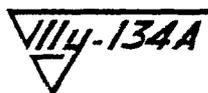
Временное изменение № I

в инструкцию по эксплуатации самолета Ту-134А с  
взлетным весом 47600 кг

В связи с увеличением максимального взлетного веса самолета Ту-134А до 47600 кг и веса пустого самолета до 29250 кг взлетные и летно-технические характеристики получать для максимального взлетного веса экстраполированием графиков инструкции по эксплуатации.

Копия верна:



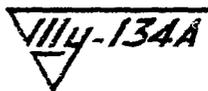


Инструкция по эксплуатации  
книга I часть I

- б) предельно-задняя центровка на взлете, в полете и на посадке с убранными шасси - 38%
- II. Нагрузка на квадратный метр крыла при взлетном весе 47600 кг - 414 кг/м<sup>2</sup>

Летные характеристики

- I. Максимальная крейсерская скорость горизонтального полета для среднего полетного веса 42000 кг, на номинальном режиме работы двигателей:
- на высоте  $H = 10000$  м 884 км/час
  - на высоте  $H = 8600$  м 904 км/час
2. Диапазон крейсерских экономических скоростей 750-850 км/час
3. Время набора высоты при взлетном весе 47000 кг, с учетом времени на взлет и установление режима скороподъемности:
- практического потолка 38,5 мин
  - высоты 10000 м 24,5 мин
  - высоты 6000 м 11,0 мин
4. Практический потолок самолета при взлетном весе 47600 кг и полете на двух двигателях, работающих на номинальном режиме 11400 м
5. Практическая дальность полета при взлетном весе 47600 кг с крейсерской скоростью 750 км/час, на высоте 11000 м, с резервом топлива на 1 час полета
- с максимальной коммерческой нагрузкой 8200 кг (нормальная дальность,  $G_{\text{топл.}} = 9600$  кг) 1270 км 1980 км
  - с коммерческой нагрузкой 4800 кг (максимальная дальность,  $G_{\text{топл.}} = 13000$  кг) 3040 км 3220 км



## Инструкция по эксплуатации

книга I часть I

Взлетные характеристики ( $\delta_3=20^\circ$ )

(стандартные условия старта)

1. Взлетный вес	47600 кг
2. Нормальная скорость отрыва	274 км/час
3. Скорость в точке принятия решения	255 км/час
4. Скорость отрыва передней ноги	267 км/час
5. Безопасная скорость взлета:	
$\delta_3=20^\circ$ ; шасси убрано	274 км/час
$\delta_3=0^\circ$ ; шасси убрано	311 км/час
6. Фактическая длина разбега с 2 работающими двигателями	1420 м
7. Потребная длина разбега с 2 работающими двигателями	1780 м
8. Потребная взлетная дистанция при двух работающих двигателях	2200 м
9. Сбалансированная длина ВПП, $\delta_3=20^\circ$	2400 м

Посадочные характеристики

$\delta_3=38^\circ$ , интерцепторы отклоняются на пробеге на  $52^\circ$ ,  
с включенным реверсом тяги

(Стандартные условия посадки)

1. Максимальный посадочный вес	43000 кг
2. Минимальная скорость пересечения входной кромки ВПП $V_{AT0}$	265 км/час
3. Нормальная скорость касания $V_{кас}$	248 км/час
4. Длина пробега после касания	780 м
5. Посадочная дистанция с $H=15$ м	1340 м

6. Потребная длина ВПП для посадки:

- по международным нормам ICAO ( $k=1,43$ ) 1920 м
- по английским нормам BCAR ( $k=1,67$ ) 2240 м

Для эксплуатации установлены следующие ограничения:

1. При полете с пустым кессон-баком № 3 в ОЧК

а) максимальная скорость нормальной эксплуатации

$$v_{\text{н.э.}}^{\text{приб.}} = v_{\text{пред.}}^{\text{приб.}} = 600 \text{ км/час}$$

на высотах от земли до  $H=8600$  м (при этом скоростной напор изменяется от  $q = 1740 \text{ кг/м}^2$  у земли до  $q = 1560 \text{ кг/м}^2$  на высоте  $8600$  м) и максимальное число  $M$ :  $M_{\text{н.э.}} = M_{\text{пред.}} = 0,82$  на высотах более  $8600$  м (см. фиг.4.1).

При полетах с пассажирами превышение этой скорости не допускается на всех режимах полета.

б) расчетная предельная скорость

$$v_{\text{max max}}^{\text{приб.}} = 650 \text{ км/час}$$

на высотах от земли до  $H=8400$  м (при этом скоростной напор изменяется от  $q = 2040 \text{ кг/м}^2$  у земли до  $q = 1810 \text{ кг/м}^2$  на высоте  $H=8400$  м) и расчетное число  $M$ :  $M_{\text{max max}} = 0,87$  на высотах более  $8400$  м.

Превышение этой скорости не допускается ни при каких обстоятельствах.

2. При полете с залитым кессон-баком № 3 в ОЧК

а) максимальная скорость нормальной эксплуатации:

$$v_{\text{н.э.}}^{\text{приб.}} = v_{\text{пред.}}^{\text{приб.}} = 500 \text{ км/час}$$

на высотах от земли до  $H=11100$  м (при этом скоростной напор изменяется от  $q = 1200 \text{ кг/м}^2$  у земли до  $q = 1070 \text{ кг/м}^2$  на высоте  $H=11100$  м) и максимальное число  $M$ :  $M_{\text{н.э.}} = M_{\text{пред.}} = 0,82$  на высоте более  $11100$  м.

При полетах с пассажирами превышение этой скорости не допускается на всех режимах полета.



б) расчетная предельная скорость

$$v_{\max \max}^{\text{приб.}} = 550 \text{ км/час}$$

на высотах от земли до  $H=10750$  м (при этом скоростной напор изменяется от  $q = 1460 \text{ кг/м}^2$  у земли до  $q = 1270 \text{ кг/м}^2$  на высоте  $H=10750$  м) и расчетное число  $M$ :  $M_{\max \max} = 0,87$  на высотах более  $10750$  м.

Превышение этой скорости не допускается ни при каких обстоятельствах.

3. В случае внезапной разгерметизации пассажирской кабины экстренное снижение производится с выпущенным шасси, при этом скорость по траектории не должна превышать

$$v_{\text{н.э.}}^{\text{приб.}} = v_{\text{пред.}}^{\text{приб.}} \quad \text{или} \quad M_{\text{н.э.}} = M_{\text{пред.}}, \text{ указанных в п. 1а и 2а}$$

- |  |                   |
|--|-------------------|
| 4. Предельно-допустимое число $M$ при экстренном снижении  | 0,82              |
| 5. Эксплуатационная перегрузка в центре тяжести самолета при маневре не должна превышать (из условий прочности)                                | 2,5 <sup>х)</sup> |
| 6. Максимально-допустимая боковая составляющая ветра при взлете и посадке  | 20 м/сек          |
| 7. Выпуск и уборка шасси производится на приборной скорости не более   | 400 км/час        |
| 8. Максимально-допустимая приборная скорость:  |                   |
| - с закрылками, отклоненными во взлетное положение $\delta_{\text{внутр.}} = 20^\circ$ ; $\delta_{\text{внеш.}} = 18^\circ$                    | 400 км/час        |
| - с закрылками, отклоненными в посадочное положение $\delta_{\text{внутр.}} = 38^\circ$ ; $\delta_{\text{внеш.}} = 35^\circ$                   | 340 км/час        |
| 9. Избыточное давление в гермокабине не более  | 0,57 атм          |
| 10. Выпуск интерцепторов может производиться только при посадке после касания колесами земли во время пробега или в случае прерванного взлета. |                   |

х)

Ограничение по перегрузке определяется:

а) аэродинамикой самолета, т.е. величиной коэффициента  $C_{y \text{ доп.}}$

б) прочностью самолета, т.е. коэффициентом  $n_{\max}^z = 2,5$

Величины предельно-допустимых перегрузок при вертикальных маневрах,

в зависимости от высоты  $H$  и числа  $M$ , определяются по графику, фиг.3.31.

11. При полете с убранными закрылками и включенным гидроусилителем угол отклонения руля направления не должен превышать

$\pm 5^\circ$

12. Перестановка стабилизатора производится на приборной скорости не более

400 км/час

13. В случае отказа демпфера рыскания скорость не должна превышать

$$V_{\text{приб. н.э.}} = V_{\text{приб. пред.}} = 550 \text{ км/час}$$

14. В случае не отключения от ДР-134М сигнала  $\omega_x$  после уборки закрылков скорость не должна превышать

$$V_{\text{приб. н.э.}} = V_{\text{приб. пред.}} = 400 \text{ км/час}$$

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** ВСЕ ПРИВЕДЕННЫЕ В НАСТОЯЩЕЙ ИНСТРУКЦИИ ПРИБОРНЫЕ СКОРОСТИ ( $V_{\text{приб.}}$ ) ОПРЕДЕЛЕННЫ С УЧЕТОМ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ПОПРАВКИ ( $\delta V_a$ ), НО БЕЗ УЧЕТА ИНСТРУМЕНТАЛЬНОЙ ПОПРАВКИ ( $\delta V_{\text{инстр.}}$ ), КОТОРАЯ ПРИНЯТА РАВНОЙ НУЛЮ. ПОЭТОМУ ПРИВЕДЕННЫЕ ПРИБОРНЫЕ СКОРОСТИ ДОЛЖНЫ БЫТЬ ИСПРАВЛЕНЫ НА ВЕЛИЧИНУ  $\delta V_{\text{инстр.}}$  В СООТВЕТСТВИИ С ПАСПОРТНЫМИ ДАННЫМИ КАЖДОГО ПРИБОРА ПО ФОРМУЛЕ:  

$$V_{\text{приб. (на борту)}} = V_{\text{приб. (по инструкции)}} - \delta V_{\text{инстр. (по паспорту)}}$$

**ПРИМЕЧАНИЕ.** На самолетах по № 60348 устанавливался посадочный щиток с углом отклонения  $40^\circ$ .

С самолета № 60350 щиток не устанавливается. Нилла щитка закрывается защелкой.

ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ И РЕГУЛИРОВОЧНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА

Самолет

Размах крыла	-	29,01 м
Длина самолета	-	37,047 м
Высота самолета	-	9,144 м
Угол установки крыла	-	+1°
Поперечное V крыла до I5 нервюры	-	-1°30'
Поперечное V крыла от I5 нервюры до конца	-	0°33'10"

Фюзеляж

Длина фюзеляжа	-	33,17 м
Максимальный диаметр	-	2,90 м
Площадь мицеля фюзеляжа	-	6,602 м <sup>2</sup>
Площадь подфюзеляжного щитка	-	5,32 м <sup>2</sup>
Размах подфюзеляжного щитка	-	2,8 м

Крыло

Площадь крыла без наплывов	-	115 м <sup>2</sup>
Площадь крыла с наплывами	-	127,3 м <sup>2</sup>
Средняя аэродинамическая хорда крыла (теоретическая без учета наплывов)	-	4,318 м
Корневая хорда крыла с наплывами	-	8,658 м
Концевая хорда крыла (по полету)	-	1,916 м
Начало САХ от II-го лонжерона вперед	-	322,31 мм
Удлинение крыла без наплывов	-	7,3
Сужение крыла без наплывов	-	3,139
Стреловидность отъемной части крыла по линии 1/4 хорд	-	35°

Элероны

Площадь двух элеронов с осевой компенсацией, без носа	-	9,68 м <sup>2</sup>
--	---	---------------------

Площадь осевой компенсации двух элеронов без ножа, без учета вырезов	- 3,02 м <sup>2</sup>
Площадь триммеров-флетнеров	- 2x0,187= =0,374 м <sup>2</sup>
Площадь флетнеров (без ножа)	- 2x0,164= =0,328 м <sup>2</sup>
Размах элеронов	- 2x5,15= =10,3 м

#### Закрылки

Площадь закрылков (внутренних)	- 10,34 м <sup>2</sup>
Площадь закрылков (внешних)	- 12,16 м <sup>2</sup>
Размах закрылков (внутренних)	- 5,41 м
Размах закрылков (внешних)	- 7,69 м

#### Интерцепторы

Площадь интерцепторов	- 4,48 м <sup>2</sup>
Размах интерцепторов	- 7,01 м

#### Горизонтальное оперение

Площадь горизонтального оперения	- 30,68 м <sup>2</sup>
Площадь руля высоты (двух)	- 6,417 м <sup>2</sup>
Площадь осевой компенсации Р.В.	- 31%
Площадь осевой компенсации триммеров Р.В.	- 25%
Площадь триммеров Р.В.	- 0,684 м <sup>2</sup>
Стреловидность горизонтального оперения по линии 1/4 хорд	- 38°
Удлинение	- 4,54
Сужение	- 2,46
Размах	- 11,8 м
Площадь стабилизатора	- 24,263 м <sup>2</sup>

#### Вертикальное оперение

Площадь вертикального оперения с фюзеляжем	- 21,25 м <sup>2</sup>
Площадь вертикального оперения без фюзеляжа	- 20,03 м <sup>2</sup>

Площадь руля направления	- 5,76 м <sup>2</sup>
Площадь осевой компенсации руля направления	- 1,7 м <sup>2</sup>
Площадь триммера руля направления	- 0,594 м <sup>2</sup>
Площадь осевой компенсации триммера Р.Н.	- 0,148 м <sup>2</sup>
Стреловидность вертикального оперения по 1/4 хорд	- 40°01'
Размах вертикального оперения	- 4,325 м
Удлинение с форкилем	- 0,9338
без форкиля	- 0,8802
Сужение	- 1,7533
Размах триммера руля направления	- 1,5 м

Шасси

Ширина колеи шасси	- 9,45 м
Продольная база шасси <sup>‡</sup>	- 15,83 м
Размеры основных колес КТ-81/3 <sup>-5</sup> <sub>-6</sub>	- 930x305 мм
Размеры передних колес К-288 или К-288Д	- 660x200 мм

Отклонение органов управления

Руль высоты	вверх	22±1°
	вниз	16-1°
Триммер руля высоты - управление тросовое	вверх, вниз	8±0,5°
Триммер руля высоты - управление электрическое	вверх, вниз	-3±0,5° + 4±0,5°
Триммер руля высоты - управление от АТ-2		-4±0,5° + 7±0,5°
Руль направления -	при убранных закрылках вправо, влево	5°
	при выдущенных закрылках вправо, влево	25±1°
Флетнер руля направления	вправо, влево	17°30' ± 1°30'
Триммер руля направления	вправо, влево	1°30' ± 30'
Элероны	вверх, вниз	19±1°
Флетнеры элеронов	вверх, вниз	6±0,5°
Триммеры элеронов	вверх, вниз	3±0,5°
Закрылки внутренние -	на взлете	10-20°
	на посадке	38±1°
Закрылки внешние -	на взлете	9-18°
	на посадке	35±1°
Интерцепторы на пробеге (максимально) вверх		52±1°

<sup>‡</sup> При необжатых стойках шасси

Установочный угол стабилизатора (к СГФ):

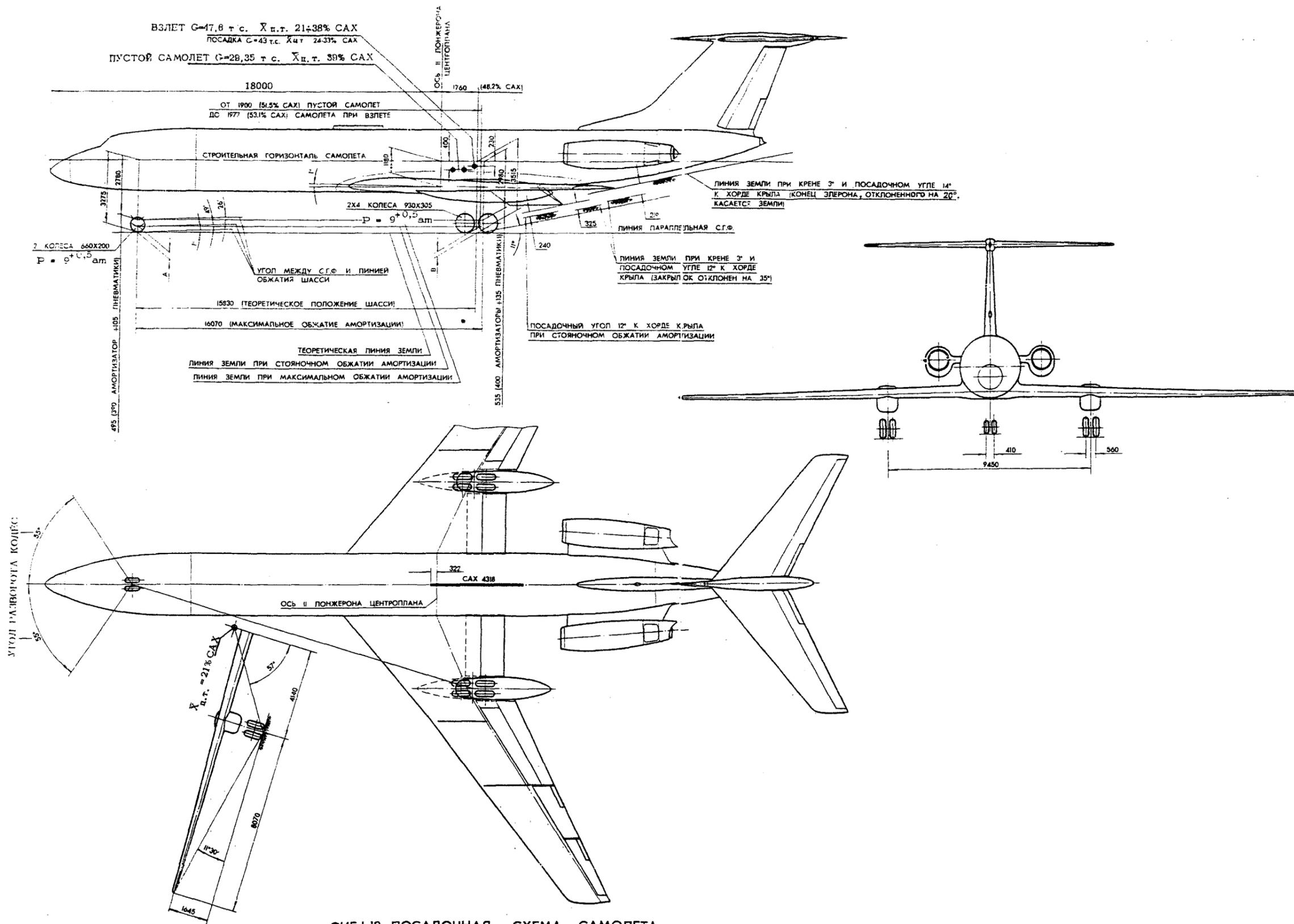
- для режима взлета
- для захода на посадку
- для остальных режимов полета

минус 3°;  
до минус 4°;  
минус 1°30'.

Посадочная схема самолета приведена на фиг. I.13.

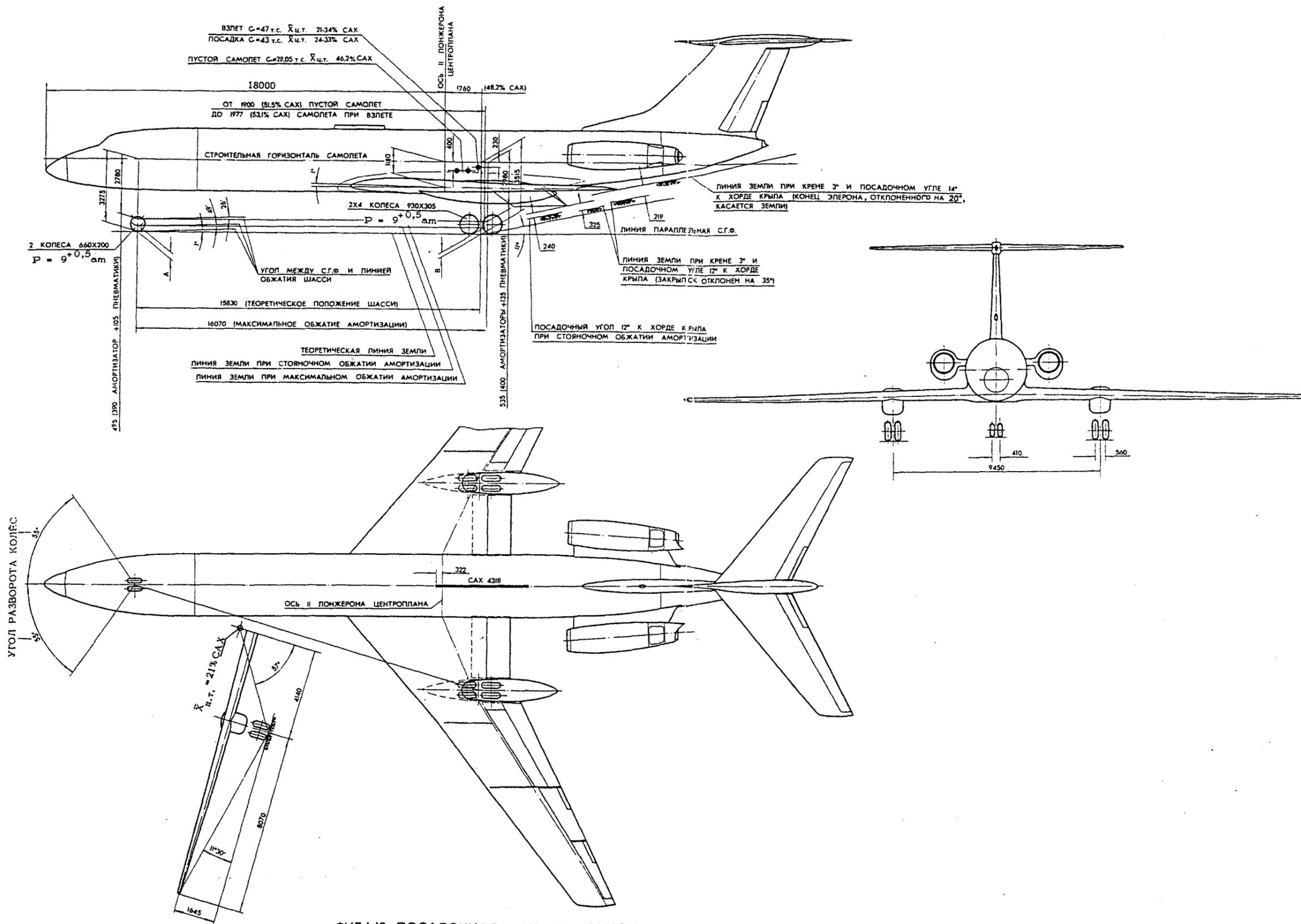
Расчетный общий вид самолета приведен на фиг. I.14.





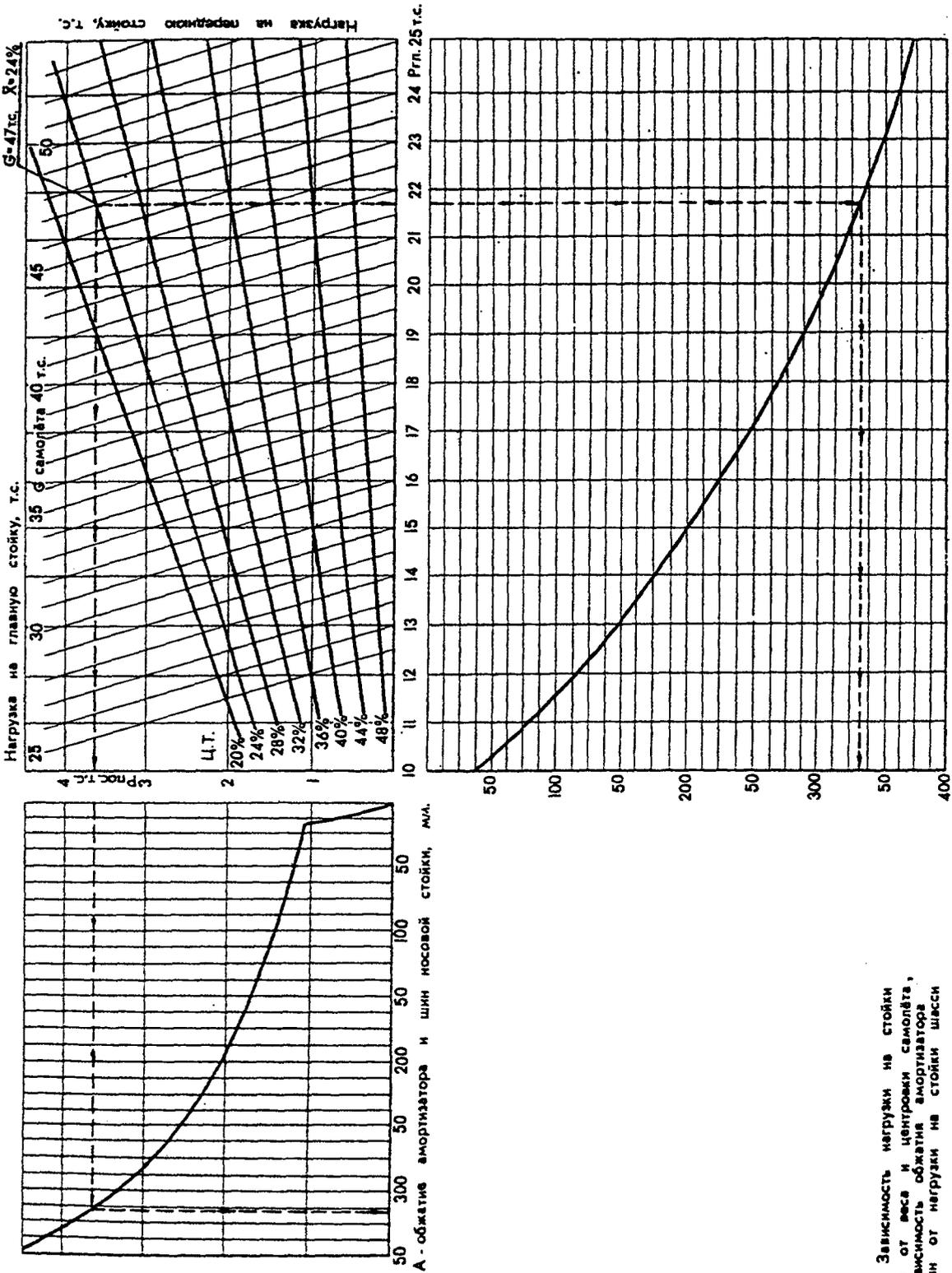
ФИГ.1.13 ПОСАДОЧНАЯ СХЕМА САМОЛЕТА





ФИГ.1.13 ПОСАДОЧНАЯ СХЕМА САМОЛЕТА





Зависимость нагрузки на стойки шасси от веса и центровки самолёта, и зависимость обжатия амортизатора и шин от нагрузки на стойки шасси





