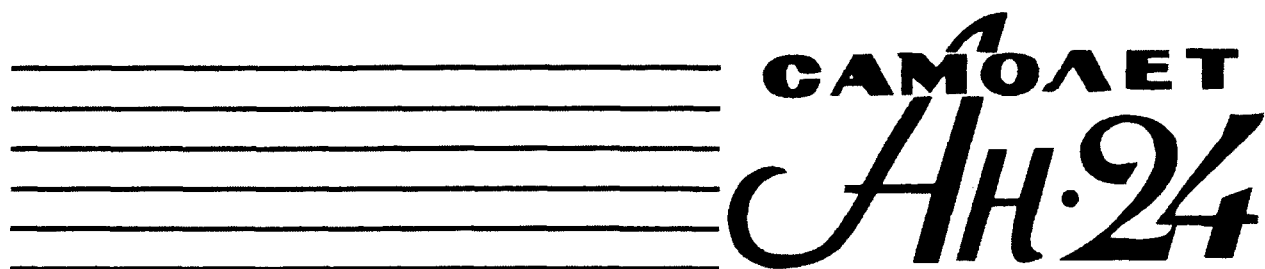


МИНИСТЕРСТВО ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ



ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ

Эталон ГС ГА

КНИГА I



©, ЗАО "АНТЦ "ТЕХНОЛОГ", 2001

МИНИСТЕРСТВО ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

САМОЛЕТ
АН-24

ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ

КНИГА I



©, ЗАО "АНТЦ "ТЕХНОЛОГ", 2001

МИНИСТЕРСТВО ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

САМОЛЕТ
АН-24

ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ

КНИГА I



САМОЛЕТ Ан-24

ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ

КНИГА I

ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ
САМОЛЕТА

	Сверен с Эталоном
по состоянию на <u>1.07</u> 2002 г.	
©, ЗАО "АНТЦ "ТЕХНОЛОГ", 2002	
<u>ТО, кн 1</u>	с-тов Ан-24, 'С
Ведущий инженер <u>Пода А.И.</u>	
	
(подпись)	



ИЗДАТЕЛЬСТВО «МАШИНОСТРОЕНИЕ»
Москва 1968

Техническое описание самолета Ан-24 разработано авторским коллективом конструкторского бюро под руководством генерального конструктора *О. К. Антонова*

Ответственный редактор *А. Я. Белолипецкий*

Авторы книги I

А. Х. Гохман, С. И. Кабачян, В. М. Никитин, В. П. Пустовойтов, Н. С. Трнченков, М. Г. Шарипов

Редакторы книги I

А. И. Водяной, А. Г. Дубовенко, В. А. Каряка, Ю. Ф. Краснович, В. З. Спорышко, Е. С. Столярова

Иллюстрации выполнили

С. П. Базилевич, Р. М. Коберник, В. И. Магдык, Т. Н. Мартынюк, Е. П. Петров, В. М. Юдина, Г. М. Юркевич

Техническое описание издано в семи книгах:
Книга I. Лётно-технические характеристики самолета.
Книга II. Планер. Бытовое оборудование. Высотное и противообледенительное оборудование.
Книга III. Силовая установка.
Книга IV. Шасси. Управление самолетом. Гидравлическая система.
Книга V. Пилотажно-навигационное и приборное оборудование. Радиооборудование.
Книга VI. Электрооборудование.
Книга VII. Наземное оборудование.

Описание составлено применительно к самолетам выпуска 1965—1967 гг. В необходимых случаях основные отличия ранее выпущенных самолетов оговорены в соответствующих разделах. Все последующие изменения конструкции самолета будут периодически освещаться в бюллетенях завода.

ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА

1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О САМОЛЕТЕ

Пассажирский самолет Ан-24 (фиг. 1—7) является современным комфортабельным воздушным лайнером для перевозки 50 пассажиров с их багажом, почты или грузов общим весом платной нагрузки до 5000 кг с крейсерской скоростью 450—475 км/час на расстояние до 2000 км. Максимальная платная нагрузка самолета в грузовом варианте за счет снятия пассажирского оборудования увеличивается до 5400 кг*. Самолет используется на внутренних и международных воздушных линиях средней и малой протяженности.

В случае необходимости самолет может быть переоборудован в более комфортабельный вариант с меньшим количеством пассажирских мест, а также в грузовой или грузо-пассажирский варианты. Такое переоборудование производится в зависимости от количества пассажиров и груза путем снятия лишних кресел и легкоъемных перегородок. Соответственно этому имеется большое количество различных вариантов применения самолета.

Высокие взлетно-посадочные качества и проходимость колес шасси обеспечивают самолету неприхотливость к взлетно-посадочным площадкам и позволяют круглый год эксплуатировать его на грунтовых, травяных, галечных, песчаных, заснеженных и размокших аэродромах относительно малых размеров. Длина разбега самолета в стандартных условиях равна 640 м, длина пробега — 610 м.

Благодаря высокой экономичности и хорошим взлетно-посадочным качествам самолет может использоваться на авиалиниях не только средней протяженности — между крупными промышленными центрами страны, но и на линиях малой протяженности (около 250 км) — между областными и районными центрами, где поток авиапассажиров особенно велик.

Эксплуатация самолета на необорудованных

* Общий вес платной нагрузки самолета Ан-24 в экспортном исполнении за счет изменения состава оборудования равен 5500 кг — для пассажирского варианта и 5700 кг — для грузового.

аэродромах и посадочных площадках облегчается благодаря установке на его борту турбогенератора ТГ-16 для автономного запуска двигателей и бортового трапа для входа и выхода пассажиров.

Самолет представляет собой цельнометаллический свободнонесущий моноплан с высокорасположенным крылом, однокилевым оперением с форкилем и одним или двумя подфюзеляжными гребнями. В гондолах под крылом размещены два турбовинтовых двигателя АИ-24 II серии мощностью по 2550 э. л. с. с воздушными винтами АВ-72.

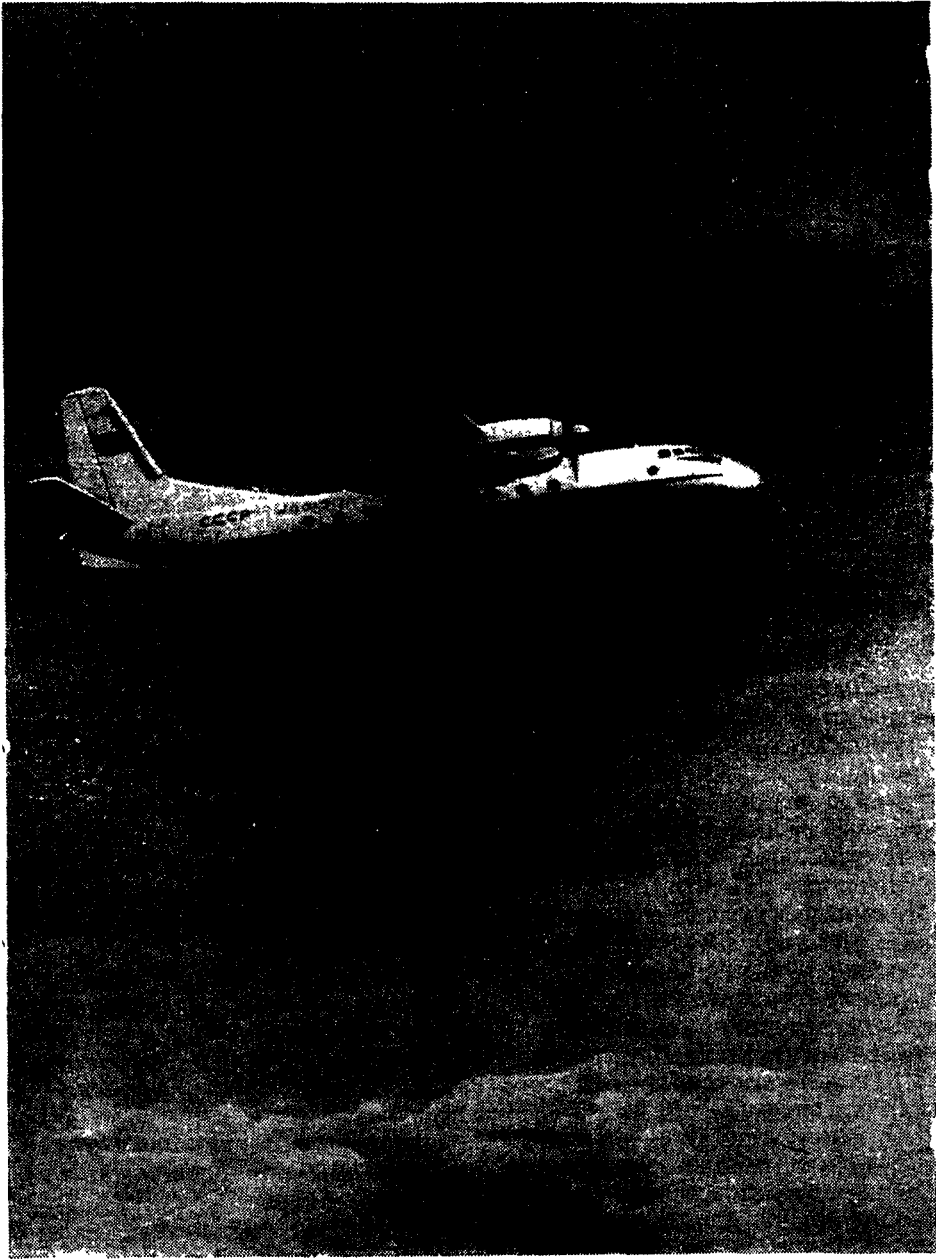
Экипаж самолета состоит из трех человек — левого летчика (командира корабля), правого летчика и бортпроводника.

Основной технологической особенностью самолета является широкое применение клеесварных соединений, крупных монолитных панелей и использование химического фрезерования легких сплавов при изготовлении элементов конструкции. Клеесварными соединениями на самолете заменено более 67% обычных заклепочных соединений, что значительно повысило прочность и долговечность конструкции, снизило трудоемкость и стоимость изготовления самолета.

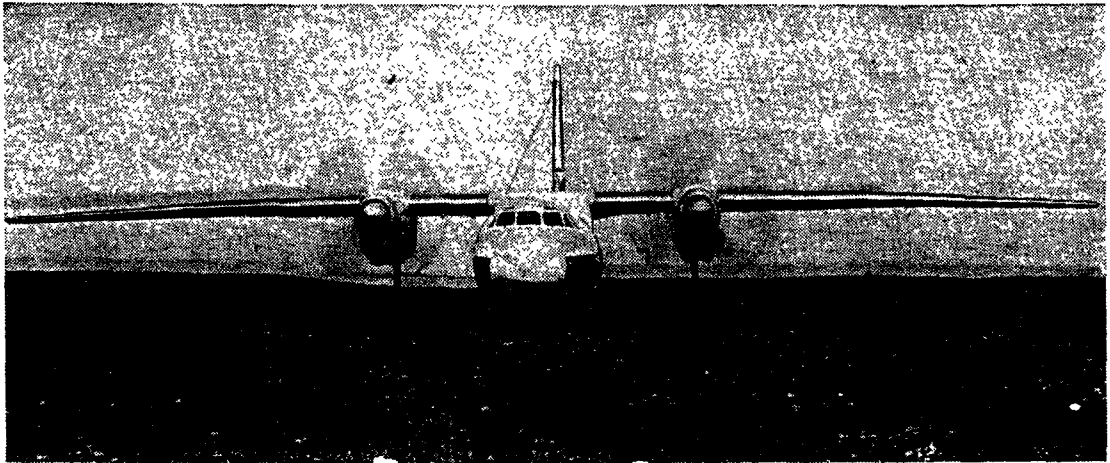
Самолет отличается высокой устойчивостью, легкостью управления, простотой техники пилотирования и хорошим обзором из кабины экипажа, что делает его доступным летчикам средней квалификации. Самолет прост и удобен в наземной эксплуатации.

Основное внимание при создании Ан-24 было уделено решению наиболее важных для пассажирского самолета задач:

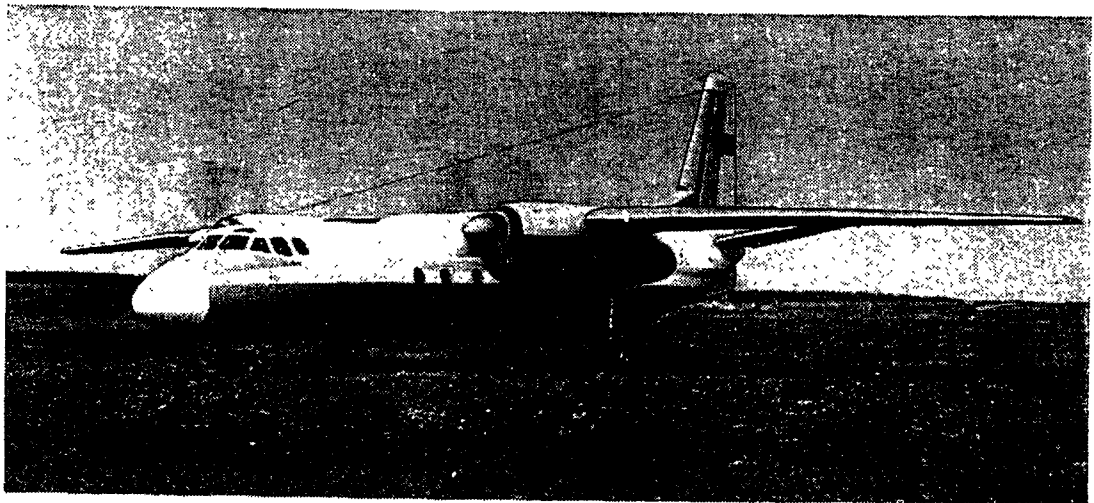
- безопасности полета;
- высокой экономичности в эксплуатации;
- высокой степени комфорта для пассажиров;
- возможности эксплуатации самолета на аэродромах ограниченных размеров, используемых самолетами с поршневыми двигателями;
- простоты конструкции и эксплуатации самолета;
- большого срока службы конструкции самолета.



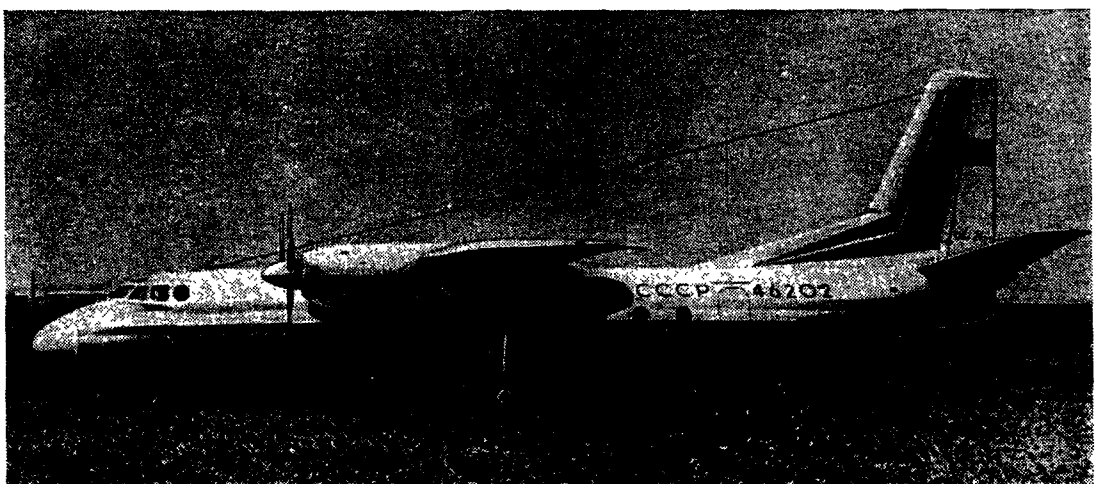
Фиг. 1.



Фиг. 2.



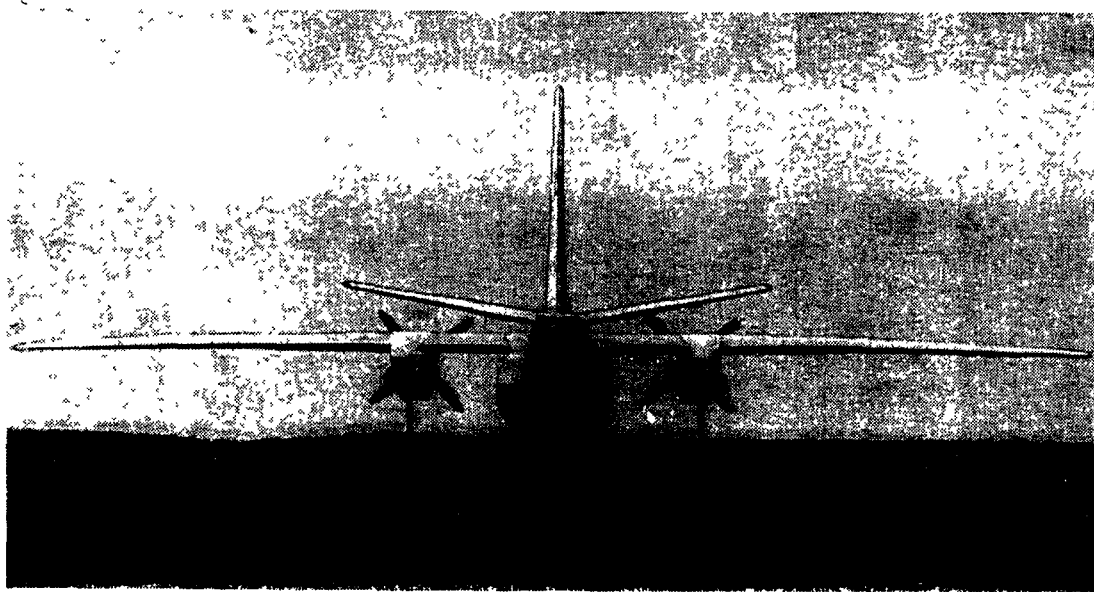
Фиг. 3.



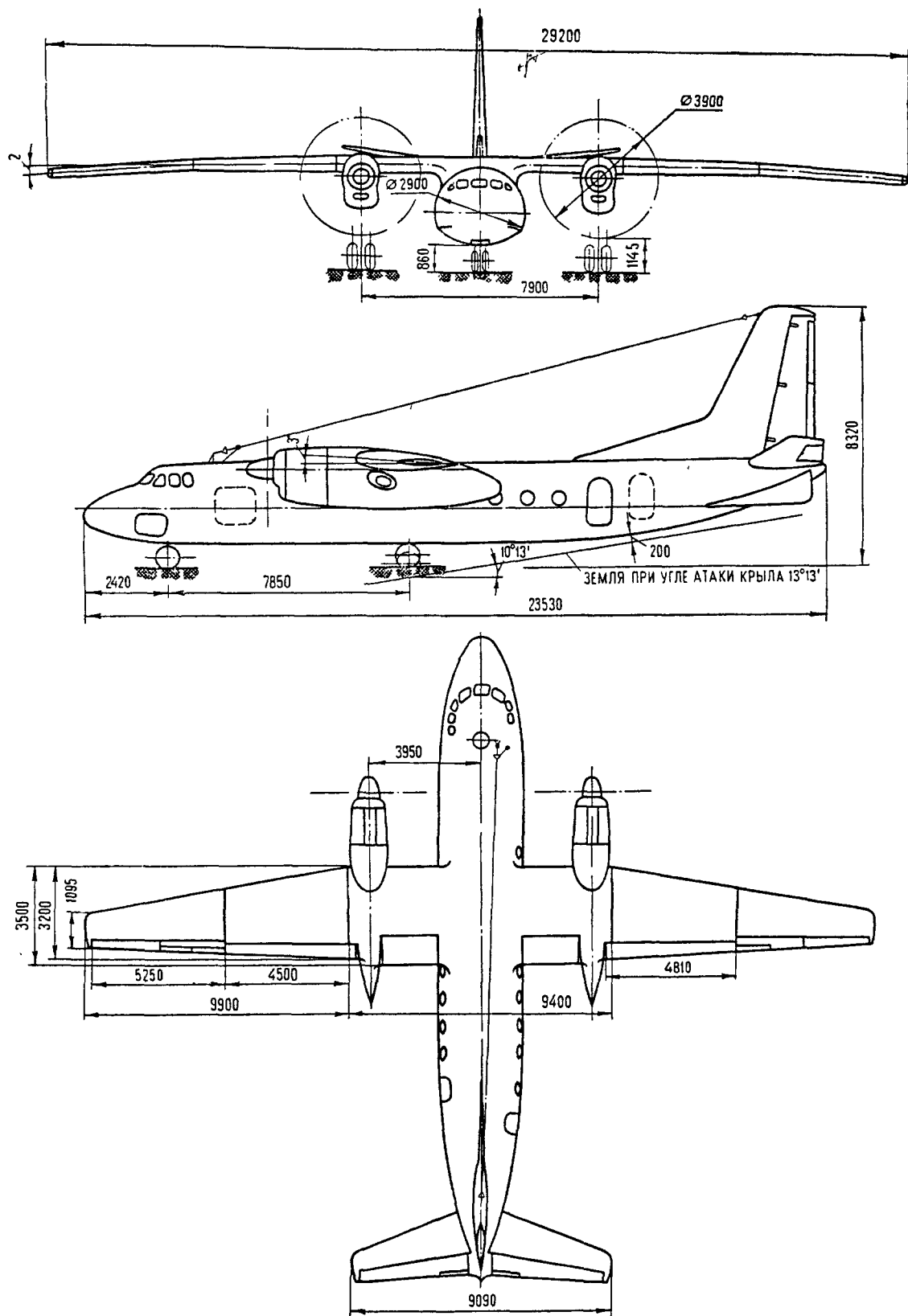
Фиг. 4.



Фиг. 5.



Фиг. 6.



Фиг. 7. Схема самолета

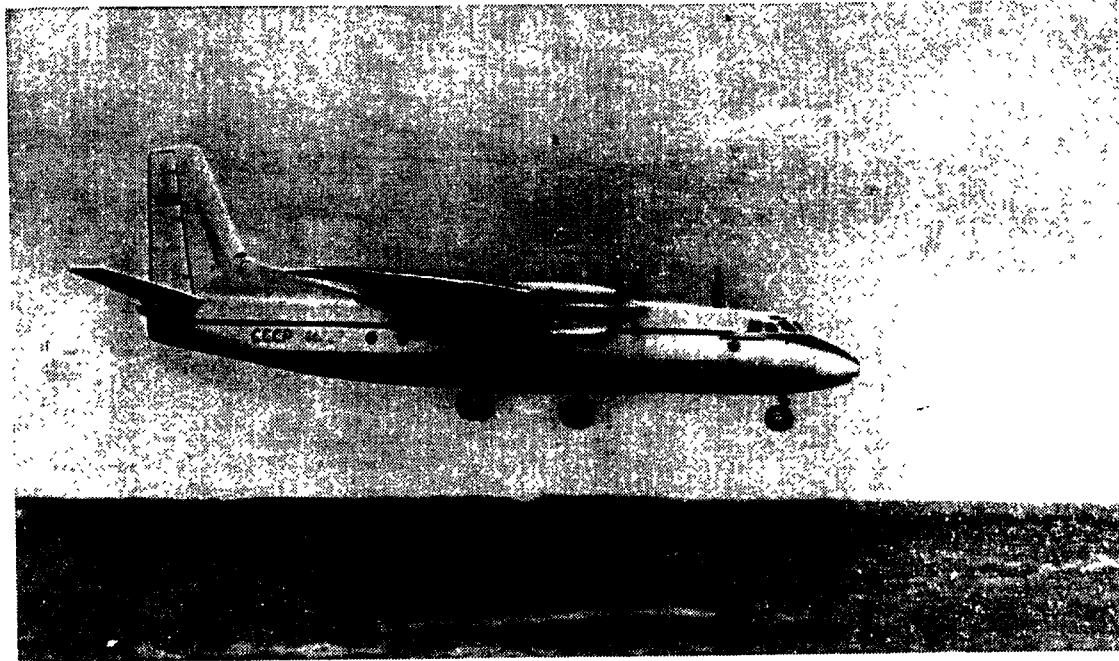
МЕРЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТА

Безопасность полета Ан-24 обеспечивается рядом конструктивных, аэродинамических и эксплуатационных мер.

Аэродинамическая компоновка, высокое расположение крыла, специальный подбор и взаимное расположение профилей крыла по размаху обеспечивают высокое аэродинамическое качество самолета и отличные характеристики устойчивости и управляемости вплоть до критических углов атаки. На режимах, близких к срывным, самолет не сваливается на крыло, а плавно опускает нос и переходит

состоя самолета и возможность приземления на любой, даже небольшой грунтовой аэродром (фиг. 8).

Два надежных двигателя большой мощности, оборудованных системой впрыска воды на входе в компрессор, позволяющей поддерживать мощность двигателей при повышенной температуре и пониженной плотности воздуха, гарантируют безопасное продолжение взлета даже при отказе любого из двух двигателей (фиг. 9). В случае полета на одном двигателе на высотах 3000—4000 м самолет имеет ту же дальность, что и при полете на крейсерском режиме с двумя работающими двигателями.



Фиг. 8. Посадка самолета на грунтовой аэродром

в планирование. Размещение двигателей высоко над землей надежно предохраняет от попадания пыли, песка и мелких камней на лопатки компрессоров и турбин, а также на воздушные винты в момент взлета при эксплуатации самолета на грунтовых аэродромах.

Высокое аэродинамическое качество позволяет самолету с высоты 6000 м спланировать на расстояние до 100 км и совершить безопасную посадку даже при обоих неработающих двигателях. Так, в июне 1963 г. в одной из летных школ Аэрофлота была совершена такая вынужденная посадка, хотя в момент остановки обоих двигателей самолет находился в двадцати двух километрах от своего аэродрома на высоте менее 3000 м.

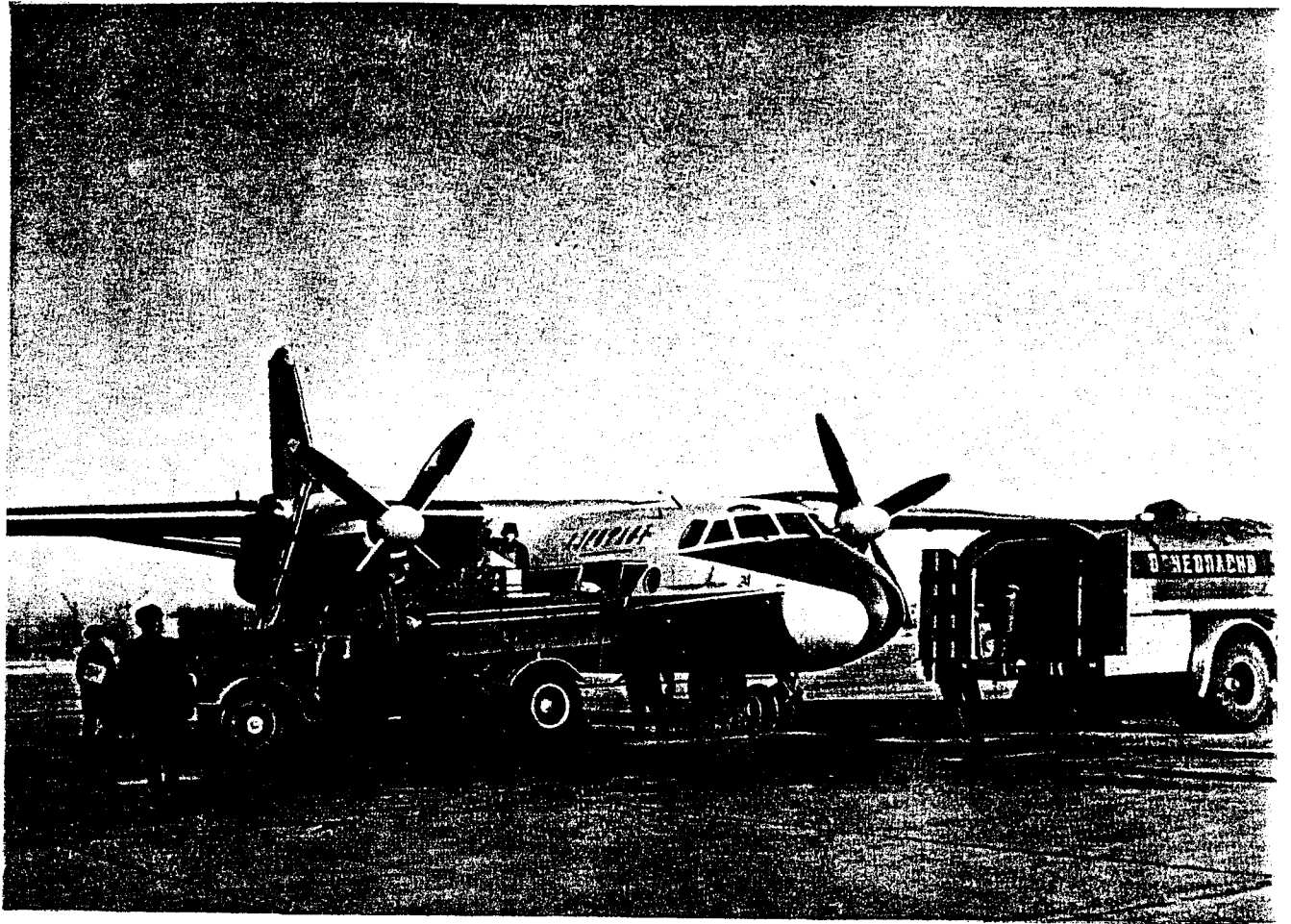
Большая энерговооруженность, эффективные средства механизации крыла в виде выдвижных щелевых закрылков, обдув винтами значительной части крыла (свыше 34% его площади), хорошая проходимость шасси за счет низкого давления в пневматиках, хорошая управляемость при движении по земле, возможность торможения самолета на пробеге при помощи воздушных винтов — все это обеспечивает высокие взлетно-посадочные каче-

ства. Применение специальных устройств для автоматического и принудительного флюгирования воздушных винтов на всех режимах исключает возможность возникновения большой отрицательной тяги винта при неисправности двигателя.

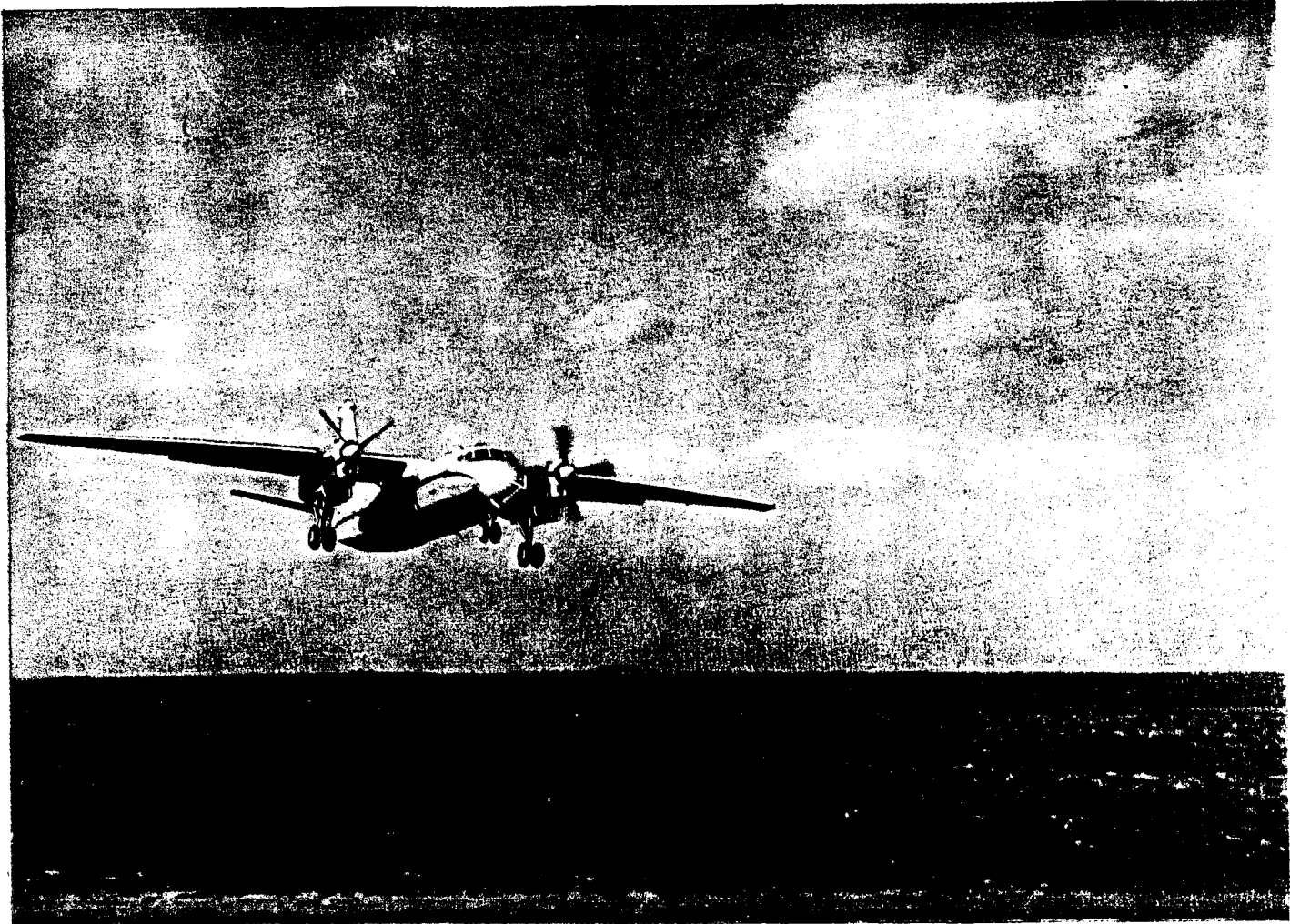
Для повышения надежности топливные системы левого и правого двигателей соединены трубопроводом с краном кольцевания, позволяющим в случае неисправности одной топливной системы (левой или правой) питать оба двигателя из другой системы.

Конструкция и кинематика шасси гарантируют его выпуск даже при отказе гидравлической системы выпуска. В этом случае замки шасси открываются вручную, и выпуск происходит под действием собственного веса шасси и набегающего потока воздуха. Низкое давление в колесах шасси допускает эксплуатацию самолета при невысокой прочности грунта.

Выпуск закрылков и торможение колес шасси продублированы и могут осуществляться от основной и аварийной гидросистем. Кроме того, от аварийной гидросистемы могут кратковременно питаться все потребители при открытом кране коль-



Фиг. 10. Загрузка самолета с грузового автомобиля



цевания систем. В случае полной утечки рабочей жидкости из гидробака предусмотрена возможность подачи топлива в аварийную гидросистему из топливной системы самолета.

Управление самолетом двоякое и осуществляется с мест обоих летчиков. В систему управления включен автопилот.

Самолет располагает эффективными противообледенительными системами (воздушно-тепловой и электрической), надежно защищающими его в условиях обледенения любой интенсивности, на всех высотах и скоростях полета до температур -55°C .

На самолете установлен полный комплект современного навигационного, радиосвязного и радиолокационного оборудования, позволяющий поддерживать двустороннюю телефонную связь с землей, со стартом, связь с другими самолетами и между членами экипажа; производить расчет на посадку и выполнять ее в условиях ограниченной видимости; получать информацию о встречных самолетах, грозовых фронтах, зонах сильной турбулентности и определять безопасную высоту полета над горными вершинами.

Для обеспечения полной надежности работы основных агрегатов самолета и гарантированного получения в полете необходимых сведений об их работе многие агрегаты радио- и высотного оборудования и важнейшие приборы (контроля работы агрегатов, навигационные и др.) дублированы.

Система электроснабжения самолета обладает повышенной надежностью за счет применения рациональных схем, выбора типов, мощности и количества источников энергии и защитных устройств, за счет высокой степени резервирования и дублирования агрегатов и коммуникаций.

Системы электрического управления агрегатами самолета и сигнализации обеспечивают питание жизненно-важных агрегатов практически при всех возможных случаях отказов и неисправностей и даже при отказе одного двигателя.

Для защиты от пожара двигателя оборудованы автоматической противопожарной стационарной системой с сигнализацией. В кабине установлены ручные переносные огнетушители, топливные баки вынесены в крыло, горячие части двигателей, турбогенератора и выхлопные трубы изолированы от конструкции крыла противопожарными перегородками из жаропрочного титанового сплава.

Конструкция самолета допускает возможность выполнения аварийной посадки на воду. Самолет имеет при этом достаточную плавучесть и устойчивость, обеспечивающие своевременную эвакуацию всех пассажиров и экипажа, а также буксировку самолета на плаву к берегу.

Опыт эксплуатации самолета показал возможность безопасной посадки самолета на фюзеляж с невыпущенным шасси. Несколько таких посадок имели место по ошибке летчиков. Самолеты при этом не получали серьезных повреждений.

При вынужденных посадках в аварийных ситуациях пассажиры и экипаж могут покинуть самолет как через входную и грузовые двери, так и через аварийные люки, два из которых расположены в бортах пассажирской кабины и один — на потолке кабины экипажа. По данным испытаний для эва-

куации из самолета всех людей требуется 50—60 сек.

Самолет Ан-24 прошел всесторонние летные испытания и лабораторные исследования для проверки надежности конструкции в тяжелых условиях эксплуатации, на местных авиалиниях, в различных климатических условиях. Были проверены работоспособность противообледенительных устройств и средств радиосвязи в условиях Крайнего Севера, выносливость конструкции самолета на повторные нагрузки в объеме, соответствующем 75 000 полетов. Были проверены условия комфорта для пассажиров, шумовая обстановка в кабине и другие характеристики, определяющие качества пассажирского самолета. Испытания подтвердили высокие качества самолета, его прочность и надежность работы всех агрегатов и элементов конструкции.

МЕРЫ ПОВЫШЕНИЯ ЭКОНОМИЧНОСТИ САМОЛЕТА

Приведенные ниже конструктивные, аэродинамические и эксплуатационные особенности самолета Ан-24, его систем и двигателей АИ-24 обеспечивают высокую эффективность и экономичность его применения.

1. Сочетание высоких крейсерских скоростей, хороших взлетно-посадочных характеристик, большого веса платной нагрузки и небольших удельных и километровых расходов топлива.

2. Большие ресурсы самолета и двигателей. Так, полный амортизационный срок службы планера равен 30 000 час налета, а ресурс двигателей — 3000—4000 час. Расположение двигателей высоко от земли не только уменьшает опасность их повреждения, но и увеличивает срок их службы.

3. Нетребовательность к аэродромам. Это расширяет область применения самолета, гарантирует регулярность полетов на нем в течение всего года, практически независимо от состояния взлетной полосы и делает его конкурентоспособным даже с железнодорожными и автобусными средствами сообщения, доставляющими пассажиров наиболее близко к месту назначения.

Это качество самолета Ан-24 является особенно ценным.

4. Максимальное сокращение непроизводительных затрат времени на подготовку самолета к полету, высокий коэффициент использования парка самолетов Ан-24 и, как следствие, низкие эксплуатационные расходы и высокая рентабельность.

Это преимущество достигается за счет:

— удобных подходов для осмотра самолета, заправки его топливом, проведения регламентных работ и замены вышедших из строя агрегатов;

— низкого расположения фюзеляжа, благодаря чему пол кабины самолета находится на одном уровне с полом кузова грузового автомобиля (фиг. 10), а погрузочные работы не требуют дополнительных средств механизации. По этой же причине аэродромные средства обслуживания (стремянки, подъемники, трапы и т. д.) не громоздки, просты и легко перемещаются по аэродрому, а процесс загрузки самолета значительно упрощается (фиг. 11);

— больших размеров грузовых дверей в передней и хвостовой частях фюзеляжа, что позволяет одно-

временно с посадкой пассажиров через пассажирскую дверь вести в двух местах загрузку и разгрузку самолета;

— приспособляемости самолета к изменению вариантов загрузки. При неполном количестве пассажиров самолет может догружаться имеющимися грузами, причем само переоборудование из пассажирского варианта в грузовой или грузо-пассажирский несложно;

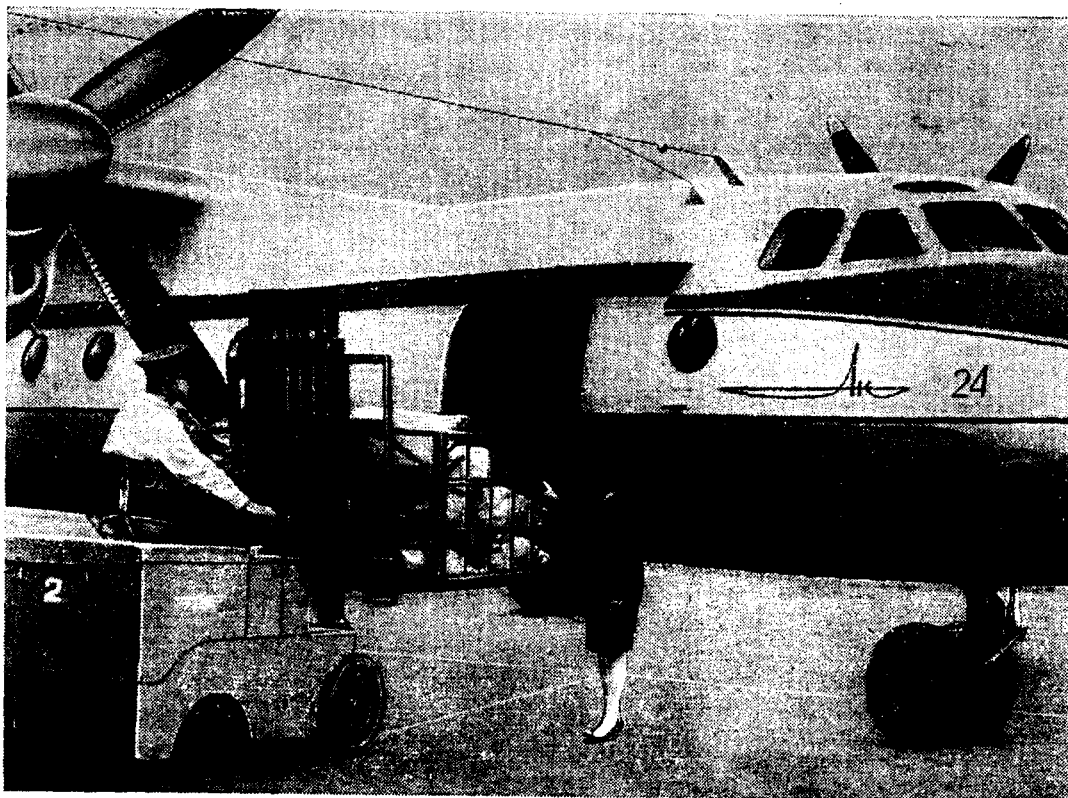
— простоты обслуживания в эксплуатации.

5. Рентабельность эксплуатации самолета Ан-24

МЕРЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ КОМФОРТА

В самолете Ан-24 созданы все условия для удобного размещения, отдыха и питания пассажиров во время полета.

Пассажирские кресла размещены в кабине (фиг. 12—13) с шагом 720 мм. Кресла оборудованы мягкими сиденьями и спинками с механизмом отклонения, пепельницами, откидными столиками. Наклон спинки кресел регулируется в пределах 18—33°. В заднем ряду кресел у бортов размещается по одному диванчику-люльке для детей.



Фиг. 11. Механизированная загрузка самолета с аэродромной погрузочной тележки с электроподъемником

обеспечивается даже при 40—45% пассажирской загрузке, что соответствует лучшим современным мировым стандартам.

6. Возможность применения для питания двигателей широкого диапазона авиационных керосинов.

7. Технологичность конструкции самолета, определяющая его невысокую первоначальную стоимость.

8. Возможность использования всех уже существующих аэродромов без дополнительных затрат на постройку бетонных полос.

9. Высокая фактическая производительность Ан-24 в тонно-километрах на 1 час полета и низкая себестоимость тонно-километра, высокий среднесуточный и среднегодовой налет одного самолета, больший, чем у всех самолетов этого класса.

Высотное оборудование самолета включает в себя систему кондиционирования воздуха и регулирования давления, обеспечивающую в герметической кабине температуру, давление и чистоту воздуха, необходимые для нормальной жизнедеятельности при полетах на больших высотах без дополнительного питания кислородом. Система кондиционирования обеспечивает 25-кратный обмен воздуха в кабине в течение одного часа и постоянную температуру в пределах около 20° в любое время года и на любой высоте полета.

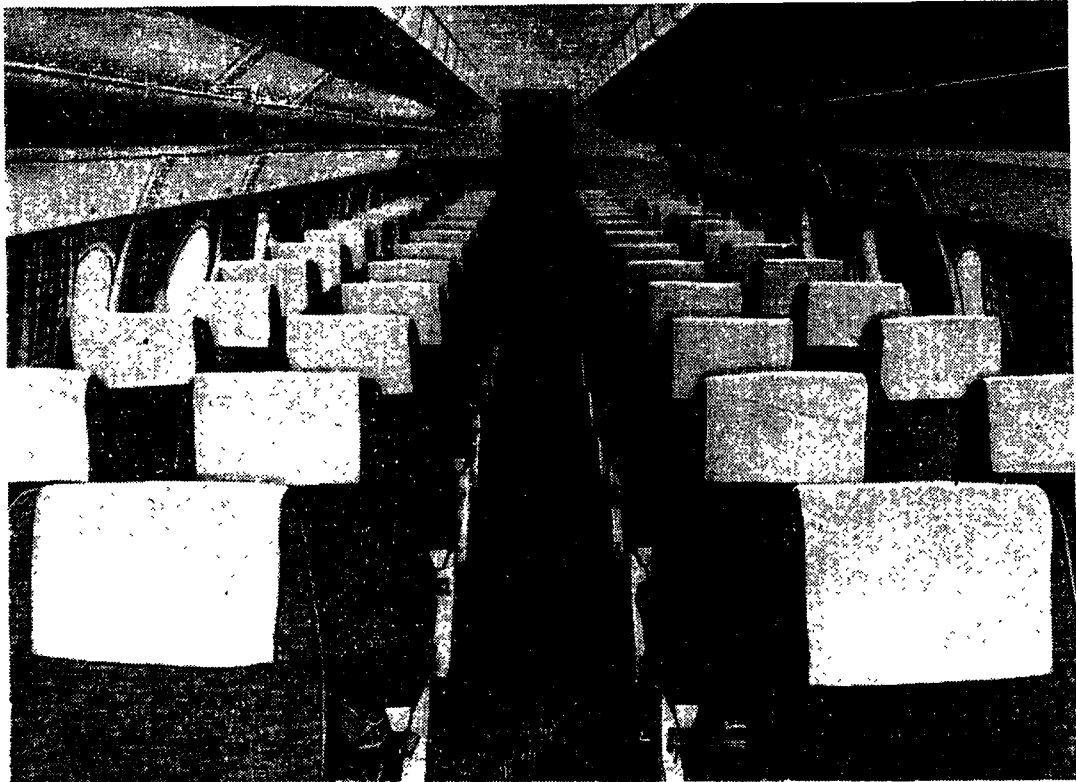
На высоте 6000 м разница между давлением в кабине и за бортом составляет 0,3 кг/см², что соответствует атмосферным условиям горной местности, расположенной на высоте 2140 м.

Для пассажиров имеются буфеты с соответствующим оборудованием.

В кабине расположены гардероб, полки для ручного багажа пассажиров, багажные и грузовые помещения, хорошо оборудованная туалетная комната и другие удобства. На ряде самолетов над креслами пассажиров имеются индивидуальное освещение и вентиляция.

наря кабины, подцентропланной панели) толщина обшивки больше и доходит до 2 и 5 мм.

Фюзеляж имеет 2 технологических разъема — по шпангоутам 11 и 40, делящих его на три отсека, состыкованных при помощи лент, фитингов и накладок. Поперечное сечение фюзеляжа образовано



Фиг. 12. Пассажирская кабина самолета (вид со стороны переднего багажника)

Отделка кабины выполнена в спокойных светлых тонах, что в сочетании с мягким освещением лампами дневного света создает дополнительный уют для пассажиров. Хорошая теплозвукоизоляция поглощает шум работающих двигателей и создает в кабине условия для спокойного отдыха пассажиров, а также предохраняет кабину от действия пониженных температур окружающего воздуха.

Пол пассажирской кабины покрыт износостойчивым пластиком, в проходе между креслами постелена ковровая дорожка.

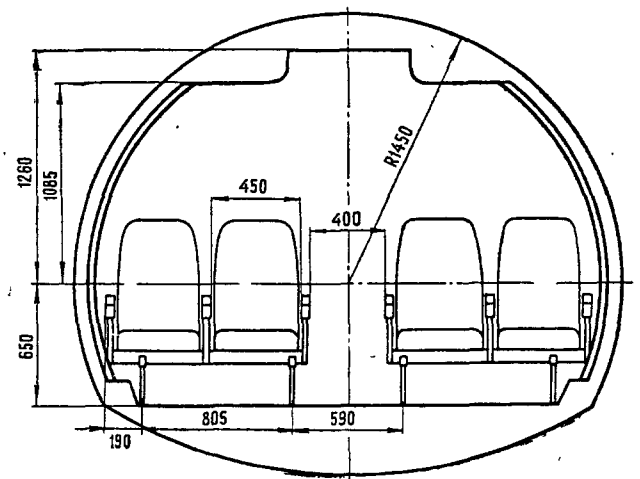
Высокое расположение крыла обеспечивает пассажирам хороший обзор из всех окон.

2. КОНСТРУКЦИЯ САМОЛЕТА

Фюзеляж самолета представляет собой балочно-стрингерный полумонок, герметический на участке между шпангоутами 1а—40.

Каркас фюзеляжа состоит из 49 шпангоутов, продольного набора балок и стрингеров, изготовленных из прессованных профилей, и работающей обшивки толщиной в основном от 1 до 1,5 мм. В отдельных наиболее нагруженных местах (в районе фо-

двумя дугами разного радиуса (фиг. 14), наибольшее сечение находится между шпангоутами 9—28. Выбор такого сечения фюзеляжа позволил значительно снизить вес самого фюзеляжа и шасси за счет уменьшения его высоты.



Фиг. 14. Схема поперечного сечения фюзеляжа

В фюзеляже размещены кабина экипажа, пассажирская кабина и все вспомогательные помещения (фиг. 15). За кабиной экипажа находится грузовой отсек, в передней части которого по правому борту имеется большой грузовой люк размером 1100×1200 мм. В негерметическом носовом отсеке (до шпангоута 1а) расположены агрегаты радиооборудования.

Пассажирская кабина отделена от остальных помещений перегородками. Блоки кресел легко устанавливаются в направляющих с шагом, кратным 30 мм. Размеры кабины допускают установку до 52 кресел.

В хвостовом отсеке размещены входной вестибюль, буфет с сиденьем бортпроводника, туалет и гардероб. В задней части отсека находится багажник. На левом борту расположена пассажирская входная дверь с бортовым трапом, на правом борту — багажная дверь.

Крыло самолета — большого удлинения, трапецевидной формы в плане. Внешние обводы крыла образованы по сечениям набором профилей различной толщины, обеспечивающим до $M=0,7$ хорошие несущие свойства крыла при незначительном лобовом сопротивлении, хорошую поперечную устойчивость и управляемость на больших углах атаки.

Крыло — кессонного типа, делится на центроплан, две средние и две отъемные части, состыкованные по нервюрам 7 и 12 при помощи фитинговых профилей разъема. Каркас крыла включает в себя 2 балочных лонжерона, 23 балочные нервюры и работающую обшивку, часть которой представляет собой цельнопрессованные панели, выполненные заодно со стрингерами.

Крыло состоит из кессонной части (образованной лонжеронами, верхней и нижней панелями и нервюрами), носовой и хвостовой частей, концевых обтекателей, элеронов и щелевых закрылков.

Размах крыла 29 200 мм. Поперечное V на участке между нервюрами 12 (левой и правой) равно 0° , на участках отъемных частей равно -2° . Угол установки крыла на фюзеляже равен $+3^\circ$.

Центроплан крыла состоит из цельнопрессованных крупногабаритных панелей и лонжеронов, что уменьшает его вес и значительно упрощает процесс сборки, а также повышает надежность конструкции.

В кессоне центроплана расположены четыре мягких топливных бака. Средние части крыла представляют собой герметизированные топливные баки-отсеки.

Центроплан и средние части крыла несут на себе выдвижные закрылки (однощелевые — на центроплане и двухщелевые — на средних частях), а отъемные части — по две секции элерона. Выпуск щелевых закрылков увеличивает площадь крыла, кривизну его профилей и создает щелевой эффект, препятствующий отрыву струй воздушного потока от верхней поверхности крыла.

На корневых секциях обоих элеронов имеются кинематические сервокомпенсаторы, а на левом элероне — триммер.

Оперение самолета — свободнонесущее, состоит из двух консолей стабилизатора, двух половин ру-

ля высоты, килья, руля направления, форкиля и подфюзеляжных гребней (одного или двух).

Угол поперечного V горизонтального оперения равен $+9^\circ$. Стабилизатор и киль — двухлонжеронные, с работающей обшивкой. Рули имеют аэродинамическую компенсацию и весовую балансировку.

Высокая эффективность рулей обеспечивает управляемость самолета во всем диапазоне скоростей полета, на всех высотах в широком диапазоне центровок (15—33% САХ).

Особенностью конструкции оперения самолета является стыковка собранных панелей по стенкам лонжеронов, что обеспечивает высокую технологичность сборки.

На каждой половине руля высоты установлен триммер, на руле направления — триммер и пружинный сервокомпенсатор, вступающий в работу при усилиях на педалях более 15 кг. Триммеры позволяют сбалансировать самолет на всех режимах полета.

Шасси самолета — трехстоечной схемы. Главные ноги установлены в гондолах двигателей, передняя нога — под кабиной летчиков. Все ноги убираются вперед в отсеки, закрывающиеся створками. Для открытия замков убранного положения шасси при отказе гидросистемы на самолете имеется дублирующая аварийная механическая система.

На каждой ноге шасси установлено по 2 колеса, колеса главных ног снабжены дисковыми тормозами.

Передняя нога с ориентирующимися колесами. Кроме того, поворот колес может осуществляться летчиком при помощи гидросистемы на рулежном или взлетно-посадочном режиме. Это обеспечивает высокую маневренность при рулении самолета по аэродрому и помогает выдерживать направление при разбеге и пробеге.

Уменьшение давления в пневматиках колес шасси до 2,5 и 3,5 кг/см² (соответственно в колесах передней и главных ног) позволяет использовать самолет на грунтовых аэродромах с малой прочностью грунта (до 4—6 кг/см²).

Управление самолетом — двойное и имеет оригинальную горизонтально расположенную штурвальную колонку, что в комплексе с компоновкой кабины создает большие удобства при работе летчиков. В систему управления рулями, элеронами и триммерами руля высоты включены рулевые машины автопилота. Для фиксации на стоянке рулей и элеронов имеются механизмы стопорения с тросовым управлением от рукоятки на центральном пульте.

Гидравлическая система самолета обеспечивает выпуск и уборку шасси и закрылков, торможение колес шасси, управление поворотом колес передней ноги шасси, приводы стеклоочистителей, аварийный останов двигателей с флюгированием воздушных винтов. Гидросистема состоит из двух систем: основной и аварийной. Основная система работает от двух гидронасосов, установленных на двигателях, и обеспечивает нормальную работу всех потребителей гидроэнергии. Аварийная система работает от насосной станции с приводом от электродвигателя и в случае выхода из строя основной гидросистемы обеспечивает выпуск закрылков и торможение колес шасси, а при открытии крана



кольцевания — работу всех потребителей. Номинальное рабочее давление в основной гидросистеме 150 кг/см^2 , в аварийной — 160 кг/см^2 .

Для обеспечения работы гидросистемы при полной утечке жидкости из гидробака в аварийную систему в качестве рабочей жидкости может подаваться керосин из топливной системы самолета.

Силовая установка самолета состоит из двух турбовинтовых двигателей АИ-24 взлетной мощностью по 2550 э. л. с. с четырехлопастными винтами АВ-72. Двигатели симметрично установлены в гондолах под центропланом крыла.

Двигатели АИ-24 сочетают в себе большую мощность при небольшом удельном весе ($0,25 \text{ кг/э. л. с.}$) и высокую экономичность. Удельный расход керосина на крейсерском режиме составляет $225 \text{ г/э. л. с. час.}$

На двигателях установлена система впрыска воды на входе в компрессоры, что позволяет сохранять взлетную мощность в условиях повышенных температур и высокогорных аэродромов.

В системе регулирования совместной работы двигателей и винтов имеются противоаварийные системы автоматического и ручного флюгирования при помощи флюгерного насоса и дублирующая их аварийная система флюгирования, которая включается в работу от гидросистемы самолета и обеспечивает флюгирование за счет маслонасоса регулятора оборотов. Кроме того, в конструкции воздушного винта имеются защитные устройства — механизм установки его лопастей на промежуточный упор, три фиксатора шага винта и дроссель в канале большого шага. На промежуточный упор лопасти винта устанавливаются для уменьшения отрицательной тяги при отказе двигателя и предотвращения ее появления при работе двигателя на малом газе.

Гидравлический фиксатор шага автоматически фиксирует положение лопастей при нарушении подачи масла в винт, предотвращая раскрутку; механический фиксатор шага дублирует гидравлический в рабочих пределах углов лопастей от 8 до 50° . Центробежный фиксатор шага фиксирует положение лопастей при увеличении оборотов винта до 1265 об/мин. Дроссель в канале большого шага замедляет поворот лопастей в сторону облегчения винта, предотвращая резкое нарастание отрицательной тяги при отказе двигателя. На стоянке самолета винты предохраняет от раскрутки фиксирующий механизм. Для сокращения пробега самолета при посадке винты снимаются с промежуточного упора и переходят на режим авторотации, создавая отрицательную тягу для торможения самолета.

Топливные системы левого и правого двигателей в нормальных условиях полета изолированы одна от другой, в случае необходимости они могут быть объединены при помощи крана кольцевания.

Каждый двигатель имеет свою автономную маслосистему, состоящую из внутренней системы двигателя и внешней самолетной системы. В самолетную систему входят маслобак, дренажный бачок, маслорадиатор с автоматическим регулятором температуры, флюгерный насос, трубопроводы и контрольные приборы. Маслосистема выполнена по короткозамкнутой схеме, при которой нагнетаемое в двигатель и откачиваемое из двигателя масло

непрерывно циркулирует по замкнутому кольцу. Масло, находящееся в маслобаке, в циркуляции не участвует и служит для пополнения расходуемого в двигателе масла и для повышения высотности системы. Общее количество масла в системе каждого двигателя составляет 64 л.

Система запуска двигателей — электрическая. Она обеспечивает запуск двигателей на земле и в полете, прекращение запуска и холодную прокрутку двигателей. Запуск двигателей на земле автоматизирован, для запуска в полете летчик должен предварительно выполнить ряд операций в соответствии с летной инструкцией. Запуск может осуществляться от аэродромных источников электроэнергии или от бортового турбогенератора ТГ-16.

Заправка самолета топливом осуществляется централизованно под давлением или заливкой сверху через заливные горловины. Топливо заправляется в четыре или восемь мягких топливных баков, размещенных в центроплане, и два бака-отсека в средней части крыла.

Топливные емкости каждой половины крыла образуют две группы баков в соответствии с очередностью расходования топлива. Из одной группы баков (баков-отсеков) топливо расходуется в первую очередь, из другой (из центропланых баков) — во вторую.

Топливная система самолета может выпускаться с дополнительными баками (восемь мягких баков в центроплане) и без них (четыре бака в центроплане). В первом случае общая эксплуатационная емкость топливной системы составляет 6180 л или 4790 кг (при удельном весе $0,775 \text{ кг/л}$), во втором случае — соответственно 5100 л и 3950 кг .

Каждый двигатель установлен на раме и через силовой шпангоут крепится к ферме на переднем лонжероне центроплана. Рама имеет амортизаторы для гашения вибраций. Двигатели заключены в обтекаемые гондолы.

Нижнее расположение двигателей, короткая выхлопная труба, а также противопожарная перегородка из титанового сплава, отделяющая горячую часть двигателя от остальной конструкции, значительно повышают пожарную безопасность самолета, что подтверждено специальными огневыми испытаниями.

Автоматическая противопожарная система самолета обладает высокой эффективностью на всех эксплуатационных режимах работы силовой установки, быстротой действия и удобством в эксплуатации.

Для активной защиты от пожара двигателя оборудованы автоматической стационарной противопожарной установкой с системой сигнализации.

При повышении температуры в зонах датчиков, установленных в пожароопасных местах (на двигателях, в гондолах, в крыле), срабатывают электромагнитные краны системы и к месту пожара подается огнегасящий состав из баллонов первой очереди. Если этого окажется недостаточно для полной ликвидации пожара, летчик может принудительно ввести в действие огнетушители второй очереди.

Высотное оборудование включает в себя системы кондиционирования и регулирования давления воздуха в герметической кабине самолета. Системы

поддерживают в кабине самолета температуру, давление и чистоту воздуха, необходимые для пассажиров и экипажа при полетах на больших высотах, и обеспечивают 25-кратный обмен воздуха в кабине за час полета. Воздух для наддува, отопления и вентиляции кабин отбирается от компрессоров обоих двигателей и после охлаждения в турбоохладительной установке до нужной температуры поступает в кабину.

В пассажирской кабине применен наиболее комфортабельный — панельный способ отопления: воздух из нижних распределительных коробов попадает в пространство между теплоизоляцией и внутренней облицовкой кабины и, перемещаясь снизу вверх, отдает тепло кабине через внутреннюю облицовку. Далее воздух выходит в кабину через решетки, расположенные у потолка. Для быстрого охлаждения или нагрева кабины на самолете имеется и конвективная система с подачей холодного или горячего воздуха через бортовые вентиляционные короба. У ряда самолетов на этих коробах установлены патрубки индивидуальной вентиляции. Удаление воздуха из кабины происходит через выпускные клапаны регулятора давления, установленные под полом.

Теплозвукоизоляция изолирует кабину самолета от воздействия пониженных температур наружного воздуха и внешних источников шума.

Противообледенительная система. На самолете Ан-24 впервые в СССР применен микроэжекторный принцип работы воздушно-тепловой противообледенительной системы крыла, оперения и воздухозаборников двигателей (путем подогрева их передних кромок). Горячий воздух для этой системы отбирается от десятых ступеней компрессоров двигателей. Микроэжекторная система весьма эффективна, так как количество горячего воздуха, потребное для ее работы, на 30—40% меньше, чем у существующих воздушно-тепловых противообледенительных систем; применение ее облегчает режим работы двигателей, дает в полете экономию топлива.

Воздушные винты, два лобовых стекла фонаря кабины экипажа, приемники воздушного давления и часы летчиков имеют электрический обогрев.

Противообледенительной системой управляет летчик, включая ее либо при загорании сигнальных ламп автоматического сигнализатора начала обледенения, либо предварительно, до входа самолета в зону обледенения, если об этом заранее известно.

Кислородные приборы. В обычных условиях полета пассажирам и экипажу не требуется дополнительного питания кислородом. Установленные на самолете кислородные приборы предназначены для кратковременного питания кислородом членов экипажа на время снижения самолета до безопасной высоты в случае разгерметизации кабины. Кроме того, предусмотрено питание кислородом отдельных пассажиров, плохо чувствующих себя в условиях нормального полета.

Пилотажно-навигационное оборудование и радиооборудование. Самолет оборудован современным пилотажно-навигационным и радиотехническим оборудованием, обеспечивающим выполнение полетов в простых и сложных метеорологических усло-

виях днем и ночью и выполнение посадки в условиях плохой видимости.

Радиооборудование, установленное на самолете, дает возможность:

- осуществлять двустороннюю телефонную или телеграфную связь с землей, а также связь с самолетами, находящимися в воздухе;

- осуществлять внутрисамолетную связь членов экипажа между собой и громкоговорящую радиотелефонную связь с пассажирами;

- осуществлять обзор земной поверхности для целей навигации, определять радиопеленг, угол сноса и путевую скорость самолета;

- обнаруживать на пути следования самолета грозовые фронты и зоны сильной турбулентности в атмосфере, определять безопасную высоту полета над горными вершинами;

- предупреждать о встречных самолетах;

- определять истинную высоту полета;

- выполнять расчет на посадку, производить посадку ночью и в сложных метеорологических условиях и решать ряд других навигационных задач.

Ультракоротковолновые и навигационные антенные системы выполнены скрытыми, без аэродинамического сопротивления, с улучшенным коэффициентом бегущей волны, что обеспечивает надежность работы в сложных условиях и защиту от механических повреждений. На самолете по-новому решена конструкция шлейфовых антенн радиоконпасов, обеспечивающая их надежную работу, технологичность и удобства в производстве и эксплуатации.

На самолете установлен электрический автопилот АП-28Л1 для автоматической стабилизации и управления полетом самолета на заданной траектории.

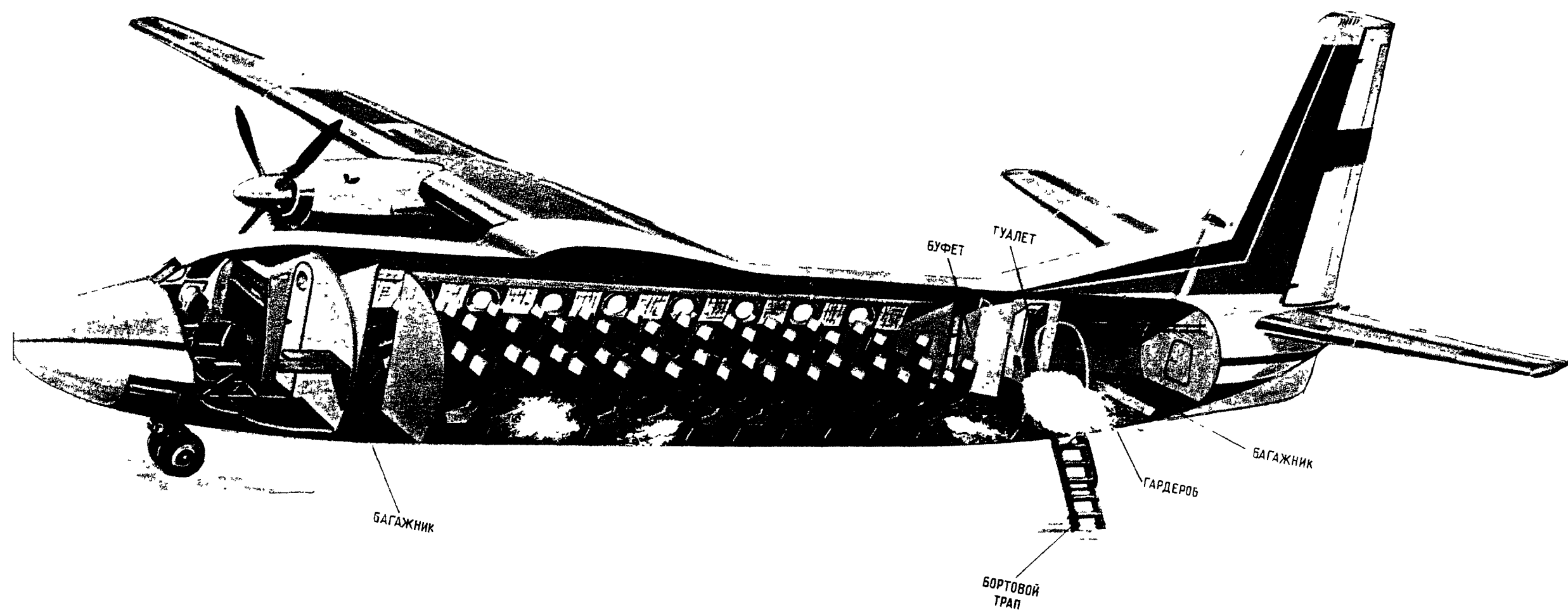
Основные пилотажно-навигационные приборы и приборы, контролирующие работу двигателей и других систем, установлены в передней части кабины экипажа, на приборной доске летчиков, на центральном пульте и пультах левого и правого летчиков (фиг. 16). Указатели скорости, барометрические высотомеры, авиагоризонты и указатели компаса ГМК-1Г установлены у обоих летчиков.

Питание мембранно-анероидных приборов осуществляется от трех бортовых приемников полного давления и пяти приемников статического давления. Соединение магистралей статического давления от приемников к соответствующим приборам обеспечивает выравнивание давления при полетах с боковым сносом. Питание групп мембранно-анероидных приборов каждого летчика дублируется.

Электрооборудование. Питание самолетных потребителей электроэнергии осуществляется постоянным током 27 в, переменным однофазным током 115 в 400 гц и трехфазным током 36 в 400 гц.

В качестве основных источников электроэнергии постоянного тока на самолете используются два стартер-генератора СТГ-18ТМ. Аварийным источником постоянного тока являются две аккумуляторные батареи 12САМ-28, дополнительным (при работе на земле) — турбогенератор ТГ-16.

Основным источником переменного тока 115 в 400 гц являются два генератора ГО-16ПЧ8. Для

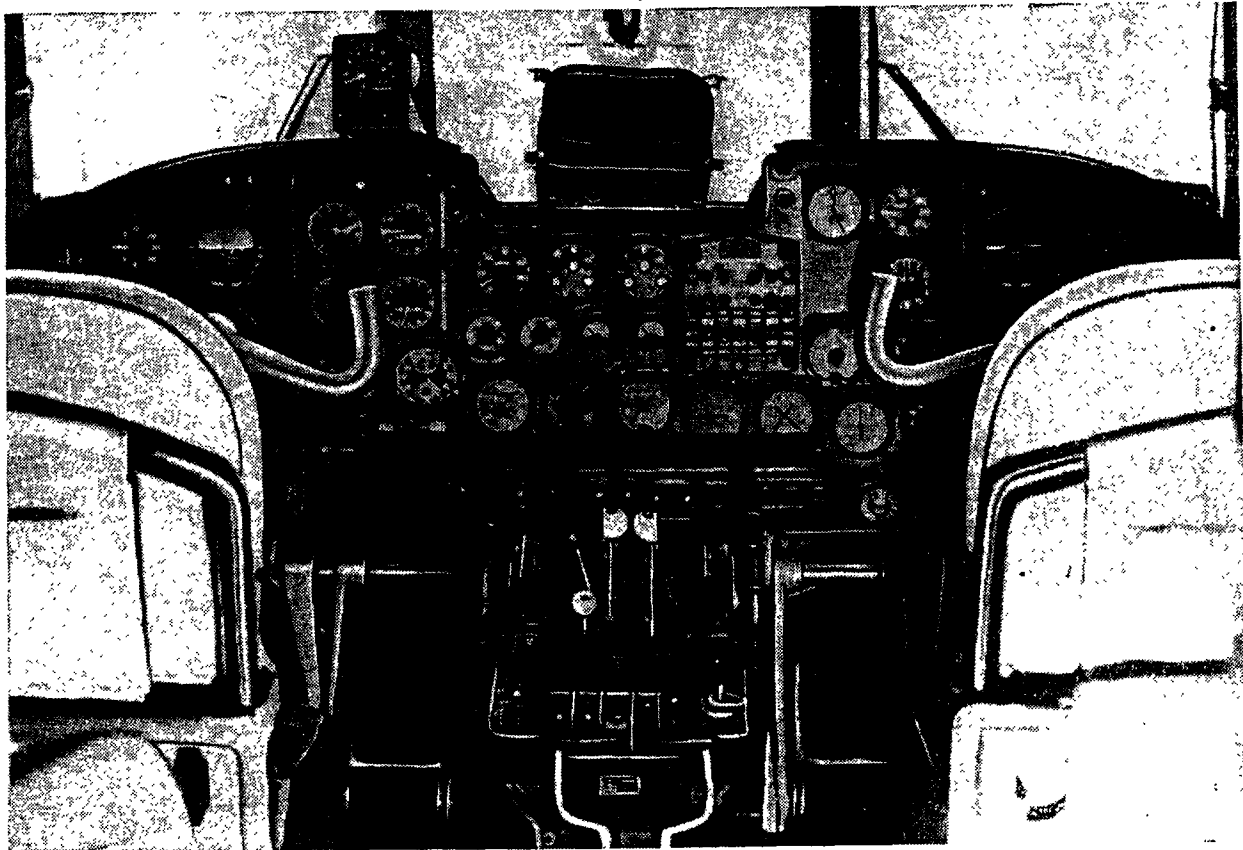


Фиг 15 Компоновочная схема самолета

аварийного питания этой сети установлен преобразователь ПО-750 2 серии.

Для питания самолетных потребителей трехфазным током 36 в 400 гц установлены два преобразователя ПТ-1000ЦС (рабочий и резервный), а для питания авиагоризонтов АГД-1 — преобразователь ПТ-125Ц.

Клеесварные конструкции обеспечили равномерное распределение действующих напряжений по длине сварного шва и высокие прочностные показатели соединений, значительно превосходящие прочность клепаных и сварных соединений. Этим создана принципиально новая возможность разработки конструкции основных агрегатов самолета, состоя-



Фиг. 16. Кабина экипажа

Впервые в практике отечественного самолетостроения пассажирский салон освещен люминесцентными светильниками, что при высоких светотехнических показателях создает условия повышенного комфорта. Взамен несовершенной системы УФО впервые на отечественном самолете отработана система освещения кабины экипажа красным встроенным и заливающим светом.

Надежность электромонтажных элементов самолета повышена за счет применения специальной изоляции токонесущих шин самолетных распределительных устройств.

Технологические особенности конструкции. Самолет Ан-24 является высокотехнологичной конструкцией с широким применением новых технологических и химических процессов и материалов (клеевых, сварных, клеесварных и клепано-клеевых соединений, монолитных конструкций, пластических масс), коренным образом изменивших установившуюся технологию самолетостроения и создавших возможность комплексной механизации и автоматизации технологических процессов при серийном производстве.

ших из клеесварных панелей, соединенных между собой более эластичными клееклепаными швами, служащими эксплуатационными компенсаторами.

На самолете Ан-24 клеесварные соединения применяются при изготовлении фюзеляжа, киля, стабилизатора, рулей, гондол двигателей, капотов, панелей пола, люков, створок, а также ряда других узлов. Для доброкачественного выполнения клеесварных соединений и сварки силовых элементов конструкции проведено широкое панелирование агрегатов самолета.

Общая площадь клеесварных панелей на самолете составляет 67% общей поверхности. Количество сварных точек превышает 120 000.

В отличие от всех известных конструкций клепка применена на несиловых узлах, монтажных стыках и в местах с затрудненным для сварки подходом.

Широкое применение клеесварных соединений обеспечило повышение статической прочности самолета Ан-24, улучшение поверхности внешних обводов, снижение трудоемкости сборочных работ при серийном производстве, повышение герметичности,

улучшение условий труда и повышение общей культуры производства.

Усталостные испытания самолета Ан-24 показали исключительно высокую прочность и надежность клеесварной конструкции, выдержавшей без потери герметичности и без усталостных разрушений более 75 000 программных нагружений, каждое из которых имитировало полный комплекс взлетно-посадочных нагрузок и двухчасового горизонтального полета. На основании этих результатов установлен ресурс самолета в 30 000 летных часов, что значительно превышает ресурсы других самолетов.

Наряду с клеесварными соединениями в самолете впервые были применены крупногабаритные монолитные прессованные панели для лонжеронов центроплана. Несущая конструкция центроплана состоит из трех верхних и трех нижних панелей, выполненных заодно со стрингерами, и двух цельнопрессованных лонжеронов.

Применение монолитных панелей обеспечило снижение веса центроплана на 12%, сокращение количества деталей и крепежа, резкое сокращение трудоемкости сборочных операций, а также повышение прочности за счет уменьшения количества швов и соединений.

Широко применено панелирование других агрегатов самолета. Коэффициент панелирования фюзеляжа составляет 84%.

Силовые шпангоуты фюзеляжа изготовлены из штамповок, широко применено прецизионное литье стальных и цветных сплавов. Применение химического фрезерования листовых, прессованных и штампованных деталей из алюминиевых сплавов обеспечивает значительное снижение веса отдельных деталей.

В конструкции самолета Ан-24 использовано 32 наименования различных видов пластмасс, из которых изготовлено 11 700 деталей. Это обеспечило условную годовую экономию в размере до 2500 руб. на один самолет.

3. КОМПОНОВОЧНЫЕ СХЕМЫ САМОЛЕТА

Самолет Ан-24 строится и эксплуатируется в настоящее время в различных модификациях:

- самолет Ан-24А — вариант на 50 пассажиров с размещением буфета и рабочего места бортпроводника в хвостовой части пассажирской кабины;
- самолет Ан-24Б — основная серийная компоновка, вариант на 50 пассажиров с размещением буфета и рабочего места бортпроводника в вестибюле;
- вариант на 48 пассажиров с установкой двух дополнительных буфетов;
- административный трехсалонный вариант на 20 пассажиров;
- административный двухсалонный вариант на 32 пассажира;
- туристский вариант на 40 пассажиров с установкой дополнительных буфетов;
- двухсалонный вариант на 40 пассажиров;
- грузо-пассажирский вариант;
- грузовой вариант.

САМОЛЕТ Ан-24А

На фиг. 17 представлена компоновка самолета Ан-24А на 50 пассажиров с шагом кресел 720 мм. Буфет и место бортпроводника находятся в хвостовой части пассажирской кабины. В таком варианте самолет выпускался до 21 серии включительно.

В передней части фюзеляжа расположена кабина экипажа, где установлены два кресла летчиков. По требованию заказчика дополнительно могут быть установлены кресла радиста, бортмеханика и штурмана.

Между кабиной экипажа и передней стенкой пассажирской кабины расположено переднее багажное помещение, на левом борту которого имеется стеллаж для багажа, закрываемый швартовочной сеткой и шторой, а на правом — грузовая дверь с проемом 1100×1200 мм, откатывающаяся на рельсах под потолок. В проеме передней перегородки пассажирской кабины находится дверь, открывающаяся в сторону багажника*.

Пассажирские кресла установлены в 13 рядов, по четыре кресла в ряду; в заднем ряду слева установлены два кресла, через проход от них на правом борту размещены буфет и место для бортпроводника. Пассажирские кресла установлены на рельсах, что позволяет изменять шаг их установки.

Кресла имеют следующие размеры: ширина между подлокотниками — 450 мм; угол отклонения спинки — от 18 до 33°; ширина центрального прохода между блоками кресел — 400 мм. По требованию заказчика на спинках кресел и на передней перегородке могут быть установлены откидные столики.

Под откидными подушками кресел пришиты матерчатые карманы для укладки спасательных жилетов. В подлокотники кресел вмонтированы выдвижные пепельницы.

В буфете, расположенном за двенадцатым рядом пассажирских кресел, на правом борту кабины размещены два стандартных контейнера, бак для отходов, мойка и съемный водяной бачок. Рядом с буфетом, на задней перегородке кабины установлено откидное сиденье бортпроводника.

Панели пола пассажирской кабины оклеены тканью с износоустойчивым полихлорвиниловым покрытием. В центральной части пол покрыт ковровой дорожкой.

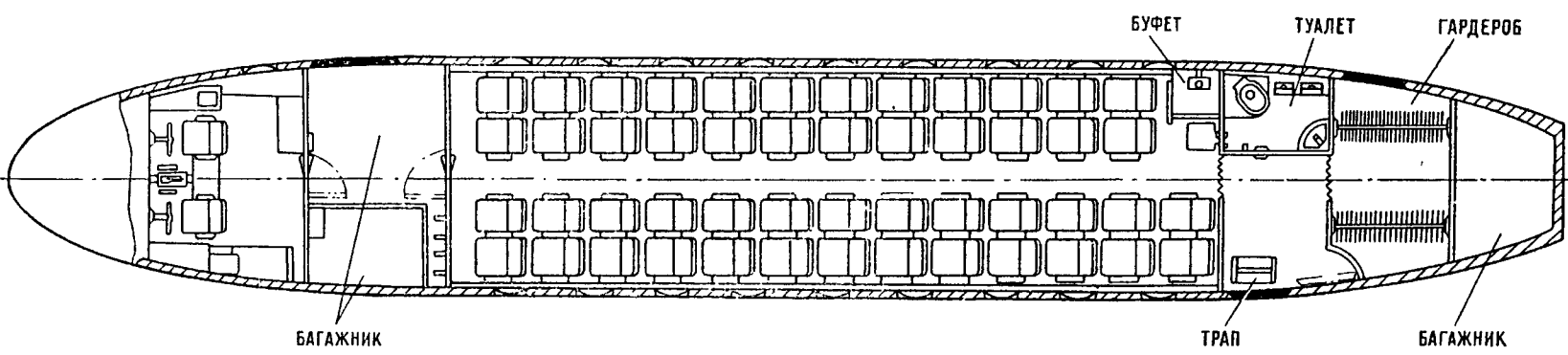
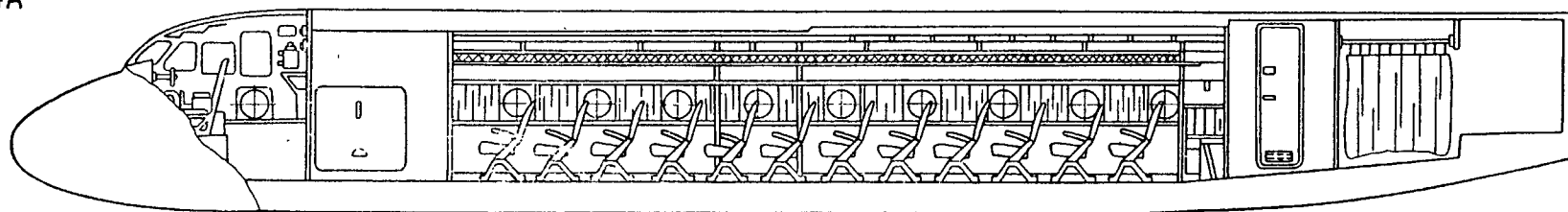
Борта кабины до окон имеют фанерную облицовку, оклеенную павиномом, выше окон и на потолке облицовка мягкая. На потолке по всей длине кабины закреплены откидные панели для похода к оборудованию и управлению. Окна кабины имеют декоративные окантовки и закрываются сдвижными тканевыми шторами.

Освещаются кабины люминесцентными лампами, расположенными в два ряда на потолке. Около каждого ряда кресел над окнами имеются лампы-кнопки для вызова бортпроводника. На бортах по всей длине кабины установлены сетчатые полки для мелких вещей пассажиров.

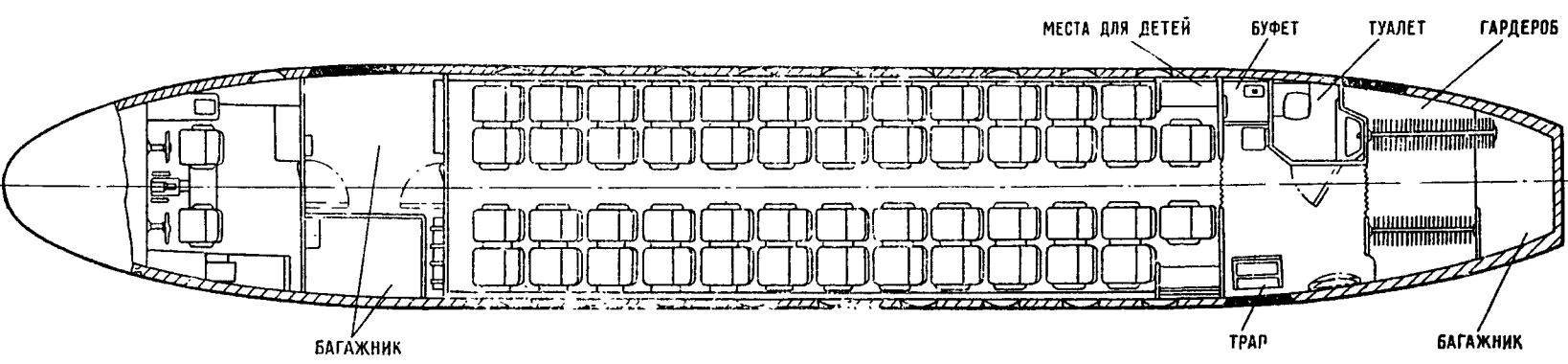
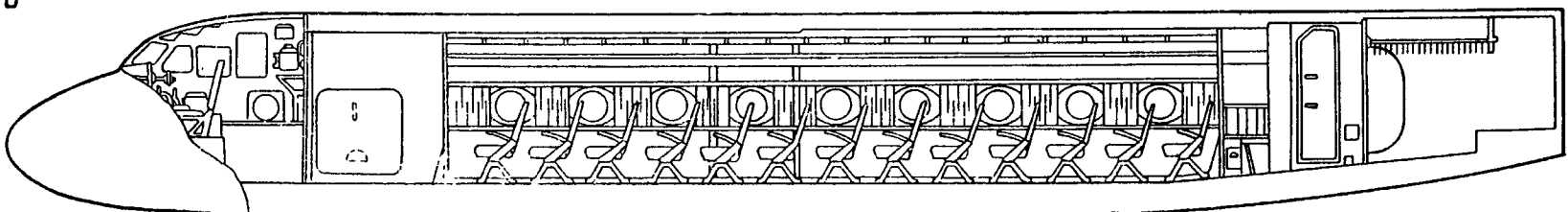
В задней части кабины установлена перегородка с дверным проемом, закрываемым шторой. За пере-

* На самолетах до 16 серии в проеме устанавливалась штора.

Ан-24А



Ан-24Б



Фиг. 17. Компонка кабин самолетов Ан-24А и Ан-24Б

4*

городкой находится вестибюль, на правом борту которого расположен туалет с необходимым оборудованием, а на левом — входная дверь и окладывающийся бортовой трап.

За туалетом и вестибюлем расположены гардероб и задний багажник, загрузка которого производится через дверь на правом борту. Швартовка грузов в багажнике производится при помощи сетки.

На самолете имеются аптечка, огнетушители, топорик и два переносных кислородных баллона с масками.

САМОЛЕТ Ан-24Б

На фиг. 17 представлена компоновка серийного самолета Ан-24Б на 50 пассажиров с шагом кресел 720 мм. Рациональная конструкция кресел даже при сравнительно небольшом шаге позволяет пассажирам свободно занимать свои места и удобно располагаться в креслах. Этот вариант самолета в настоящее время является основным.

Компоновка этого самолета отличается от предыдущего новым оформлением и отделкой интерьера, размещением буфета и места бортпроводника в вестибюле, перемещением туалета к гардеробу и его перекомпоновкой, симметричным размещением двух кресел последнего 13-го ряда пассажиров.

Предусмотрена возможность увеличения емкости топливной системы до 4790 кг за счет установки четырех дополнительных баков в центроплане крыла.

В кабине экипажа установлены два кресла летчиков (см. рис. 16). По требованию заказчика могут быть установлены кресла для бортмеханика, радиста и штурмана. Кабина экипажа отделена от остальных помещений глухой перегородкой с дверью, запираемой замком.

За кабиной экипажа размещен передний багажник, у левого борта находится гардероб экипажа, на правом борту имеется грузовая дверь.

Кабина пассажиров отделена от переднего багажника перегородкой с дверью. На перегородке установлены световые табло «Не курить» и «Застегнуть ремни». В пассажирской кабине размещено 50 кресел и два детских дивана-люльки (у последнего ряда кресел).

Кресла пассажиров и их установка аналогичны установке кресел варианта Ан-24А.

На обоих бортах кабины установлены жесткие полки для мелких вещей пассажиров. В полки вмонтированы вентиляционные короба для ускорения охлаждения или нагрева кабины на земле и в полете. На этом же коробе по требованию заказчика могут быть установлены панели индивидуального освещения и вентиляции. Окна кабины, по 9 на каждом борту, закрываются сдвижными тканевыми шторками.

Панели пола кабины облицованы износостойчивым пластиком, поверх которого уложены и прикреплены ворсовые ковры с подслоем из губчатой резины. Борта кабины до верхней части окантовок окон имеют жесткую облицовку. Выше окон и на потолке облицовка мягкая.

Около каждого блока кресел на бортах кабины расположены лампы-кнопки для вызова бортпроводника.

Освещается кабина люминесцентными лампами, расположенными на потолке в два ряда. В задней части кабины установлена перегородка с дверным проемом, закрываемым шторой. За этой перегородкой находится вестибюль, на левом борту которого расположены дверь и входной складывающийся трап, а на правом — буфет и туалет. В буфете установлены два стандартных контейнера для напитков и посуды, бак для отходов, мойка, термос для воды, аптечка и складывающееся кресло бортпроводника.

За туалетом и вестибюлем находятся гардероб и задний багажник, загрузка которого производится через дверь на правом борту. Швартовка грузов в переднем и заднем багажниках производится при помощи сетки.

На самолете имеются аптечка, два аварийных топорика, два переносных кислородных баллона с масками и огнетушители.

При снятии детских диванов-люлек в кабине можно установить 52 пассажирских кресла.

По требованию заказчика в районе шпангоутов 15 или 20 можно устанавливать легкосъёмную промежуточную перегородку, делящую пассажирскую кабину на 2 салона (за счет снятия одного ряда кресел). Объем заднего багажника можно увеличить до 5,0 м³ за счет снятия оборудования гардероба.

ВАРИАНТ НА 48 ПАССАЖИРОВ

Компоновка этого варианта (фиг. 18, а) отличается от компоновки Ан-24Б размещением в пассажирской кабине 48 кресел с шагом 720 мм, наличием двух дополнительных буфетов и сиденья для второго бортпроводника.

При установке дополнительных буфетов в задней части пассажирской кабины снимаются два блока одинарных кресел и два детских дивана-люльки. В правом блоке буфета расположены два стандартных контейнера, два электрокипятильника УЭК-2 и выдвижной столик, а в левом — четыре стандартных контейнера.

Переоборудование серийной компоновки в 48-местный вариант с двумя дополнительными буфетами возможно силами эксплуатирующей организации и по времени составляет 0,75 человеко-часа.

Самолет в этой компоновке широко эксплуатируется на международных авиалиниях, где его максимальная платная нагрузка равна 5500 кг.

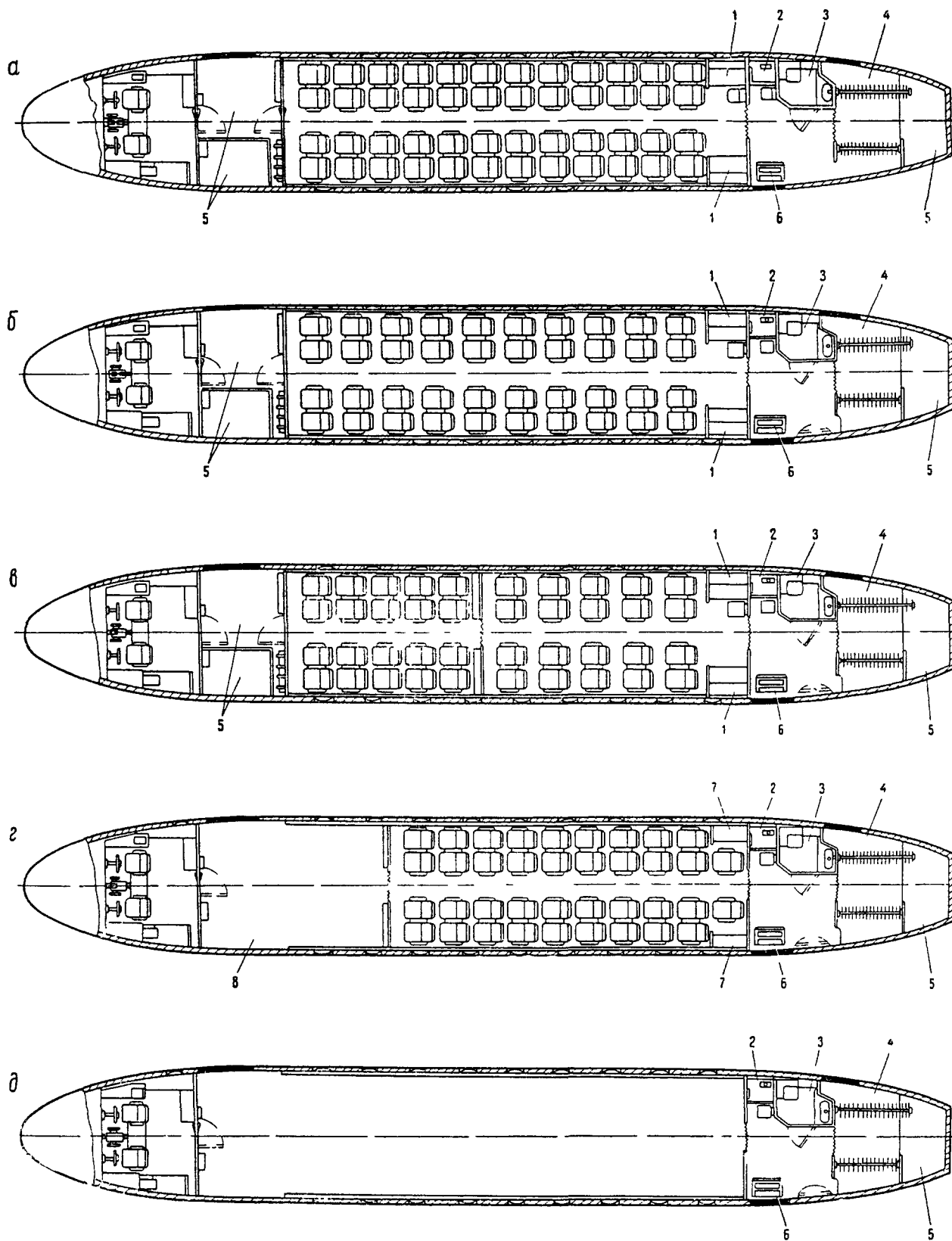
АДМИНИСТРАТИВНЫЙ ТРЕХСАЛОННЫЙ ВАРИАНТ

Компоновка этого самолета представлена на фиг. 19, а. Всего в трех салонах размещается 20 пассажиров.

В кабине экипажа установлены два кресла летчиков, а также кресла штурмана, радиста и бортмеханика. От переднего багажника кабина отделена глухой перегородкой с дверью.

Между кабиной экипажа и передней перегородкой пассажирской кабины находится багажник. Для крепления багажа к самолету приложены швартовочные сетки.

В проеме передней перегородки пассажирской кабины находится дверь, открывающаяся в сторону багажника. В передней части кабины на правом



Фиг. 18 Варианты компоновки кабин самолета:

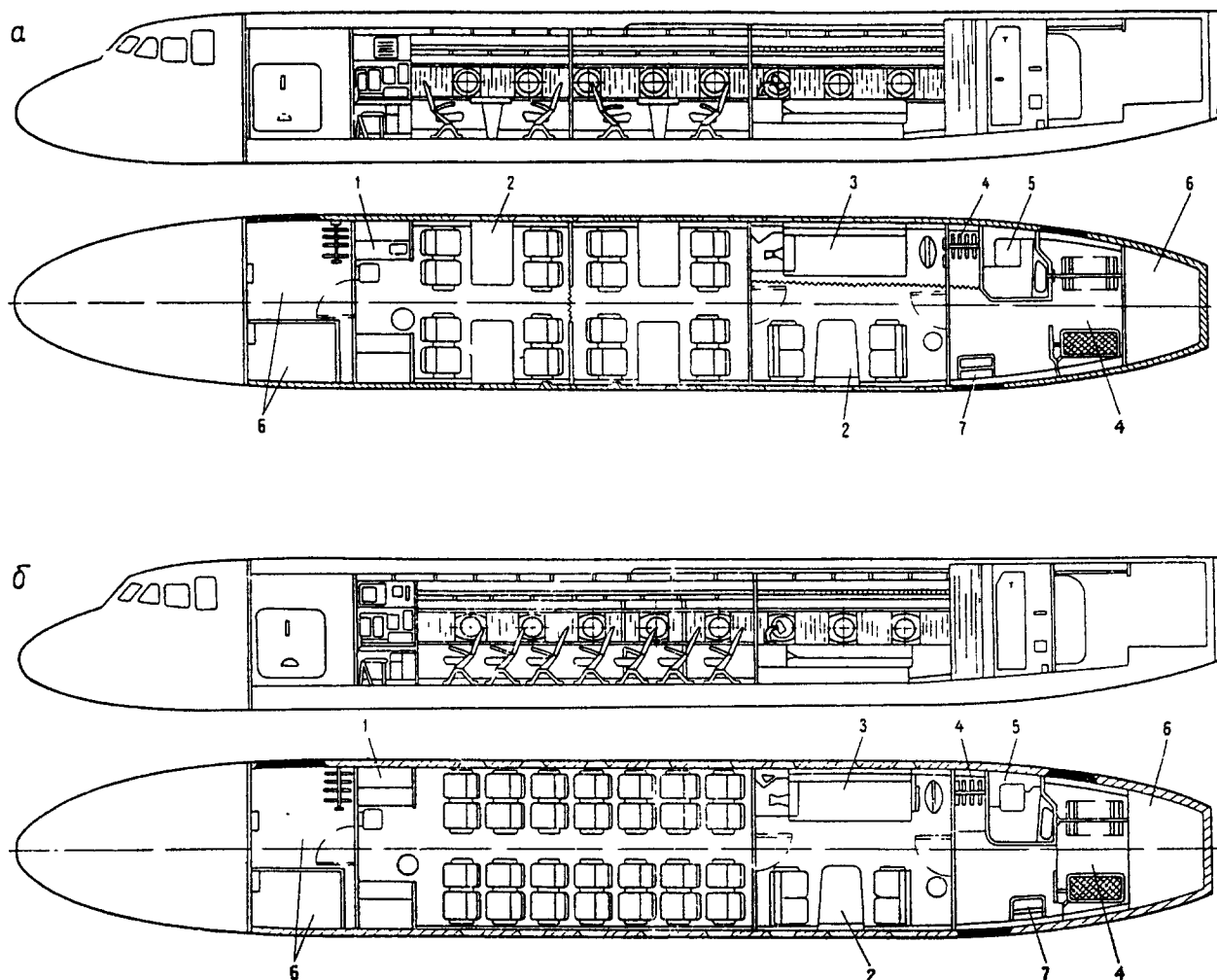
а—48-местный вариант, б—туристский вариант, в—двухсалонный вариант; г—грузо-пассажирский вариант; д—грузовой вариант; 1—дополнительные буфеты; 2—буфет, 3—туалет, 4—гардероб, 5—багажники; 6—бортовой трап; 7—места для детей; 8—грузовое помещение

и левом бортах расположены буфет и кресло бортпроводника. В буфете установлены три стандартных контейнера, два электротермоса, электрокипятильник, холодильник, мойка и бак для отходов.

За буфетом размещены два восьмиместных пассажирских салона со столами между блоками кресел. Салоны разделены между собой легкоъемной перегородкой со шторой в проеме двери.

ке облицовка мягкая. По всей длине кабины на потолке расположены откидные люки для подхода к управлению и оборудованию.

На бортах кабины в двух первых салонах установлены жесткие полки для мелких вещей пассажиров. В полки вмонтированы верхние вентиляционные короба для ускорения охлаждения или нагрева кабины на земле и в полете. На коробах



Фиг. 19. Административные варианты компоновки кабин самолета:

a—трехсалонный вариант; *б*—двухсалонный вариант. 1—буфет; 2—столики; 3—диван; 4—гардеробы; 5—туалет; 6—багажники; 7—бортовой трап

В задней части пассажирской кабины находится спальня, отделенная от второго восьмиместного салона перегородкой с дверью. У правого борта этого салона помещаются диван длиной 2100 мм и шириной 700 мм и тумбочка, на которой устанавливаются вентилятор и настольная лампа. У левого борта салона размещены два двоядных дивана и стол. Салон отделен от вестибюля глухой перегородкой с дверью.

Пол всех салонов пассажирской кабины покрыт ворсовым ковром с подслоем из губчатой резины. Борты кабины до верхней части окантовок окон имеют жесткую облицовку. Выше окон и на потолке

установлены панели индивидуального освещения и вентиляции, на которых находятся лампы-клавиши для вызова бортпроводника.

Окна кабины, по 8 на каждом борту, закрываются сдвижными тканевыми шторками.

За задней перегородкой спального салона находится вестибюль, на правом борту которого размещены гардероб со шторой и туалет, а на левом— входная дверь и складывающийся бортовой трап. За туалетом и вестибюлем расположены гардероб и багажник, загрузка которого производится через дверь на правом борту. Швартовка грузов в багажнике осуществляется при помощи сетки.

АДМИНИСТРАТИВНЫЙ ДВУХСАЛОННЫЙ ВАРИАНТ

Компоновка этого самолета представлена на фиг. 19, б. Всего в двух салонах размещается 32 пассажира.

В кабине экипажа установлены два кресла летчиков, а также кресла штурмана, радиста и бортмеханика. От переднего вестибюля кабина отделена глухой перегородкой с дверью.

В проеме передней перегородки пассажирской кабины находится дверь, открывающаяся в сторону багажника. В передней части кабины на правом и левом бортах размещены буфет и кресло бортпроводника. В буфете установлены три стандартных контейнера, два электротермоса, электрокипяtilьник, холодильник, мойка и бак для отходов.

За буфетом расположена общая кабина на 28 пассажирских мест.

Центральный проход между блоками кресел — 400 мм, ширина кресла между подлокотниками — 450 мм, шаг установки — 750 мм. На креслах укреплены пепельницы и карманы для спасательных жилетов.

В задней части пассажирской кабины находится спальный салон на 4 места, отделенный от общей кабины перегородкой с дверью и выполненный аналогично заднему салону трехсалонного административного варианта. Спальный салон отделен от входного вестибюля глухой перегородкой с дверью.

Компоновка и оборудование кабины за шпангоутом 31 полностью совпадают с компоновкой и оборудованием трехсалонного варианта.

По требованию заказчика на ряде самолетов двухсалонного и трехсалонного административных вариантов на левом борту переднего багажника устанавливается второй туалет.

ТУРИСТСКИЙ ВАРИАНТ

На фиг. 18, б представлена компоновка самолета в туристском варианте на 40 пассажиров с шагом кресел 840 мм.

Компоновка туристского варианта отличается от основного варианта Ан-24Б размещением в пассажирской кабине 40 кресел с шагом 840 мм, двух дополнительных буфетов и сиденья для второго бортпроводника.

При переоборудовании самолета в данный вариант в задней части пассажирской кабины снимаются четыре блока пассажирских кресел, два одиночных кресла, детские диваны-люльки и устанавливаются два буфетных блока и сиденье второго бортпроводника.

Переоборудование серийной компоновки в туристский вариант возможно силами эксплуатирующей организации и по времени составит 3 человеко-часа.

ДВУХСАЛОННЫЙ ВАРИАНТ

Компоновка двухсалонного варианта на 40 пассажиров представлена на фиг. 18, в.

Двухсалонный вариант отличается от основного варианта самолета Ан-24Б переоборудованной пассажирской кабиной.

Пассажирская кабина разделяется дополнительной перегородкой на 2 салона — передний и задний. В переднем салоне размещается 20 кресел с шагом

720 мм, как в варианте Ан-24Б. В заднем салоне размещается 20 кресел с шагом 840 мм, как в туристском варианте, а также дополнительные буфеты и сиденье второго бортпроводника.

В правом блоке буфета расположены два стандартных контейнера, два электрокипяtilьника УЭК-2 и выдвижной столик, а в левом — четыре стандартных контейнера.

Переоборудование серийной компоновки в двухсалонный вариант возможно силами эксплуатирующей организации и по времени составляет 2 человеко-часа.

ГРУЗО-ПАССАЖИРСКИЙ ВАРИАНТ

Компоновка грузо-пассажирского варианта на 38 пассажиров представлена на фиг. 18, г.

Грузо-пассажирский вариант отличается от основного варианта Ан-24Б переоборудованной передней частью пассажирской кабины. Снимаются: перегородка по шпангоуту 11, оборудование переднего багажника и шесть блоков кресел. Устанавливаются: легкоъемная промежуточная перегородка по шпангоуту 15, усиленный настил пола в грузовом помещении, ограждения бортов и окон. При этом в пассажирской кабине размещается 38 пассажирских кресел с шагом 720 мм.

Объем помещения для размещения багажа и грузов увеличивается до 14,8 м³, крепление багажа и грузов производится швартовочными сетками.

Для дальнейшего увеличения грузового помещения (за счет уменьшения количества пассажирских мест) легкоъемная дополнительная перегородка может быть установлена на шпангоутах 17 или 20.

Переоборудование пассажирского варианта самолета Ан-24Б в грузо-пассажирский вариант возможно силами эксплуатирующей организации. При установке перегородки по шпангоуту 15 время переоборудования составляет 2 человеко-часа.

ГРУЗОВОЙ ВАРИАНТ

Грузовой вариант отличается от основного варианта Ан-24Б переоборудованной пассажирской кабиной. Компоновка грузового варианта представлена на фиг. 18, д. При этой компоновке максимальная платная нагрузка равна 5400 кг.

Снимаются: оборудование переднего багажника, передняя перегородка, все пассажирские кресла, ковры и занавески окон. Устанавливаются: усиленный настил пола и ограждения бортов и окон. Объем помещения для размещения багажа и груза увеличивается до 38,6 м³. Крепление багажа и грузов производится швартовочными сетками.

Переоборудование самолета Ан-24Б из пассажирской компоновки в грузовой вариант возможно силами эксплуатирующей организации и по времени занимает 5 человеко-часов.

4. ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА

ОБЩИЕ ДАННЫЕ

Взлетный вес самолета	21,0 т
Максимальная платная нагрузка:	
— в пассажирском варианте	5,0 (5,5) т*
— в грузовом варианте	5,4 (5,7) т*

* Значения в скобках для самолетов в экспортном варианте.

Количество пассажирских мест . . .	50*
Экипаж	3 человека*
Двигатели	турбовинтовые АИ-24
Эквивалентная номинальная мощность двигателей у земли	2×2100 э. л. с.
Эквивалентная взлетная мощность двигателей	2×2550 э. л. с.
Воздушные винты	АВ-72 — четырехлопастные, флюгерные, с автоматически изменяемым в полете шагом, диаметром 3,9 м
Запуск двигателей	от стартер-генераторов, питающихся от наземного источника или бортового турбогенератора ТГ-16
Топливные емкости	4 или 8 мягких баков в центроплане и 2 бака-отсека в средних частях крыла
Максимальный запас топлива в баках-отсеках и мягких баках:	
— для самолетов с 8 мягкими баками	4790 кг
— для самолетов с 4 мягкими баками	3950 кг
Места, защищаемые противопожарной системой	гондолы и внутренние полости двигателей, отсек турбогенератора ТГ-16 и боковые отсеки крыла
Применяемый огнегасящий состав	СО ₂ или фреон 114В ₂
Нагрузка на 1 м ² крыла	280 кг/м ²
Нагрузка на 1 э. л. с. на взлетном режиме	4,12 кг
Механизация крыла:	
— на центроплане	однощелевые или двухщелевые выдвижные закрылки
— на средних частях крыла	двухщелевые выдвижные закрылки
Средства для снятия усилий с органов управления:	
— на элеронах	триммер (только на левом элероне) и два сервокомпенсатора
— на руле высоты	два триммера
— на руле направления	триммер и пружинный сервокомпенсатор
Колеса шасси:	
— на главных ногах	по два тормозных 900×300 мм
— на передней ноге	два нетормозных 700×250 мм
Давление в пневматиках колес:	
— главных ног	5,0 кг/см ² **
— передней ноги	3,5 кг/см ² **
Начальное давление азота в амортизационных стойках:	
— главных ног	25,0 кг/см ²
— передней ноги	15,0 кг/см ²
Рабочее давление в гидросистеме:	
— в основной	115—155 кг/см ²
— в аварийной	160 кг/см ²

* Количество пассажиров и членов экипажа для различных вариантов самолета может изменяться.

** Для улучшения проходимости самолета по грунту малой прочности давление может быть снижено до 3,5 кг/см² в колесах главных ног и до 2,5 кг/см² в колесах передней ноги.

Противообледенительная система самолета	воздушно-тепловая и электрическая
Максимальное избыточное давление в гермокабине	0,334 кг/см ²
Кислородные приборы	два переносных кислородных прибора КП-21
Пилотажно-навигационное оборудование	комплект пилотажно-навигационных приборов и автопилот АП-28Л1*
Радиосвязное оборудование	переговорное устройство СПУ-7, две УКВ радиостанции Р-802, связанная радиостанция с передатчиком Р-836 и приемником УС-8К
Радионавигационное оборудование	два радиокompаса АРК-5 или АРК-11, система СП-50 или ВОР-ИЛС, или «КУРС-МП», радиовысотомер РВ-2 или РВ-УМ
Радиолокационное оборудование	станция РПСН-2АН и ответчик
Источники электроэнергии постоянного тока	два стартер-генератора СТГ-18ТМ, две аккумуляторные батареи 12САМ-28, турбогенератор ТГ-16
Источники переменного тока 115 в 400 гц	два генератора ГО-16ПЧ8 и преобразователь ПО-750
Источники переменного трехфазного тока 36 в 400 гц	два преобразователя ПТ-1000ЦС и один ПТ-125Ц

ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ

Длина самолета	23,53 м
Размах крыла	29,20 м
Высота на стоянке	8,32 м
Расстояние от плоскости симметрии самолета до оси двигателя	3,95 м
Клиренс при стояночном обжатии шасси	0,86 м
Колея по осям амортизационных стоек	7,90 м
База	7,85 м
Минимальный радиус разворота	7,62 м
Расстояние от конца лопасти винта до земли на стоянке	1,145 м
Плечо от ц. т. (25% САХ крыла) до 25% САХ ГО	12,249 м
Плечо от ц. т. (25% САХ крыла) до 25% САХ ВО	11,297 м
Стояночный угол самолета	—0°17'
Угол установки крыла	+3°
Угол установки стабилизатора	0°
Угол установки двигателя	+1°

Фюзеляж

Длина	23,53 м
Площадь миделя	5,90 м ²
Высота пола багажных помещений над землей:	
— переднего	1,26 м

* Кроме того, могут быть установлены курсовая система ГМК-1Г и система директорного управления «Привод».

— заднего	1,88 м
Внутренние размеры пассажирской кабины:	
— длина	9,69 м
— ширина (в наиболее широком месте)	2,78 м
— высота	1,91 м
Габаритные размеры проема грузовой двери:	
— высота	1,10 м
— ширина	1,20 м
Габаритные размеры проема пассажирской двери:	
— высота	1,40 м
— ширина	0,75 м
Габаритные размеры проема багажной двери:	
— высота	1,41 м
— ширина	0,75 м
Габаритные размеры бортового аварийного люка:	
— высота	0,50 м
— ширина	0,60 м
Общий объем гермокабины	73,23 м ³
Объемы помещений самолета (для 50-местного варианта):	
— кабина экипажа	8,00 м ³
— пассажирская кабина	43,80 м ³
— переднее багажное помещение (эксплуатационный объем):	
— слева	3,0 м ³
— справа	2,0 м ³
— заднее багажное помещение	1,9 м ³
— гардероб	5,2 м ³

Крыло

Размах	29,20 м
Размах центроплана	9,40 м
Длина трапецевидной части крыла	9,90 м
Хорда центроплана	3,5 (3,20) м *
Концевая хорда крыла	1,095 м
Сужение трапецевидной части крыла	2,92
Площадь крыла	74,98 (72,46) м ² *
Удлинение	11,37 (11,70) *
Средняя аэродинамическая хорда (САХ)	2,813 (2,686) м *
Размах элерона	5,25 м
Хорда элерона в % от хорды крыла	31,0
Площадь двух элеронов	6,12 м ² (8,16% площади крыла)
Осевая компенсация элерона	29,0%
Площадь триммера элерона	0,26 м ² (9,5% площади элерона)
Площадь сервокомпенсатора элерона	0,26 м ² (9,5% площади элерона)
Длина закрылка центроплана	2,17 м
Длина закрылка средней части крыла	4,81 м
Площадь двух закрылков центроплана	5,53 (4,9) м ² *
Площадь двух закрылков средних частей крыла	9,47 м ²
Площадь всех закрылков	15,0 (14,37) м ² *

* В скобках указаны геометрические данные для самолетов с двухщелевыми закрылками центроплана.

Стреловидность крыла по линии 25% хорд	6°50'
Поперечное V крыла:	
— на участке центроплана и средних частей	0°
— на участках отъемных частей	-2°

Горизонтальное оперение

Размах	9,09 м
Хорда по оси фюзеляжа	2,63 м
Концевая хорда	1,13 м
Сужение	2,33
Площадь (с частью, занятой фюзеляжем)	17,23 м ² (23,0% площади крыла)
Удлинение	4,79
Средняя аэродинамическая хорда (САХ)	1,98 м
Площадь руля высоты	5,16 м ² (29,8% площади ГО)
Площадь двух триммеров руля высоты	0,288 м ² (5,58% площади РВ)
Поперечное V	9°
Стреловидность по линии 25% хорд	15,5°
Осевая компенсация руля высоты	28,0%

Вертикальное оперение

Высота над фюзеляжем	4,90 м
Корневая хорда	3,90 м
Концевая хорда	1,56 м
Сужение	2,50
Площадь (без форкиля)	13,28 м ² (17,7% площади крыла)
Удлинение	1,8
Средняя аэродинамическая хорда (САХ)	2,90 м
Площадь руля направления	5,00 м ² (37,4% площади ВО)
Площадь триммера руля направления	0,375 м ² (7,5% площади РН)
Осевая компенсация руля	30,0%
Площадь пружинного сервокомпенсатора	0,371 м ² (7,4% площади РН)
Площадь форкиля	2,57 м ²
Стреловидность по линии 25% хорд	21,5°
Площадь подфюзеляжного гребня	1,80 м ² *

Передняя нога шасси

Максимальный угол поворота колес в каждую сторону	45°
Величина стояночного обжатия амортизатора при максимальном взлетном весе	80—125 мм
Стояночное обжатие пневматика	20—45 мм
Максимальное обжатие пневматика	130 мм
Суммарное наибольшее обжатие амортизации	290 мм

Главные ноги шасси

Видимая часть штока при стояночном обжатии амортизатора	90—120 мм
Стояночное обжатие пневматика	65—80 мм

* На самолетах с двумя подфюзеляжными гребнями их площадь равна 2,02 м².

Максимальная усадка амортизатора 300 мм
 Максимальное обжатие пневматика 209 мм
 Суммарное наибольшее обжатие амортизации 509 мм

5. НИВЕЛИРОВОЧНО-РЕГУЛИРОВОЧНЫЕ ДАННЫЕ

От точности взаимного расположения агрегатов самолета в значительной степени зависят характеристики его управляемости и устойчивости, поэтому контрольная операция — нивелировка самолета — должна производиться очень тщательно.

Нивелировка самолета проводится в закрытом помещении; в безветренную погоду допускается проведение нивелировки на открытой площадке. Нивелировке подвергается пустой самолет (без топлива, груза и людей).

Для нивелировки самолет устанавливается в ли-

нию горизонтального полета на трех опорных узлах по шпангоуту 7 фюзеляжа и нервюрам 4 центроплана крыла.

Расположение нивелировочных точек показано на фиг. 20, а величины нивелировочных замеров приведены в табл. 1.

Нивелировочные точки 9, 10, 13, 14, 17, 18, 25, 26, 27, 28 нанесены на нижних поверхностях крыла и стабилизатора; точки 27Л (левая) и 27П (правая) дополнительно нанесены на верхней поверхности. Точки 9, 10, 13, 14, 17, 18, 23—28, 41, 42 засверлены до диаметра 3 мм на глубину 1,5 мм и заключены в красные кружки диаметром 10 мм. В местах расположения нивелировочных точек на фюзеляже установлены реперы.

Контроль за отклонением рулей, элеронов, закрылков, триммеров и сервокомпенсаторов осуществляется по их угловым и линейным перемещениям. Величины этих отклонений приведены в табл. 2.

Таблица 1

Нивелировочные данные самолета

Цель замера	Наименование замера	Установочный размер (с учетом веса конструкции) мм	
Установка фюзеляжа в линию горизонтального полета	Превышение точки 1 над 36	5,4±2	
	Превышение точки 5Л над 5П и точки 6Л над 6П	0±0,5	
Установка крыла	Центроплан	Превышение точки 9 над 10 Превышение точки 9Л над 9П	72±2 0±2
	Угол атаки	Превышение точки 13 над 14 Превышение точки 17 над 18	47±2,5 20,0±2
	Поперечное V крыла	Превышение точки 13 над 9 Превышение точки 13 над 17 Превышение точки 17Л над 17П	21,0±5 134,0±8 0±10
Установка горизонтального оперения	Угол атаки	Превышение точки 26 над 25 Превышение точки 28 над 27	44,0±1,5 25,0±1,5
	Поперечное V стабилизатора	Превышение точки 27 над 25 Превышение точки 27Л над 27П	543±2,5 0±5
Установка гондолы двигателя	Расстояние точек 39Л, П; 41Л, П; 42Л, П от плоскости симметрии самолета	3950±3	
Установка силовой фермы двигателя	Превышение точки 31Н над 31В и точки 32Н над 32В	0±0,5	
	Превышение точки 31 над 32	704,5±0,5	
Установка двигателя	Превышение точки 34 над 33	14,0±1,5	
	Превышение точки 33В над 33Н и точки 34В над 34Н	0±1	
	Смещение точки 33 относительно 35 (в плане)	342,5±1	

Таблица 2

Регулировочные данные органов управления

Органы управления	Точка замера	Направление отклонения	Величина отклонения	
			α°	l мм
Элерон	19Л, П	вверх	24 ± 1	110 ± 6
		вниз	16 ± 1	$73 \pm 5,5$
Триммер элерона	38Л	вверх	15^{+2}_{-1}	$45,9^{+7}_{-4}$
		вниз		
Сервокомпенсатор элерона	20Л, П	вверх	$9,5^\circ \pm 0,5^\circ$ $-1,0^\circ$	$29,6 \pm 2,5$ $-4,0$
		вниз	$14,5^\circ \pm 0,75^\circ$ $-0,5^\circ$	$44,4 \pm 3,5$ $-2,5$
Руль направления	7	влево вправо	25 ± 1	466 ± 20
Триммер руля направления	8	влево вправо	20 ± 2	47 ± 6
Сервокомпенсатор руля направления	7	влево вправо	$16,5 \pm 1$	$39 \pm 3,5$
Руль высоты	29Л, П	вверх	30 ± 1	$155,5 \pm 7$
		вниз	15 ± 1	$78,3 \pm 6$
Триммер руля высоты	30Л, П	вверх вниз	20 ± 1	39 ± 3
Закрылок	21Л, П	вниз	15 ± 1 $38-1$	229 ± 15 $570-15$
	22Л, П	вниз	15 ± 1 $38-1$	326 ± 21 $813-21$
	44	вниз	15 ± 1 38 ± 1	$286,4 \pm 19$ $714,4-19$

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ И ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА. УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ

6. АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ КОМПОНОВКА САМОЛЕТА

По аэродинамической схеме самолет Ан-24 представляет собой свободонесущий моноплан с высококорасположенным прямым крылом большого удлинения. Аэродинамическая компоновка самолета обеспечивает высокую степень безопасности полета, надежность при эксплуатации в различных климатических условиях на относительно малых аэродромах, а также получение хороших экономических показателей. Получено достаточно высокое аэродинамическое качество и сравнительно большие для данного класса самолетов крейсерские скорости полета (450—475 км/час), обеспечены благоприятные характеристики устойчивости и управляемости в очень широком диапазоне центровок (15—33% САХ) на всех режимах полета вплоть до скоростей сваливания.

Высокие взлетно-посадочные характеристики самолета достигнуты благодаря:

- эффективной механизации крыла, выполненной в виде выдвижных двухщелевых закрылков средней части крыла и однощелевых на центроплане, отклоняемых при взлете на 15° и при посадке на 38° *;

- обдувке винтами части крыла (около 34% его площади), вследствие чего длина разбега уменьшается на 15—20%;

- значительной тяговооруженности на взлете;

- низкому давлению в пневматиках колес, что обеспечивает хорошую проходимость по мягким грунтам;

- хорошей управляемости при движении по грунтовым аэродромам, обеспечиваемой удачно выбранными размерами базы и колеи шасси;

- сравнительно малым скоростям отрыва и посадки и малым разбегам и пробегам;

* Однощелевые закрылки центроплана по эффективности эквивалентны двухщелевым закрылкам, установленным на ранее выпущенных самолетах.

- достаточному клиренсу фюзеляжа и величине угла касания хвостовой части фюзеляжа, которые дают возможность полностью использовать несущие свойства крыла на взлете и посадке;

- наличие эффективных тормозов на колесах и управляемых от педалей колес передней ноги;

- возможности торможения винтами на пробеге путем снятия лопастей с промежуточного упора при работе двигателей на режиме земного малого газа;

- высокой эффективности поперечного и путевого управления.

Крыло самолета имеет большое удлинение (11,37); оно составлено из набора профилей ЦАГИ. Набор профилей по размаху крыла подобран следующим образом: на участке центроплана применен профиль С-5 с относительной толщиной 18% и относительной кривизной 1,75%; на средних частях крыла использован переходный от С-5 к С-3 профиль; отъемные части крыла имеют профиль С-3 с относительной толщиной от 16,7% — в начале и до 13% — в конце крыла и с постоянной кривизной 2,5%. Профиль С-3 обладает более высокими несущими способностями, чем профиль С-5.

Благодаря такой компоновке при выходе самолета на большие углы атаки срыв потока начинается в корневой части крыла и постепенно, с увеличением угла атаки, распространяется к концам, вследствие чего самолет не имеет тенденции к резкому сваливанию на крыло, а поперечная управляемость сохраняется до очень больших углов атаки. Одновременно с этим, по мере уменьшения скоса потока в зоне оперения, начинает интенсивно расти пикирующий момент, и самолет стремится опустить нос.

Отъемные части крыла начиная с нервюры 12 установлены с отрицательным поперечным V , равным -2° по отношению к плоскости хорд остальной части крыла, где поперечное V равно нулю. При этом получено хорошее соотношение поперечной и путевой устойчивости.

Крыло установлено по отношению к оси фюзеляжа под углом 3° , места сочленения закрыты зали

зами. При такой установке крыла фюзеляж имеет наименьшее сопротивление на крейсерских режимах полета.

Фюзеляж имеет хорошо обтекаемую форму и большое удлинение (8,7). На нижней поверхности хвостовой части фюзеляжа помещен противотопорный подфюзеляжный гребень. На самолетах более поздних серий установлены два гребня, эквивалентные по своей эффективности.

Размеры горизонтального и вертикального оперения обеспечивают благоприятные характеристики продольной и путевой устойчивости и управляемости для широкого диапазона центровок (15—33% САХ).

Для уменьшения усилий на рычагах управления рули и элероны имеют аэродинамическую компенсацию, равную для руля высоты 28%, для руля направления — 30% и для элеронов — 29% от хорды соответствующей рулевой поверхности. Кроме того, для этой же цели на каждом элероне установлен кинематический сервокомпенсатор, а на руле направления — пружинный сервокомпенсатор, угол отклонения которого пропорционален приращению усилия на педали.

На каждом органе управления имеется аэродинамический триммер, который позволяет полностью снимать усилия с рычагов управления на всех эксплуатационных режимах полета, включая режимы полета с одним отказавшим двигателем.

Очень важным показателем высокой безопасности полета является надежное обеспечение благополучного завершения полета в случае отказа одного двигателя, достигнутое благодаря большому запасу мощности, хорошим характеристикам устойчивости и управляемости и наличию на самолете специальных систем автоматического и принудительного флюгирования винтов.

В случае вынужденной посадки на воду самолет сохраняет плавучесть и остойчивость в течение продолжительного времени, достаточного для спокойной эвакуации пассажиров и экипажа и буксировки самолета к берегу.

7. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ И ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

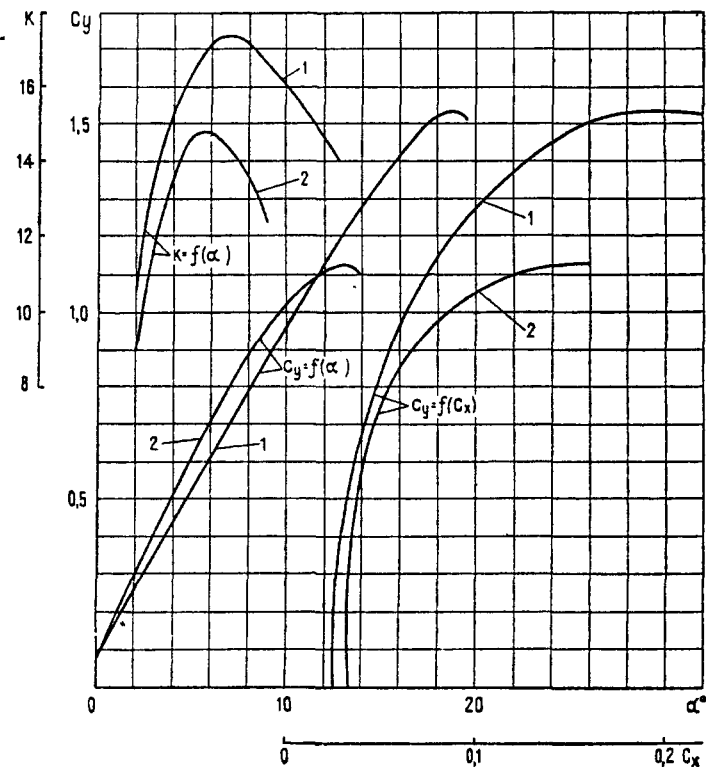
Основные аэродинамические характеристики самолета, приведенные на фиг. 21—25, определяют вместе с характеристиками силовой установки летные характеристики самолета. На фиг. 26 показаны располагаемые тяги силовой установки на различных режимах работы на высотах 0 и 6000 м.

График потребных мощностей для выполнения горизонтального полета на высоте 6000 м представлен на фиг. 27. Там же приведены располагаемые мощности силовой установки и зависимость коэффициента полезного действия винта от скорости полета.

ВЗЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

Хорошие взлетные характеристики определяют невысокие требования самолета к длине летной полосы и подходам к аэродрому. Характеристики нормального взлета с аэродрома на уровне моря при температуре +15° С (МСА) и +45° С (МСА+30° С)

представлены на фиг. 28. При повышенных температурах и пониженном атмосферном давлении взлет производится с впрыском воды в двигатели. Как известно, требования к длине летной полосы определяются условиями безопасности при возможном отказе критического двигателя на взлете. На самолете Ан-24 критическим, т. е. вызывающим худшие последствия при отказе, является правый двигатель, из-за того что на обоих двигателях — винты левого вращения и самолет из-за асиммет-

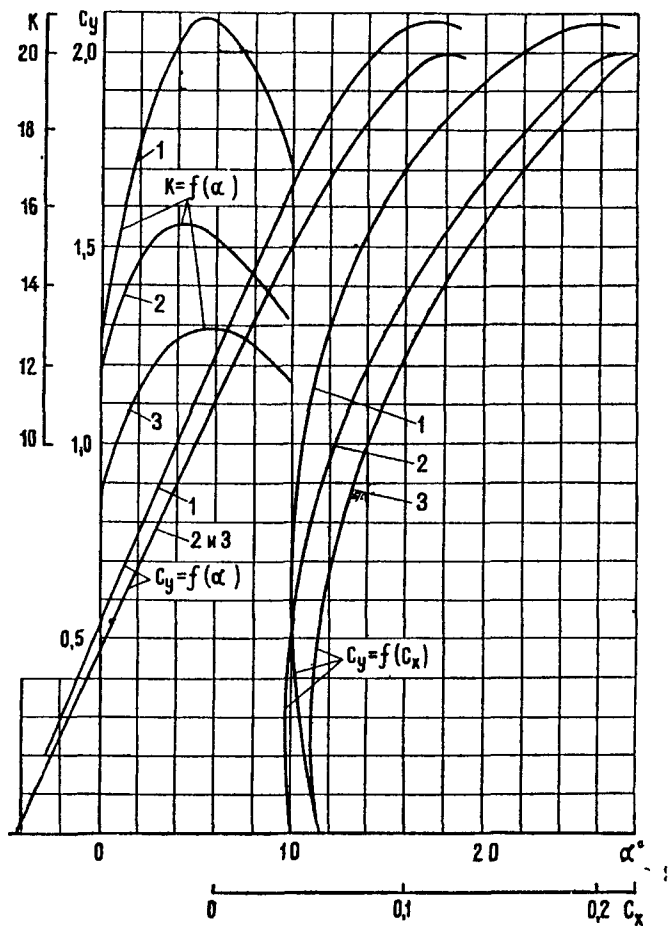


Фиг. 21. Поляры самолета и кривые $c_y=f(\alpha)$ и $K=f(\alpha)$ при убранных шасси и закрылках на режимах набора высоты и максимальной скорости полета:

1—режим набора высоты; 2—режим максимальной скорости; c_y —коэффициент подъемной силы; c_x —коэффициент лобового сопротивления; α —угол атаки; K —качество

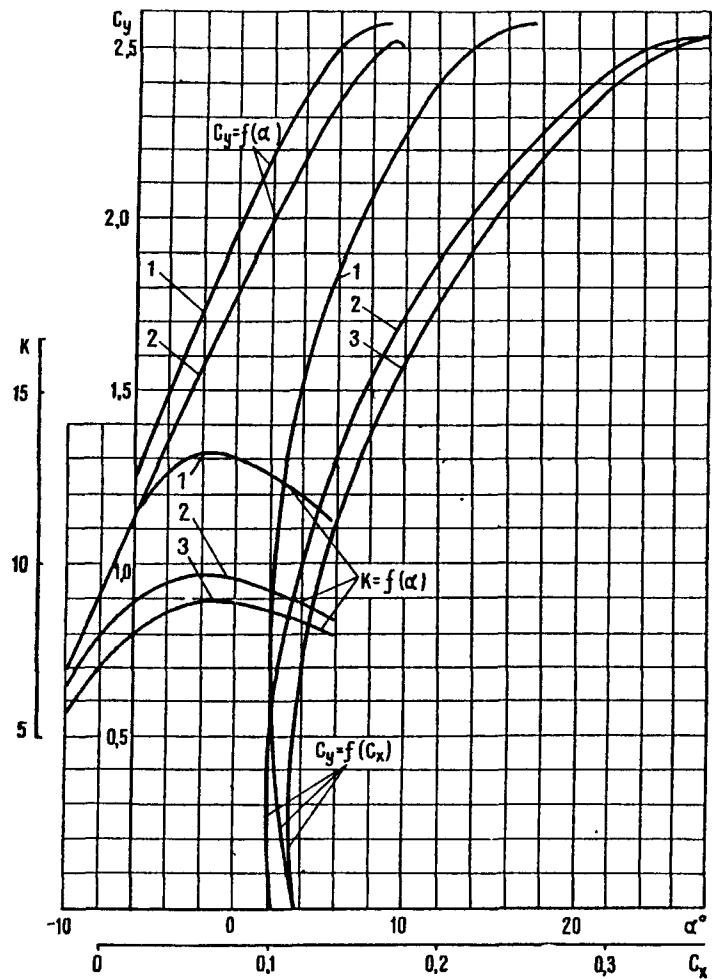
ричности обтекания, вызванного закрученностью струи от винтов, имеет тенденцию к крену на правое полукрыло. Отказ правого двигателя усугубляет эту тенденцию, требует большего отклонения рулей для балансировки самолета, вследствие чего скороподъемность в установившемся полете при отказе правого двигателя несколько меньше, чем при отказе левого двигателя.

Конкретные условия старта: температура наружного воздуха, атмосферное давление, располагаемая длина летной полосы (в которую входят взлетно-посадочная полоса — ВПП и концевая полоса безопасности — КПБ), уклон ВПП, составляющая ветра в направлении взлета — определяют предельный взлетный вес самолета. Если для прекращения или продолжения взлета (взлет при отказе двигателя считается продолженным, когда достигнута безопасная скорость взлета и набрана высота 10 м) используется одна и та же длина летной полосы, то предельный взлетный вес может быть определен



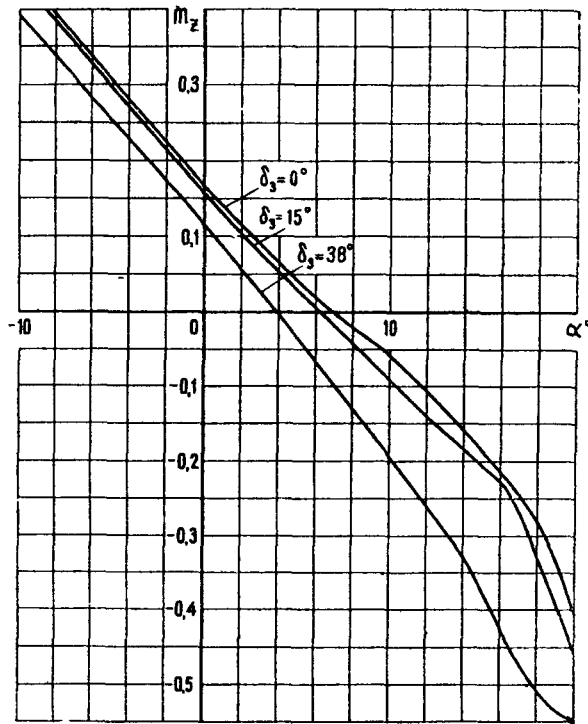
Фиг. 22. Поляры самолета и кривые $c_y=f(\alpha)$ и $K=f(\alpha)$ при выпущенных на 15° закрылках:

1—вблизи земли, шасси выпущено; 2—вдали от земли, шасси убрано; 3—вдали от земли, шасси выпущено; c_y —коэффициент подъемной силы; c_x —коэффициент лобового сопротивления; α —угол атаки; K —качество

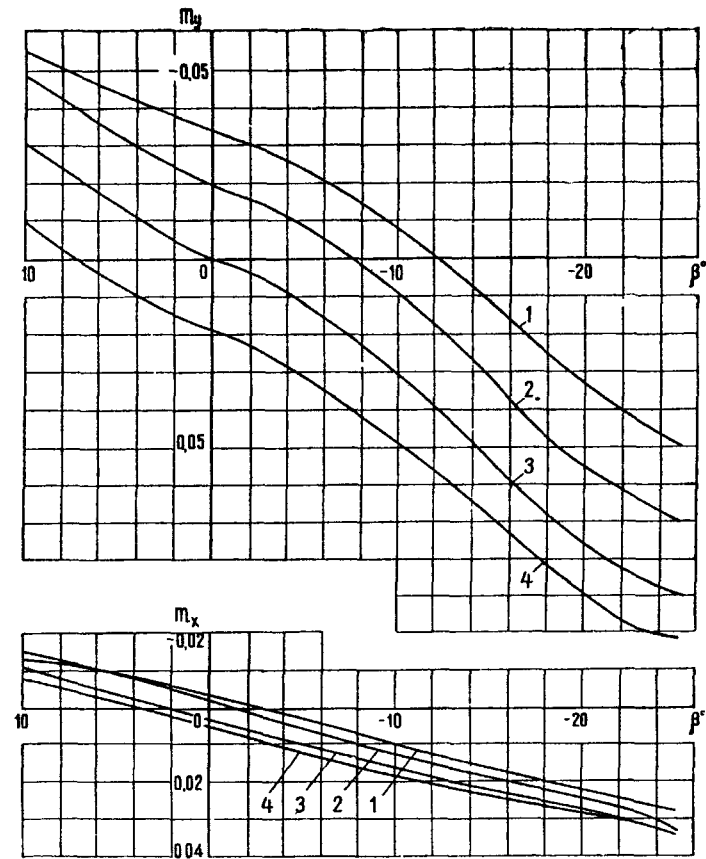


Фиг. 23. Поляры самолета и кривые $c_y=f(\alpha)$ и $K=f(\alpha)$ при выпущенных на 38° закрылках:

1—вблизи земли, шасси выпущено; 2—вдали от земли, шасси убрано; 3—вдали от земли, шасси выпущено; c_y —коэффициент подъемной силы; c_x —коэффициент лобового сопротивления; α —угол атаки; K —качество

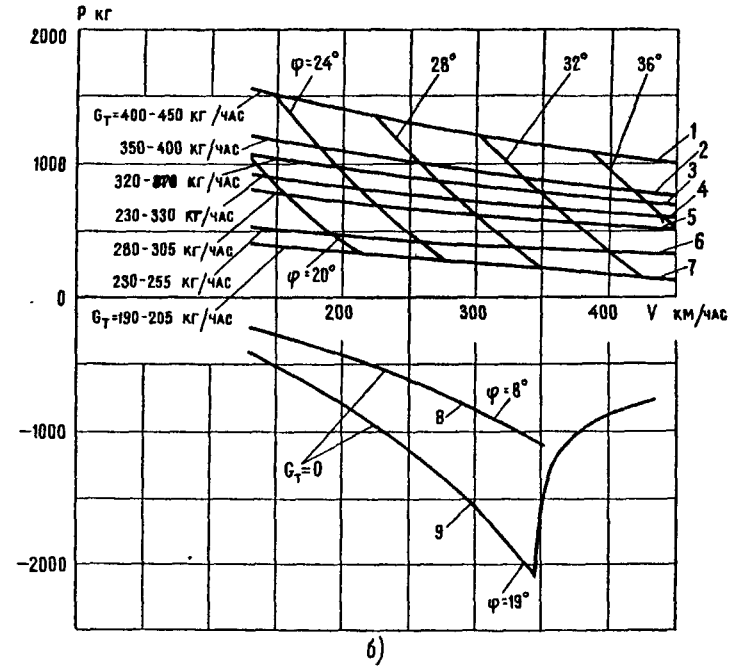
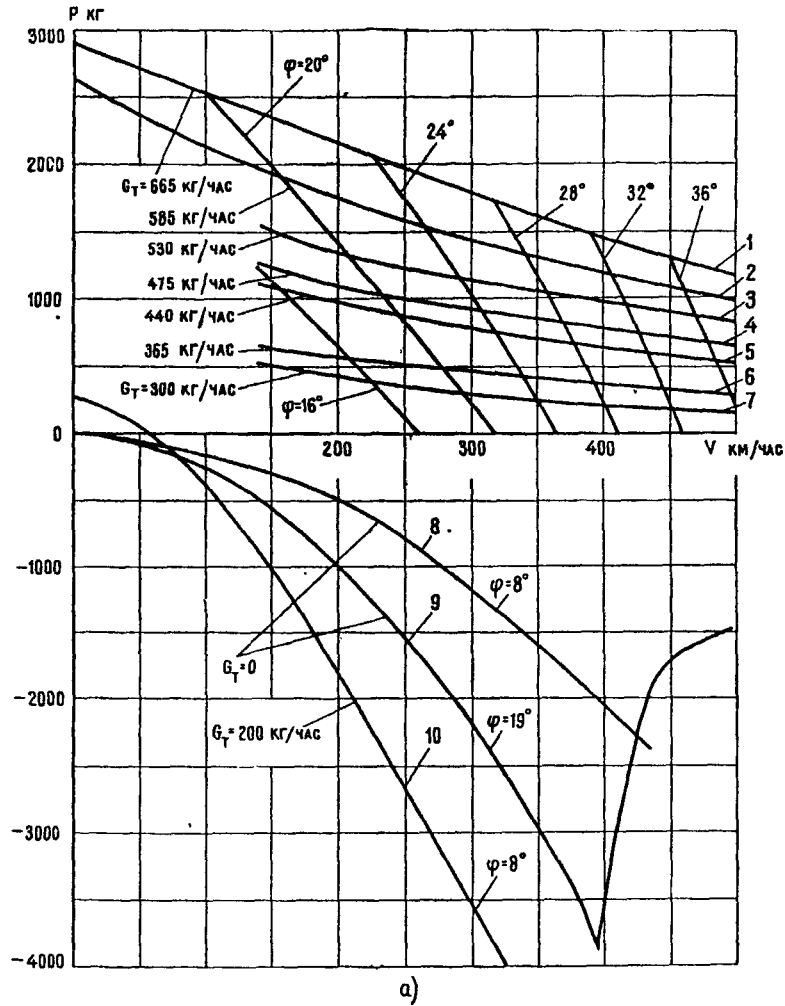


Фиг. 24. Зависимость $m_z = f(\alpha, \delta_a)$ по результатам испытаний модели самолета в аэродинамической трубе (центровка 25% САХ, угол установки стабилизатора -3° , руль высоты в нейтральном положении): m_z —коэффициент момента тангажа; α —угол атаки крыла; δ_a —угол выпуска закрылков



Фиг. 25. Зависимость $m_y, m_x = f(\beta, \delta_n)$ по результатам испытаний модели самолета в аэродинамической трубе (закрылки убраны, центровка 25% САХ, угол установки стабилизатора -3° , угол атаки крыла $5,9^\circ$):

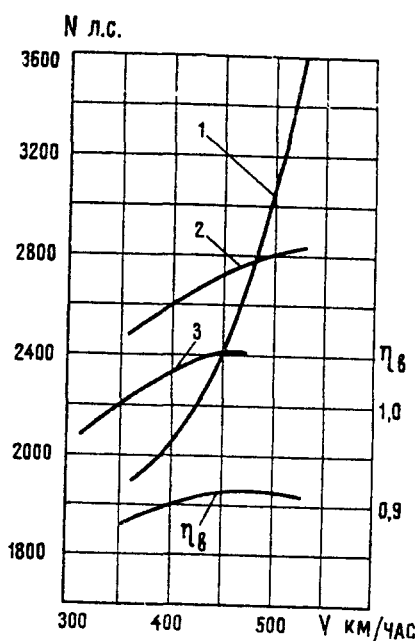
1— $\delta_n = 20^\circ$; 2— $\delta_n = 10^\circ$; 3— $\delta_n = 0$; 4— $\delta_n = -10^\circ$: m_y —коэффициент момента рыскания; m_x —коэффициент момента крена; β —угол скольжения; δ_n —угол отклонения руля направления



Фиг. 26. Полная тяга одного двигателя с винтом АВ-72 в зависимости от скорости полета и режима работы в условиях МСА:

а—у земли; б—на высоте 6000 м;
 1—на максимальном режиме; 2—на номинальном режиме; 3—на режиме 0,85 номинала; 4—на режиме 0,7 номинала; 5—на режиме 0,6 номинала; 6—на режиме 0,4 номинала; 7—на режиме полетного малого газа; 8—при неработающем двигателе и установке лопастей винта на минимальный угол; 9—при неработающем двигателе и установке лопастей винта на упор; 10—на режиме малого газа; P —суммарная тяга двигателя; V —скорость полета; φ —угол установки лопасти; G_T —часовой расход топлива

по фиг. 29* (порядок его определения показан штриховой линией со стрелками). Предельный взлет-



Фиг. 27. Потребные и располагаемые мощности и к. п. д. винта в зависимости от скорости полета в стандартных атмосферных условиях на высоте 6000 м (полетный вес самолета 20 т):

1—мощности, потребные для горизонтального полета; 2—располагаемые мощности на номинальном режиме работы двигателей; 3—располагаемые мощности на режиме 0,85 номинала; 4—к. п. д. винта; N —мощность двигателей; V —скорость полета; η_p —к. п. д. винта

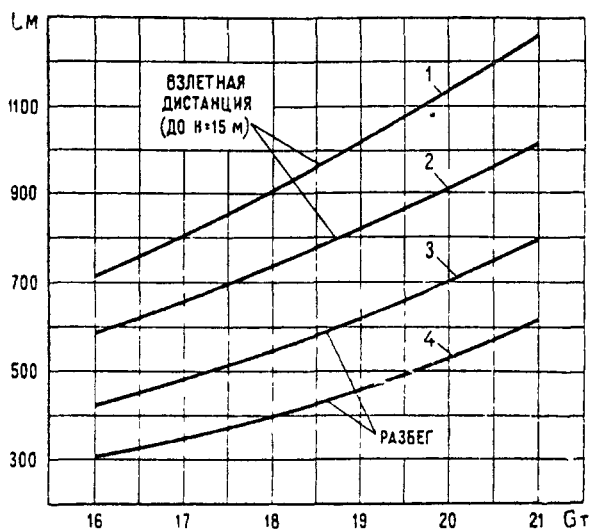
ный вес при этом получается из предположения отказа критического двигателя на наиболее невыгодной (критической) скорости взлета, когда дистанция как прекращенного, так и продолженного взлета равны всей располагаемой длине летной полосы. Поэтому взлетная дистанция в этом случае называется сбалансированной (равновеликой).

В стандартных условиях (температура $+15^\circ\text{C}$, давление 760 мм рт. ст., уклон ВПП 0° , штиль) при взлетном весе 21 т сбалансированная взлетная дистанция составляет 1720 м. И наоборот, при располагаемой длине летной полосы 1720 м предельный взлетный вес 21 000 кг; критическая скорость взлета при этом 196 км/час. Если скорость, при которой замечен отказ двигателя, меньше критической, летчик должен прекратить взлет, а если больше — продолжать.

Траектория взлета с отказавшим критическим двигателем и зафлюгированным винтом от высоты 10 м над поверхностью аэродрома до высоты 400 м называется расчетной траекторией взлета. Пример такой траектории дан на фиг. 30. Она состоит из нескольких участков, из которых контрольными (по нормам летной годности) являются второй и конечный. Второй участок отсчитывается от высоты 10 м

* В руководстве по легкой эксплуатации предельный взлетный вес определяется по таблице, введенной приказом МГА от 31 мая 1967 г. Данные таблицы практически совпадают с графиком на фиг. 29.

или от точки окончания уборки шасси, если уборка не окончилась до высоты 10 м. На этом участке траектории шасси убрано, закрылки находятся во взлетном положении, двигатель работает на взлетном режиме и скорость самолета равна безопасной взлетной скорости. На конечном участке траектории закрылки убраны, двигатель работает на режиме, не ограниченном по времени (в пределах времени, необходимого для завершения полета после отказа двигателя в любой точке маршрута), и скорость не меньше безопасной с убранными закрылками. Расчетная траектория строится для того, чтобы убедиться, обеспечен ли перелет препятствий, имеющих в полосе подходов, и поэтому она рассчитывается с учетом ветра.



Фиг. 28. Взлетные характеристики самолета при разбеге по бетону (режим работы двигателей — взлетный, угол выпуска закрылков -15° , угол тангажа при отрыве $6-6,5^\circ$, аэродром на уровне моря):

1 и 3—с впрыском воды в двигатели, при температуре $+45^\circ\text{C}$; 2 и 4—без впрыска воды, при температуре $+15^\circ\text{C}$; L —взлетная дистанция; G —взлетный вес самолета

НАБОР ВЫСОТЫ

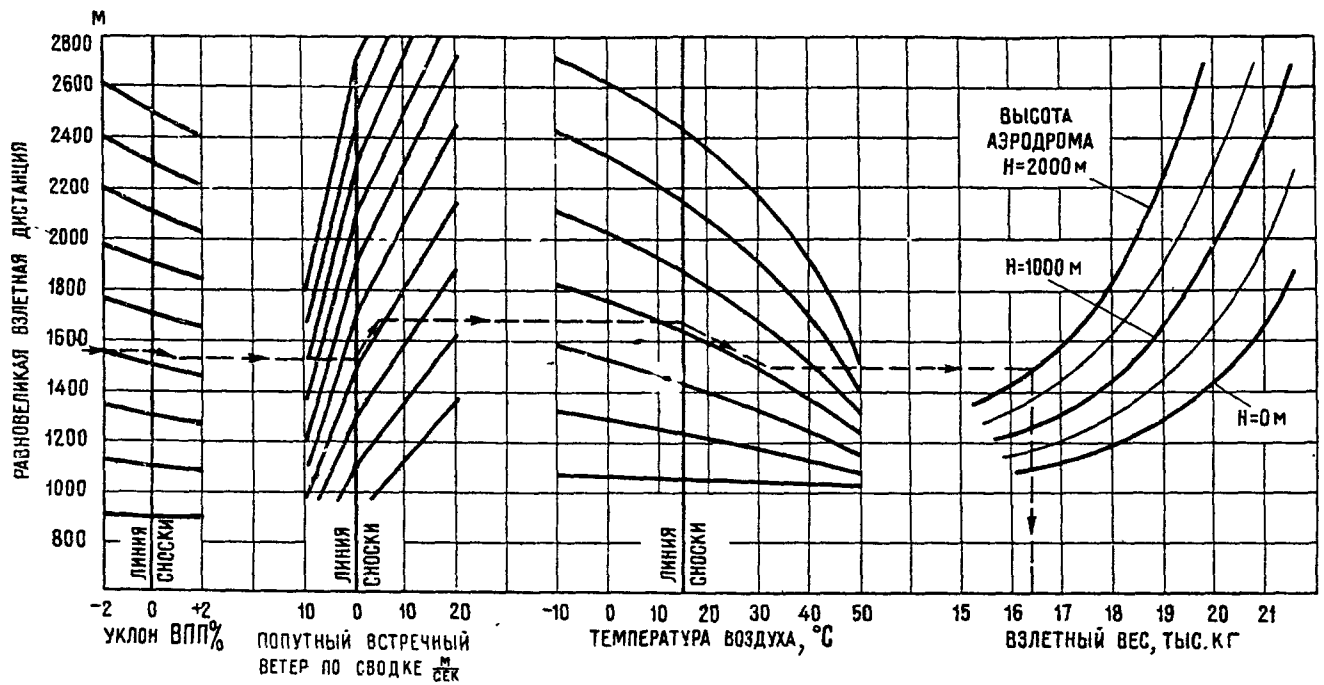
Характеристики набора высоты на обоих двигателях, работающих на номинальном режиме, в условиях МСА, представлены на фиг. 31.

Практические потолки (при вертикальной скорости 0,5 м/сек) в зависимости от веса для трех температур показаны на фиг. 32.

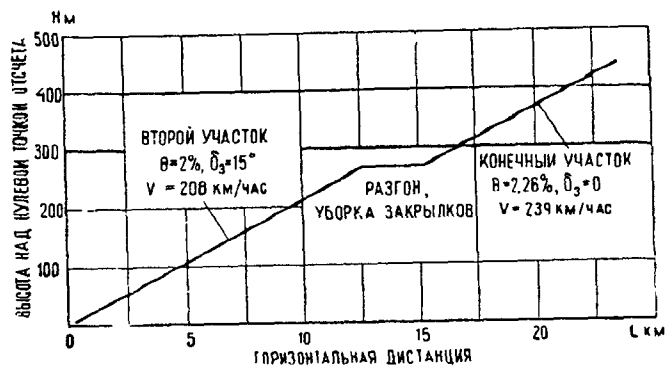
Набор высоты на одном работающем двигателе при зафлюгированном винте отказавшего двигателя в условиях МСА при взлетном весе 21 000 кг характеризуется данными, приведенными в табл. 3.

Таблица 3

Высота м	Скороподъемность м/сек	Скорость по прибору км/час
0	1,2	255
1000	0,9	250
2000	0,7	245
2750	0,5	240

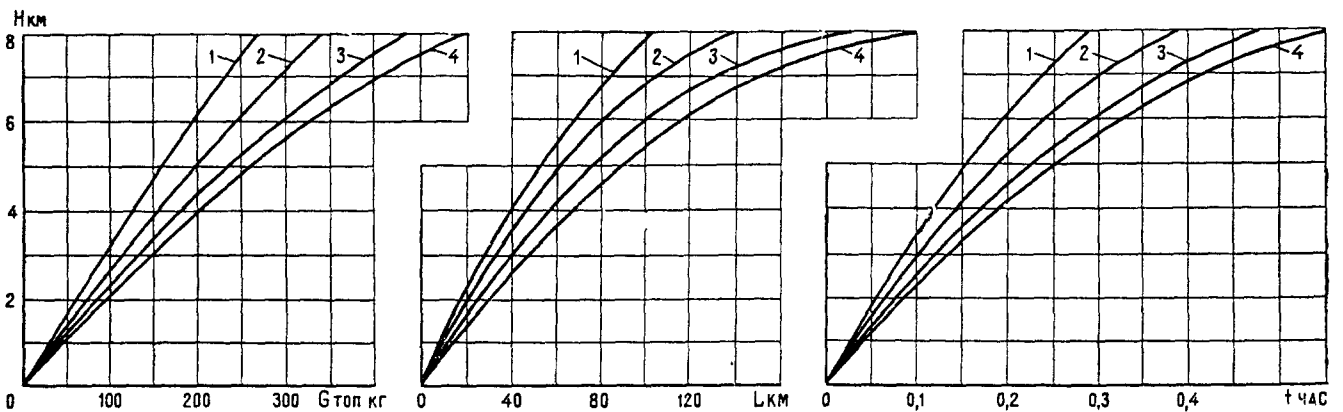


Фиг. 29. График для определения предельного взлетного веса при равновеликой взлетной дистанции (с впрыском воды в двигатели). Штриховой линией со стрелками показан пример определения взлетного веса для условий: уклон ВПП — +1%, ветер встречный 5 м/сек, температура воздуха +32° С, высота аэродрома 2000 м



Фиг. 30. Расчетная траектория взлета (первый участок не показан):

θ —градиент набора высоты; δ_3 —угол выпуска закрылков; V —скорость полета



Фиг. 31. Характеристики набора высоты в условиях МСА (режим работы двигателей — номинальный):

1—при взлетном весе 16 т; 2—при взлетном весе 18 т; 3—при взлетном весе 20 т; 4—при взлетном весе 21 т; H —барометрическая высота полета; $G_{\text{топ}}$ —расход топлива; L —дистанция набора; t —время набора

Если отказ двигателя произошел выше потолка, на котором самолет может лететь с одним работающим двигателем, то самолет снижается на но-

го угла запаса $\Delta\theta$, и поэтому огибающая траекторий на этом графике дает гарантированный потолок на одном двигателе.

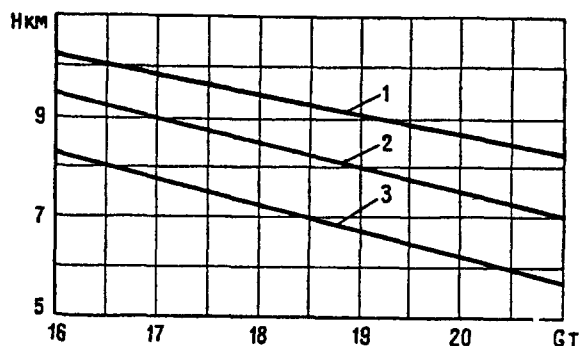
КРЕЙСЕРСКИЙ ПОЛЕТ

Основная высота крейсерского полета самолета — 6000 м. На этой высоте в герметической пассажирской кабине поддерживается давление, равное давлению на высоте 2140 м над уровнем моря, что соответствует принятым в СССР нормам.

Для перевозки грузов на большие расстояния могут быть использованы большие высоты. Наиболее выгодные высоты полета в штиль в зависимости от расстояния приведены в табл. 4.

Таблица 4

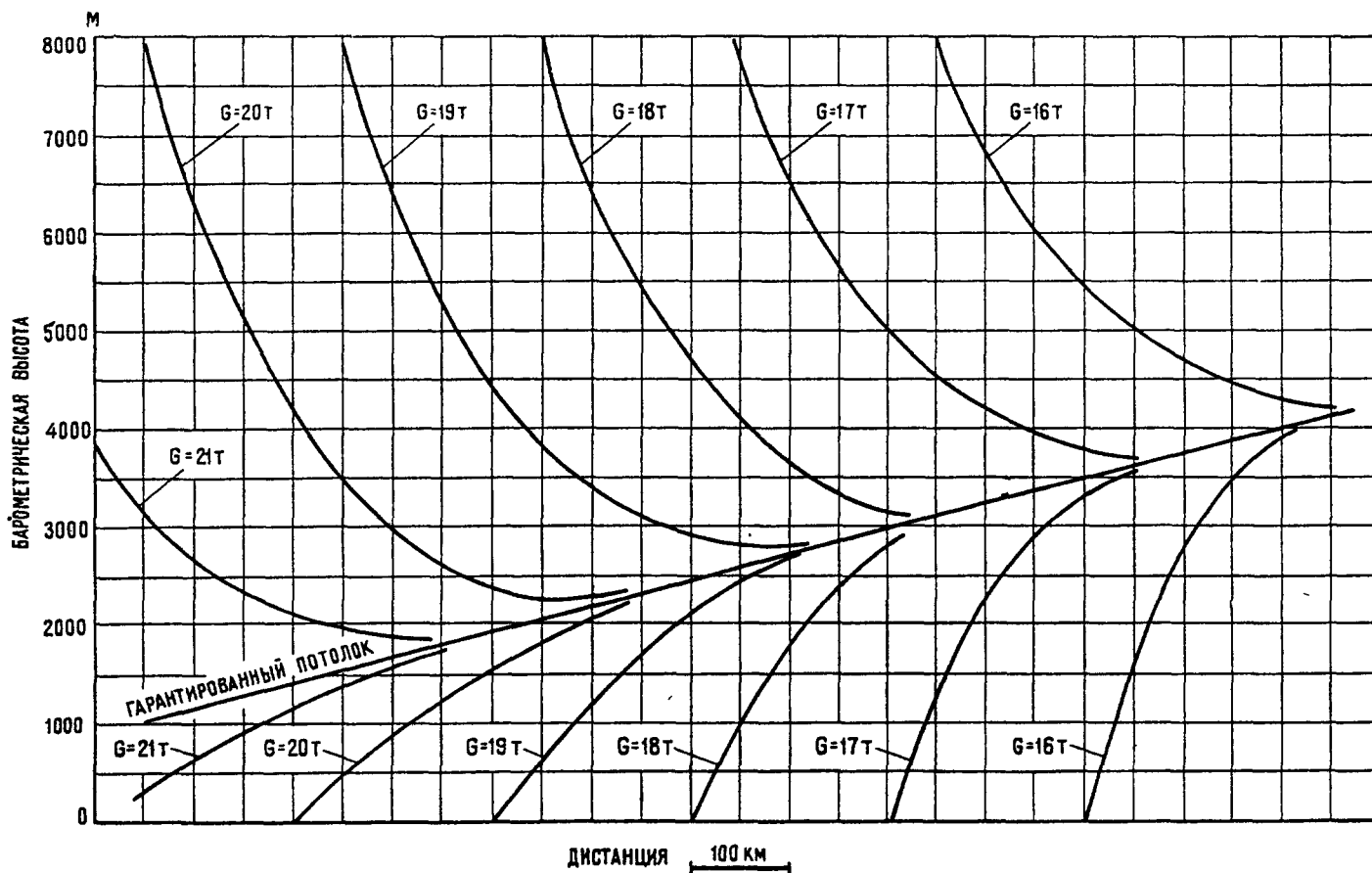
Расстояние км	Наивыгоднейшая высота полета м
100	2100—2400
200	3300—4200
300	4500—4800
500	5700—6000
800	6000—7000
Более 800	7000—8000



Фиг. 32. Практические потолки в зависимости от полетного веса и температуры:

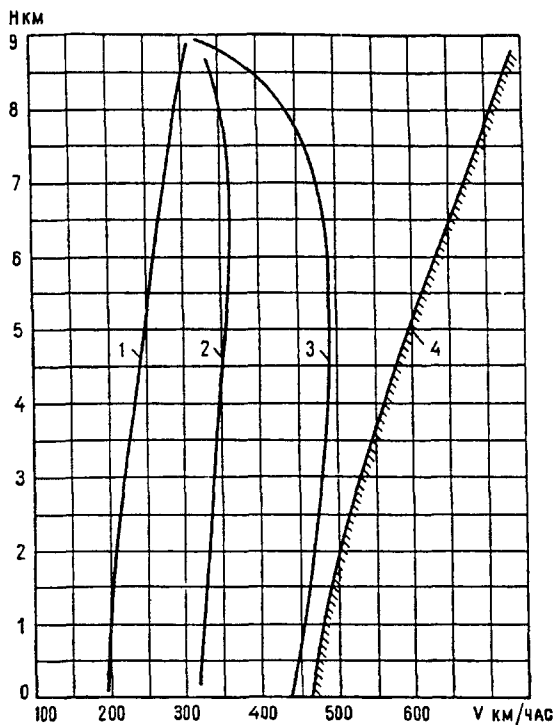
1—для температуры по МСА; 2—для температуры МСА+20° С; 3—для температуры МСА+30° С; Н—практический потолок; G—полетный вес

минальном режиме работающего двигателя, а при высоких температурах наружного воздуха — на максимальном, выдерживая наивыгоднейшую скорость. Получающиеся при этом траектории для различных весов самолета показаны на фиг. 33. Траектории даны чистые, т. е. за вычетом определенно-



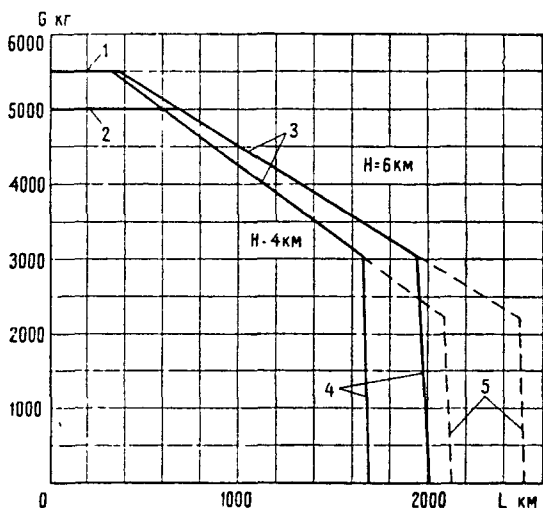
Фиг. 33. Траектории полета на одном двигателе для различных полетных весов самолета в условиях МСА при наивыгоднейшей скорости полета (режим работы двигателя — номинальный, винт неработающего двигателя зафлюгирован):

G—полетный вес самолета



Фиг. 34 Диапазон скоростей полета по высотам при полетном весе 20 т в условиях МСА:

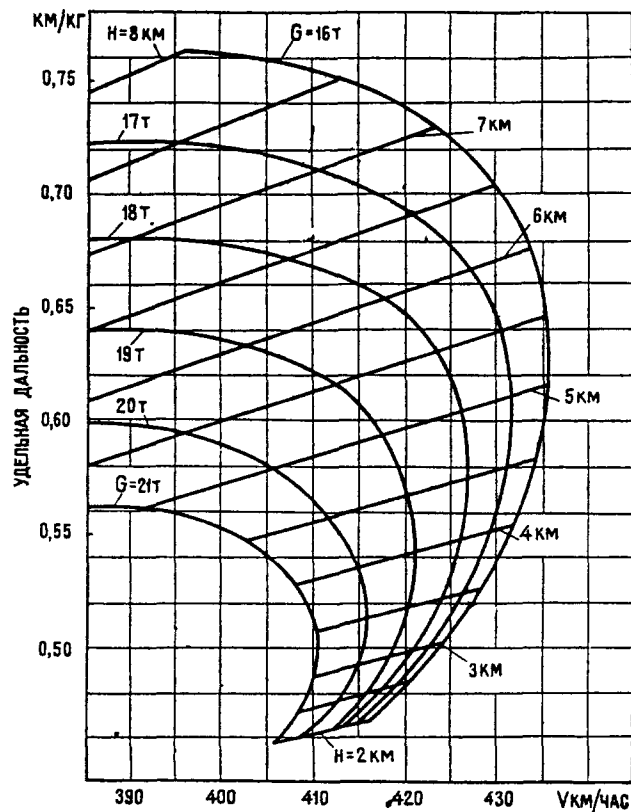
1—скорость сваливания; 2—скорость набора высоты с максимальной скороподъемностью; 3—максимальная скорость на номинальном режиме работы двигателей; 4—ограничение по скоростному напору $q_{\max} = 1020 \text{ кг/м}^2$
 H —высота полета; V —скорость полета



Фиг. 35. Зависимость платной нагрузки от дальности полета на режиме максимальной крейсерской мощности (взлетный вес 21 т, максимальный запас топлива 3,95 т или 4,80 т, остаток топлива на посадке 580 кг):

1—полет с максимальной платной нагрузкой 5500 кг (экспортный вариант); 2—полет с максимальной платной нагрузкой 5000 кг; 3—полет с максимальным взлетным весом; 4—полет с максимальным запасом топлива 3,95 т; 5—полет с максимальным запасом топлива 4,80 т; G —платная нагрузка; L —дальность полета; H —высота полета

Крейсерский полет обычно совершается при мощности двигателей 0,7—0,85 номинала. Мощность 0,85 номинала называется максимальной крейсерской мощностью. На высоте 6000 м в стандартных атмосферных условиях крейсерские скорости, в зависимости от полетного веса, равны 450—475 км/час. Диапазон скоростей полета по высоте от скорости сваливания до максимальной скорости полета при номинальной мощности для полетного веса 20 000 кг показан на фиг. 34.

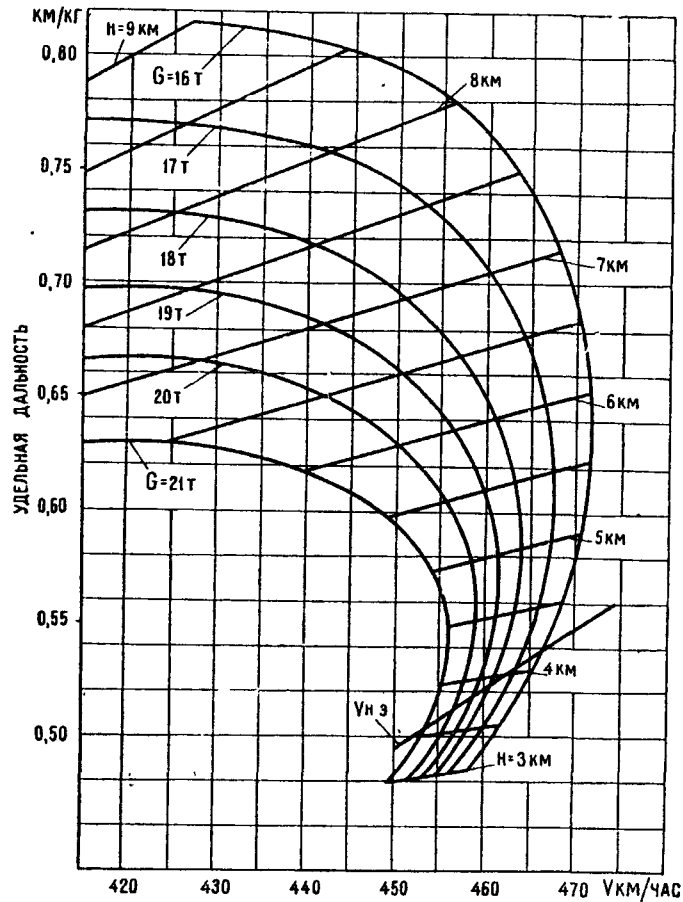


Фиг. 36. Зависимость удельной дальности от полетного веса, высоты и скорости полета в условиях МСА (режим работы двигателей 0,7 номинального):

V —истинная воздушная скорость; H —высота полета; G —полетный вес

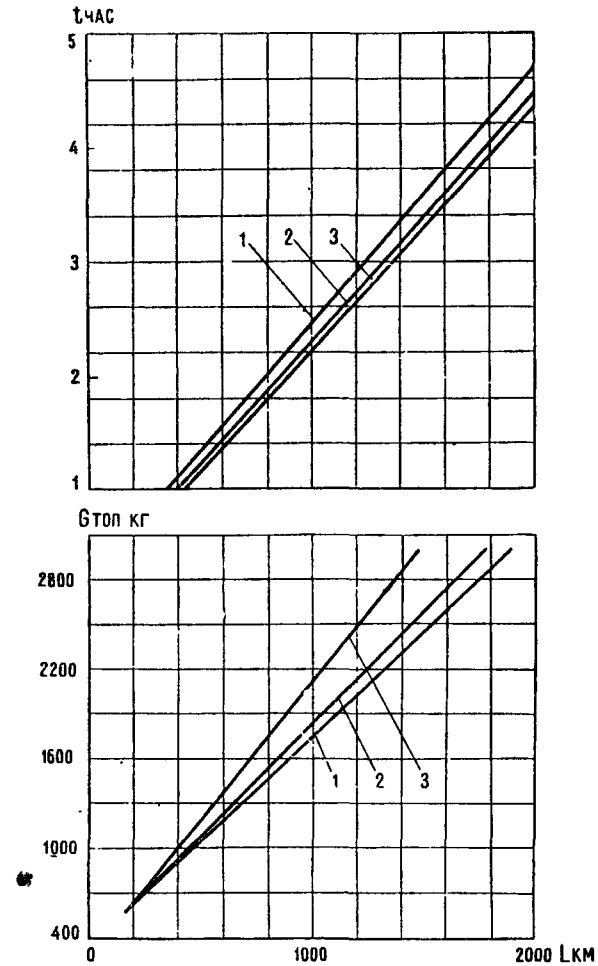
Максимальная платная нагрузка самолета в пассажирском варианте составляет 5000 кг (в экспортном исполнении 5500 кг). Зависимость между платной нагрузкой и дальностью полета показана на фиг. 35.

Километровые расходы топлива на высоте 6000 м составляют 1,55—1,7 кг/км. В настоящее время более характерной считается удельная дальность в км/кг, являющаяся обратной величиной и показывающая количество километров, пролетаемое при израсходовании 1 кг топлива. Зависимость удельной дальности в условиях МСА от полетного веса, высоты и скорости полета на режимах 0,7 и 0,85 номинала представлена на фиг. 36 и 37. Продолжительность полета является функцией дальности, взлетного веса, высоты полета, режима работы двигателей и атмосферных условий на маршруте. Эти характеристики самолета приведены на фиг. 38.



Фиг. 37. Зависимость удельной дальности от полетного веса, высоты и скорости полета в условиях МСА (режим работы двигателей 0,85 номинального):

V —истинная воздушная скорость; H —высота полета; G —полетный вес; $V_{нэ}$ —наибольшая скорость для длительных режимов эксплуатации

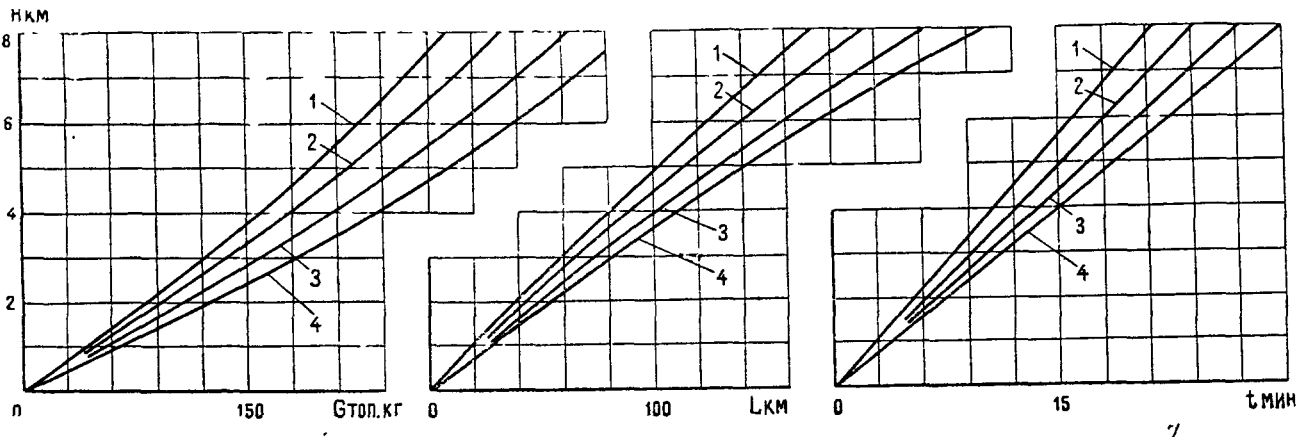


Фиг. 38. Зависимость продолжительности полета и расхода топлива от дальности и высоты полета на режиме 0,85 номинального при взлетном весе 21 т в условиях МСА:

1, 2, 3—соответственно для высот 4000; 6000 и 7000 м; t —время полета; $G_{топ}$ —расходное топливо; L —дальность полета

СНИЖЕНИЕ И ПОСАДКА

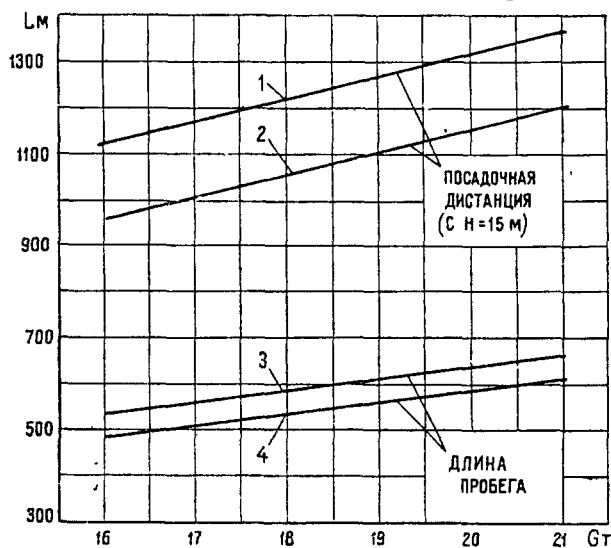
Нормальное снижение происходит при работе двигателей на режиме, близком к полетному малому газу, в полете с индикаторной скоростью 390—400 км/час. Характеристики снижения представлены на фиг. 39.



Фиг. 39. Характеристики снижения самолета в условиях МСА:

1; 2; 3; 4—соответственно для полетных весов 14 500; 16 500; 18 500 и 20 500 кг; H —высота полета; $G_{\text{топ}}$ —расходуемое при снижении топливо; L —дистанция снижения; t —время снижения

При заходе на посадку закрылки выпускаются до 38° в несколько приемов, чем облегчается пилотирование и предотвращается «вспухание» самолета при выпуске закрылков. Посадочные характеристики самолета в стандартных условиях и при температуре, равной МСА $+30^\circ\text{C}$, даны на фиг. 40.



Фиг. 40. Посадочные характеристики самолета при выпущенных на 38° закрылках с торможением винтами и колесами (угол тангажа при приземлении $3,5^\circ$, аэродром на уровне моря):

1 и 3—в условиях МСА $+30^\circ\text{C}$; 2 и 4—в условиях МСА; L —дистанция; G —посадочный вес

Самолет способен безопасно совершать посадку с зафлюгированным (поставленным во флюгерное положение) и даже с авторотирующим винтом отключившего двигателя. При посадке с зафлюгированным винтом шасси и закрылки выпускаются по-

сле четвертого разворота до входа в глиссаду (закрылки выпускаются на 15°). При уверенности в точности расчета на посадку можно довыпустить закрылки до 30 — 38° , но при этом становится невозможным уход на второй круг, который с зафлюгированным винтом при угле выпуска закрылков

от 15° разрешен с высоты 50 м. При посадке с авторотирующим винтом шасси и закрылки выпускаются на 15° после четвертого разворота, уход на второй круг невозможен.

При неустранимом обледенении стабилизатора посадка производится с закрылками, выпущенными на 15° для предотвращения возможности срыва потока с обледеневшего стабилизатора при больших скосах потока, имеющих место при полностью выпущенных закрылках. Подробнее об этом сказано в следующем разделе.

Основные летные данные самолета приведены в табл. 5.

Дальность полета самолета в зависимости от платной нагрузки определяется по фиг. 35.

8. ОСОБЕННОСТИ ПРОДОЛЬНОЙ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ САМОЛЕТА

Устойчивость самолета определяется характеристиками его возмущенного движения при действии факторов, нарушающих условия установившегося полета (отклонение органов управления, изменение режима работы двигателей и т. п.). Самолет Ан-2 обладает хорошими характеристиками продольной устойчивости. На всех эксплуатационных режимах полета с убранными закрылками колебания самолета являются периодическими с малым забросом и очень быстрым затуханием. На всех режимах полета с выпущенными закрылками эти колебания близки к аperiodическим с малой постоянной времени. Хорошие характеристики продольной динамической устойчивости существенно облегчают пилотирование самолета в турбулентной атмосфере и значительно повышают безопасность полета.

Основные летные данные самолета (в стандартных условиях)

Взлетный вес Т	19	20	21
Крейсерская скорость полета на $H=6000$ м в км/час		450—475	
Вертикальная скорость набора высоты на уровне моря на номинальном режиме двух работающих двигателей с убранными шасси и закрылками в м/сек	7,8	7,5	7,1
Время набора высоты 6000 м при тех же условиях (без времени выхода на режим набора) в мин	16,5	17,4	18,3
Практический потолок на двух работающих двигателях (при вертикальной скорости 0,5 м/сек) в м	9200	8750	8400
Взлетные характеристики самолета на уровне моря при выпущенных на 15° закрылках:			
— скорость отрыва в км/час	170	175	180—185
— длина разбега по бетону в м	470	540	640
— взлетная дистанция до высоты 15 м в м	850	950	1050
Сбалансированная взлетная дистанция до высоты 10,5 м в м	1320	1480	1720
Критическая скорость взлета V_1 (приборная) в км/час	175	187	196
Безопасная скорость взлета V_2 в км/час	198	202	207
Вертикальная скорость на одном двигателе при взлетной мощности на уровне моря (винт отказавшего двигателя зафлюгирован, закрылки выпущены на 15°, шасси убрано) в м/сек	1,7—1,8	1,5—1,6	1,3—1,4
Посадочные характеристики на уровне моря при выпущенных на 38° закрылках, при посадочных весах в Т:	19	20	21
— скорость приземления в км/час	170	175	178
— длина пробега в м	570	590	610
— посадочная дистанция с высоты 15 м в м	1120	1170	1220
Практический потолок на одном двигателе (при вертикальной скорости 0,5 м/сек) в м	3350	3000	2750
Скорость сваливания (индикаторная) при углах выпуска закрылков в км/час:			
—0°	189	194	198
—15°	165	169	174
—38°	147	150	155

Самолет устойчив по перегрузке и по скорости в широком диапазоне центровок на всех эксплуатационных режимах полета. Одним из основных факторов, определяющим характеристики продольной устойчивости и управляемости самолета по перегрузке, является запас продольной статической устойчивости по перегрузке. Он равен разности между полетной центровкой и нейтральной центровкой самолета по перегрузке.

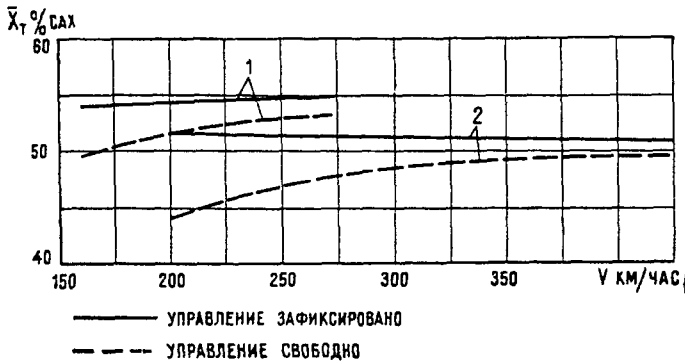
Минимальное значение запаса продольной статической устойчивости по перегрузке определяется существующими отечественными нормами в зависимости от класса самолета. Для самолета типа Ан-24 запас продольной статической устойчивости по перегрузке должен быть не менее 6% САХ.

Положение нейтральной центровки самолета по перегрузке существенно зависит от скорости и высоты полета, от положения средств механизации крыла и режима работы двигателей, а также от того, зафиксировано или освобождено управление рулем высоты. При освобождении штурвала и увеличении режима работы двигателей нейтральная центровка смещается вперед и запас продольной статической устойчивости уменьшается. На фиг. 41

показаны центровки, соответствующие нейтральности самолета по перегрузке. Из приведенных графиков следует, что даже при предельно-задней эксплуатационной центровке самолета, равной 33% САХ, величина запаса устойчивости по перегрузке находится в пределах от 10 до 15% САХ и существенно превышает указанную в нормах минимально допустимую величину. Благодаря большому запасу продольной статической устойчивости по перегрузке существенно упрощается пилотирование самолета и значительно повышается безопасность полета.

Основными показателями продольной статической управляемости по перегрузке являются зависимости расходов руля высоты и величин усилий на штурвале от вертикальной перегрузки на различных режимах полета. Самолет обладает хорошими показателями продольной статической управляемости по перегрузке на всех режимах полета. Основные из этих показателей — зависимости балансировочных расходов руля высоты и величин усилий на штурвале от вертикальной перегрузки — показаны на фиг. 42—44. Из этих графиков следует, что для вывода самолета на максимально допустимые по-

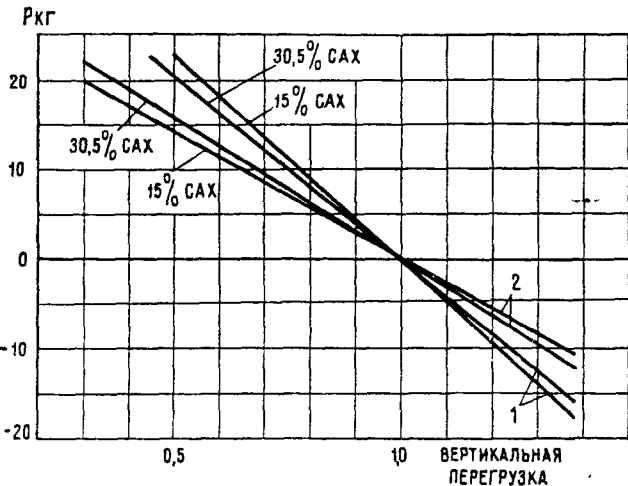
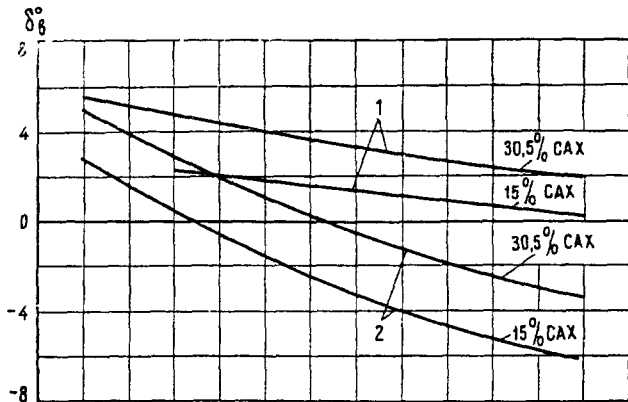
ложительные и отрицательные перегрузки необходимо приложить к штурвалу значительные усилия.



Фиг. 41. Центровки, соответствующие нейтральности самолета по перегрузке (высота полета 4000 м, режим работы двигателей — потребный для горизонтального полета):

1—шасси выпущено, закрылки выпущены на 38°; 2—шасси и закрылки убраны; V —индикаторная скорость полета; x_t —центровка самолета

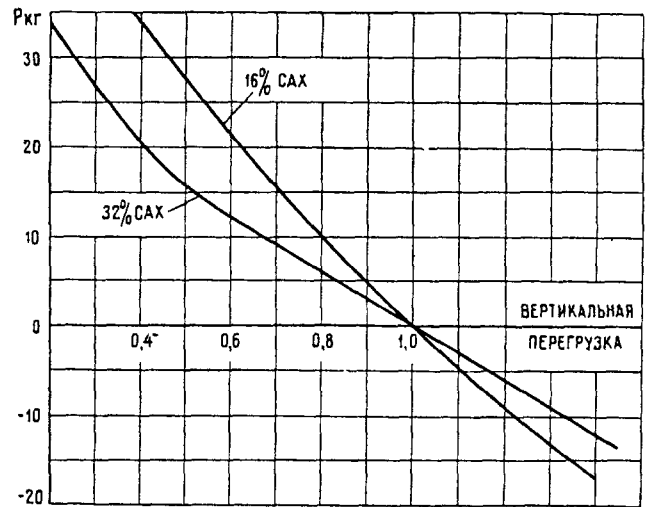
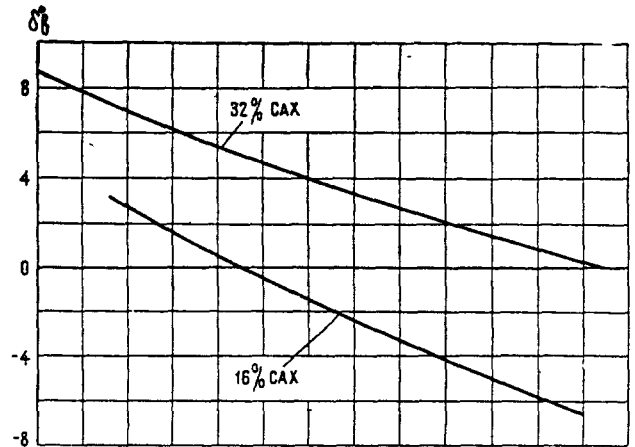
Так, например, при движении штурвала «от себя» на режимах предпосадочного планирования расхо-



Фиг. 42. Продольная балансировка самолета в установившемся криволинейном полете на высоте 4000 м при убранном шасси и закрылках (режим работы двигателей — потребный для горизонтального полета):

1—приборная скорость 400 км/час; 2—приборная скорость 250 км/час; δ_v —угол отклонения руля высоты; P —усилие на штурвале от руля высоты; в % CAH дана центровка самолета.

ды руля высоты «прямые» вплоть до перегрузок, близких к нулевым. Это свидетельствует об отсутствии срыва на нижней поверхности горизонтального оперения. Профиль, примененный на горизонтальном оперении и имеющий критический угол атаки около 17°, обеспечивает достаточный запас до $C_{y.g.o}$ крит на всех эксплуатационных режимах по-



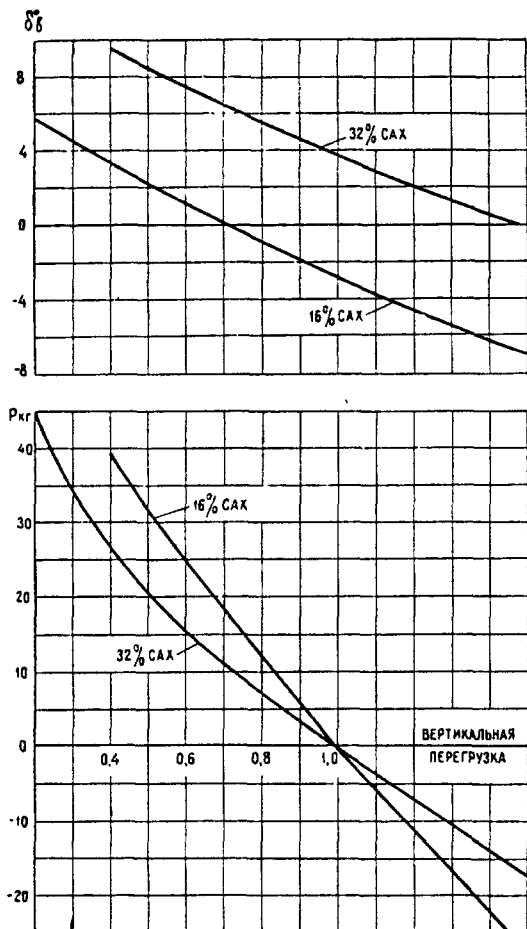
Фиг. 43. Продольная балансировка самолета в установившемся криволинейном полете на высоте 4000 м при выпущенном шасси и выпущенных на 15° закрылках (режим работы двигателей — потребный для горизонтального полета, приборная скорость 200—220 км/час): δ_v —угол отклонения руля высоты; P —усилие на штурвале от руля высоты; в % CAH дана центровка самолета.

лета при нормальной работе противообледенительной системы самолета. При движении штурвала «от себя» усилия на нем от руля высоты также «прямые» вплоть до перегрузок, близких к нулевым. Это достигнуто соответствующим подбором осевой компенсации руля высоты и установкой дополнительной пружины, сжимающейся при отклонении руля высоты вниз на угол более 3°.

При создании небольших перегрузок, обычно необходимых для осуществления маневров самолета, требуются незначительные усилия, что делает самолет легким и приятным в управлении. Критерии P_v^{ny} и δ_v^{ny} , характеризующие продольную статическую управляемость самолета в диапазоне малых

изменений перегрузок, приведены на фиг. 45, 46. Величины этих критериев не выходят за пределы допустимых при всех центровках самолета на всех эксплуатационных режимах полета.

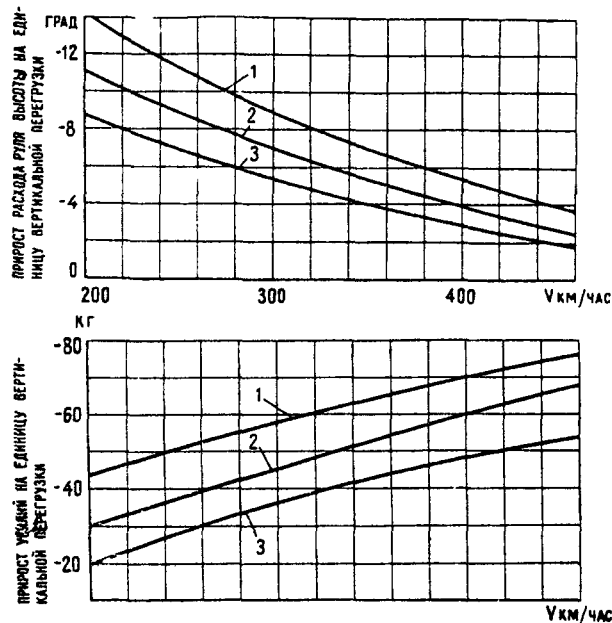
Самолет имеет достаточный запас продольной статической устойчивости по скорости как с зафиксированным, так и с освобожденным управлением на всех режимах полета с убранными закрылками



Фиг. 44. Продольная балансировка самолета в установившемся криволинейном полете на высоте 4000 м при выпущенном шасси и выпущенных на 38° закрылках (режим работы двигателей — потребный для горизонтального полета, приборная скорость 180—200 км/час): δ_α — угол отклонения руля высоты; P — усилие на штурвале от руля высоты; в % САХ дана центровка самолета.

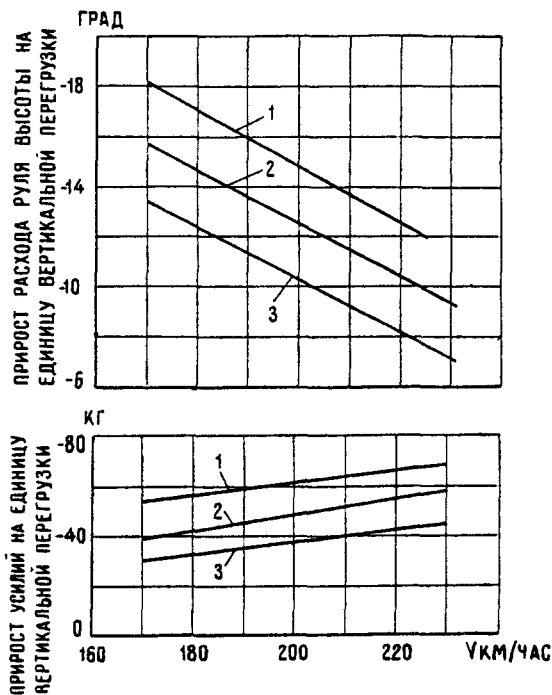
(фиг. 47). Выпуск закрылков и в особенности увеличение режима работы двигателей приводит к уменьшению этого запаса. На режимах взлета и ухода на второй круг нейтральная центровка самолета по скорости приближается к предельно-задней эксплуатационной центровке самолета, что допускается существующими нормами и не ухудшает пилотирования самолета.

Балансировочные кривые P_α , $\delta_\alpha = f(V_i)$ имеют благоприятный характер на всех эксплуатационных режимах полета при всех эксплуатационных центровках (фиг. 48—53). Предельные усилия при нейтральном триммере в направлении «на себя» и «от себя» не превышают допустимых нормами вели-



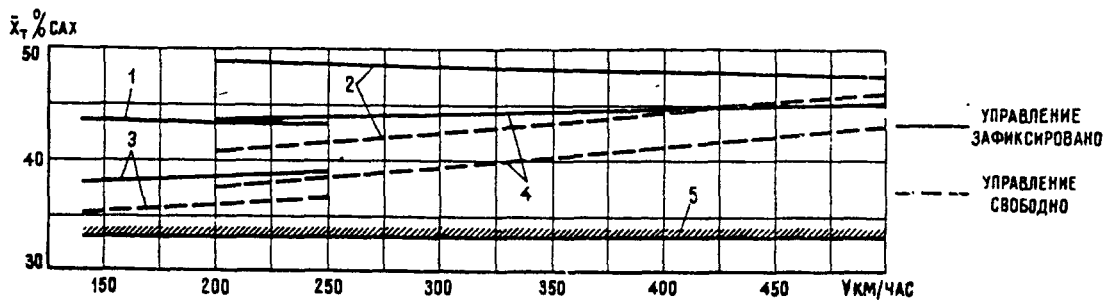
Фиг. 45. Характеристики продольной управляемости самолета по перегрузке на высоте 4000 м при убранном шасси и закрылках (режим работы двигателей — потребный для горизонтального полета):

1; 2; 3 — соответственно для центровок самолета 13,5% САХ; 22,6% САХ; 28,4% САХ; V — индикаторная скорость полета



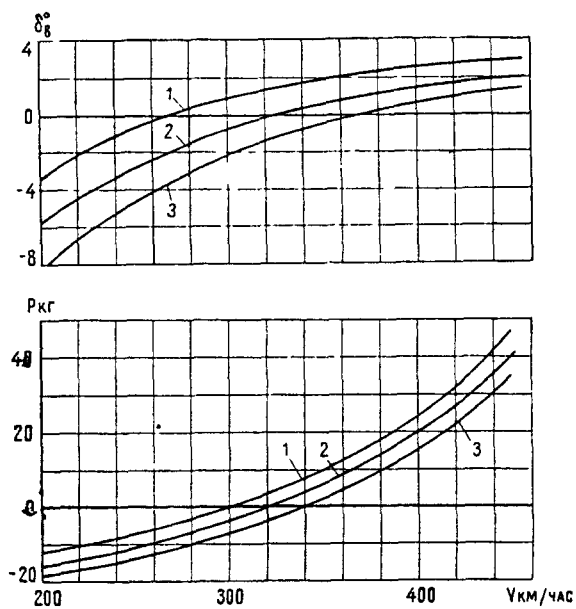
Фиг. 46. Характеристики продольной управляемости самолета по перегрузке на высоте 4000 м при выпущенном шасси и выпущенных на 38° закрылках (режим работы двигателей — потребный для горизонтального полета):

1; 2; 3 — соответственно для центровок самолета 15,5% САХ; 25% САХ; 31,2% САХ; V — индикаторная скорость полета



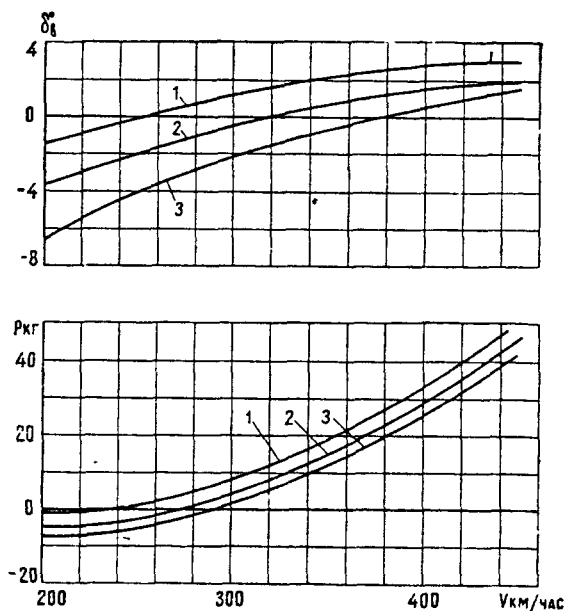
Фиг. 47. Центровки, соответствующие нейтральности самолета по скорости (высота полета 4000 м, полетный вес 18 500 кг)

1—шасси выпущено, закрылки выпущены на 38°, режим малого газа; 2—шасси и закрылки убраны, режим малого газа; 3—шасси выпущено, закрылки выпущены на 15°, режим малого газа; 4—шасси и закрылки убраны, взлетный режим; 5—предельно-задняя эксплуатационная центровка; V —индикаторная скорость полета; x_T —центровка самолета



Фиг. 48. Продольная балансировка самолета в прямолинейном полете на режиме набора высоты при убранном шасси и закрылках (режим работы двигателей — взлетный, высота полета 4000 м, триммер в нейтральном положении):

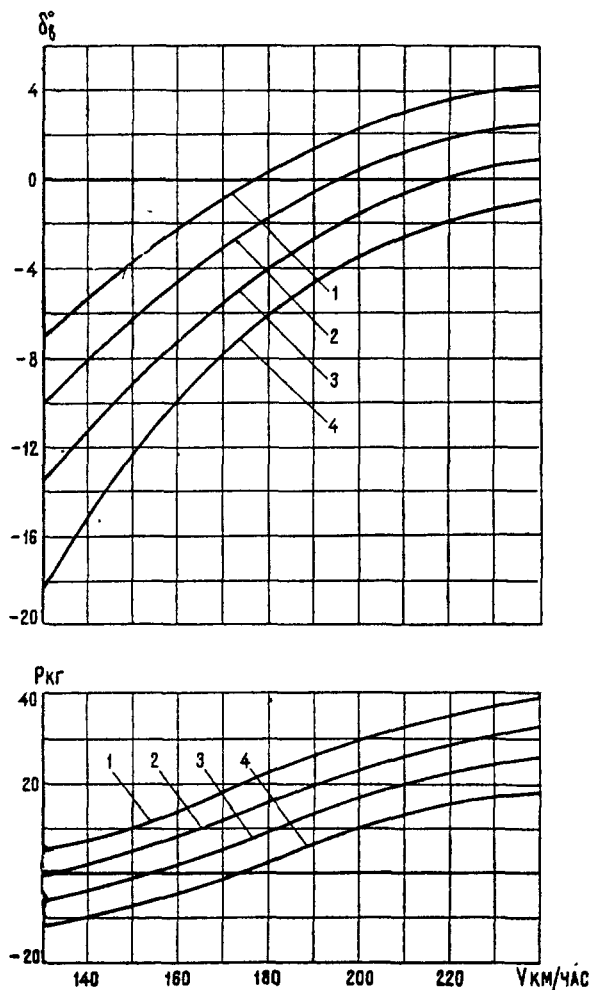
1; 2; 3—соответственно для центровок самолета 28,4% САХ; 22,8% САХ; 14,1% САХ; V —индикаторная скорость полета; δ_v —угол отклонения руля высоты; P —усилие на штурвале от руля высоты



Фиг. 49. Продольная балансировка самолета в прямолинейном полете на режиме снижения при убранном шасси и закрылках (режим работы двигателей — полетный малый газ, высота полета 4000 м, триммер в нейтральном положении):

1; 2; 3—соответственно для центровок самолета 28,4% САХ; 22,8% САХ; 14,1% САХ; V —индикаторная скорость полета; δ_v —угол отклонения руля высоты; P —усилие на штурвале от руля высоты

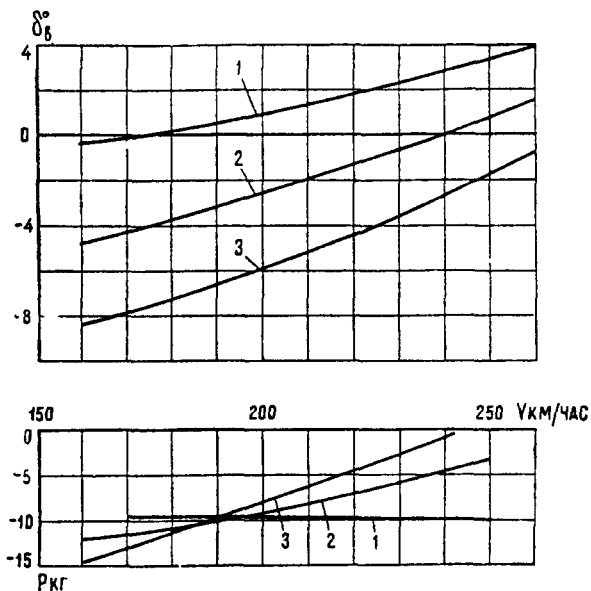
чин. Изменение усилий на штурвале и положения руля высоты при выпуске закрылков от 0 до 38° также находится в допустимых пределах (фиг. 54). Неблагоприятное влияние работающих двигателей на изменение усилий на штурвале по скорости при взлете практически полностью компенсируется предварительным отклонением триммера руля высоты на соответствующую величину в зависимости от взлетной центровки самолета (фиг. 55).



Фиг. 50. Продольная балансировка самолета на взлете вблизи земли при выпущенных на 15° закрылках (режим работы двигателей — взлетный, триммер в нейтральном положении):

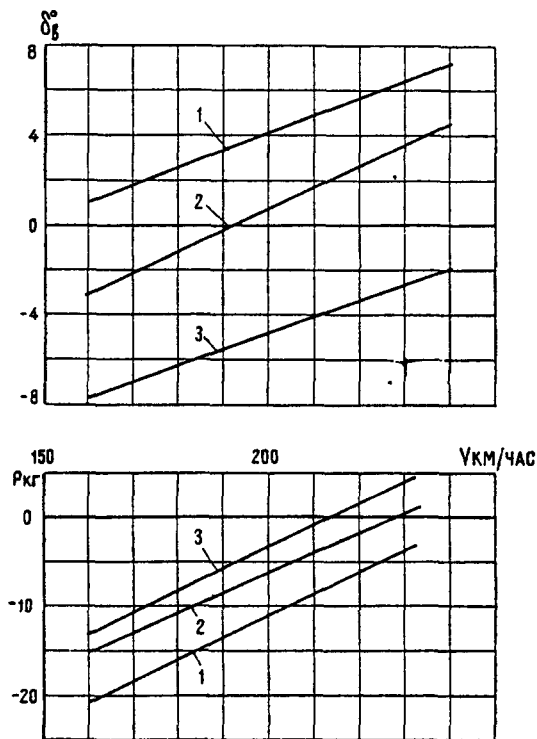
1, 2, 3, 4 — соответственно для центровок самолета 32% САХ; 29% САХ; 25% САХ; 20% САХ; V — индикаторная скорость полета; $\delta_{в}$ — угол отклонения руля высоты; P — усилие на штурвале от руля высоты

По результатам летных испытаний предельно-передняя центровка самолета принята 15% САХ. Она определена из условий достаточности руля высоты для выполнения посадки с приемлемыми усилиями на штурвале при полностью отклоненных закрылках и выпущенном шасси. Балансировочные значения углов отклонений руля высоты и усилий на штурвале при посадках с различными центрами приведены на фиг. 56.



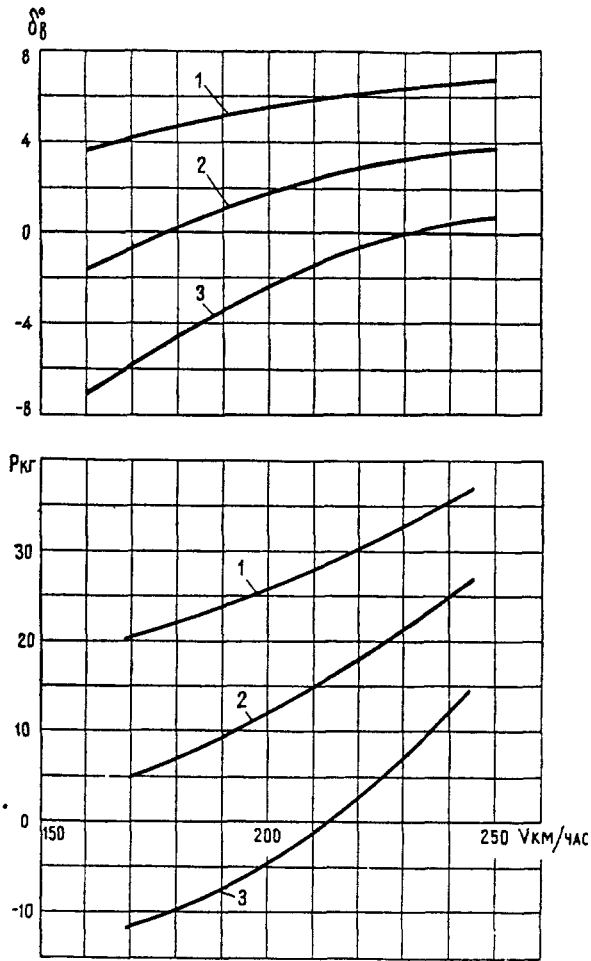
Фиг. 51. Продольная балансировка самолета в прямолинейном полете с выпущенными на 15° закрылками на высоте 3500 м (режим работы двигателей — полетный малый газ):

1; 2; 3 — соответственно для центровок самолета 32,2% САХ; 25,2% САХ; 16,3% САХ; V — индикаторная скорость полета; $\delta_{в}$ — угол отклонения руля высоты; P — усилие на штурвале от руля высоты



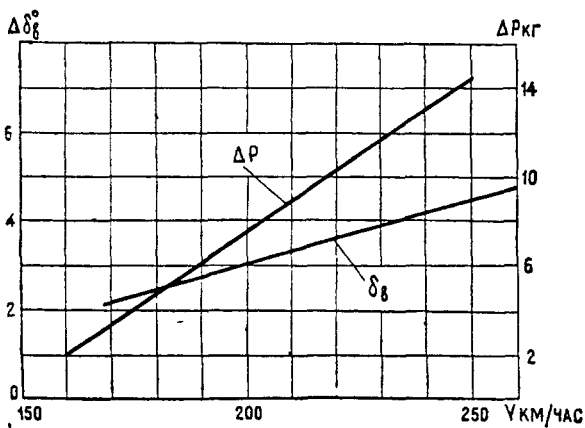
Фиг. 52. Продольная балансировка самолета в прямолинейном полете на режиме предпосадочного планирования с выпущенным шасси и выпущенными на 38° закрылками на высоте 4000 м (режим работы двигателей — полетный малый газ, триммер в нейтральном положении):

1; 2; 3 — соответственно для центровок самолета 31,2% САХ; 25,2% САХ; 16,3% САХ; V — индикаторная скорость полета; $\delta_{в}$ — угол отклонения руля высоты; P — усилие на штурвале от руля высоты



Фиг. 53. Продольная балансировка самолета в прямолинейном полете на режиме ухода на второй круг с выпущенным шасси и выпущенными на 38° закрылками на высоте 4000 м (режим работы двигателей — взлетный, триммер в нейтральном положении):

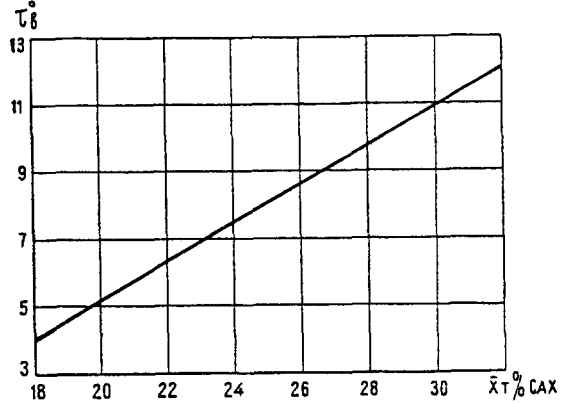
1; 2; 3 — соответственно для центровок самолета 31,2% САХ; 25,2% САХ; 16,3% САХ; V — индикаторная скорость полета; δ_v° — угол отклонения руля высоты; P — усилие на штурвале от руля высоты



Фиг. 54. Изменение положения руля высоты и усилия на штурвале при выпуске закрылков от 0 до 38° на высоте 3900 м при центровке 20% САХ:

V — индикаторная скорость полета; δ_v° — угол отклонения руля высоты; ΔP — изменение усилия на штурвале от руля высоты

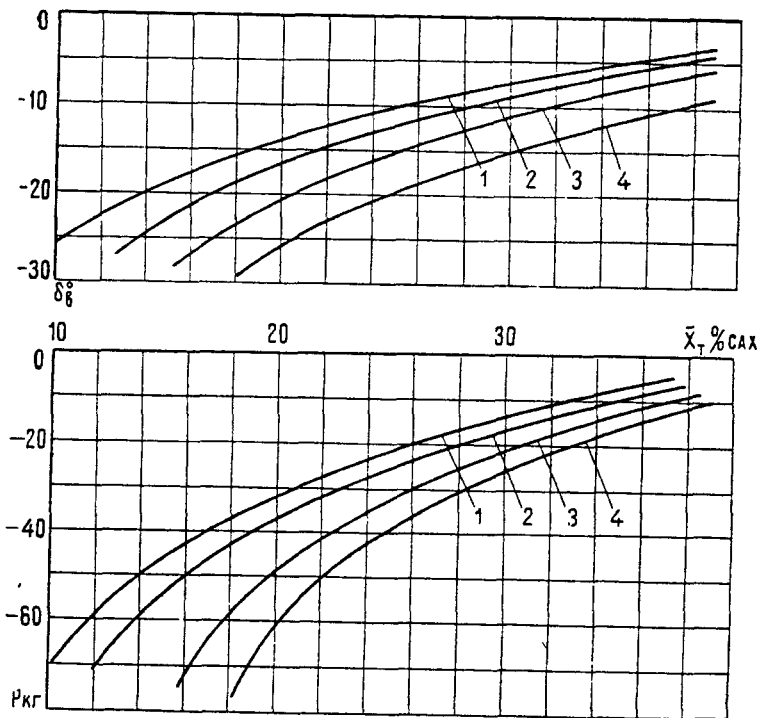
Эффективность триммера руля высоты (фиг. 57) достаточна для полного снятия усилий со штурвала на всех эксплуатационных режимах полета.



Фиг. 55. Зависимость предварительного отклонения триммеров руля высоты перед взлетом от взлетной центровки самолета:

τ_v° — угол отклонения триммера

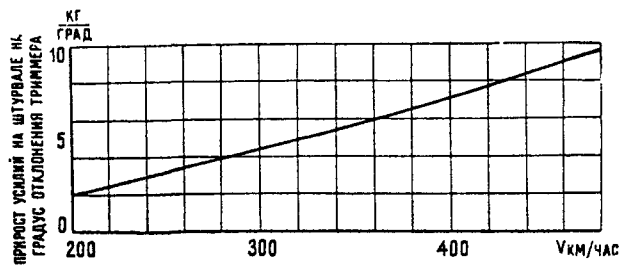
Благодаря высокой эффективности противообледенительной системы стабилизатора характеристики продольной устойчивости и управляемости самолета не ухудшаются и в условиях, способствующих обледенению самолета. В случае отказа противо-



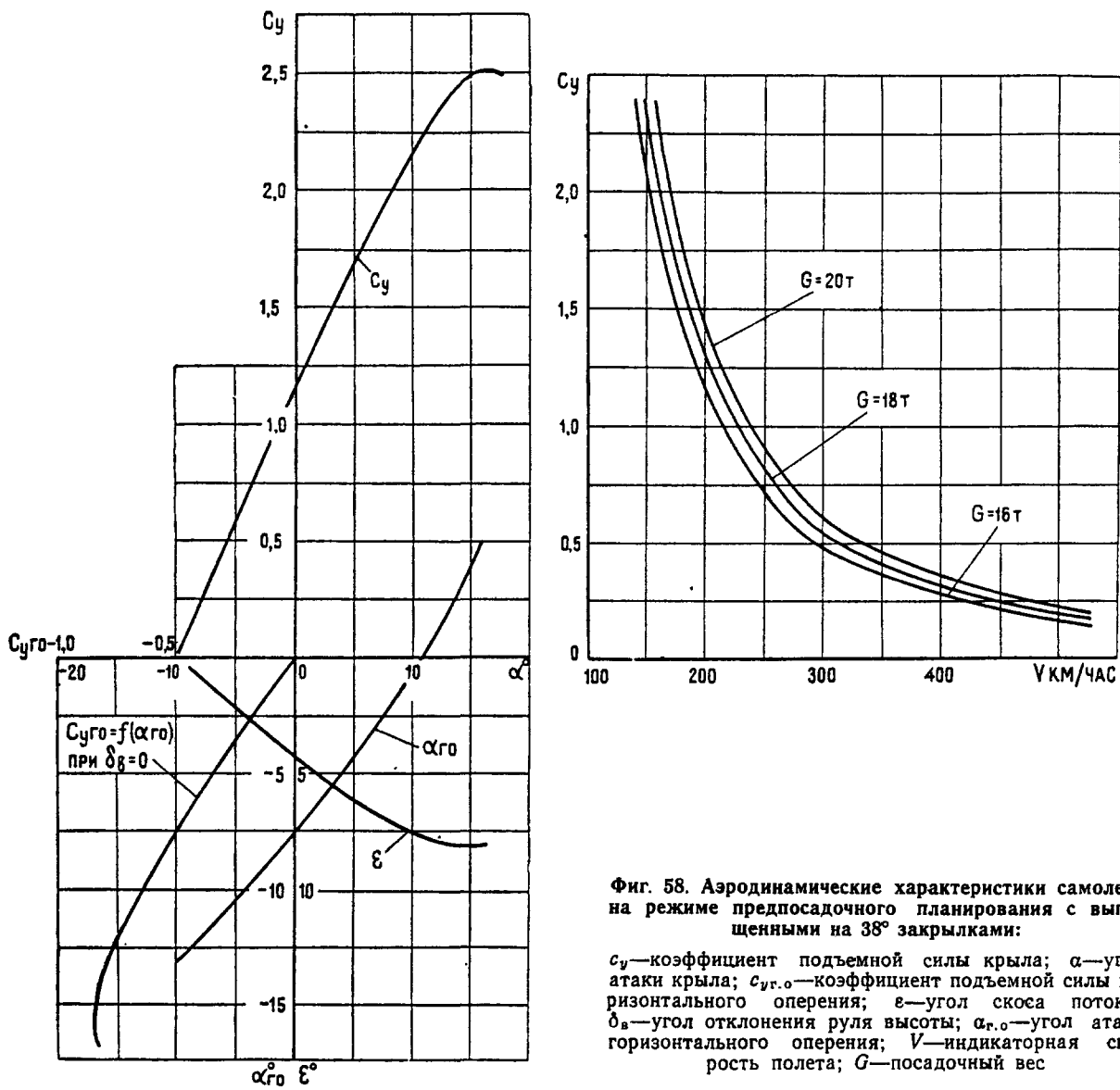
Фиг. 56. Продольная балансировка самолета на посадке с выпущенными на 38° закрылками (режим работы двигателей — полетный малый газ):

1; 2; 3; 4 — соответственно для посадочных углов атаки 4; 6; 8; 10° ; δ_v° — угол отклонения руля высоты; P — усилие на штурвале от руля высоты; \bar{x}_T — центровка самолета

обледенительной системы и обледенения стабилизатора критический угол атаки горизонтального оперения существенно уменьшается. В этом случае для сохранения достаточного запаса устойчивости



Фиг. 57. Характеристика эффективности триммера руля высоты:
 V —индикаторная скорость полета



Фиг. 58. Аэродинамические характеристики самолета на режиме предпосадочного планирования с выпущенными на 38° закрылками:

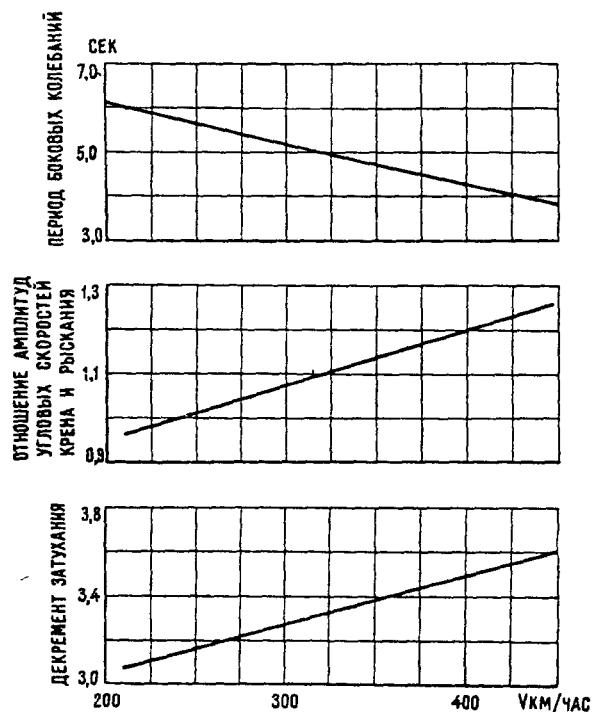
C_y —коэффициент подъемной силы крыла; α —угол атаки крыла; $C_{yг.о}$ —коэффициент подъемной силы горизонтального оперения; ϵ —угол скоса потока; δ_δ —угол отклонения руля высоты; $\alpha_{г.о}$ —угол атаки горизонтального оперения; V —индикаторная скорость полета; G —посадочный вес

по углу атаки горизонтального оперения, обеспечивающего по-прежнему высокий уровень безопасности полета, необходимо уменьшить угол отклонения закрылков и строго выдерживать скорости предпосадочного планирования, рекомендованные инструкцией по летной эксплуатации. Эти скорости выбраны в результате длительных расчетных исследований и летных испытаний из условия обеспечения достаточных запасов устойчивости по углу атаки как крыла, так и горизонтального оперения. Уменьшение скорости по сравнению с рекомендуемой связано с опасностью выхода самолета на недопустимо большие положительные углы атаки крыла, а повышение ее — с опасностью выхода на недопустимо большие отрицательные углы атаки горизонтального оперения.

Аэродинамические характеристики самолета на режиме предпосадочного планирования, полученные при испытаниях модели в натурной аэродинамической трубе, даны на фиг. 58. Там же приведены зависимости, связывающие коэффициент подъемной силы самолета, потребный для горизонтального полета, со скоростью и весом самолета.

9. ОСОБЕННОСТИ БОКОВОЙ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ САМОЛЕТА

Самолет обладает благоприятными характеристиками боковой устойчивости и управляемости, обеспечивающими простоту и удобство пилотирования и высокую безопасность на всех эксплуатационных режимах полета.

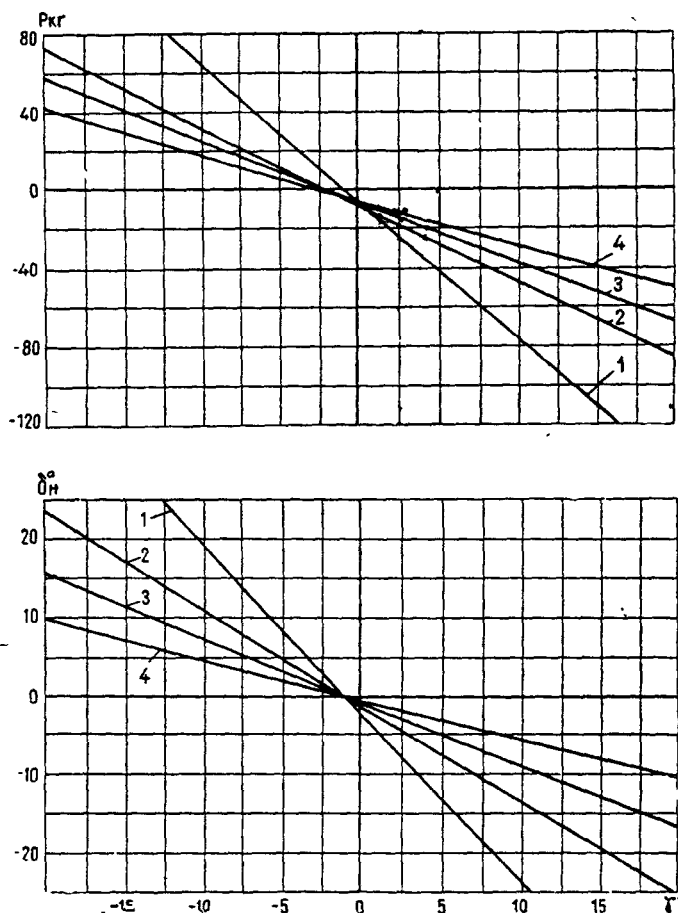


Фиг. 59 Характеристики боковой динамической устойчивости самолета при убранных шасси и закрылках на высоте 4000 м (центровка 21,5% САХ):

V —индикаторная скорость полета

Боковая динамическая устойчивость самолета в основном характеризуется периодом боковых коле-

баний T , декрементом затухания колебаний m и отношением амплитуд угловой скорости крена к угловой скорости рыскания χ . На фиг. 59 представлены зависимости этих величин от индикаторной скорости полета. Большой декремент затухания колебаний и умеренные величины критерия χ свидетельствуют о плотном «сидении» самолета в воздухе

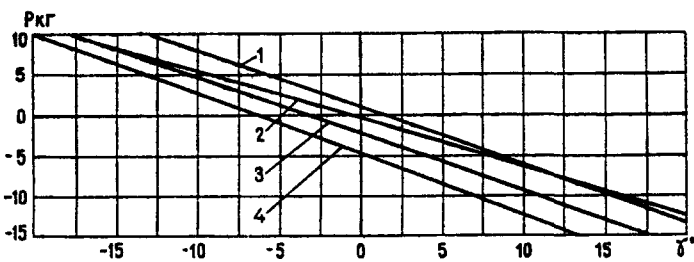
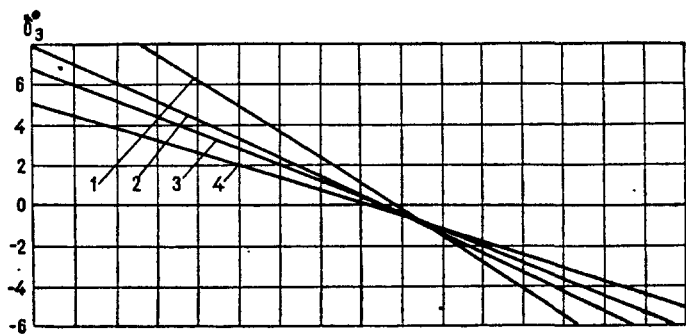


Фиг. 60. Балансировка самолета в установившемся прямолинейном полете с креном и скольжением на высоте 4000 м при убранных шасси и закрылках (режим работы двигателей—потребный для горизонтального полета, триммер в нейтральном положении):

1, 2, 3, 4—соответственно для индикаторных скоростей 210, 278, 332, 400 км/час; $\delta \delta$ —угол отклонения руля направления; P —усилие на педалях; γ —угол крена

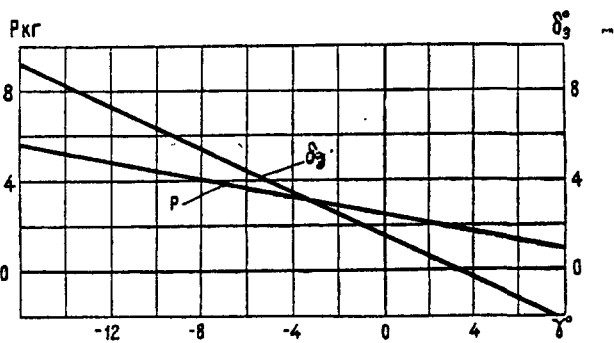
и устойчивости его при воздействии внешних возмущений. Эти качества были достигнуты в результате оптимального сочетания высокой путевой устойчивости самолета с умеренной поперечной устойчивостью и хорошими демпфирующими характеристиками.

Самолет сохраняет хорошие характеристики поперечной и путевой статической устойчивости и управляемости в широком диапазоне углов скольжения. Эти характеристики даны на фиг. 60—65. Из приведенных графиков следует, что изменение углов отклонения элеронов и руля направления по углу крена имеют благоприятный характер вплоть до максимальных расходов руля направления. Полностью отклоненный руль направления может вывести самолет на угол скольжения до 20°, однако



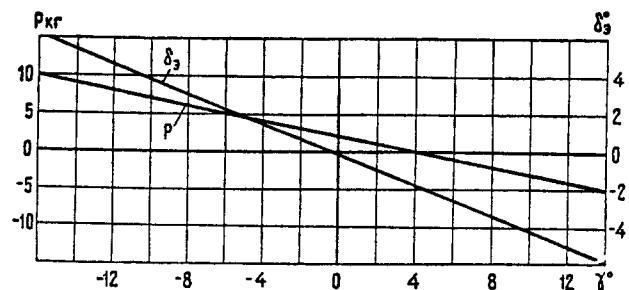
Фиг. 61. Балансировка самолета в установившемся прямолинейном полете с креном и скольжением на высоте 4000 м при убранном шасси и закрылках (режим работы двигателей — потребный для горизонтального полета, триммер в нейтральном положении):

1, 2, 3, 4—соответственно для индикаторных скоростей 210, 278, 332, 400 км/час; δ_3° —угол отклонения правого элерона; P —усилие на штурвале от элеронов; γ —угол крена



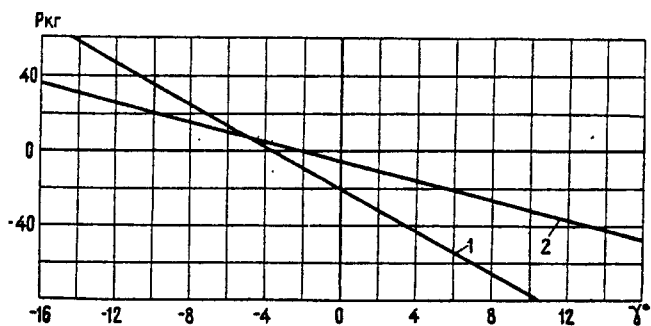
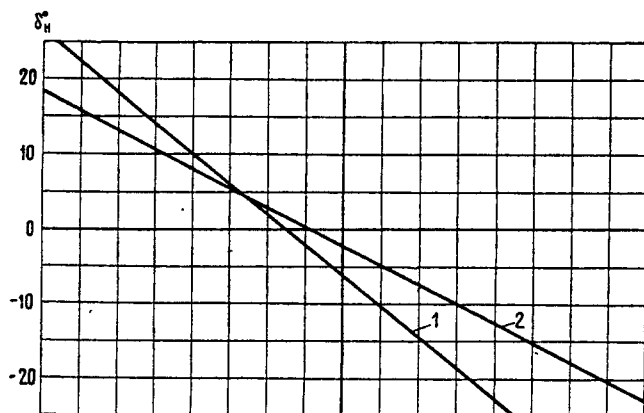
Фиг. 62. Балансировка самолета в установившемся прямолинейном полете с креном и скольжением на высоте 3500 м при выпущенном шасси и выпущенных на 15° закрылках (режим работы двигателей — потребный для горизонтального полета, триммер в нейтральном положении, индикаторная скорость 240 км/час):

P —усилие на педалях; δ_n° —угол отклонения руля направления; γ —угол крена



Фиг. 63. Балансировка самолета в установившемся прямолинейном полете с креном и скольжением на высоте 3500 м при выпущенном шасси и выпущенных на 15° закрылках (режим работы двигателей — потребный для горизонтального полета, триммер в нейтральном положении, индикаторная скорость 240 км/час):

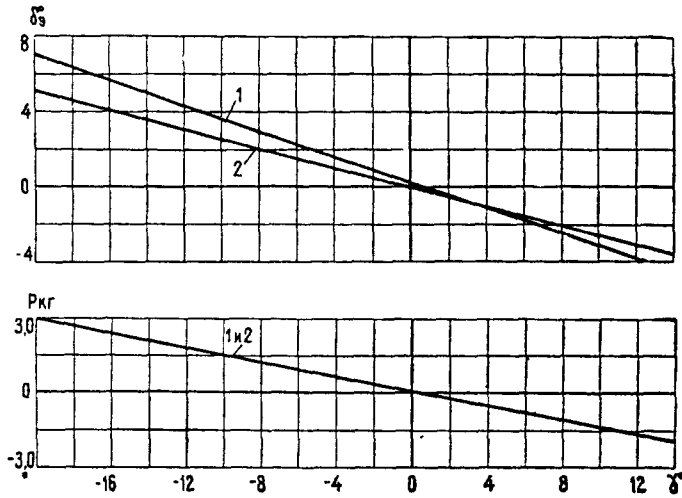
P —усилие на штурвале от элеронов; δ_3° —угол отклонения правого элерона; γ —угол крена



Фиг. 64. Балансировка самолета в установившемся прямолинейном полете с креном и скольжением на высоте 3500 м при выпущенном шасси и выпущенных на 38° закрылках (режим работы двигателей — потребный для горизонтального полета, триммер в нейтральном положении):

1; 2—соответственно для индикаторных скоростей 200 и 250 км/час; δ_n° —угол отклонения руля направления; P —усилие на педалях; γ —угол крена

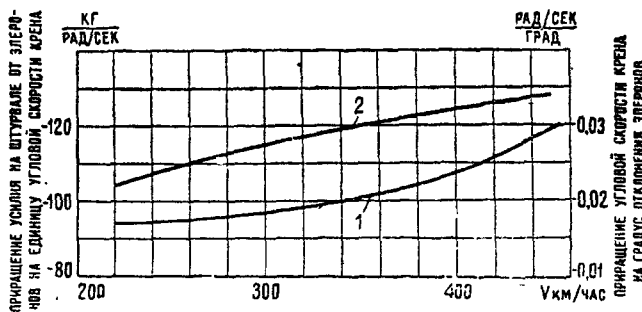
и при этом сохраняется большой запас устойчивости до критического угла скольжения. Исследования, проведенные в аэродинамических трубах ЦАГИ, показали, что зависимость коэффициента путевого момента самолета от угла скольжения сохраняется практически прямолинейной в диапазоне



Фиг. 65. Балансировка самолета в установившемся прямолинейном полете с креном и скольжением на высоте 3500 м при выпущенном шасси и выпущенных на 38° закрылках (режим работы двигателей — потребный для горизонтального полета, триммер в нейтральном положении):

1; 2—соответственно для индикаторных скоростей 200 и 250 км/час; δ_a —угол отклонения правого элерона; P —усилие на штурвале от элеронов; γ —угол крена

углов скольжения от -30 до $+30^\circ$. На всех режимах координированного скольжения усилия на педалях прямые и приемлемы по величине; явление перекомпенсации полностью отсутствует. Это свидетельствует о правильном подборе аэродинамической компенсации элеронов и руля направления и высокой эффективности пружинного сервокомпенсатора руля направления.

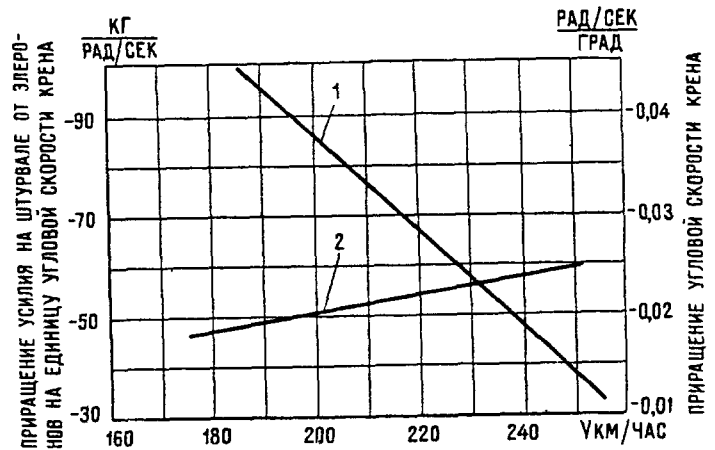


Фиг. 66. Характеристики поперечной управляемости самолета при установившемся вращении по крену на высоте 4000 м с убранными шасси и закрылками:

1—приращение усилия на штурвале; 2—приращение угловой скорости крена; V —индикаторная скорость полета

Характеристики поперечной управляемости при установившемся вращении по крену приведены на фиг. 66—68. Эффективность элеронов достаточна для создания требуемых значений угловых скоростей крена при приемлемых усилиях на штурвале.

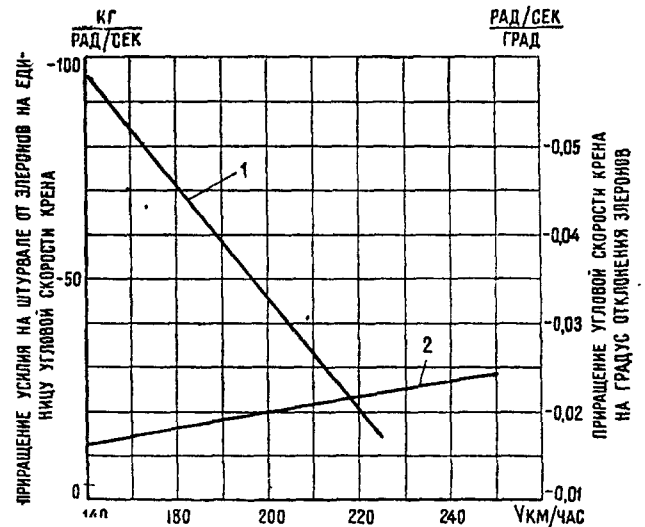
Эффективность путевого и поперечного управления обеспечивает взлет и посадку самолета при боковой составляющей скорости ветра до 12 м/сек. Для повышения путевой управляемости самолета



Фиг. 67. Характеристики поперечной управляемости самолета при установившемся вращении по крену на высоте 4000 м с выпущенным шасси и выпущенными на 15° закрылками:

1—приращение усилия на штурвале; 2—приращение угловой скорости крена; V —индикаторная скорость полета.

при разбеге и пробеге с боковым ветром на самолете имеется возможность управления поворотом передних колес шасси. Эффективность поворота передних колес увеличивается при увеличении нагрузки на переднюю ногу шасси. Поэтому при разбеге с боковым ветром передние колеса следует

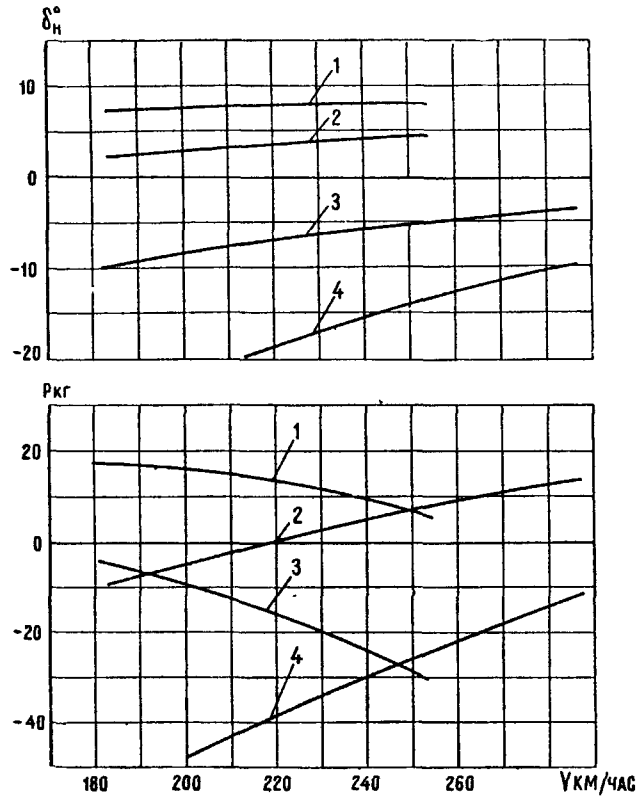


Фиг. 68. Характеристики поперечной управляемости самолета при установившемся вращении по крену на высоте 4000 м с выпущенным шасси и выпущенными на 38° закрылками:

1—приращение усилия на штурвале; 2—приращение угловой скорости крена

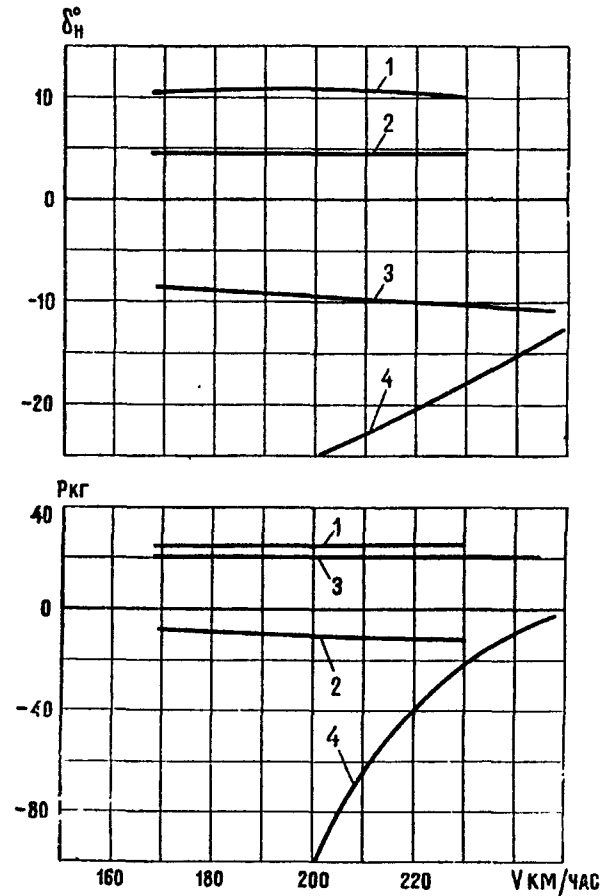
оставлять прижатыми до момента отрыва, а после приземления — энергично опускать нос самолета.

При разбеге самолета вследствие реактивного момента воздушных винтов происходит перераспределение нагрузок на главные ноги шасси. При левом вращении винтов большая нагрузка приходится на



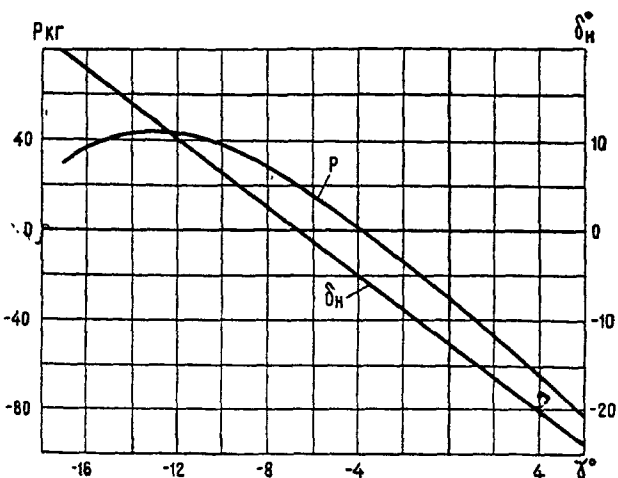
Фиг. 69. Боковая балансировка самолета в полете на одном двигателе без крена на высоте 1500 м с убранными шасси и закрылками (винт неработающего двигателя зафлюгирован):

1—правый двигатель работает на взлетном режиме, триммер руля направления отклонен на $-7,5^\circ$; 2—правый двигатель работает на полетном малом газе, триммер руля направления отклонен на $-7,5^\circ$; 3—левый двигатель работает на полетном малом газе, триммер руля направления отклонен на $+12,5^\circ$; 4—левый двигатель работает на взлетном режиме, триммер руля направления отклонен на $+12,5^\circ$; δ_n° —угол отклонения руля направления; P —усилие на педалях; V —индикаторная скорость полета



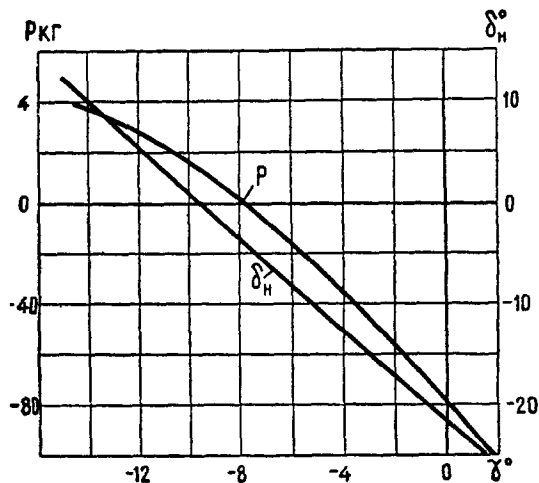
Фиг. 70. Боковая балансировка самолета в полете на одном двигателе без крена на высоте 1500 м с выпущенным шасси и выпущенными на 15° закрылками (винт неработающего двигателя зафлюгирован):

1—правый двигатель работает на взлетном режиме, триммер руля направления отклонен на $-10,5^\circ$; 2—правый двигатель работает на взлетном режиме, триммер руля направления отклонен на $-10,5^\circ$; 3—левый двигатель работает на полетном малом газе, триммер руля направления отклонен на $+21^\circ$; 4—левый двигатель работает на взлетном режиме, триммер руля направления отклонен на $+21^\circ$; δ_n° —угол отклонения руля направления; P —усилие на педалях; V —индикаторная скорость полета



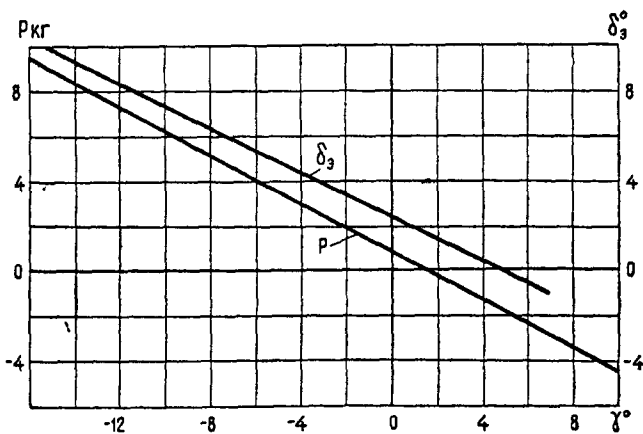
Фиг. 71. Балансировка самолета в установившемся прямолинейном полете с креном и скольжением при неработающем правом двигателе на высоте 1600 м с убранными шасси и закрылками (режим работы левого двигателя — потребный для горизонтального полета, винт правого двигателя зафлюгирован, индикаторная скорость полета 200—250 км/час, триммер в нейтральном положении):

δ_n° — угол отклонения руля направления; P — усилие на педалях; γ — угол крена



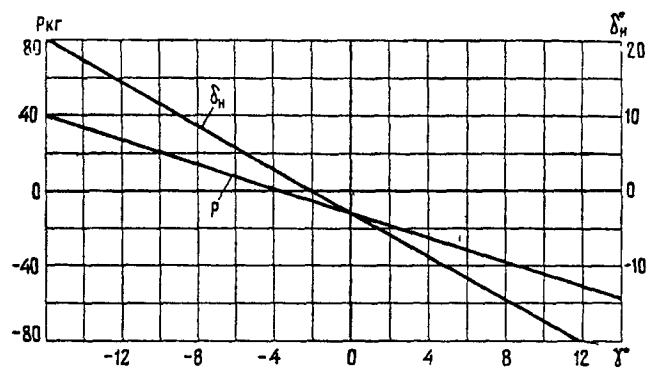
Фиг. 73. Балансировка самолета в установившемся прямолинейном полете с креном и скольжением при неработающем правом двигателе на высоте 1600 м с выпущенным шасси и выпущенными на 15° закрылками (режим работы левого двигателя — потребный для горизонтального полета, винт правого двигателя зафлюгирован, индикаторная скорость полета 210 км/час, триммер в нейтральном положении):

δ_n° — угол отклонения руля направления; P — усилие на педалях; γ — угол крена



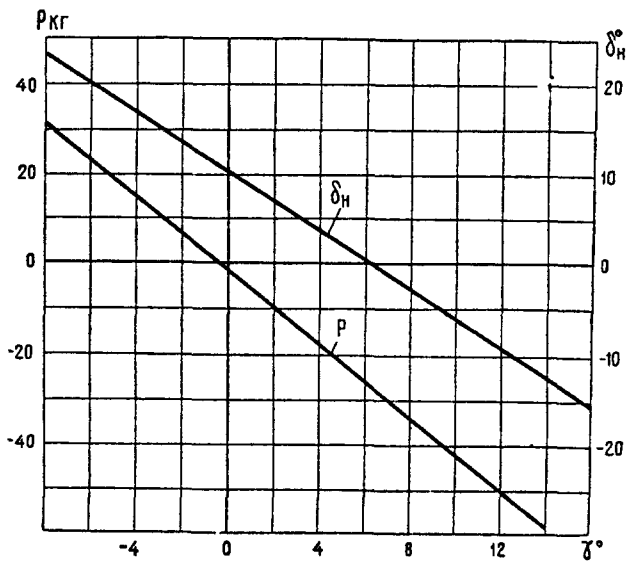
Фиг. 72. Балансировка самолета в установившемся прямолинейном полете с креном и скольжением при неработающем правом двигателе на высоте 1600 м с убранными шасси и закрылками (режим работы левого двигателя — потребный для горизонтального полета, винт правого двигателя зафлюгирован, индикаторная скорость полета 200—250 км/час, триммер в нейтральном положении):

δ_3° — угол отклонения правого элерона; P — усилие на штурвале от элеронов; γ — угол крена



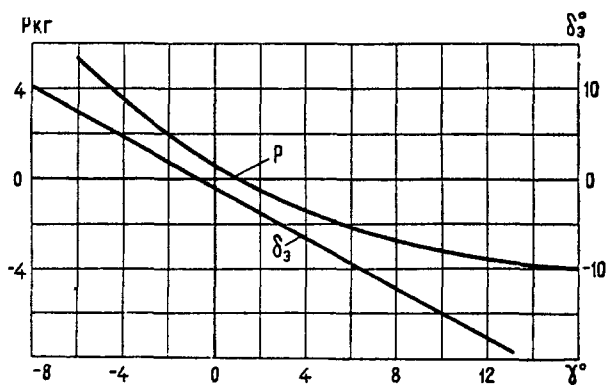
Фиг. 74. Балансировка самолета в установившемся прямолинейном полете с креном и скольжением при неработающем правом двигателе на высоте 1600 м с выпущенным шасси и выпущенными на 15° закрылками (режим работы левого двигателя — потребный для горизонтального полета, винт правого двигателя зафлюгирован, индикаторная скорость полета 210 км/час, триммер в нейтральном положении):

δ_3° — угол отклонения правого элерона; P — усилие на штурвале от элеронов; γ — угол крена



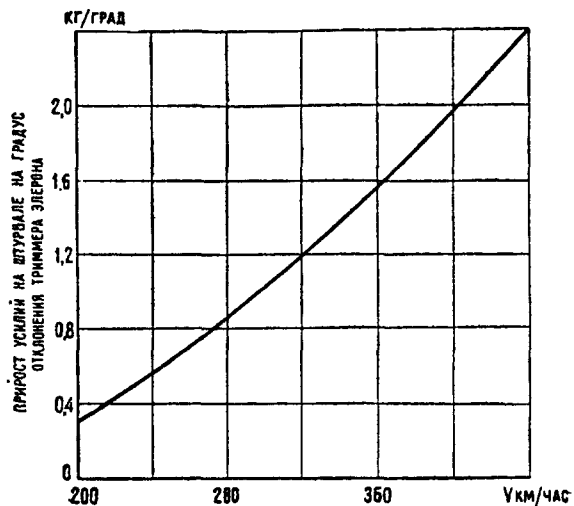
Фиг. 75. Балансировка самолета в установившемся прямолинейном полете с креном и скольжением при неработающем левом двигателе на высоте 1660 м с выпущенным шасси и выпущенными на 38° закрылками (режим работы правого двигателя — потребный для горизонтального полета, винт левого двигателя зафлюгирован, индикаторная скорость полета 200 км/час, триммер в нейтральном положении):

δ_H° — угол отклонения руля направления; P — усилие на педалях; γ — угол крена



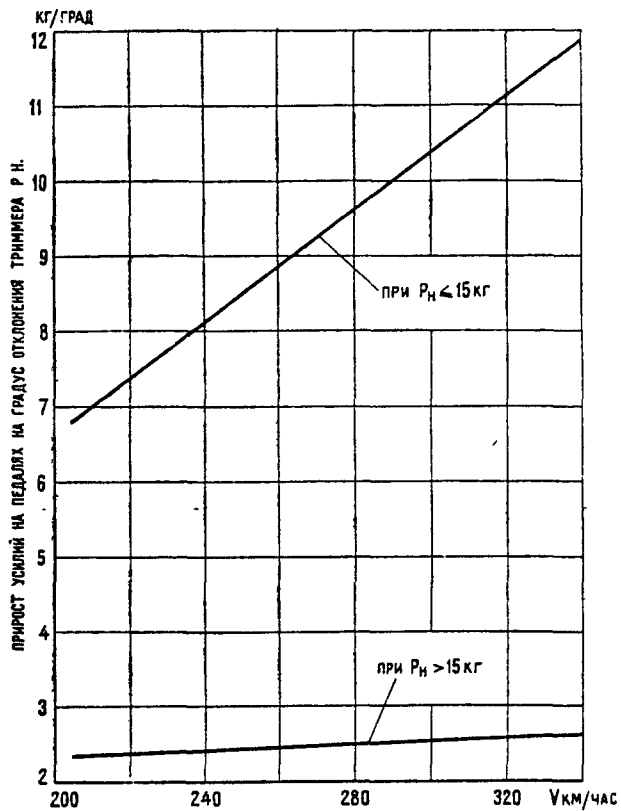
Фиг. 76. Балансировка самолета в установившемся прямолинейном полете с креном и скольжением при неработающем левом двигателе на высоте 1660 м с выпущенным шасси и выпущенными на 38° закрылками (режим работы правого двигателя — потребный для горизонтального полета, винт левого двигателя зафлюгирован, индикаторная скорость полета 200 км/час, триммер в нейтральном положении):

$\delta_Э^\circ$ — угол отклонения элерона; P — усилие на штурвале от элеронов; γ — угол крена



Фиг. 77. Характеристика эффективности триммера элерона:

V — индикаторная скорость полета



Фиг. 78. Характеристика эффективности триммера руля направления:

P — усилие на педалях от руля направления; V — индикаторная скорость полета

правую ногу шасси, что увеличивает силу сцепления правых колес со взлетно-посадочной полосой и приводит к развороту самолета вправо. Кроме того, закрученная струя от винтов приводит к несимметричному обтеканию вертикального оперения даже при симметричной тяге двигателей. Винты левого вращения создают снос потока в горизонтальной плоскости у вертикального оперения, вследствие чего возникает путевой момент, также приводящий к развороту самолета вправо. Для парирования указанных моментов на разбеге требуется расход руля направления до $5-6^\circ$ и элеронов — до $2-3^\circ$.

Безопасность полета самолета в случае отказа одного из двигателей на любом из режимов полета обеспечивается высокой эффективностью органов поперечного и путевого управления и системами флюгирования винтов.

Наибольшие возмущения действуют на самолет при отказе двигателя на взлете. У самолета Ан-24 наибольший разворачивающий момент получается при отказе правого двигателя, поскольку к разворачивающему моменту, создаваемому асимметричной тягой двигателей, добавляется упоминавшийся выше момент от влияния закрученной винтом струи на вертикальное оперение. Эффективность поперечного и путевого управления обеспечивает прямо-

линейность полета от скорости отрыва 170 км/час до скорости 200 км/час при создании небольшого крена ($2-4^\circ$) в сторону работающего двигателя. При скорости выше 200 км/час обеспечивается полет без крена.

Зависимости расходов элеронов и руля направления, а также усилия на штурвале и педалях от угла крена в прямолинейном горизонтальном полете со скольжением при асимметричной тяге двигателей приведены на фиг. 69—76. Из приведенных данных следует, что большой запас по углу отклонения элеронов позволяет выполнять развороты и в сторону работающего двигателя.

Отказ двигателя при наборе высоты, в крейсерском полете или при заходе на посадку с немедленным флюгированием винта не вызывает трудностей в пилотировании самолета. Посадка самолета с зафлюгированным винтом практически не отличается от обычной посадки. Посадка возможна также с авторотирующим винтом отказавшего двигателя.

Усилия на штурвале от элеронов и на педалях от руля направления в установившемся прямолинейном полете с асимметричной тягой на всех режимах полета приемлемы и полностью снимаются триммерами. Эффективность триммеров элеронов и руля направления представлена на фиг. 77, 78.

ВЕСОВЫЕ ДАННЫЕ, ЦЕНТРОВКА И ЗАГРУЗКА САМОЛЕТА

10. ВЕСОВЫЕ ДАННЫЕ

Взлетный вес самолета складывается из веса пустого самолета, служебной нагрузки, платной нагрузки и топлива:

Максимальный взлетный вес — 21 000 кг.

Вес пустого самолета — 13 750 кг*.

Служебная нагрузка — 373 кг.

Платная нагрузка и топливо — 6877 кг**.

Максимальный посадочный вес — 21 000 кг.

ВЕСОВАЯ СВОДКА САМОЛЕТА Ан-24Б В ПАССАЖИРСКОМ ВАРИАНТЕ

Взлетный вес самолета — 21 000 кг.

I. Вес пустого самолета — 13 750 кг*.

1. Конструкция — 7075 кг:

— фюзеляж — 2270 кг,

— крыло — 2379 кг,

— хвостовое оперение — 571 кг,

— система управления — 318 кг,

— шасси — 1267 кг,

— гидросистема — 270 кг.

2. Силовая установка — 3650 кг:

— двигатели,

— система управления двигателями,

— топливная система (без топлива),

— противопожарная система.

3. Оборудование — 3025 кг:

— аэронавигационное — 158 кг,

— радиооборудование — 530 кг,

— электрооборудование — 848 кг,

— пассажирское — 974 кг,

— высотное — 335 кг,

— сиденья экипажа и прочее — 180 кг.

Вес пустого самолета Ан-24Б взят по состоянию на 1966 г. Для расчетов в эксплуатации вес пустого самолета берется из формуляра. Допуск на вес пустого самолета +0,5%.

* В экспортном варианте 13 400 кг.

** В экспортном варианте вес платной нагрузки и топлива составляет 7227 кг.

II. Служебная нагрузка — 373 кг:

— два летчика — 160 кг,

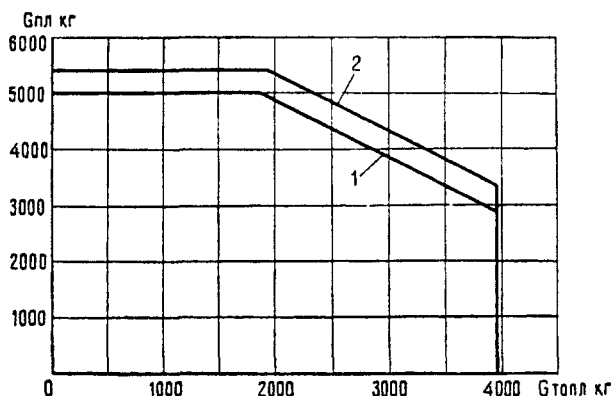
— бортпроводник — 80 кг,

— масло для двигателей — 95 кг,

— два переносных кислородных баллона — 6 кг,

— вода в туалете — 26 кг,

— химикаты в туалете — 6 кг*.



Фиг. 79. График для предварительного определения веса платной нагрузки в зависимости от запаса топлива при взлетном весе самолета 21 т:

1—для пассажирского варианта; 2—для грузового варианта; $G_{пл}$ —платная нагрузка; $G_{топл}$ —вес топлива

При использовании системы впрыска воды в двигатели вес служебной нагрузки увеличивается на 68 кг (вес воды для впрыска).

III. Платная нагрузка — 5000 кг**:

— 50 пассажиров — 3750 кг,

— багаж — 1000 кг,

— груз и почта — 250 кг.

В платную нагрузку входят 40 кг снаряжения буфета (контейнеры, мойка с водой и пр.).

IV. Топливо — 1877 кг:

— топливо, расходуемое на всех участках полета — 1257 кг,

* Вес химикатов в туалете на самолетах Ан-24А больше на 10 кг.

** В экспортном варианте 5500 кг.

- аэронавигационный запас — 580 кг,
- невыработываемый остаток — 40 кг.

Вес топлива, расходуемого на запуск и опробование двигателей и руление до старта, во взлетный вес самолета не входит. Вес топлива на взлете зависит от имеющейся на борту самолета нагрузки (фиг. 79) и дальности полета.

Максимальная эксплуатационная заправка топлива (при $\gamma=0,775 \text{ г/см}^3$ и с учетом 3% недозаправки на температурное расширение топлива):

- для самолетов с четырьмя баками в центроплане — 3950 кг;
- для самолетов с восемью баками в центроплане — 4790 кг.

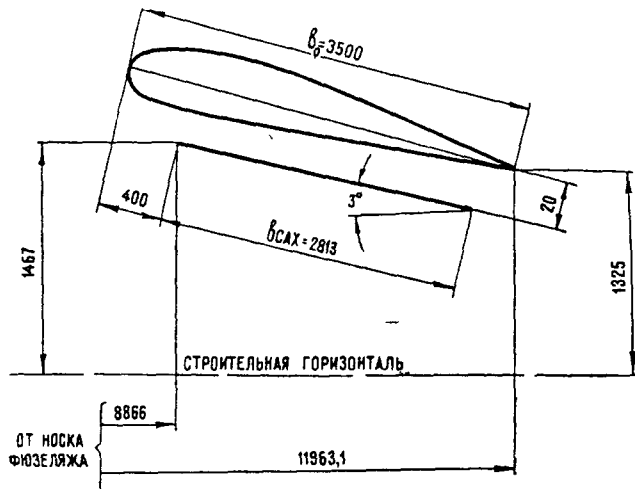
11. ЦЕНТРОВОЧНЫЕ ДАННЫЕ

Положение центра тяжести самолета определяется в процентах средней аэродинамической хорды крыла (САХ).

Для крыла с однощелевым закрылком центроплана величина средней аэродинамической хорды $b_{САХ} = 2813 \text{ мм}$, а для крыла с двухщелевым закрылком центроплана $b_{САХ} = 2686 \text{ мм}$. Схемы расположения и величины САХ приведены на фиг. 80 и 81. Схема разбивки шпангоутов фюзеляжа дана на фиг. 82.

При расчете центровок принята следующая система координат:

- начало координат — точка пересечения строительной горизонтали с перпендикуляром к ней, который касается носка фюзеляжа;
- ось X совпадает со строительной горизонталью и направлена против полета;
- ось Y перпендикулярна строительной горизонтали и направлена вверх.



Фиг. 80. Расположение САХ крыла для самолета с однощелевыми закрылками центроплана

Диапазон эксплуатационных центровок самолета:
— предельно передняя 15% САХ (шасси убрано),
— предельно задняя 33% САХ (шасси выпущено).

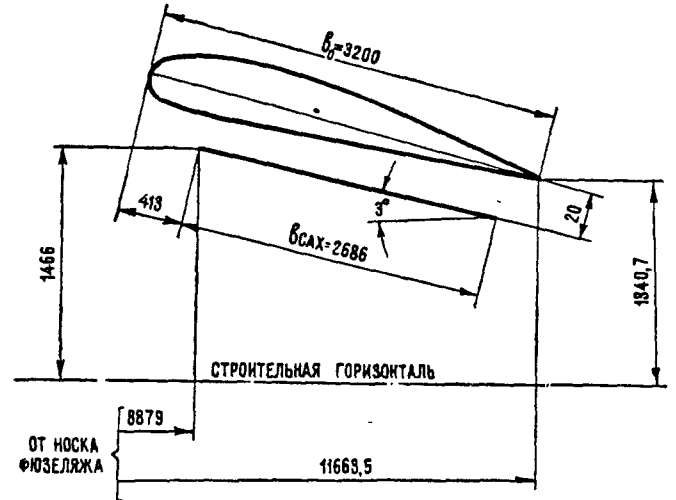
Уборка шасси смещает центровку самолета вперед на 2,3—3,4% САХ в зависимости от полетного веса самолета. Предельно-переднюю центровку самолета с выпущенным шасси определяют по фиг. 83.

Смещение центровки самолета вследствие выгорания топлива в полете приведено в табл. 6.

Таблица 6

Количество заправленного топлива кг	Смещение вперед при передних центровках % САХ	Смещение назад при задних центровках % САХ
3950	3,9	0
4790	4,1	0,3

Если взлетные центровки при выпущенном шасси находятся в диапазоне 22—32% САХ, посадочные центровки разрешается не рассчитывать, так как уборка шасси и выгорание топлива не выведут центровку из эксплуатационного диапазона.



Фиг. 81. Расположение САХ крыла для самолета с двухщелевыми закрылками центроплана

Расчет центровки самолета может быть произведен как теоретическим способом, так и графическим — при помощи специальных центровочных графиков. Центровочные графики приведены в «Руководстве по летной эксплуатации и пилотированию самолета Ан-24 с двумя двигателями АИ-24», редакция вторая, редиздат Аэрофлота, 1965 г.

12. РАСЧЕТ ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТА ПО СПОСОБУ МОМЕНТОВ

Центровка самолета в процентах средней аэродинамической хорды определяется по формулам:

$$\bar{x}_T = \frac{x_{T0}}{b_{САХ}} 100\%, \quad \bar{y}_T = \frac{y_{T0}}{b_{САХ}} 100\%.$$

Значения x_{T0} и y_{T0} находят по формулам:

$$x_{T0} = x_T - x_b + y_{T0} \operatorname{tg} \alpha,$$

$$y_{T0} = y_b - y_T - (x_T - x_b) \operatorname{tg} \alpha,$$

где x_T и y_T — координаты центра тяжести самолета в принятой системе координат;

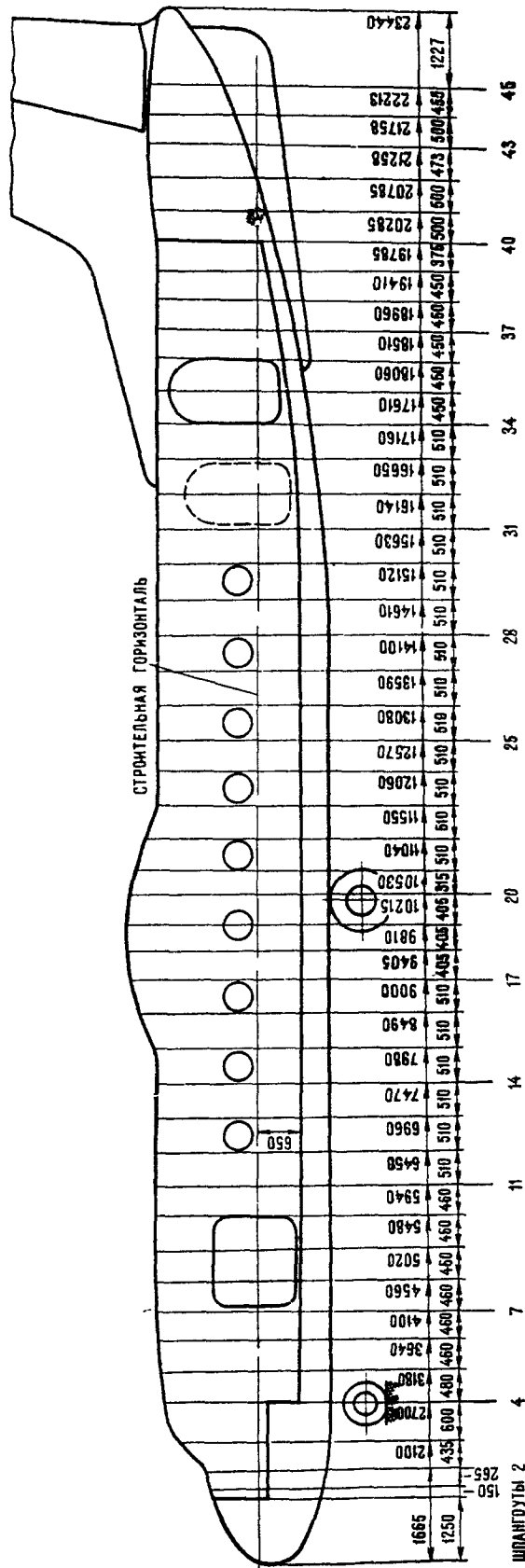
x_b и y_b — координаты носка САХ;

x_{T0} — расстояние по САХ от носка до проекции центра тяжести на САХ;

y_{T0} — расстояние от центра тяжести до САХ;

α — угол наклона САХ к горизонту.

α — угол установки крыла ($\alpha = 3^\circ$).
 Величины САХ и координаты носка САХ даны
 в табл. 7.



Фиг. 82. Размерная схема фюзеляжа

Таблица 7

Обозначения	Крыло с однощелевым закрылком центроплана	Крыло с двухщелевым закрылком центроплана
$b_{САХ}$	2,813 м	2,686 м
x_b	8,866 м	8,879 м
y_b	1,467 м	1,466 м

После подстановки значений $b_{САХ}$, x_b и y_b формулы для определения $x_{т0}$ и $y_{т0}$ принимают рабочий вид:

$$x_{т0} = x_t - 8,866 + y_{т0} 0,0524 \text{ м,}$$

$$y_{т0} = 1,467 - y_t - (x_t - 8,866) 0,0524 \text{ м}$$

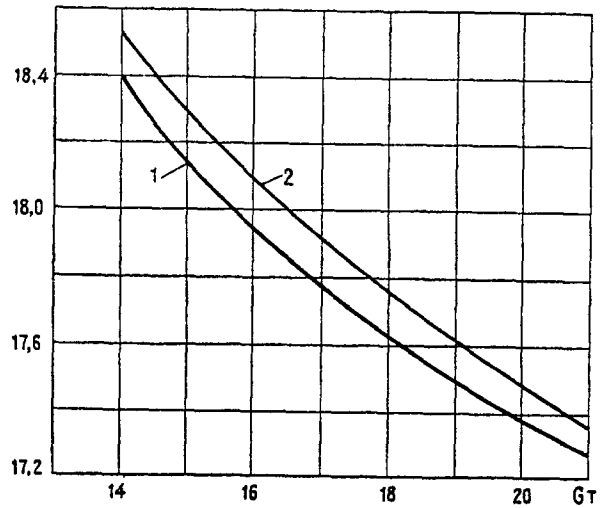
(для крыла с однощелевым закрылком центроплана),

$$x_{т0} = x_t - 8,879 + y_{т0} 0,0524 \text{ м,}$$

$$y_{т0} = 1,466 - y_t - (x_t - 8,879) 0,0524 \text{ м}$$

(для крыла с двухщелевым закрылком центроплана).

\bar{x}_r , % САХ



Фиг. 83. Предельно передние эксплуатационные центры при выпущенном шасси для различных весов самолета:

1 — для самолета с однощелевыми закрылками центроплана; 2 — для самолетов с двухщелевыми закрылками центроплана; x_t — центровка; G — вес самолета

- Значения x_t и y_t подставляются в метрах.
 Для расчета центровки самолета необходимо:
1. Просуммировать (с учетом знаков) статические моменты P_x и P_y и веса:
 - пустого самолета;
 - снаряжения;
 - топлива;
 - платной нагрузки.
 2. Определить координаты x_t и y_t центра тяжести загруженного самолета в основной системе координат:

$$x_t = \frac{\sum P_x}{\sum P}, \quad y_t = \frac{\sum P_y}{\sum P}.$$

3. Определить координаты $x_{т0}$ и $y_{т0}$ центра тяжести загруженного самолета:

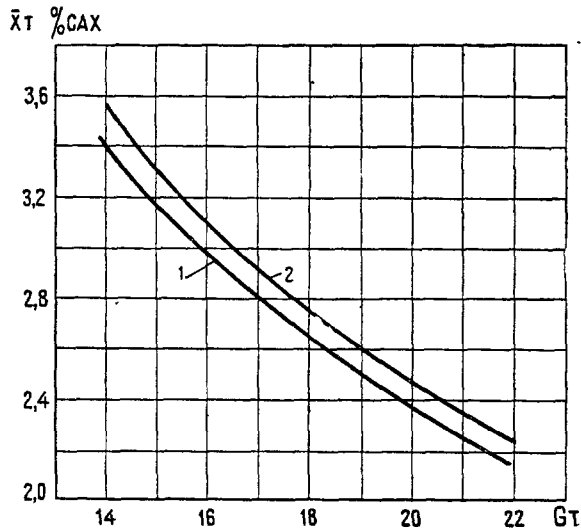
$$x_{т0} = x_t - x_b + y_{т0} \operatorname{tg} \alpha,$$

$$y_{т0} = y_b - y_t - (x_t - x_b) \operatorname{tg} \alpha.$$

4. Определить центровку самолета в % САХ:

$$\bar{x}_t = \frac{x_{т0}}{b_{САХ}} 100\%, \quad \bar{y}_t = \frac{y_{т0}}{b_{САХ}} 100\%.$$

5. Определить полетную центровку самолета после уборки шасси по фиг. 84.



Фиг. 84. Смещение центровки самолета при уборке шасси для различных весов:

1—для самолетов с однощелевыми закрылками центроплана; 2—для самолетов с двухщелевыми закрылками центроплана; x_t —центровка; G —вес самолета

Вес, координаты и статические моменты служебного снаряжения и контейнеров с продуктами и бытовыми принадлежностями для самолетов Ан-24А приведены в табл. 8.

Таблица 8

Наименование	P_x	x	P	y	P_y
	кгм	м	кг	м	кгм
Два летчика	438,4	2,74	160	0,38	60,8
Бортпроводник	1232,0	15,4	80	0	0
Масло для двигателей	656,5	6,91	95	0,57	54,2
Вода для туалета	442,0	17,0	26	0,68	16,1
Кислородный баллон (у шпангоута 11)	17,7	5,9	3	0,05	0,2
Кислородный баллон (в кабине экипажа)	9,8	3,28	3	0,4	1,2
Химикаты для туалета	256,8	16,05	16	-0,5	-8,0
Контейнеры с продуктами и прочее снаряжение буфета	604,0	15,1	40	-0,4	-16,0
Вода для впрыска в двигатели	706,5	10,39	68	1,3	88,4

Вес, координаты и статические моменты служебного снаряжения и контейнеров с продуктами и бытовыми принадлежностями для самолетов Ан-24Б даны в табл. 9.

Таблица 9

Наименование	P_x	x	P	y	P_y
	кгм	м	кг	м	кгм
Два летчика	438,4	2,74	160	0,38	60,8
Бортпроводник	1296,0	16,2	80	0,1	8,0
Масло для двигателей	656,5	6,910	95	0,57	54,2
Вода для туалета	413,4	15,9	26	1,2	31,2
Кислородный баллон (у шпангоута 34)	51,6	17,2	3	0,65	1,9
Кислородный баллон (в кабине экипажа)	9,8	3,28	3	0,4	1,2
Химикаты для туалета	99,6	16,6	6	-0,45	-2,7
Контейнеры с продуктами и прочее снаряжение буфета	644,0	16,1	40	-0,35	-14
Вода для впрыска в двигатели	706,5	10,39	68	1,3	88,4

Вес, координаты и статические моменты пассажиров самолета Ан-24А приведены в табл. 10.

Таблица 10

Ряды кресел с пассажирами	P_x	x	P	y	P_y
	кгм	м	кг	м	кгм
I	1966,5	6,555	300	-0,06	-18,0
II	2182,5	7,275	300	-0,06	-18,0
III	2398,5	7,995	300	-0,06	-18,0
IV	2614,5	8,715	300	-0,06	-18,0
V	2830,5	9,435	300	-0,06	-18,0
VI	3046,5	10,155	300	-0,06	-18,0
VII	3262,5	10,875	300	-0,06	-18,0
VIII	3478,5	11,595	300	-0,06	-18,0
IX	3694,5	12,315	300	-0,06	-18,0
X	3910,5	13,035	300	-0,06	-18,0
XI	4126,5	13,755	300	-0,06	-18,0
XII	4342,5	14,475	300	-0,06	-18,0
XIII	2288,3	15,255	150	-0,06	-9,0
Итого	40142,3	10,705	3750	-0,06	-225,0

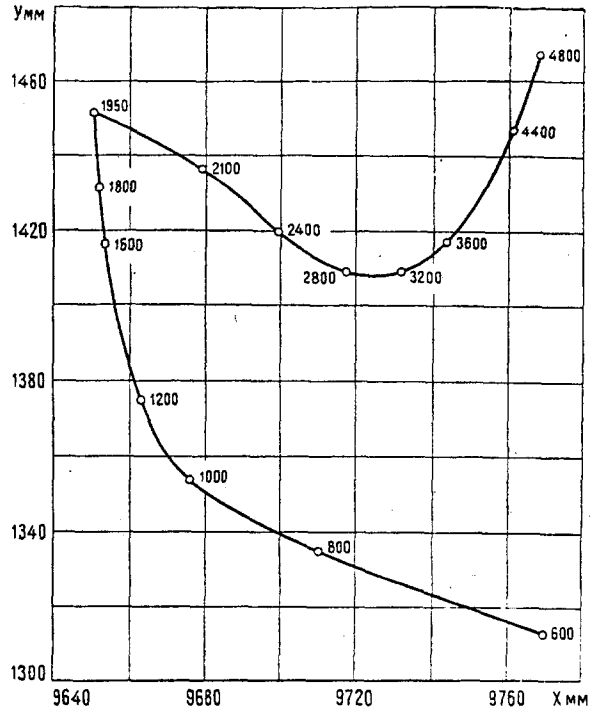
Вес, координаты и статические моменты пассажиров самолета Ан-24Б приведены в табл. 11.

Таблица 11

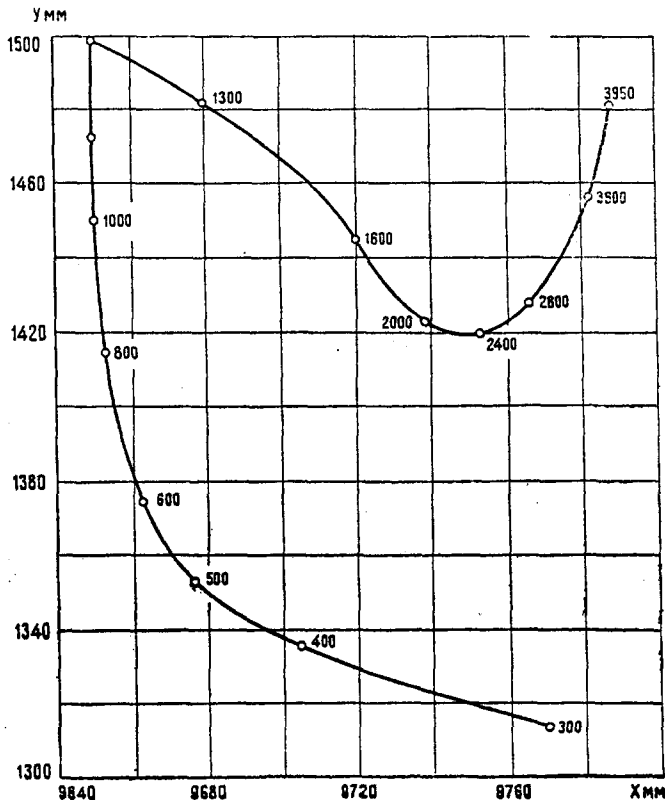
Ряды кресел с пассажирами	Px	x	P	y	$Pу$
	кгм	м	кг	м	кгм
I	1983,0	6,61	300	-0,06	-18,0
II	2199,0	7,33	300	-0,06	-18,0
III	2415,0	8,05	300	-0,06	-18,0
IV	2631,0	8,77	300	-0,06	-18,0
V	2847,0	9,49	300	-0,06	-18,0
VI	3063,0	10,21	300	-0,06	-18,0
VII	3279,0	10,93	300	-0,06	-18,0
VIII	3495,0	11,65	300	-0,06	-18,0
IX	3711,0	12,37	300	-0,06	-18,0
X	3927,0	13,09	300	-0,06	-18,0
XI	4143,0	13,81	300	-0,06	-18,0
XII	4359,0	14,53	300	-0,06	-18,0
XIII	2287,0	15,25	150	-0,06	-9,0
Итого	40339,0	10,757	3750	-0,06	-225,0

Размеры, емкости и координаты грузовых и багажных помещений самолетов Ан-24А и Ан-24Б, у которых порог между гардеробом и задним багажным помещением расположен по шпангоуту 37,

даются в табл. 12. Те же данные для самолетов Ан-24Б, у которых порог перенесен на шпангоут 38, приведены в табл. 13.



Фиг. 86. Зависимость координат центра тяжести топлива от величины заправки для самолетов с дополнительными баками в центроплане (цифры на кривой обозначают вес топлива в кг)



Фиг. 85. Зависимость координат центра тяжести топлива от величины заправки для самолетов без дополнительных баков в центроплане (цифры на кривой обозначают вес топлива в кг)

Координаты центра тяжести топлива при различной заправке топливной системы самолета приведены на фиг. 85 и 86.

Пример расчета взлетной центровки самолета Ан-24Б с одноцелевым закрылком центроплана

Для расчета взлетной центровки самолета суммируем статические моменты Px и $Pу$ и веса в табл. 14.

$$y_{т0} = y_b - y_t - (x_t - x_b) \operatorname{tg} \alpha =$$

$$= 1,467 - 0,62 - (9,603 - 8,866) 0,0524 = 0,808 \text{ м,}$$

$$x_{т0} = x_t - x_b + y_{т0} 0,0524 = 9,603 - 8,866 +$$

$$+ 0,808 \cdot 0,0524 = 0,779 \text{ м,}$$

$$\bar{x}_t = \frac{0,779}{2,813} 100\% = 27,7\% \text{ САХ (шасси выпущено.)}$$

Центровка самолета после взлета с убраным шасси определяется по фиг. 84. При взлетном весе 21 000 кг при уборке шасси центровка самолета смещается вперед на 2,25% САХ.

Следовательно, центровка самолета после взлета с убраным шасси равна 27,7—2,25=25,45% САХ.

Для учета влияния выгорания топлива на центровку после расчета взлетной центровки рассчитываются полетные центровки для нескольких значений количества топлива вплоть до остатка топлива на посадке.

Таблица 12

Наименование грузовых помещений	Средние размеры грузовых помещений м			Площадь м ²	Объем м ³	Допустимая нагрузка кг	Емкость грузовых помещений при размещении кг			Координаты м		
	высота	длина	ширина				багажа	почты	грузов	х	у	
Помещение I	слева	1,8	1,75	0,95	1,65	3,0	900	360	810	900	5,02	0,3
	справа	1,8	1,2	0,95	1,15	2,0	600	240	540	600	5,34	0,3
Помещение II		1,7	1,3	0,73	1,0	1,7	400	200	400	400	17,78	0,4
Помещение III		1,35	1,15	1,85	2,1	2,8	850	340	760	850	19,05	0,6

Таблица 13

Обозначение грузовых помещений по схеме на центrovочном графике	Средние размеры грузовых помещений м			Площадь м ²	Объем м ³	Допустимая нагрузка кг	Емкость грузовых помещений при размещении кг			Координаты м		
	высота	длина	ширина				багажа	почты	грузов	х	у	
Помещение I	слева	1,8	1,75	0,95	1,65	3,0	900	360	810	900	5,02	0,3
	справа	1,8	1,2	0,95	1,15	2,0	600	240	540	600	5,34	0,3
Помещение II		1,7	1,7	0,9	1,53	2,6	600	310	600	600	18,0	0,4
Помещение III		1,35	0,7	2,0	1,4	1,9	570	230	510	570	19,28	0,6

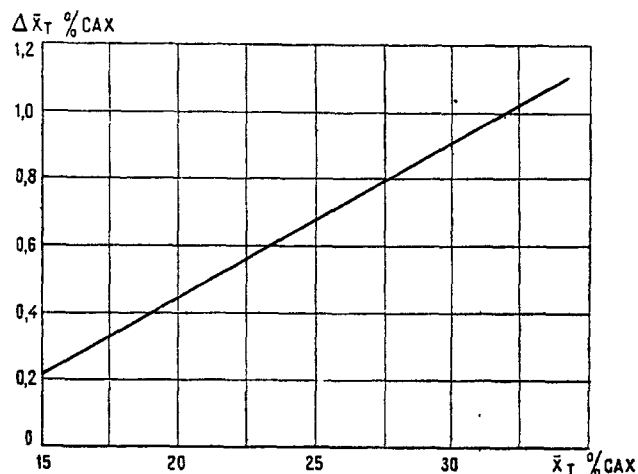
Таблица 14

Наименование	Рх	х	Р	у	Ру
	кгм	м	кг	м	кгм
1. Пустой самолет ($\bar{x}_T=22,5\%$)	129883,0	9,446	13750	0,73	10038,0
2. Служебная нагрузка	3671,8	—	441	—	242,9
Экипаж:	1734,4	—	240	—	68,8
— два летчика	438,4	2,74	160	0,38	60,8
— бортпроводник	1296,0	16,2	80	0,1	8,0
Масло для двигателей	656,5	6,91	95	0,57	54,2
Переносные кислородные баллоны:	61,4	—	6	—	3,1
— у шпангоута 34	51,6	17,2	3	0,65	1,9
— в кабине экипажа	9,8	3,28	3	0,4	1,2
Химикаты для туалета	99,6	16,6	6	-0,45	-2,7
Вода для туалета	413,4	15,9	26	1,2	31,2
Вода для впрыскивания в двигатели	706,5	10,39	68	1,3	88,4
3. Топливо	17601,6	9,73	1809	1,43	2586,9
4. Платная нагрузка	50512,0	—	5000	—	150,0
50 пассажиров в креслах (по рядам):	40339,0	10,757	3750	-0,06	-225,0
— I	1983,0	6,61	300	-0,06	-18,0
— II	2199,0	7,33	300	-0,06	-18,0
— III	2415,0	8,05	300	-0,06	-18,0
— IV	2631,0	8,77	300	-0,06	-18,0

Наименование	Px	x	P	y	P_y
	кгм	м	кг	м	кгм
— V	2847,0	9,49	300	-0,06	-18,0
— VI	3063,0	10,21	300	-0,06	-18,0
— VII	3279,0	10,93	300	-0,06	-18,0
— VIII	3495,0	11,65	300	-0,06	-18,0
— IX	3711,0	12,37	300	-0,06	-18,0
— X	3927,0	13,09	300	-0,06	-18,0
— XI	4143,0	13,81	300	-0,06	-18,0
— XII	4359,0	14,53	300	-0,06	-18,0
— XIII	2287,0	15,25	150	-0,06	-9,0
Контейнеры с продуктами и прочее снаряжение буфета	644,0	16,1	40	-0,35	-14,0
Груз в помещении I слева (передний багажник)	3514,0	5,02	700	0,3	210,0
Груз в помещении I справа (передний багажник)	1335,0	5,34	250	0,3	75,0
Багаж в помещении II (гардероб)	4680,0	18,0	260	0,4	104,0
Взлетный вес самолета	201668,4	9,603	21 000	0,62	13017,8

13. РАСЧЕТ ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТА С ПОМОЩЬЮ ЦЕНТРОВОЧНЫХ ГРАФИКОВ

Центровочные графики составлены для всех вариантов самолета Ан-24, находящихся в эксплуатации. В основу построения центровочных графиков положен обычный метод определения центровки. Статические моменты отдельных грузов представляются в виде отрезков, имеющих направленность, т. е. векторов.



Фиг. 87. График для определения поправок центровки самолета Ан-24Б с двухщелевыми закрылками центроплана, рассчитанной по графикам для самолета с однощелевыми закрылками центроплана

Таким образом, при расчете центровки с помощью центровочного графика к статическому моменту-вектору снаряженного самолета, длина которого определяется отрезком от оси до точки А на верхней номограмме графика (вес и центровка снаряженного самолета), добавляются с учетом зна-

ка статические моменты — векторы отдельных видов грузов, топлива и пр.

После прибавления последнего вектора — груза — получается статический момент — вектор самолета при взлетном (посадочном) весе с учетом заданного размещения нагрузки. Зная его, легко определить взлетную (посадочную) центровку по нижней номограмме. Ниже приводятся примеры расчета при помощи центровочных графиков. Центровка небольшого числа самолетов Ан-24Б, выпущенных с двухщелевыми закрылками центроплана, определяется по центровочному графику для самолетов Ан-24Б с однощелевыми закрылками центроплана с прибавлением поправок, приведенных на фиг. 87, или при помощи специального графика для самолета Ан-24 с двухщелевыми закрылками центроплана.

В центровочных графиках за исходную точку принимается точка на номограмме, соответствующая весу и центровке снаряженного самолета без экипажа, бортпроводника и продуктов питания. Для нахождения веса и центровки снаряженного самолета Ан-24Б необходимо к весу пустого самолета, записанному в формуляре, прибавить вес снаряжения 133 кг; центровку оставить без изменения.

В вес снаряжения входят:	
— масло для двигателей	95 кг
— вода в туалете	26 кг
— два переносных кислородных баллона	6 кг
— химикаты для туалета	6 кг
Всего	133 кг

Для нахождения веса снаряженного самолета Ан-24А к весу пустого самолета нужно прибавить вес снаряжения 143 кг (вес химикатов туалета 16 кг), а центровку увеличить на 0,2% САХ.

При переоборудовании самолета в грузовой вариант вес пустого самолета уменьшается за счет снятия кресел, детских люлек и ковров. Вес люлек

и ковров во всех вариантах составляет 40 кг; вес одного блока кресел на самолетах до 15-й серии принимают 14,5 кг, а в последующих сериях — 16 кг.

Центровка пустого самолета после снятия кресел, люлек и ковров уменьшается примерно на 1,7% САХ.

На центровочных графиках шкала топлива не имеет делений. Влияние выгорания топлива учитывается определением посадочной центровки по нижней номограмме при посадочном весе (взлетный вес без веса выгоревшего топлива).

Примеры расчета центровки самолета на взлете и посадке по центровочным графикам

Пример 1. Самолет Ан-24Б с однощелевым закрылком центроплана (фиг. 88).

Исходные данные.

Вес пустого самолета (берется из формуляра самолета) — 13 700 кг.

Снаряжение (без экипажа) — 133 кг.

Летчики (два человека) — 160 кг.

Бортпроводник и продукты питания — 120 кг.

Топливо:

— в баках-отсеках — 787 кг;

— в мягких баках — 1100 кг.

Всего — 1887 кг.

Платная нагрузка — 5000 кг:

— 50 пассажиров — 3750 кг;

— груз в помещении I — 900 кг;

— багаж в помещении II — 250 кг;

— багаж в помещении III — 100 кг.

Расчет центровки

Центровка пустого самолета 22,5% САХ при выпущенном шасси.

Расчет начинаем с определения веса и центровки снаряженного самолета. Вес снаряженного самолета $13\,700 + 133 = 13\,833$ кг. Центровка снаряженного самолета равна центровке пустого самолета.

Вверху центровочного графика на номограмме для снаряженного самолета берем точку, соответствующую определенным выше весу и центровке снаряженного самолета. Для этого на горизонтали, которая соответствует весу 13 833 кг, находим точку пересечения горизонтали с наклонной линией, соответствующей центровке 22,5% САХ (точка А). Из точки А опускаем перпендикуляр на шкалу «Экипаж». По направлению стрелки отсчитываем два деления, соответствующих весу двух летчиков (точка 1). Из точки 1 опускаем перпендикуляр на шкалу «Бортпроводник и продукты питания». На этой шкале по направлению стрелки отсчитываем три деления, соответствующие весу 120 кг (бортпроводник — 80 кг, продукты питания и бытовые принадлежности — 40 кг) и получаем точку 2. Затем из этой точки опускаем перпендикуляр на шкалу «Пассажиры в рядах 1—13». В случае полной загрузки самолета пассажирами по направлению стрелки отсчитываем одно деление, выделенное высокими рисками (точка 3). При неполном количестве пассажиров необходимо пользоваться отдельными шкалами, соответствующими размещению пассажиров по рядам. При пользовании отдельными

пассажирами шкалами на каждой шкале нужно откладывать деления согласно фактической загрузке самолета пассажирами по рядам, учитывая цену одного деления. Если в каком-либо ряду пассажиры не сидят, эту шкалу нужно пропустить. Из точки 3 опускаем перпендикуляр на шкалу «Грузовое помещение I» и отсчитываем на ней по направлению стрелки девять делений, что соответствует загрузке самолета 900 кг груза (точка 4). Из точки 4 опускаем перпендикуляр на шкалу «Грузовое помещение II» и по направлению стрелки отсчитываем пять делений, соответствующих загрузке 250 кг багажа (точка 5). Из точки 5 опускаем перпендикуляр на шкалу «Грузовое помещение III» и по направлению стрелки отсчитываем два деления, получаем точку 6. Из точки 6 опускаем перпендикуляр на номограмму загруженного самолета до пересечения его с горизонталью взлетного веса самолета — 21 000 кг. Получим точку Б. По наклонным линиям значений центровки определяем центровку самолета на взлете с выпущенным шасси — 29,8% САХ. Через точку Б проводим горизонталь до пересечения ее с линией влияния уборки шасси (точка С). Из точки С опускаем перпендикуляр на шкалу влияния уборки шасси и откладываем на ней 2,25% САХ. На эту величину центровка самолета смещается вперед при уборке шасси. Следовательно, центровка самолета на взлете с убранном шасси — 27,55% САХ.

Так как взлетная центровка самолета с выпущенным шасси не выходит из диапазона центровок 22—32% САХ, посадочные центровки рассчитывать не требуется.

В случае необходимости подсчитать центровку самолета при посадке после выгорания, например, 1000 кг топлива из точки Б опускаем перпендикуляр до горизонтали посадочного веса и в точке пересечения ее с перпендикуляром (точка В) берем отсчет центровки 29,6% САХ. Следовательно, выгорание топлива сместило центровку самолета вперед на 0,2% САХ.

Полученную по графику центровку самолета нужно изменить, если она выходит из допустимого эксплуатационного диапазона или если этого требуют условия предстоящего полета. Это можно делать, перемещая груз из I грузового помещения в III или наоборот в зависимости от того, какую центровку необходимо корректировать (см. фиг. 88, последняя шкала). Для этого из точек полученной и желаемой центровок нужно опустить перпендикуляры на шкалу «Перемещение груза I—III» и по этой шкале подсчитать количество делений, отсекаемое этими двумя перпендикулярами. Зная цену одного деления, можно узнать величину груза, который нужно переместить для получения желаемой центровки.

В случае если при работе с центровочными графиками окажется невозможным по какой-либо шкале отложить количество делений, соответствующее весу нагрузки, то необходимо пропустить эту шкалу, произвести отсчет по следующей шкале (или нескольким следующим), а затем вернуться на пропущенную шкалу.

Пример 2. Грузовой вариант самолета с двухщелевым закрылком центроплана (фиг. 89).

Ан-24Б 50-МЕСТНЫЙ
ЦЕНТРОВОЧНЫЙ ГРАФИК

ФОРМА РЦЗ-1

№ РЕЙСА 75	МАРШРУТ Киев - Херсон		
АЭРОПОРТ ВЫЛЕТА Киев	ПУНКТ ПОСАДКИ Херсон		
ДАТА 1.7.66 г.	ВРЕМЯ 10 час. 15 мин	КОМАНДИР КОРАБЛЯ Семенов	
№ САМОЛЕТА 7615	ЦЕНТР ТЯЖЕСТИ ПУСТОГО САМОЛЕТА (ШАССИ ВЫПУЩЕНО)		22,5 % САХ
ВЕС ПУСТОГО САМОЛЕТА, кг (по формуляру)	⊕ 13700		
ВЕС СНАРЯЖЕНИЯ, кг	⊕ 133		
ВЕС СНАРЯЖЕННОГО САМОЛЕТА, кг	⊕ 13833	⊕ 13833	
ВЕС ЭКИПАЖА, кг	⊕	⊕ 160	
ВЕС БОРТПРОВОДНИКОВ, КОНТЕЙНЕРОВ БУФЕТА, кг	⊕	⊕ 120	
ОБЩИЙ ВЕС ТОПЛИВА, кг	⊕	⊕ 1887	
ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЙ ВЕС, кг	⊕ 16000	⊕ 16000	
ПРЕДЕЛЬНАЯ ПЛАТНАЯ НАГРУЗКА, кг	⊖ 5000	⊖ 5000	

РЯДЫ	МАКСИМАЛЬНАЯ ЗАГРУЗКА	ВЕС СНАРЯЖЕННОГО САМОЛЕТА В ТОННАХ	14,0	13,5	22,5	ФАКТИЧ ЗАГРУЗКА В КГ
			ЦЕНТРОВКА СНАРЯЖЕННОГО С-ТА В % САХ		18 20 22 24	ЦЕНТРОВКА СНАРЯЖЕННОГО С-ТА В % САХ

1	ЭКИПАЖ	2 ЧЕЛ	1	1 ЧЕЛ	160	160
2	БОРТПРОВОДНИК, ПРОДУКТЫ	120 КГ	2	40 КГ	120	120
3	ВОДА ДЛЯ ВПРЫСКА	68 КГ	НА ЦЕНТРОВКУ НЕ ВЛИЯЕТ			
4	ПАССАЖИРЫ 1-13 РЯД	50 ЧЕЛ	3	50 ЧЕЛ	3750	3750
5	ПАССАЖИРЫ 1-2 РЯД	8 ЧЕЛ		2 ЧЕЛ		
6	ПАССАЖИРЫ 3-4 РЯД	8 ЧЕЛ		2 ЧЕЛ		
7	ПАССАЖИРЫ 5-6 РЯД	8 ЧЕЛ	НА ЦЕНТРОВКУ НЕ ВЛИЯЮТ			
8	ПАССАЖИРЫ 7-8 РЯД	8 ЧЕЛ		2 ЧЕЛ		
9	ПАССАЖИРЫ 9-10 РЯД	8 ЧЕЛ		2 ЧЕЛ		
10	ПАССАЖИРЫ 11-12 РЯД	8 ЧЕЛ		1 ЧЕЛ		
11	ПАССАЖИРЫ 13 РЯД	2 ЧЕЛ		1 ЧЕЛ		
12	ГРУЗОВОЕ ПОМЕЩЕНИЕ I	1500 КГ	4	100 КГ	1900	1900
13	ГРУЗОВОЕ ПОМЕЩЕНИЕ II	600 КГ	5	50 КГ	250	250
14	ГРУЗОВОЕ ПОМЕЩЕНИЕ III	500 КГ	6	50 КГ	100	100
15	ТОПЛИВО	3950 КГ	НА ЦЕНТРОВКУ НЕ ВЛИЯЕТ			
16	ПЕРЕМЕЩЕНИЕ ГРУЗА I-III			50 КГ	1867	1867
ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС САМОЛЕТА В ТОННАХ			ИТОГО		21000	21000

ЦЕНТРОВКА САМОЛЕТА В % САХ	ВЛИЯНИЕ УБОРКИ ШАССИ
22	36 34 32 30 28 26 24 22

ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЙ ВЕС, кг	⊕ 16000	ШАССИ	ФОРМУ РЦЗ-1 ЗАПОЛНИЛ
ПЛАТНАЯ НАГРУЗКА, кг	⊕ 5000	ВЫПУЩЕНО	ДЦ Киселев
ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС, кг	⊕ 21000	29,8 % САХ	ЦЕНТРОВОЧНЫЙ ГРАФИК ПРОВЕРИЛ
РАСХОДУЕМОЕ ТОПЛИВО, кг	⊖ 1000		КОМАНДИР КОРАБЛЯ Семенов
ПОСАДОЧНЫЙ ВЕС, кг	⊖ 2000	29,6 % САХ	

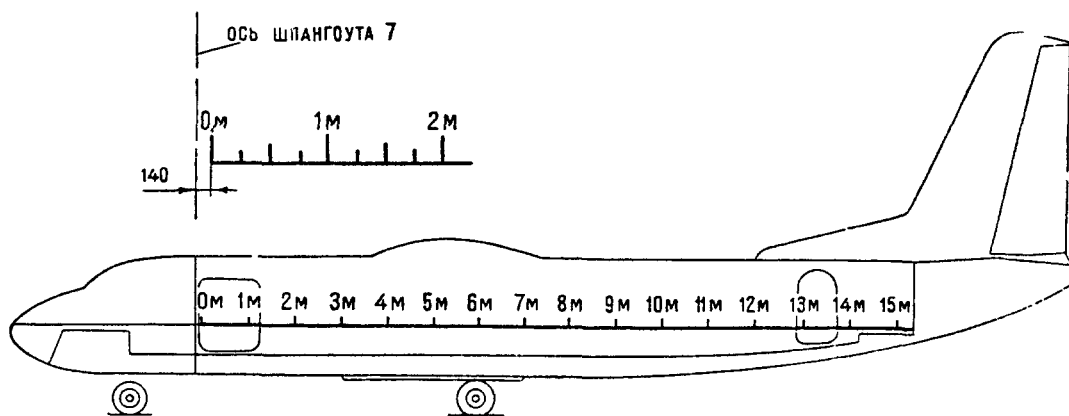
Фиг. 88. Центровочный график для самолета Ан-24Б в пассажирском варианте

АН-24Б ГРУЗОВОЙ		ЦЕНТРОВОЧНЫЙ ГРАФИК		ФОРМА РЦЗ-1
№ РЕНСА 803	МАРШРУТ Киев Харьков	ПУНКТ ПОСАДКИ Харьков		
АЭРОПОРТ ВЫЛЕТА Киев	ВРЕМЯ 124 мин	КОМАНДИР КОРАБЛЯ Семенов		
ДАТА 5.7.60г	ЦЕНТР ТЯЖЕСТИ ПУСТОГО САМОЛЕТА 22,5% САХ			
№ САМОЛЕТА 715305				
ВЕС ПУСТОГО САМОЛЕТА, КГ (ПО ФОРМУЛЯРУ)	⊕ 1 3 2 6 0			
ВЕС СНАРЯЖЕНИЯ, КГ	⊕ 1 3 3			
ВЕС СНАРЯЖЕННОГО САМОЛЕТА, КГ	⊕ 1 3 3 9 3			
ВЕС ЭКИПАЖА, КГ	⊕ 1 6 0			
ОБЩИЙ ВЕС ТОПЛИВА, КГ	⊕ 2 8 4 7			
ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЙ ВЕС, КГ	⊕ 1 6 4 0 0			
ПРЕДЕЛЬНАЯ ПЛАТНАЯ НАГРУЗКА, КГ	⊖ 4 6 0 0			
МОШКАЛЫ	МАКСИМАЛЬНАЯ ЗАГРУЗКА	ЦЕНТРОВКА СНАРЯЖ С-ТА В %САХ	18 20 22 24	ЦЕНТРОВКА СНАРЯЖЕННОГО С-ТА В %САХ
	ВЕС СНАРЯЖЕННОГО САМОЛЕТА В ТОННАХ	14,0		20,8
		13,5		ФАКТИЧ ЗАГРУЗКА В КГ
				1 3 3 9 3
1 ЭКИПАЖ	2 ЧЕЛ			40 КГ
2 Б/ПРОВОД, ПРОДУКТЫ	120 КГ			
3 ВОДА ДЛЯ ВПРЫСКА	68 КГ	НА ЦЕНТРОВКУ НЕ ВЛИЯЕТ		
ДИСТАНЦИЯ В МЕТРАХ	1			100 КГ
	2			100 КГ
	3			150 КГ
	4			200 КГ
	5			400 КГ
	6	НА ЦЕНТРОВКУ НЕ ВЛИЯЕТ		1200
	7			400 КГ
	8			200 КГ
	9			100 КГ
	10			100 КГ
	11			100 КГ
	12			100 КГ
	13			100 КГ
	14			100 КГ
	15			100 КГ
4 ТОПЛИВО	3950 КГ	НА ЦЕНТРОВКУ НЕ ВЛИЯЕТ		
ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС САМОЛЕТА В ТОННАХ	22	15%	20%	25%
	20			30%
	13			ИТОГО 1 3 0 0 0
	16			
	14			
ЦЕНТРОВКА САМОЛЕТА В %САХ	ВЛИЯНИЕ УБОРКИ ШАССИ	3,6	3,4	3,2
		3,0	2,8	2,6
		2,4	2,2	
ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЙ ВЕС, КГ	⊕ 1 6 4 0 0	ШАССИ	ФОРМУ РЦЗ ЗАПОЛНИЛ	
ПЛАТНАЯ НАГРУЗКА, КГ	⊕ 2 8 0 0	ВЫПУЩЕНО	ДИ. <u>Киселев</u>	
ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС, КГ	⊕ 1 5 0 0 0	30,8% САХ	ЦЕНТРОВОЧНЫЙ ГРАФИК ПРОВЕРИЛ	
РАСХОДУЕМОЕ ТОПЛИВО, КГ	⊕ 1 0 0 0 0		КОМАНДИР КОРАБЛЯ <u>Семенов</u>	
ПОСАДОЧНЫЙ ВЕС, КГ	⊕ 1 8 0 0 0	32,6% САХ		

Фиг. 89. Центровочный график для самолета Ан-24Б в грузовом варианте

Для пользования центровочным графиком для грузового варианта самолета с двухщелевым закрылком необходимо в самолете произвести разметку дистанций согласно фиг. 90, не повреждая внутренней облицовки кабины.

жа) = 13 393 кг, а центровка снаряженного грузового самолета $\bar{x}_T = 22,5\% - 1,7\%$ (влияние кресел) = $20,8\%$ САХ. Если залито 2847 кг топлива и экипаж (два человека), тогда взлетный вес равен 19 000 кг.



Фиг. 90. Шкала дистанций грузовой кабины

Например, самолет загружается грузами:

- на дистанции 3,5 м — 1000 кг;
- на дистанции 6 м — 500 кг;
- на дистанции 7,75 м — 400 кг;
- на дистанции 9,8 м — 250 кг;
- на дистанции 14,7 м — 450 кг.

Если для перевозки груза используется пассажирский самолет с весом 13 700 кг и центровкой пустого самолета 22,5% САХ, тогда вес снаряженного грузового самолета составляет 13 700 кг — 440 кг (вес кресел) + 133 кг (вес снаряжения без экипа-

Получив центровку самолета на взлете по графику для самолета Ан-24Б с однощелевым закрылком центроплана, необходимо сделать поправку на центровку для самолета Ан-24Б с двухщелевым закрылком центроплана. Величины поправок для различных центровок указаны на фиг. 87.

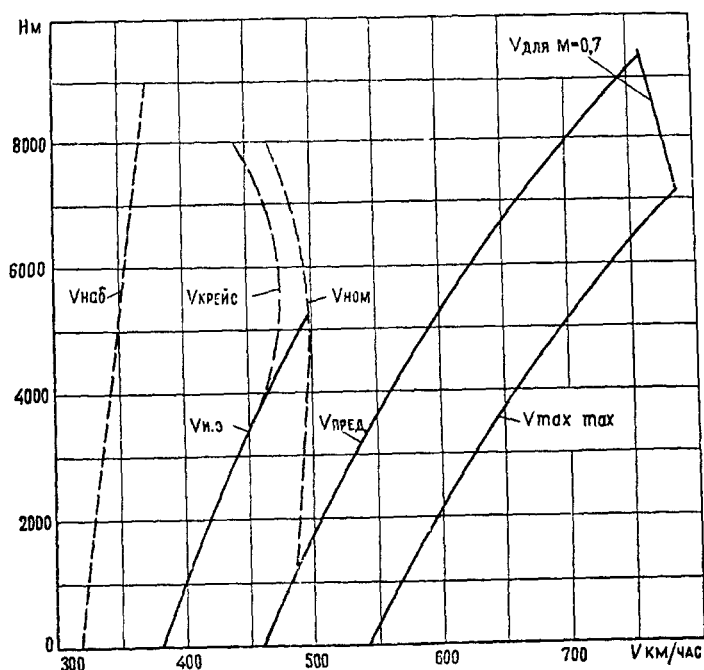
Так, например, в расчете центровка самолета на взлете получилась 30,8% САХ, но для нашего случая (самолет Ан-24Б с двухщелевым закрылком центроплана) центровка будет смещена назад на 0,93% САХ, т. е. 31,73% САХ.

ПРОЧНОСТНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА

14. ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ, ПРИНЯТЫЕ В РАСЧЕТАХ САМОЛЕТА НА ПРОЧНОСТЬ

Максимальный взлетный вес самолета — $G_{\text{взл}}^{\text{max}} = 21\,000$ кг.

Диапазон эксплуатационных центровок — $\bar{x}_T = 0,15-0,33\%$ САХ.



Фиг. 91. Зависимость истинных скоростей полета от высоты:

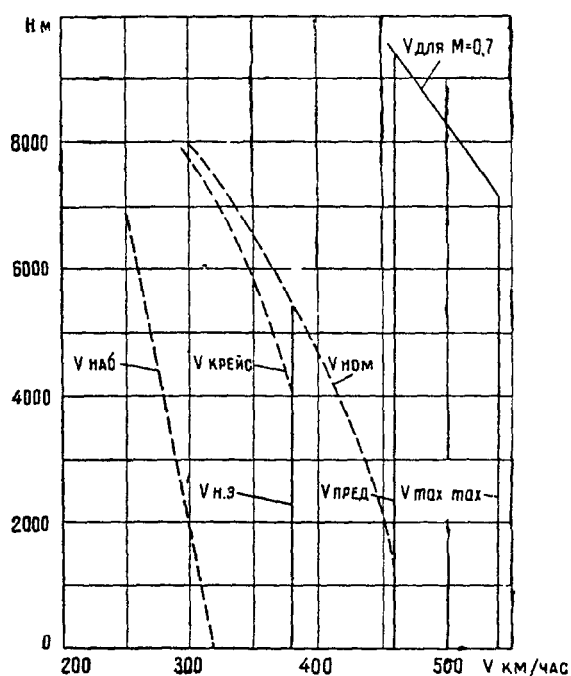
H —высота полета; V —истинная скорость; $V_{\text{наб}}$ —скорость при наборе высоты; $V_{\text{крейс}}$ —крейсерская скорость; $V_{\text{н.э}}$ —наибольшая скорость для длительных режимов эксплуатации; $V_{\text{ном}}$ —скорость при работе двигателей на номинальном режиме; $V_{\text{пред}}$ —предельно допустимая в эксплуатации скорость; $V_{\text{max max}}$ —расчетная предельная скорость

Расчетное предельное число — $M=0,7$.

Расчетная предельная индикаторная скорость — $V_{i \text{ max max}} = 540$ км/час.

Предельно допустимая в эксплуатации индикаторная скорость полета — $V_{i \text{ пред}} = 460$ км/час.

Наибольшая индикаторная скорость для длительных режимов в эксплуатации — $V_{i \text{ н.э}} = 380$ км/час.



Фиг. 92. Зависимость индикаторных скоростей полета от высоты:

H —высота полета; V —индикаторная скорость; $V_{\text{наб}}$ —скорость при наборе высоты; $V_{\text{крейс}}$ —крейсерская скорость; $V_{\text{н.э}}$ —наибольшая скорость для длительных режимов эксплуатации; $V_{\text{ном}}$ —скорость при работе двигателей на номинальном режиме; $V_{\text{пред}}$ —предельно допустимая в эксплуатации скорость; $V_{\text{max max}}$ —расчетная предельная скорость

Максимально разрешенная скорость полета с выпущенными закрылками:

— при $\delta_3 = 15^\circ$ — $V_{i \text{ max взл}} = 300$ км/час;

— при $\delta_3 = 38^\circ$ — $V_{i \text{ max пос}} = 250$ км/час.

Максимальная скорость, при которой разрешаются выпуск и уборка шасси — $V_{i \max ш} = 300 \text{ км/час}$. Рабочее избыточное давление в гермокабине — $p_{изб}^{раб} = 0,3 \text{ кг/см}^2$.

Максимальная платная нагрузка:

- в пассажирском варианте — $G_{пл} = 5500 \text{ кг}$;
- в грузовом варианте — $G_{пл} = 5700 \text{ кг}$.

Графики истинных и индикаторных скоростей полета при наборе высоты ($V_{наб}$), в крейсерском полете ($V_{крейс}$) и в горизонтальном полете при работе двигателей на номинальном режиме ($V_{ном}$) в зависимости от высоты полета приведены на фиг. 91, 92. Для сравнения там же приведены кривые скоростей $V_{н.з.}$, $V_{пред}$ и $V_{\max \max}$ (при $M \leq M_{пред}$).

15. РАСЧЕТНЫЕ ВЕСА САМОЛЕТА

В качестве расчетного взлетного веса принят максимальный вес самолета в начале разбега $G_{взл} = 21\,000 \text{ кг}$.

Учитывая возможность эксплуатации самолета на трассах небольшой протяженности, расчетный посадочный вес принят равным взлетному весу $G_{пос} = 21\,000 \text{ кг}$.

Проверка прочности в полетных случаях нагружения производится в диапазоне полетных весов от $G_{взл}$ до $G_{\min} = 14\,500 \text{ кг}$. При этом рассматриваются различные варианты загрузки самолета в пределах принятых расчетных весов самолета и диапазона эксплуатационных центровок, включая:

- вариант максимальной платной нагрузки (вес 50 пассажиров, багажа и груза — в пассажирском варианте; предельная загрузка грузовых помещений — в грузовом варианте);

- вариант максимальной дальности полета (максимальное количество топлива в топливных баках).

Для большинства агрегатов самолета случаи нагружения при $G = G_{взл} = G_{пос}$ и $G = G_{\max \max}$ оказываются расчетными, причем для крыла и фюзеляжа расчетным является вариант максимальной нагрузки в фюзеляже. Только для крепления двигателя и ряда других агрегатов расчетными оказываются случаи нагружения при $G = G_{\min}$.

16. РАСЧЕТНЫЕ УСЛОВИЯ ПРОЧНОСТИ В ПОЛЕТНЫХ СЛУЧАЯХ НАГРУЖЕНИЯ

На фиг. 93 приведен график максимально допустимых перегрузок в центре тяжести самолета

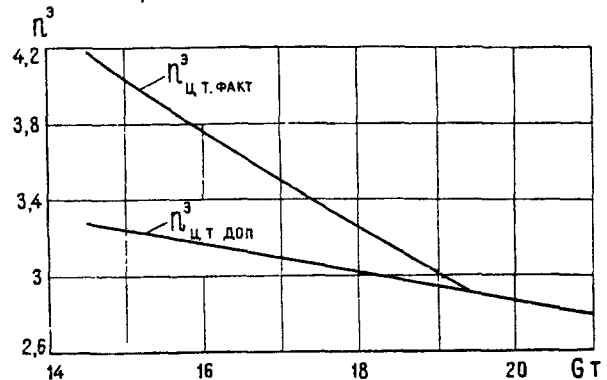
$n_{ц.т. доп}^{\circ} = n_{\max(a)}^{\circ} - \frac{P_{г.о.ур}^{\circ}}{G}$ в зависимости от полетного веса.

Здесь $n_{\max(a)}^{\circ}$ — максимальное отношение эксплуатационной нагрузки на крыло к весу самолета при маневре; $P_{г.о.ур}^{\circ}$ — наибольшая уравновешивающая нагрузка на горизонтальное оперение, направленная вниз, определяемая при $n_{\max(a)}^{\circ}$ и различных скоростях и центровках самолета.

На этом графике показана кривая эксплуатационных перегрузок в центре тяжести самолета, для которых фактически обеспечена прочность конструкции самолета (с коэффициентом безопасности $f = 1,5$) в полетных случаях нагружения при наиболее неблагоприятных сочетаниях скорости полета,

веса топлива в крыле и расположения грузов внутри фюзеляжа ($V = V_{\max \max}$, $G_T = 0$, крайняя передняя центровка).

Достаточно высокий уровень перегрузок $n_{факт}^{\circ}$ для которых фактически обеспечена прочность, гарантирует невозможность возникновения опасных напряжений в элементах конструкции при попадании самолета в болтанку.



Фиг. 93. Зависимость максимально допустимой перегрузки в центре тяжести от веса самолета:

$n_{ц.т. факт}^{\circ}$ — перегрузка в центре тяжести, для которой фактически обеспечена прочность; $n_{ц.т. доп}^{\circ}$ — допустимая перегрузка в центре тяжести

В табл. 15 приводятся значения эффективных порывов ветра, которые в случае полета с максимальным полетным весом при $G_{пол}^{\max}$ приводят к возникновению нагрузок на крыло, соответствующих $n_{факт}^{\circ}$.

Таблица 15

V_i в км/час	200	340	380	460	
W_i в м/сек	вертикальные порывы	—	21,5	19,1	14,25
	боковые порывы	28,5	17	15	12

Для $V_i < 340 \text{ км/час}$ допустимая величина вертикальной скорости порыва W_i ограничивается величиной $c_{y \max}$.

При рассмотрении воздействия на самолет вертикальных порывов ветра принимается, что W изменяется от 0 до W_{\max} линейно за время $t_0 = \frac{H}{V}$, где $H \geq 30 \text{ м}$. Для $t > t_0$ $W = W_{\max}$. При боковых порывах последний принимается резко ограниченным и мгновенно обращающимся в нуль в момент достижения максимального угла скольжения.

Рассмотрены также некоторые другие формы порывов ветра, приложение которых к упругому самолету создает наибольший динамический эффект («циклическая болтанка»).

Максимальное эксплуатационное значение установившейся угловой скорости крена при маневре на скорости полета $V = V_{\max \max}$ принято равным $\omega_{x \max \max} = 0,34 \text{ 1/сек}$.

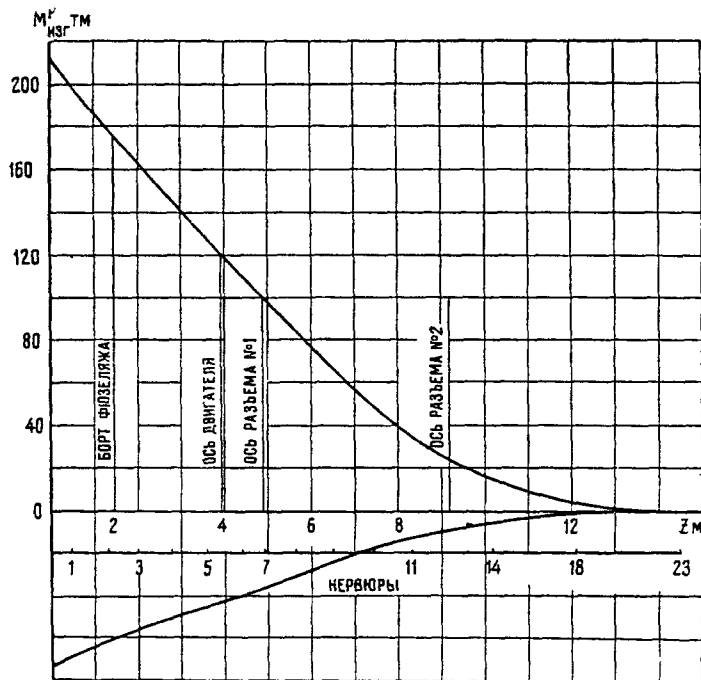
Максимальное эксплуатационное значение угла скольжения самолета при маневре на скорости V км/час принято равным $\beta_{\max} = 15^\circ - \frac{V \text{ м/сек}}{33,3}$.

Помимо нагрузок, возникающих при маневре и полете самолета в неспокойном воздухе, рассмотрены случаи мгновенного отказа одного двигателя и совпадающей по времени реакции летчика на парирование возникающего при этом скольжения самолета.

В случаях полета с выпущенными закрылками учитывается увеличение нагрузок за счет обдува струей винта. При этом рассматривается взлетный режим работы двигателей, что соответствует случаю ухода самолета на второй круг.

РАСЧЕТНЫЕ НАГРУЗКИ НА КРЫЛО И ОПЕРЕНИЕ

На фиг. 94 приведены графики максимальных расчетных изгибающих моментов от аэродинамических и массовых сил по размаху крыла для основных случаев нагружения в полете и наиболее неблагоприятного случая загрузки топливных баков.



Фиг 94 Максимальные расчетные изгибающие моменты по размаху крыла:

$M_{изг}^P$ — расчетный изгибающий момент; z — координата по размаху крыла

Нагрузки на горизонтальное оперение были определены для расчетного полетного веса $G_{пол} = 21\ 000$ кг и всего диапазона центровок, расширенного на 4% САХ (по 2% с каждой стороны).

Наибольшие расчетные аэродинамические нагрузки на одну половину горизонтального оперения $P_{г.о}^P$ приведены в табл. 16.

Случай нагружения	$P_{г.о}^P$ кг
Уравновешивающая нагрузка	A 2600
	D' -5600
Маневренная нагрузка (первый случай)	A' 4700
	B -7400
	C -7400
Маневренная нагрузка (второй случай)	± 7250
Нагрузка при полете в неспокойном воздухе	5200
	-6400

Расчетные аэродинамические нагрузки на вертикальное оперение $P_{в.о}^P$ равны:

Случай нагружения	$P_{в.о}^P$ кг
Маневренная нагрузка	± 6880
Демпфирующая нагрузка	± 3440
Нагрузка при полете в неспокойном воздухе	± 9960
Нагрузка в случае остановки двигателей	± 5280
Нагрузка при комбинированном случае	± 7590

17. РАСЧЕТНЫЕ УСЛОВИЯ ПРОЧНОСТИ В СЛУЧАЯХ НАГРУЖЕНИЯ САМОЛЕТА НА ЗЕМЛЕ

Посадка, взлет и движение самолета по земле (рулежка, торможение) рассматриваются при расчетном взлетном весе.

Прочность в посадочных случаях нагружения, включая случаи динамического приложения нагрузок с учетом упругости элементов конструкции, обеспечивается для следующих значений вертикальной составляющей скорости самолета в момент посадочного удара:

$V_y^a = 2,8$ м/сек с коэффициентом безопасности $f \geq 1,5$,
 $V_y^{\max} = 3,43$ м/сек с коэффициентом безопасности $f \geq 1,3$

Фактическая работоспособность амортизационной системы шасси по результатам испытаний на копре

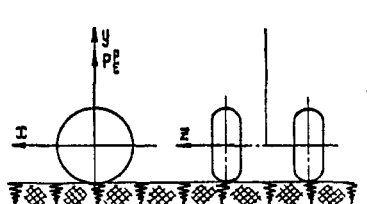
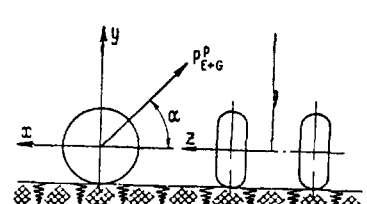
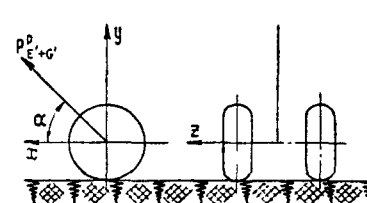
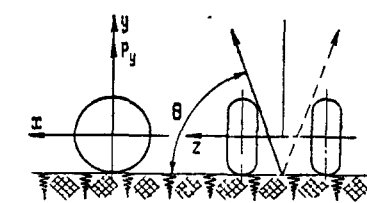
обеспечивает возможность посадки самолета с весом 21 000 кг и предельным значением $V_{y \text{ пред}} = 3,95 \text{ м/сек}$. Элементы конструкции самолета рассчитаны также на случай нагружения от ветра на стоянке при скорости ветра до 40 м/сек (с незастопоренными органами управления — до 15 м/сек).

РАСЧЕТНЫЕ НАГРУЗКИ НА ШАССИ

Значения расчетных нагрузок на шасси, принятых коэффициентов безопасности и расчетных перегрузок (отношения соответствующих нагрузок к стояночным нагрузкам на ноги шасси) для главной и передней ног шасси приведены в табл. 17—19.

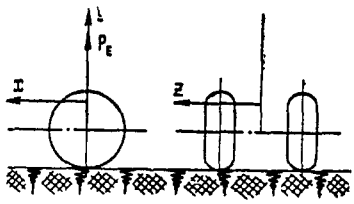
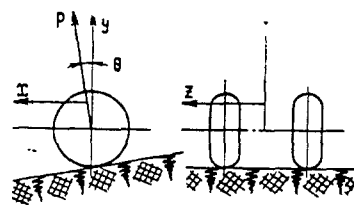
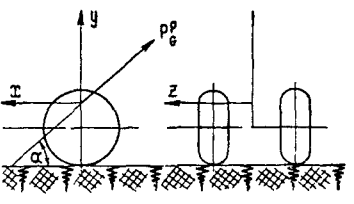
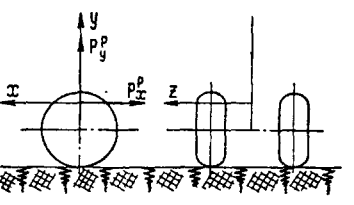
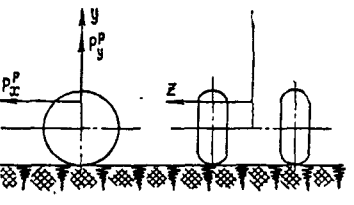
Таблица 17

Расчетные нагрузки на переднюю ногу шасси $G=21\,000 \text{ кг}$, $\bar{x}_T=15\% \text{ САХ}$

Расчетный случай	Эскиз нагружения	Расчетная нагрузка кг	Расчетная перегрузка	Коэффициент безопасности
$E_{ш}$	 <p> $h_{o.k}^y = 340 \text{ мм}$ $h_{o.k}^x = 286 \text{ мм}$ </p>	18 240	6,4	1,5
$E_{ш} + G_{ш}$	 <p> $h_{o.k}^y = 340 \text{ мм}$ $h_{o.k}^x = 286 \text{ мм}$ $\alpha = 45^\circ$ </p>	18 240	6,4	1,5
$E'_{ш} + G'_{ш}$	 <p> $h_{o.k}^y = 312 \text{ мм}$ $h_{o.k}^x = 278 \text{ мм}$ $\alpha = 45^\circ$ </p>	12 770	4,5	1,5
$R_{1ш}$	 <p> $h_{o.k}^y = 340 \text{ мм}$ $h_{o.k}^x = 286 \text{ мм}$ $\theta = 70^\circ 44'$ </p>	18 240	6,4	1,5

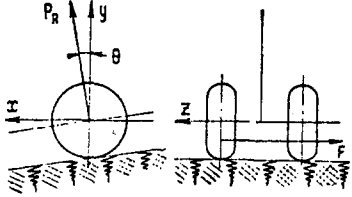
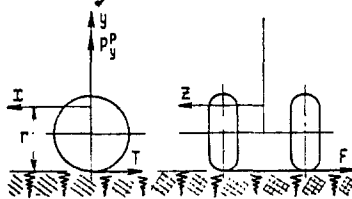
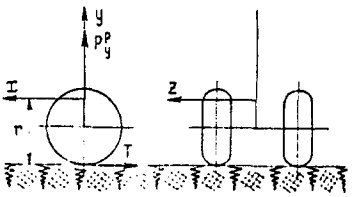
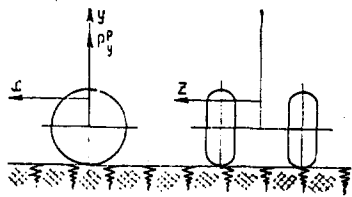
Примечание: $h_{o.k}^x$, $h_{o.k}^y$ и $h_{o.k}^z$ — смещения оси колес от расчетной нагрузки соответственно по осям x , y и z .

Расчетные нагрузки на главную ногу шасси $G=21\,000$ кг, $\bar{x}_T=32\%$ САХ

Расчетный случай	Эскиз нагружения	Расчетная нагрузка кг	Расчетная перегрузка	Коэффициент безопасности
$E_{ш}$ (взлет)	 $h_{o.k}^y = 200$ мм	31 900	3,45	1,5
$E'_{ш}$	 $h_{o.k}^y = 290$ мм $\theta = 6^\circ$	31 400	3,4	1,3
$G_{ш}$	 $h_{o.k}^y = 180$ мм $\alpha = 42^\circ 30'$	19 700	2,02	1,5
$E'_{ш} + G'_{ш}$ P_x^p направлена назад	 $h_{o.k}^y = 245$ мм	$P_y^p = 20\,400$ $P_x^p = -13\,050$	$n_y = 2,2$ $n_x = -1,41$	1,5
$E'_{ш} + G'_{ш}$ P_x^p направлена вперед	 $h_{o.k}^y = 250$ мм	$P_y^p = 24\,900$ $P_x^p = 10\,350$	$n_y = 2,69$ $n_x = 1,12$	1,5

Примечание: $h_{o.k}^y$ смещение то же, что и в табл. 17.

Расчетные нагрузки на главную ногу шасси $G=21\,000$ кг, $\bar{x}_T=32\%$ САХ

Расчетный случай	Эскиз нагружения	Расчетная нагрузка кг	Расчетная перегрузка	Коэффициент безопасности
$R_{1ш}$	 $h_{o.k}^y=240$ мм $h_{пн}=108$ мм $r_F=342$ мм $\theta=6^\circ$	$P^P=19\,120$ $F^P=13\,500$	$n^P=2,07$ $n_F^P=1,46$	1,5
$R_{2ш}$	 $h_{o.k}^y=245$ мм $h_{пн}=110$ мм $r_F=340$ мм	$P_y^P=22\,000$ $F^P=22\,000$ $T^P=7\,500$	$n_y^P=2,38$ $n_F^P=2,38$	1,5
$T_{ш}$	 $h_{o.k}^y=240$ мм $h_{пн}=108$ мм $r_F=342$ мм	$P_y^P=19\,120$ $T^P=7\,500$	$n^P=2,07$ $n_T^P=0,81$	1,5
$M_{ш}$	 $h_{o.k}^y=206$ мм $h_{пн}=83$ мм $r_{пн}=367$ мм	$P_y=13\,880$ $M_y=8625$ кгм	—	1,5 Вектор момента направлен вдоль оси стойки

Примечание: $h_{o.k}^y$ —смещение то же, что и в табл. 17; $h_{пн}$ —обжатие пневматиков от расчетной нагрузки; $r_{пн}$ —радиус окружности пневматиков.

18. РАСЧЕТНЫЕ НАГРУЗКИ НА ФЮЗЕЛЯЖ

Фюзеляж рассчитан на внешние нагрузки от крыла, хвостового оперения и шасси в полетных и посадочных случаях нагружения и от инерционных сил масс конструкции и грузов, расположенных внутри фюзеляжа. Кроме того, учтено действие на фюзеляж местных аэродинамических нагрузок и избыточного давления в гермокабине. При нагружении оперения рассматривались случаи как изолированного, так и одновременного действия нагрузок на вертикальное и горизонтальное оперение.

На фиг. 95, 96 приводятся графики максимальных расчетных изгибающих моментов носовой и хвостовой частей фюзеляжа. Для случая одновременного нагружения вертикального и горизонталь-

ного оперения изгибающий момент определен по формуле

$$M_{изг} = \sqrt{M_y^2 + M_z^2}.$$

В этом случае хвостовая часть фюзеляжа нагружена также максимальным крутящим моментом M_x .

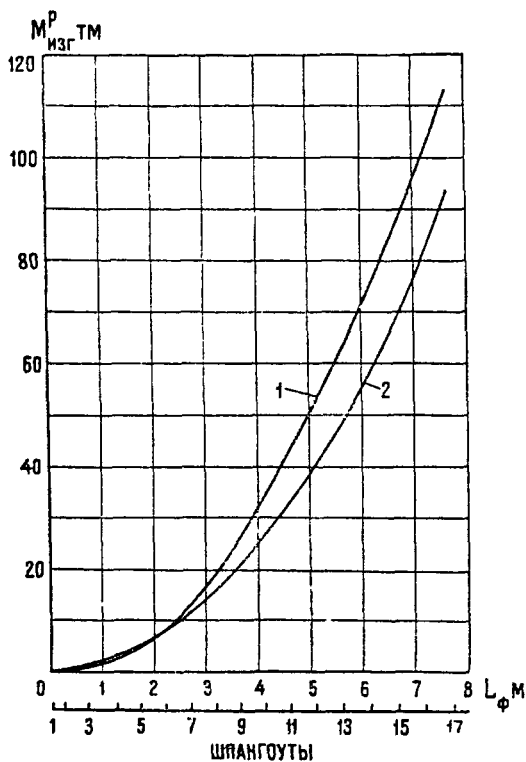
Прочность герметической кабины рассчитана на избыточное давление $p_{изб}^p = 1,95 p_{изб}^{раб} = 0,585$ кг/см². Кроме того, прочность фюзеляжа обеспечена на случай одновременного нагружения фюзеляжа максимальными расчетными нагрузками в полете и избыточным давлением в гермокабине $p_{изб}^p = 1,7 p_{изб}^{раб} = 0,51$ кг/см². Для окон, люков и дверей принят повышенный коэффициент безопасности.

19. РАСЧЕТНЫЕ НАГРУЗКИ НА УСТАНОВКУ ДВИГАТЕЛЯ

В табл. 20 приведены расчетные нагрузки, действующие на двигательную установку в наиболее тяжелых случаях нагружения. Эти нагрузки приложены в центре тяжести установки, расположенном на расстоянии 230 мм сзади оси передних цапф подвески двигателя.

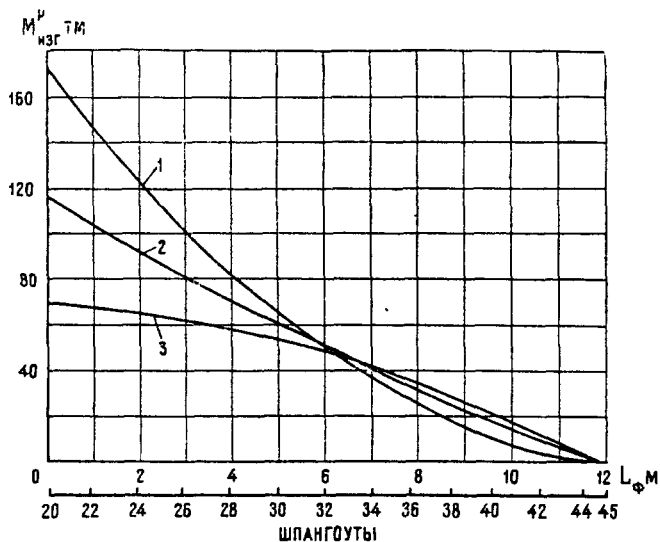
Таблица 20

Расчетный случай	P_x^p кг	P_y^p кг	P_z^p кг	M_x^p кгм	M_y^p кгм	M_z^p кгм
Полет со скольжением	1450 -1300	-1725 -1120	2170 1410	2000 —	2020 1313	860 559
$A_d + M_d$	1875 -4680	-6830 -5110	— 663	1500 —	1113 652	— 793
$D_d + M_d$	2180 -2600	3510 2575	— 386	1470 —	760 380	— 460
$H_d + M_d$	5800 -5000	-2600 -1690	3900 2535	2700 —	— —	— —
$F_{дин}$	—	-22000	—	—	—	1900



Фиг. 95. Максимальные расчетные изгибающие моменты носовой части фюзеляжа:

1—случай $E'+G'$ (P_x —направлена вперед);
2—случай $A'_ф$. $M_{изг}^p$ —расчетный изгибающий момент; $L_ф$ —длина фюзеляжа



Фиг. 96. Максимальные расчетные изгибающие моменты хвостовой части фюзеляжа:

1—случай $E'+G'$ (P_x —направлена назад); 2—случай одновременного нагружения горизонтального и вертикального оперения; 3—случай маневренной нагрузки горизонтального оперения;

$M_{изг}^p$ —расчетный изгибающий момент; $L_ф$ —длина фюзеляжа

20. РАСЧЕТНЫЕ НАГРУЗКИ НА ПРОВОДКУ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ

Проводка управления самолетом рассчитана на прочность от усилий, создаваемых на штурвале и педалях одним или одновременно двумя летчиками (коэффициент безопасности $f=2$).

Для проводки управления рулем высоты:

— нагрузка на штурвал от одного летчика $P^p = \pm 240$ кг;

— нагрузка на штурвалы от двух летчиков $P^p = \pm 180 \cdot 2 = 360$ кг.

Для проводки управления рулем направления:

— нагрузка на педаль от одного летчика $P^p = \pm 250$ кг;

— нагрузка на педали от двух летчиков $P^p = \pm 187,5 \cdot 2 = 375$ кг;

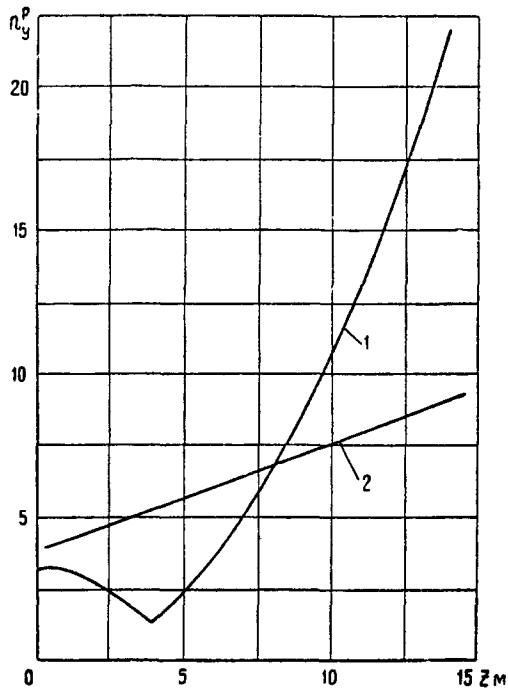
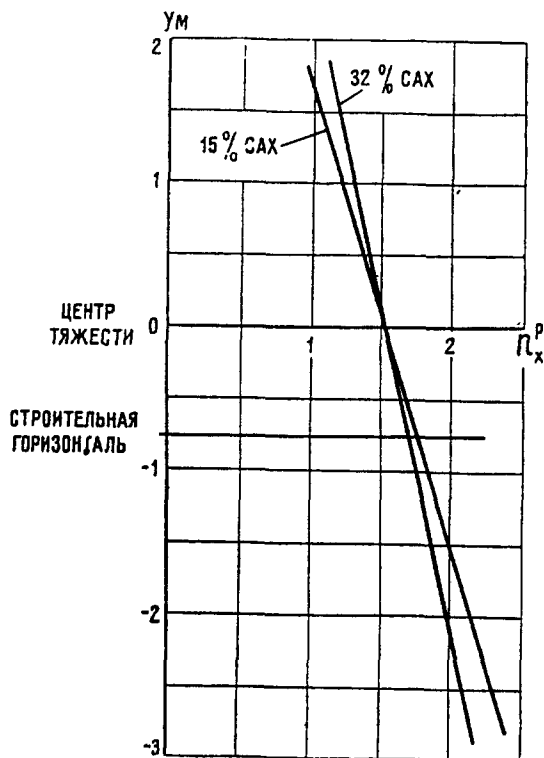
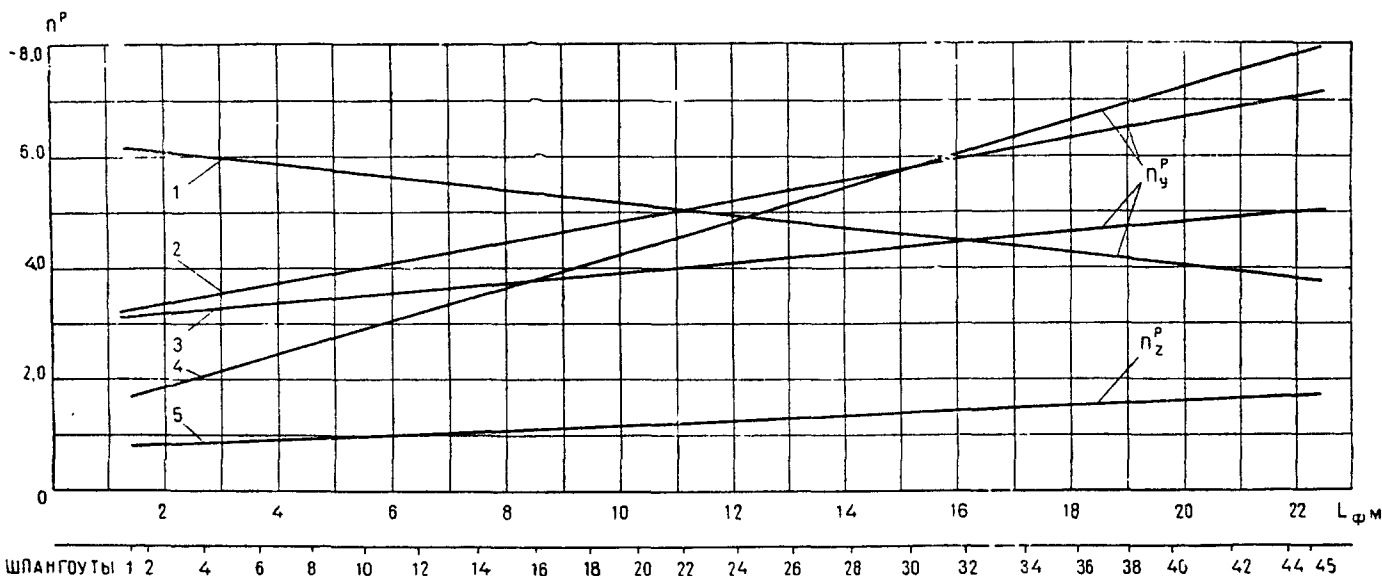
— двусторонняя нагрузка на педаль $P^p = \pm 250 \times 2 = 500$ кг.

Для проводки управления элеронами:

— нагрузка на штурвал от одного летчика $P^p = \pm 160$ кг;

— нагрузка на штурвалы от двух летчиков $P^p = \pm 120 \cdot 2 = 240$ кг.

Рассматривается, кроме того, одновременное действие руля направления и руля высоты, руля высоты и элеронов, руля направления и элеронов (при этом принимаются нагрузки, равные по своим величинам 75% нагрузок изолированного нагружения).



21. РАСЧЕТНЫЕ ПЕРЕГРУЗКИ ДЛЯ ИНЕРЦИОННЫХ СИЛ

Расчетная сила инерции, приложенная к агрегату весом G_i , определяется по формуле

$$P_i^p = G_i n_i^p,$$

где n_i^p — расчетная перегрузка, определяемая из условия уравнивания сил самолета под действием внешних сил.

В общем случае перегрузка n_i^p зависит от положения центра тяжести агрегата (x_i, y_i, z_i) и определяется тремя компонентами (n_x^p, n_y^p, n_z^p) в самолетной системе координат.

На фиг. 97 приведены графики перегрузок n_y^p и n_z^p по длине фюзеляжа (для точек в плоскости симметрии самолета) для основных расчетных случаев. На фиг. 98 представлено изменение перегрузок n_x^p (случай $E_{\phi} + G'_{\phi}$) по высоте самолета. На фиг. 99 приведены графики максимальных вертикальных перегрузок для крыла в случаях циклической болтанки самолета и $R_{1к}$.

В случае аварийной посадки самолета с убранным шасси рассматриваются перегрузки $n_x^p = 6, n_y^p = -2$ (случай Π_{ϕ}).

Рассматривается, кроме того, боковое нагружение передней части фюзеляжа (от носа до переднего лонжерона крыла) $n_y^p = -2, n_z^p = \pm 3$ (случай H_{ϕ}).

Приложение

ОСНОВНЫЕ ГОТОВЫЕ ИЗДЕЛИЯ, УСТАНОВЛИВАЕМЫЕ НА САМОЛЕТ

Наименование	Шифр изделия	Количество на самолет	Наименование	Шифр изделия	Количество на самолет
Силовая установка			Шасси		
Двигатель	АИ-24 II серии	2	Колесо тормозное 900×300-370	КТ-94/2	4
Воздушный винт	АВ-72	2	Колесо нетормозное 700×250А	К2-105	2
Маслорадиатор	1313	2	Покрышка 900×300-370	А-50/8	4
Флюгерный насос	НФ2ТА-4-2	2	Камера 900×300-370	А-50/8	4
Топливные подкачивающие насосы	ЭЦН-14А 463	2 2	Покрышка 700×250	А-50/6	2
Топливные фильтры	8Д2.966.005 12ТФ-15СН 11ТФ-30СН	2 2 1	Камера 700×250	А-50/6	2
Блок электромагнитных кранов	781100	2	Датчики автомата торможения	УА27-000-13 УА27-000-14	2 2
Огнегаситель с затворной головкой	ОС-8М	6	Зарядный клапан	800600А	3
Затворная головка	ГЗСМ -	4	Гидравлическая система		
Пиропатрон	ПП-3	10	Редукторы	ГА159-00-5 Н5810-700М	1 1
Системы сигнализации пожара	ССП-2А ССП-7	1 1	Редукционный клапан	УГ92/2	4
Турбогенератор	ТГ-16	1	Челночный клапан	УГ97	2
Топливомер	СПУТ1-5А	1	Клапан аварийного торможения	УГ100У	1
Масломер	МЭС-1857В	1	Стеклоочиститель	ГА211-00-5	2
Сливной кран	636700/А	4	Гидравлический выключатель	УГ34/2	2
Сигнализаторы давления	СДУ2А-0,18 СДУ5А-2,5 СДУ3А-0,6 СДУ5А-1,8 СД-24А СДУ9-12,5 СДУ9А-20	6 2 2 2 1 2 2	Кран автоматического торможения	УЭ24/1-2	2
Сигнализатор перепада давлений на топливном фильтре	СгДФР-1Т	2	Предохранительный клапан	ГА42-00-3К	1
Сигнализатор уровня воды	СУВ1-2Т	1	Электромагнитные краны	ГА142/1 ГА164М/2 КЭ5 ГА163/16 ГА140 ГА98/1 ГА192	1 1 1 1 1 1 2
		комплект	Гидронасос	623АН	2
			Масломер	МЭ-1866	1
			Автомат разгрузки	ГА77Н	1

Продолжение

Наименование	Шифр изделия	Количество на самолет	Наименование	Шифр изделия	Количество на самолет
Насосная станция	465К	1	Тахометр:		
Гидромотор	ГМ-36	2	—указатель	ИТЭ-2	1
Дроссельный кран	ГА230	2	—датчик	ДТЭ-1	2
Комбинированный золотниковый кран	РГ8/1	1	Термометр выходящих газов	ТСТ-29	1
Обратные клапаны	674600/Б	10	Тахометр	ТЭ-40М	1
	СМ2-5500-2140	5	Термометр выходящих газов	ИТГ-2	2
	Н5810-210	5			
	Н5810-270	5	Электроманометр	ДИМ-100Т	2
Дроссели	УГ102-00-5	2	Манометры	2ДИМ-240	1
	УГ102-00-7	2			комплект
Клапан разъема	670200	2		2ДИМ-150	1
Фильтры	721800А	1			комплект
	8Д2966018-2Г	1		ДИМ-24	1
	8Д2966015-2Г	1			комплект
	Н5810-0	1	Указатель высоты и перепада давлений	УВПД-15	1
Зарядный клапан	800600А	1	Расходомер воздуха	УРВК-18	2
Вентиль	652600	1	Кабинный вариометр	ВР-10	1
Сливной кран	600400	1	Внутрикабинные термометры	ТВ-19	1
Предохранительный клапан	634300М	2		ТВ-45	1
Дроссельные краны	ГА230-10	2	Электрический термометр	2ТУЭ-111	1
Дозаторы	ГА172-00-2	4			
Высотное, противообледенительное и кислородное оборудование			Пилотажно-навигационное оборудование		
Выпускной клапан	772	2	Автопилот	АП-28Л1	1 комплект
Предохранительный клапан	127	2	Центральная гировертикаль	ЦГВ-4	1
Регулятор абсолютного давления	644В	2	Гирополукомпас с пультом управления	ГПК-52АП	1 комплект
Воздухо-воздушный радиатор	1639А	2	Задатчик курса	ЗК-2	2
Регулятор давления воздуха	2077	1	Гироскопический индукционный компас	ГИК-1	1 комплект
Клапан регулятора	2176Б	2	Выключатель коррекции	ВК-53РШ	2
Турбоохладитель	1277Д	4	Усилитель	У-8М	1
Радиоактивный сигнализатор	РИО-2М	1 комплект	Авиагоризонт	АГД-1	2 комплекта
Кислородный прибор	КП-21	2	Компас	КИ-13	1
Кислородная маска	КМ-15М	2	Высотометр	ВД-10К	3
Переносной кислородный баллон	КБ-3	2	Указатель скорости	КУС-1200	2
Огнетушитель	ОУ	2	Вариометр	ВАР-30-3	2
Электрообогреваемое стекло	А-10	2	Часы	АЧС-1	2
			Термометр наружного воздуха	ТНВ-15	1 комплект
			Указатель восстановления	УВ-1 или УВ-2К	1
			Приемник полного давления	ППД-1	3
			Самописец	КЗ-63	1
Приборы контроля работы двигателей и самолетных систем			Радиооборудование		
Указатель положения рычагов топливных агрегатов	УПРТ-2	2	Передатчик*	Р-836	1
Указатель положения створок маслорадиатора	УЮЗ-4Б	1	Приемник*	УС-8К	1
Трехстрелочный индикатор	ЭМИ-ЗРТИ	2 комплекта	* Устанавливается по специальному заказу.		

Наименование	Шифр изделия	Количество на самолет	Наименование	Шифр изделия	Количество на самолет
Командная УКВ радиостанция	P-802	2	Пульт управления ракетами	7П-662	2
Радиолокационная станция	РПСН-2АН	1	Преобразователь	ПТ-125Ц	1
Глиссадный приемник	ГРП-2	1	Трансформатор	АТ-7-1,5	2
Курсовой приемник	КРП-Ф	1	Автомат обогрева стекол	АОС-81М	1
Маркерный приемник	МРП-56П	1	Вентилятор	ДВ-302	4
Амплитудная приставка*	АП-1	1	Автомат мигающих огней	ОСС-61	2
Система опознавания	Ответчик с приставкой	1	Автомат флюгирования	ПМК-18	2
Радиовысотомер	РВ-2 с СВ-Р или РВ-УМ	1	Механизм концевого выключателя	МКВ-2	1
Самолетное переговорное устройство	СПУ-7	1 комплект	Коробка отсечки частоты	КОЧ-1АН	2
Автоматический радиокompас	АРК-5 с ЭДУ или АРК-11	2 комплекта	Панель обогрева	ПУ-24АМ	1
Указатель радиокompаса	БСУП-2	2	Автомат защиты	АЗП-1СД	2
Указатель радиокompаса	УШДБ-2	1	Стартер-генератор	СТГ-18ТМ	2
Пилотажный прибор	КППМ	2	Амперметр в комплекте с шунтом Ш-2	А-2	2
Фильтр	ФЗЧ-1Б	1	Амперметр в комплекте с шунтом Ш-3	А-3	3
Электрооборудование			Вольтметры	ВП-46	1
Генератор	ГС-24А	1	ВФ-150	ВФ-150	1
Пускорегулирующая коробка	ПРК-8А	1	В-1	В-1	1
Фара	ПРФ-4	2	Герцметр	ГФ-400/120	1
Генератор	ГО16ПЧ8	2	Сирена	С-1	1
Аккумулятор	12САМ-28	2	Электрзвонок	СЭЗ-2-45	1
Преобразователь	ПО-750 II серии	1	Электромеханизмы	МП-100М II серии	2
Преобразователь	ПТ-1000ЦС	2		МП-5	11
Регулятор напряжения	РН-180 II серии	3		МП-5И	2
Регулятор напряжения	РН-600 II серии	2		МВР-2В II серии	2
Автоматическая панель запуска двигателей	АПД-27	1		МЭК-3	4
Панель запуска ТГ-16	ПТ-16А	1		ЭВ-37А	1
Коробка запуска	ПГС-1А	1		525В-4-0	4
Комплексный аппарат	ДМР-600Т II серии	3	Электропривод держателя ДОС-24	ПБД-59И	1
Коробка регулирования	КВР-2	2			левый
Коробка переключения	КПР-9	1	Реле	ТКЕ-21ПДТ	15
Пилотажно-посадочный сигнализатор	ППС-2ВК	1		ТКЕ-21ПДТ	1
Высотный сигнализатор	ВС-46	1		ТПЕ-21	2
Автомат защиты от перенапряжения	АЗП-8М IV серии	2	Контактор	ТКЕ-52ПД	37
Указатель положения закрылков	АЗП-47	1		СПЕ-22ПД	4
Сирена	С-1	1		ТКЕ-52ПК	2
Ракетница	ЭКСП-46	2		ТКЕ-53ПД	5
Сигнальные патроны калибра 24 мм	красные	2		ТКЕ-53ПД	20
	зеленые	2		ТКЕ-56ПД	4
	желтые	2		ТКЕ-56ПК	6
	белые	2		ТВЕ-101В	2
				ДМР-600Т	3
				ТДЕ-210	3
				РП-7	3
				КМ-25ДВ	5
				КМ-50ДВ	11
				КМ-200ДВ	2
				КМ-400ДВ	2
				КМ-600В	3
				КМ-600ДВ	3
				КП-50ДВ	3
				КП-100ДВ	2
				КП-400Д-ПС	1
				ТКС-111ДТ	2
				ТКС-133ДТ	2
* Устанавливается по специальному заказу					

Продолжение

Наименование	Шифр изделия	Количество на самолет	Наименование	Шифр изделия	Количество на самолет
Высотный сигнализатор Балластное сопротивление Блок защиты Реостат	ТКС-611А	3	Фара Изделие	ФС-155	1
	ТКД-133ДТ	2		1100	2
	ТКД-233ДТ	1	П а с с а ж и р с к о е о б о р у д о в а н и е		
	ТКД-103ДА	3	Сумка бортпроводника	24-7930-340	1
	ТКД-511А	2	Контейнер бортпроводника	по стандарту ГА	1 комплект
	ТКД-511ДТ	1			
	ВС-46	1			
	БС-18000	2			
	БЗ-30	3			
	РСКС-50	1			

ОГЛАВЛЕНИЕ

	<i>Стр.</i>		<i>Стр.</i>
Глава I. Основные данные самолета	3	11. Центровочные данные	53
1. Общие сведения о самолете	3	12. Расчет центровки самолета по способу моментов	53
2. Конструкция самолета	11	13. Расчет центровки самолета с помощью центровочных графиков	58
3. Компонвочные схемы самолета	16	Глава IV. Прочностные данные самолета	63
4. Технические данные самолета	21	14. Исходные данные, принятые в расчетах самолета на прочность	63
5. Нивелировочно-регулируемые данные	24	15. Расчетные веса самолета	64
Глава II. Аэродинамические и летные характеристики самолета. Устойчивость и управляемость	27	16. Расчетные условия прочности в полетных случаях нагружения	64
6. Аэродинамическая компоновка самолета	27	17. Расчетные условия прочности в случаях нагружения самолета на земле	65
7. Аэродинамические и летные характеристики самолета	28	18. Расчетные нагрузки на фюзеляж	68
8. Особенности продольной устойчивости и управляемости самолета	37	19. Расчетные нагрузки на установку двигателя	69
9. Особенности боковой устойчивости и управляемости самолета	45	20. Расчетные нагрузки на проводку управления самолетом	69
Глава III. Весовые данные, центровка и загрузка самолета	52	21. Расчетные перегрузки для инерционных сил	71
10. Весовые данные	52	Приложение	71

Редактор издательства *Е. В. Сербиновская*

Техн. ред. *В. И. Бугаева*

Г-57008 Подп. в печать 10/1 1968 г. Учетно-изд. л. 8,6 Формат бумаги 60×90/8=5,13 бум. л.—10,25 печ. л., в т. ч. 3 цвет. вкл.
Продаже не подлежит

Заказ 545/6090

Московская типография № 8 Главполиграфпрома
Комитета по печати при Совете Министров СССР,
Хохловский пер., 7