

**О.К. Антонов**

**Пассажирский самолет Ан-14. Техническое  
описание. Издание второе**

**Методическое пособие**

**Москва  
«Книга по Требованию»**

УДК 37-053.2  
ББК 74.27я7  
О-11

O-11 **О.К. Антонов**  
Пассажирский самолет Ан-14. Техническое описание. Издание второе: Методическое пособие / О.К. Антонов – М.: Книга по Требованию, 2023. – 194 с.

**ISBN 978-5-458-30256-2**

Ан-14 «Пчёлка» (по кодификации НАТО: Clod — «Глыба») — советский лёгкий транспортный самолёт, предназначавшийся для замены Ан-2, совершил первый полёт в 14 марта 1958 года. Самолёт имел возможность короткого взлёта и посадки и был рассчитан на эксплуатацию с неподготовленных грунтовых площадок. Ан-14 оборудован двумя поршневыми радиальными двигателями Ивченко АИ-14РФ и имеет возможность совершать короткий разбег на взлёте. Ан-14 очень стабилен в полёте, и управлять им может любой пилот после нескольких часов тренировки. Эксплуатировался, в основном, BBC СССР в качестве связного самолёта. Некоторое количество Ан-14 до сих пор находится в эксплуатации. Серийное производство началось в 1966 году, закончилось в 1972 году. Было построено 340 самолетов. Ан-14 не смог заменить более удачный Ан-2, который массово производился до 1992 года и до сих пор выпускается штучно. На базе Ан-14 разработан Ан-28, модификация которого до сих пор выпускается в Польше заводом ПЗЛ-Мелец, а на Украине на его базе разработан Ан-38.

**ISBN 978-5-458-30256-2**

© Издание на русском языке, оформление  
«YOYO Media», 2023  
© Издание на русском языке, оцифровка,  
«Книга по Требованию», 2023

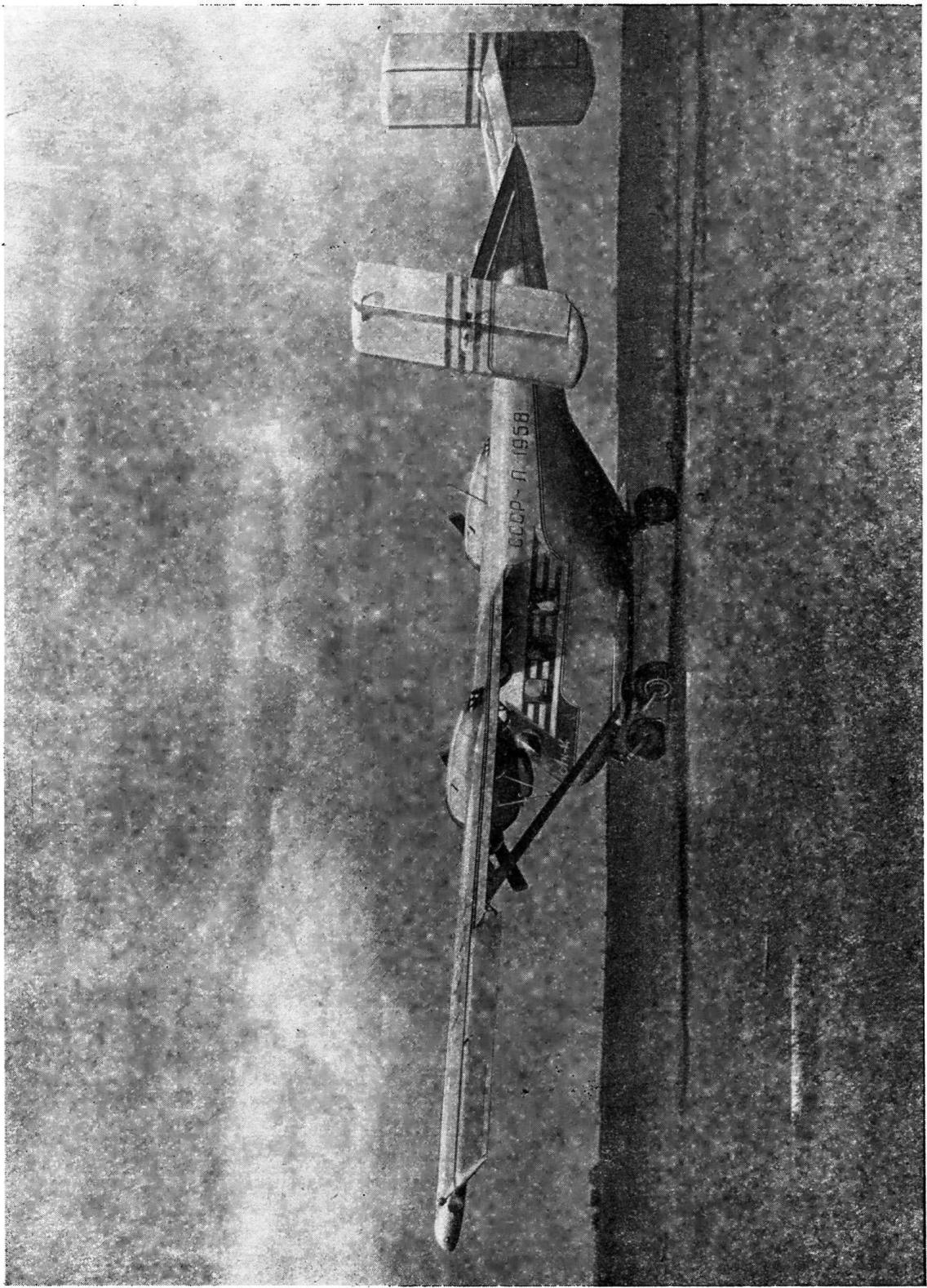
Эта книга является репринтом оригинала, который мы создали специально для Вас, используя запатентованные технологии производства репринтных книг и печати по требованию.

Сначала мы отсканировали каждую страницу оригинала этой редкой книги на профессиональном оборудовании. Затем с помощью специально разработанных программ мы произвели очистку изображения от пятен, клякс, перегибов и попытались отбелить и выровнять каждую страницу книги. К сожалению, некоторые страницы нельзя вернуть в изначальное состояние, и если их было трудно читать в оригиналe, то даже при цифровой реставрации их невозможно улучшить.

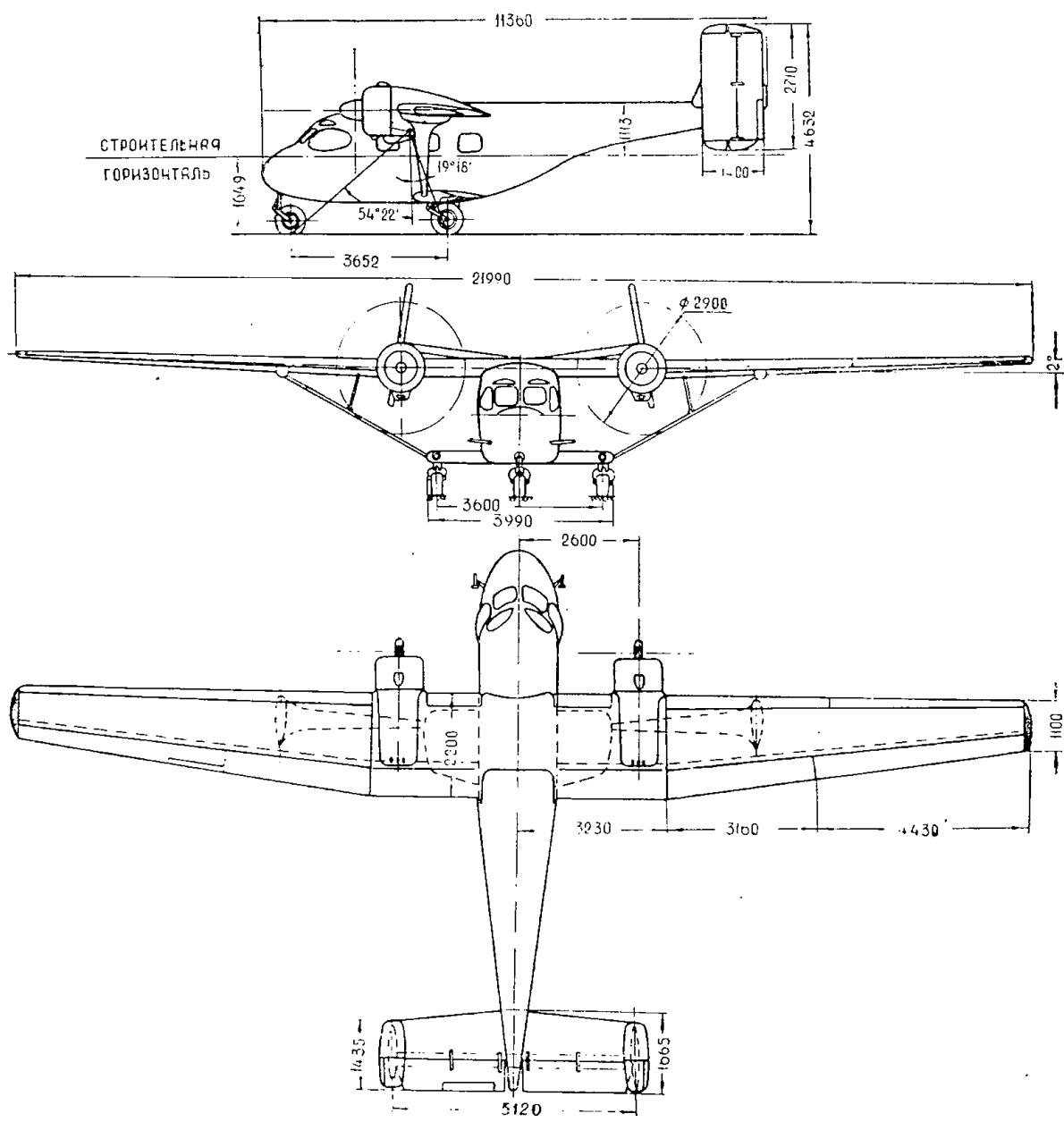
Разумеется, автоматизированная программная обработка репринтных книг – не самое лучшее решение для восстановления текста в его первозданном виде, однако, наша цель – вернуть читателю точную копию книги, которой может быть несколько веков.

Поэтому мы предупреждаем о возможных погрешностях восстановленного репринтного издания. В издании могут отсутствовать одна или несколько страниц текста, могут встретиться невыводимые пятна и кляксы, надписи на полях или подчеркивания в тексте, нечитаемые фрагменты текста или загибы страниц. Покупать или не покупать подобные издания – решать Вам, мы же делаем все возможное, чтобы редкие и ценные книги, еще недавно утраченные и несправедливо забытые, вновь стали доступными для всех читателей.

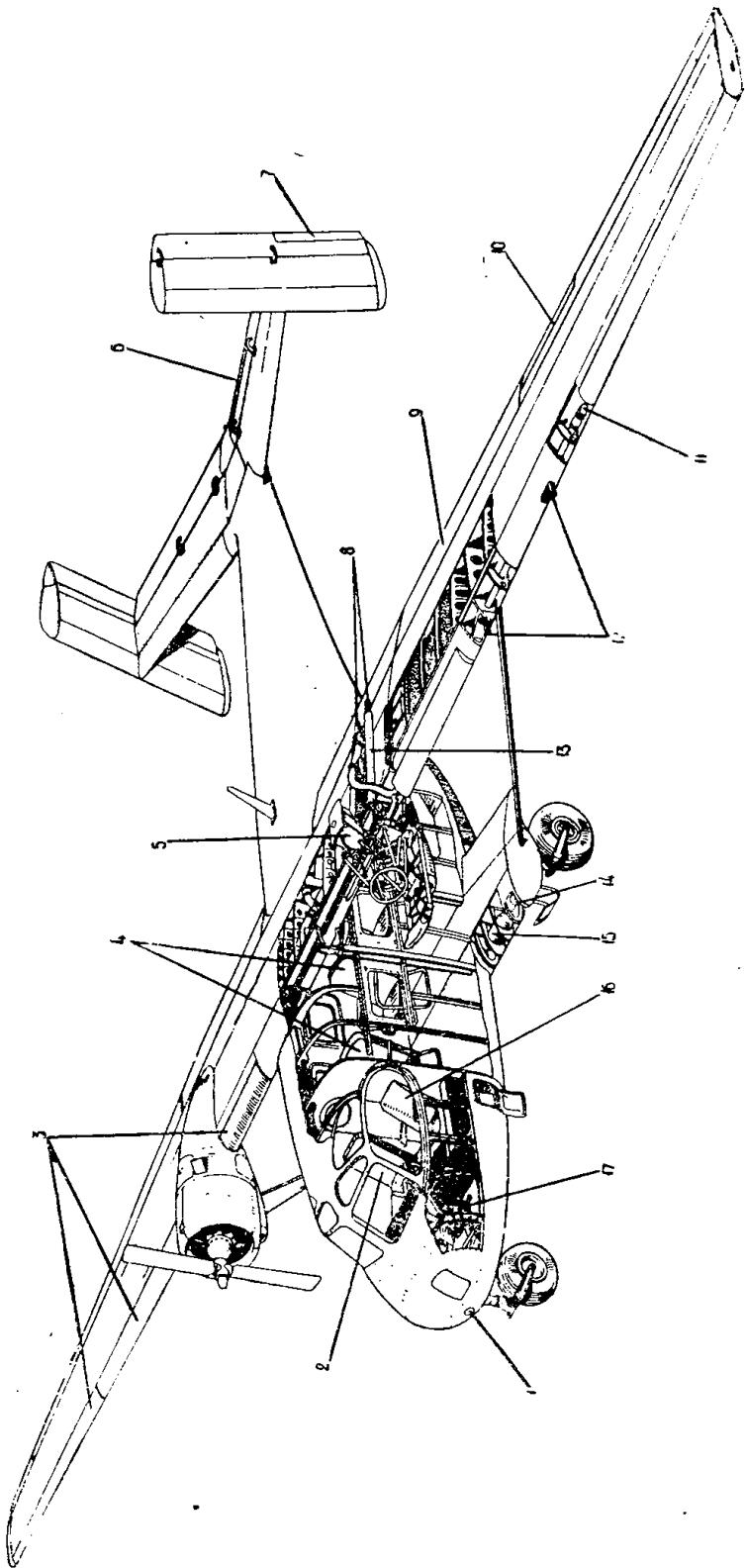




Фиг. 2. Самолет Ан-14.



Фиг. 3. Схема самолета.

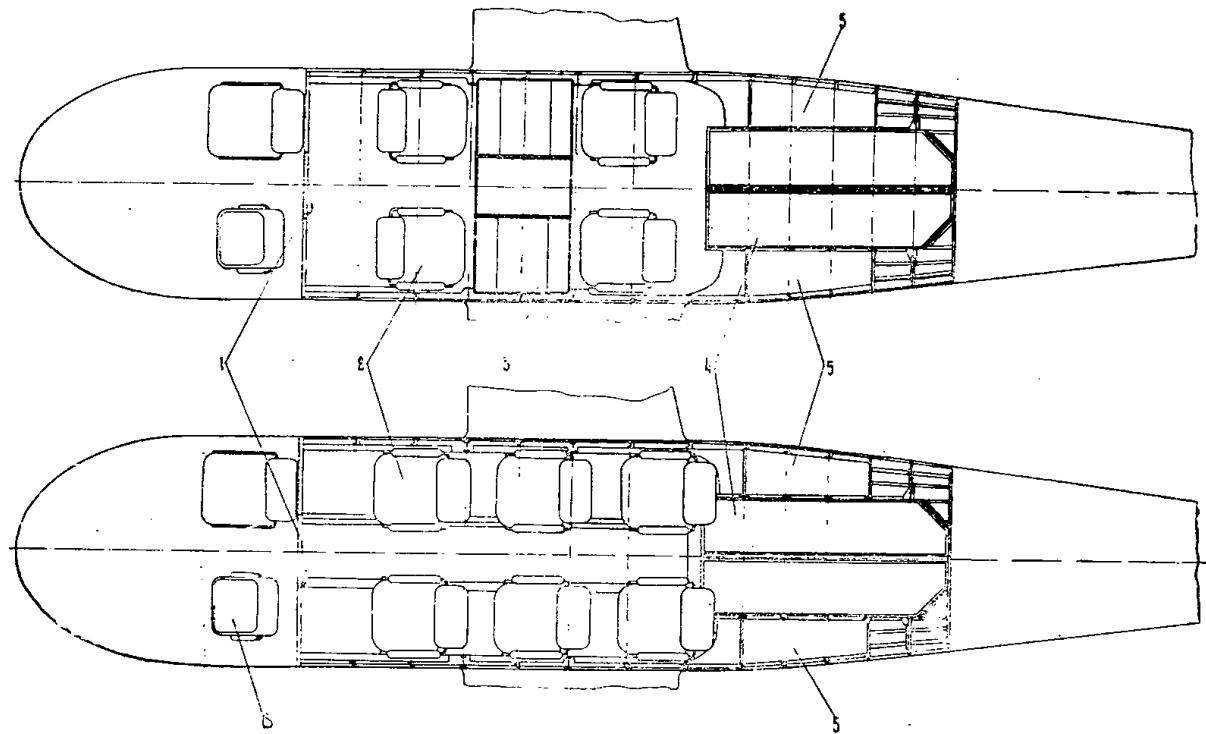


Фиг. 4. Компоновочная схема самолета.

*1* — рулежной фара; *2* — правое кресто в кабине летчика; *3* — предкрылки; *4* — пассажирские кресла; *5* — маслобаки; *6* — триммер руля высоты; *7* — закрылок; *10* — триммер элерона; *8* — выхлопные трубы; *9* — валето направлятели; *11* — патрубок подачи теплого воздуха в носок крыла; *12* — каталки предкрылков; *13* — теплообменник; *14* — валето посадочной фара; *15* — воздушный баллон; *16* — кресто летчика; *17* — педали управления рулями направления.

в хвостовой части фюзеляжа. По обе стороны от прохода в хвостовой части расположены полки для багажа пассажиров.

трическим включением. Схема управления предусматривает возможность частичного отклонения элеронов вниз (зависание) при отклонении закрылков.



Фиг. 5. Размещение кресел в кабинах самолета пассажирском (внизу) и деловом вариантах.

1 — дверь в кабину летчика; 2 — пассажирские кресла; 3 — столик; 4 — входной люк; 5 — багажные полки; 6 — кресло летчика.

Хвостовое оперение самолета имеет разнесенные кили. Горизонтальное оперение имеет угол поперечного V, равный 9°. На концах стабилизатора, под прямым углом к нему, установлены шайбы прямоугольной формы.

Щели между рулями направления и килями, а также между рулём высоты и стабилизатором выполнены профилированными. Левая половина руля высоты и левый руль направления снабжены триммерами.

Крыло и оперение самолета оборудованы тепловой воздушной противообледенительной системой; кроме того, передние кромки стабилизатора и киля имеют электрический обогрев, повышающий эффективность противообледенительной системы (НОС).

Шасси с передним колесом, с рычажной подвеской колес и пневматиками низкого давления исключает возможность капотирования и позволяет эксплуатировать самолет на размокших грунтовых аэродромах с прочностью грунта 4,0 кг/см<sup>2</sup>.

Управление самолетом одинарное. Проводка управления смешанная — тросовая и жесткая. Управление закрылками — пневмогидравлическое с элек-

троническим включением. Схема управления предусматривает возможность частичного отклонения элеронов вниз (зависание) при отклонении закрылков.

Установленные на самолете аэропавиационное и радиосвязное оборудование и противообледенительные устройства обеспечивают возможность полетов в условиях плохой погоды и обледенения в любое время суток.

Конструкция самолета несложна и обеспечивает применение современной технологии с высокой производительностью труда. Все агрегаты имеют технологическое членение для организации крупносерийного производства, что делает самолет простым и дешевым в производстве.

\* В настоящее время на самолете испытываются новые трехлонгастные автоматические флюгерные винты АВ-14 с металлическими лопастями, имеющие улучшенные аэродинамические характеристики и повышенный ресурс.

В этом техническом все данные приведены для самолета с воздушными винтами В536-Д12. Материалы по самолету с винтами АВ-14 будут изданы по окончании испытаний.

## 2. ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА

### ОБЩИЕ ДАННЫЕ

Взлетный вес самолета	3270 кг
Коммерческая нагрузка	600 кг
Максимальная коммерческая нагрузка (при соответствующем увеличении длины разбега и пробега и уменьшении вертикальной скорости при от- казе одного двигателя)	720 кг
Количество пассажирских мест	7
Экипаж	1 человек
Двигатели	поршневые АИ-14РФ 2×300 л. с.
Взлетная мощность двигателей	B536-Д12 —
Воздушные винты	двухлопастные, флюгерные, с автоматически изменяемым в полете шагом. пневматический, от бортовой воздушной системы
Запуск двигателей	82,33 кг
Нагрузка на 1 м <sup>2</sup> крыла	5,45 кг
Нагрузка на 1 л. с. на взлетном режиме	82,33 кг
Механизация крыла	двущелевые выдвижные закрылки, зависающие элероны, автоматические и управляемые предкрылки
Средства для спятия усилий с органов управления	тrimмеры, по одному на левом элероне, левом руле направления и левой половине руля высоты неубирающиеся, трехстоечной схемы с посевым колесом
Шасси самолета	
Колеса шасси:	
— на главных ногах	тормозные 700×250 мм
— на передней ноге	нетормозное 700×250 мм
Давление в пневматиках колес	3,5 кг/см <sup>2</sup>
Начальное давление азота в амортизаторах:	
— главных ног	35 кг/см <sup>2</sup>
— передней ноги	15 кг/см <sup>2</sup>
Рабочее давление в бортовой воздушной системе	50 кг/см <sup>2</sup>

### ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ

#### Общие данные

Длина самолета	11,36 м
Размах крыла	21,99 м
Высота самолета на стоянке	4,63 м
Клиренс при стояночном обжатии шасси	0,65 м
Стояночный угол самолета (при центровке 33% САХ)	-0°23'
Расстояние от плоскости симметрии самолета до оси двигателя	2,60 м

Расстояние от конца лопасти винта  
до земли 1,22 м

Расстояние от 25% САХ крыла:  
— до 25% САХ ГО 6,70 м  
— до 25% САХ ВО 6,78 м

#### Фюзеляж

Длина	11,36 м
Высота (без шасси)	2,14 м
Ширина	1,65 м
Площадь миделя	3,52 м <sup>2</sup>
Удлинение фюзеляжа	5,35
Внутренние размеры пассажирской кабины:	
— длина	3,10 м
— ширина	1,53 м
— высота	1,60 м
Размеры входной двери	850×1900 мм

#### Крыло

Размах:	
— крыла	21,99 м
— центроплана (без стыковочных узлов)	6,46 м
Площадь крыла	39,72 м <sup>2</sup>
Хорда центроплана	2,20 м
Корневая хорда консоли	2,20 м
Концевая хорда консоли	1,10 м
Сужение консоли	2,0
Поперечное V центроплана	0°
Поперечное V консолей крыла	+2°
Угол установки крыла	+4°
САХ крыла	1,89 м
Удлинение	12,15
Профиль крыла	PII-14
Стреловидность по передней кромке	0°
Длина элерона (вдоль поперечной оси самолета)	4,43 м
Длина закрылка центроплана	2,33 м
Длина закрылка консоли (вдоль поперечной оси самолета)	3,16 м
Площадь элеронов	4,33 м <sup>2</sup>
Площадь триммера элерона	(10,9% от Skр) 0,135 м <sup>2</sup>
Площадь закрылок	(6,3% от S <sub>эл</sub> ) 7,99 м <sup>2</sup>
Осевая компенсация элеронов	(20,1% от Skр) 23,0%
Общая площадь закрылок и элеронов	12,32 м <sup>2</sup>
Длина предкрылка центроплана	(31,0% от Skр) 1,19 м
Длина корневой секции предкрылка консоли	4,05 м
Длина концевой секции предкрылка консоли	3,58 м

#### Горизонтальное оперение

Размах стабилизатора	5,12 м
Хорда по оси оперения	1,66 м
Концевая хорда	1,43 м
Сужение	1,15
Площадь ГО	8,04 м <sup>2</sup>
Удлинение ГО	(20,2% от Skр) 3,38
Угол установки ГО	0°
Угол поперечного V ГО	+9°

Площадь руля высоты	2,79 м <sup>2</sup> (36,3% от S <sub>р.о</sub> )
Площадь триммера руля высоты	0,166 м <sup>2</sup> (5,7% от S руля)
Профиль ГО	несимметричный, специальный
Осевая компенсация руля высоты	28,8%
САХ ГО	1,54 м
Вертикальное оперение	
Высота ВО	2,71 м
Хорда ВО	1,40 м
Площадь ВО	7,30 м <sup>2</sup> (19,0% от S <sub>р.о</sub> )
Удлинение	1,94
Угол установки шайб ВО (передняя кромка отклонена к плоскости симметрии самолета)	2°
Площадь двух рулей направления	3,08 м <sup>2</sup> (45,0% от S <sub>в.о</sub> )
Площадь триммера руля направления	0,155 м <sup>2</sup> (4,6% от S рулей)
Профиль ВО	несимметричный, специальный
Осевая компенсация руля направления	23,0%
САХ ВО	1,40 м
Шасси	
Колеса	3,60 м
База	3,65 м

#### НИВЕЛИРОВОЧНО-РЕГУЛИРОВОЧНЫЕ ДАННЫЕ

Для нивелирования самолет устанавливается в линию горизонтального полета на опорных узлах по шпангоуту 5 фюзеляжа и консольным балкам крепления главных ног шасси.

Расположение нивелировочных точек показано на фиг. 6, а величины нивелировочных замеров приведены в таблице 1.

Нивелировочные точки 2, 4, 5, 6, 7, 8, 9, Д, 17, 18, 19, 20 нанесены на нижней поверхности фюзеляжа, крыла и стабилизатора. Все нивелировочные точки на крыле и фюзеляже засверлены диаметром 2 мм на толщину обшивки и заключены в красные кружки диаметром 10 мм. Нивелировочные точки на оперении закернены и также заключены в красные кружки диаметром 10 мм.

При нивелировании самолета считается, что плоскость симметрии проходит через точки 2 и 4.

Контроль отклонений рулей, элеронов, закрылков и триммеров осуществляется по их угловым и линейным перемещениям. Величины этих перемещений приведены в таблице 2.

### 3. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ И ЛЕТНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА

#### ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ КОМПОНОВКИ САМОЛЕТА

Самолет Ан-14 относится к самолетам с короткой взлетно-посадочной дистанцией.

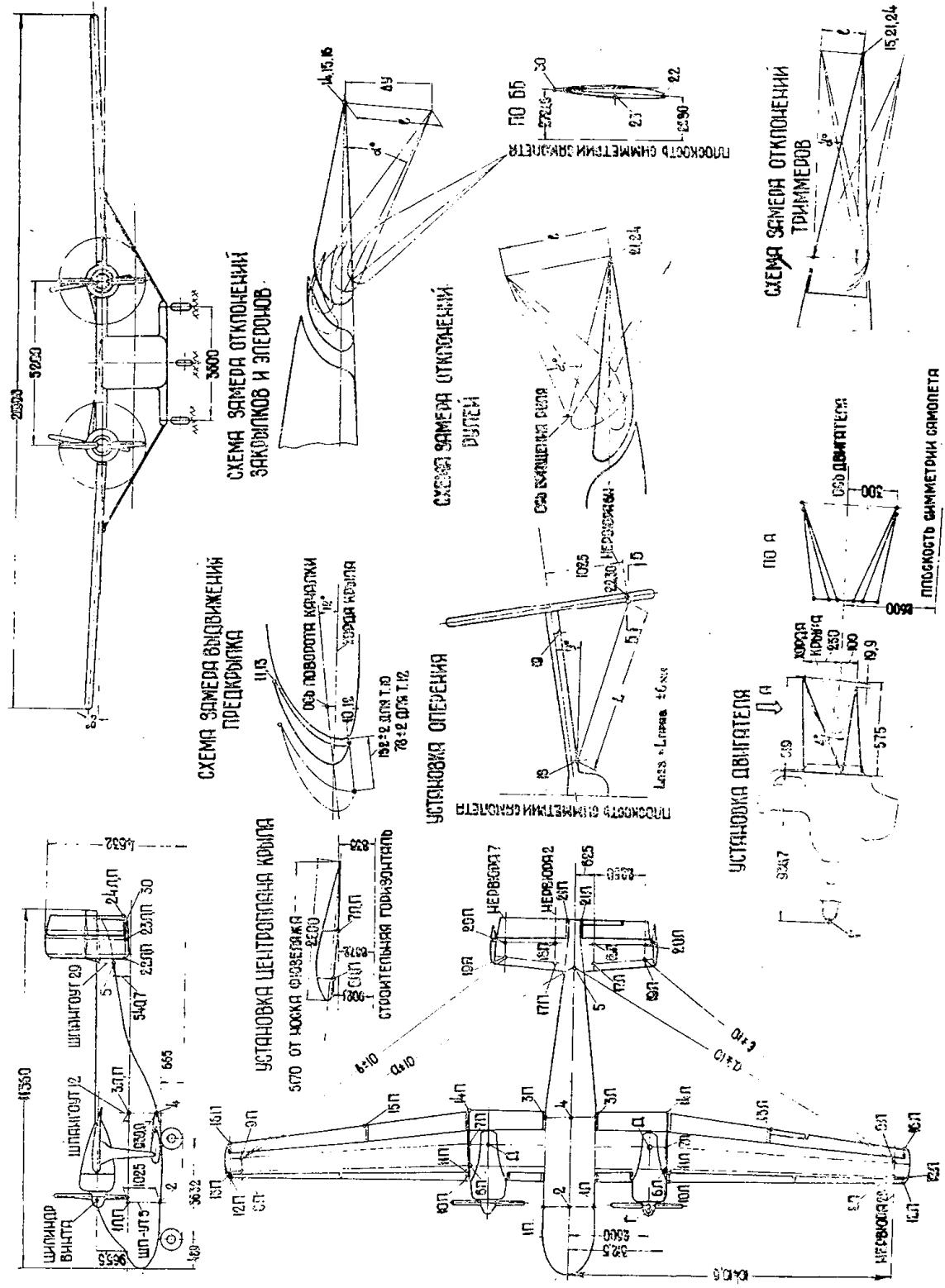
Так, взлетная дистанция самолета до высоты 25 м при нормальном взлетном весе 3270 кг и стандартных атмосферных условиях ( $t=15^{\circ}\text{C}$ ,  $P=760 \text{ мм рт. ст.}$ ) составляет 350 м, а посадочная дистанция с высоты 25 м при тех же условиях равна 430—460 м. Длина разбега и пробега при штилевой погоде составляет соответственно 90 и 110 м, а при наличии небольшого встречного ветра может быть уменьшена до 40—50 м.

Необходимость получения таких взлетно-посадочных характеристик при сравнительно небольшой крейсерской скорости полета (170—180 км/час) при-

Таблица 1

#### Нивелировочные данные самолета (без учета веса конструкции)

Цель замера	Наименование замера	Установочный размер (без учета веса конструкции), мм
Установка самолета в линию горизонтального полета	Превышение точек 6.7 над 6П Превышение точки 5 над 2	0 ± 1 1565,7 ± 5
Проверка фюзеляжа	Превышение точек 1.1 над 1П и 3.7 над 3П Превышение точек 1.1 над 3.7 и 1П над 3П Отклонение точки 5 от плоскости симметрии самолета	0 ± 1 0 ± 1 0 ± 2
Установка крыла	Превышение точек 6 над 7 Превышение точек 8 над 9 Превышение точек 8 над 6 Превышение точки 8.1 над 8П Превышение точек 9 над 6	44,9 ± 2 24,2 ± 2 290,6 ± 4 0 ± 8 311,3 ± 4
Установка стабилизатора	Превышение точек 18 над 17 Превышение точек 20 над 19 Превышение точек 19 над 17 Превышение точки 19.1 над 19П	1,5 ± 2 3,2 ± 2 253 ± 2 0 ± 4
Установка килей	Превышение точек 22 над 30 Разность расстояний точек 22 и 30 от плоскости симметрии самолета	0 ± 2 41,5 ± 2



Фиг. 6. Нивелировочно-регулировочная схема самолета.

Таблица 2

## Регулировочные данные органов управления

Органы управления	Точки замера	Направление отклонения	Величина отклонения	
			$\alpha, {}^\circ$	1, мм
Элероны	16.7, П	Из нейтрального положения	вверх вниз	$23 \pm 1$ $21 \pm 1$
		Зависание при взлете		$8.5 \pm 1$
		Зависание при посадке		$22 \pm 1$
		Из положения зависания при взлете	вверх вниз	$21^{\circ}40' \pm 1^\circ$ $21 \pm 1$
		Из положения зависания при посадке	вверх вниз	$21 \pm 1$ $22 \pm 1$
Руль направления	24.7, П	К плоскости симметрии самолета От плоскости симметрии самолета		$19 \pm 1$ $36 \pm 1$
Руль высоты	21.7, П	Вверх Вниз		$40 \pm 1$ $15 \pm 1$
Закрылки	14.7, П	Вниз (при взлете) Вниз (при посадке)		$15 \pm 1$ $40 \pm 1$
Триммер руля высоты	21.7, П	Вверх Вниз		$15 \pm 1$
Триммер руля направления	24.7, П	Влево Вправо		$15 \pm 1$
Триммер элерона	15.7	Вверх Вниз		$14 \pm 1$
				$28.5 \pm 2$

вела к некоторым аэродинамическим особенностям самолета. Этими особенностями являются следующие:

1. Большая тяговооруженность самолета на взлете при сравнительно небольшой энерговооруженности:

$$\text{тяговооруженность } \frac{P_{\text{взл}}}{G_{\text{взл}}} = 0,49 \frac{\text{кг тяги}}{\text{кг веса}},$$

где  $P_{\text{взл}}$  — тяга двигателей на взлете,  
 $G_{\text{взл}}$  — взлетный вес самолета;

$$\text{энерговооруженность } \frac{N_{\text{взл}}}{G_{\text{взл}}} = 0,183 \frac{\text{л. с.}}{\text{кг}},$$

где  $N_{\text{взл}}$  — взлетная мощность двигателей.

2. Небольшая удельная нагрузка на крыло

$$\frac{G_{\text{взл}}}{S} = 82,5 \frac{\text{кг}}{\text{м}^2},$$

где  $S$  — площадь крыла.

3. Эффективная механизация крыла — выдвижные двухщелевые закрылки, зависающие элероны, автоматические и управляемые предкрылья, установленные по всему размаху крыла.

4. Большая относительная площадь крыла, обдуваемая винтами

$$\bar{S}_{\text{обд}} = \frac{S_{\text{обд}}}{S} = 0,34,$$

где  $S_{\text{обд}}$  — площадь крыла, обдуваемая винтами.

5. Для получения большой тяговооруженности на взлете применен винт большого диаметра (2,9 м) с широкими прямугольными лопастями.

Верхнее расположение крыла, паряду с возможностью удобной компоновки винтомоторной установки самолета, имеет ряд преимуществ по сравнению с низким расположением крыла: большую продольную устойчивость самолета на больших углах атаки, меньшее взаимное влияние крыла и фюзеляжа (при данной форме фюзеляжа), хороший обзор из всех окон, удобство загрузки и разгрузки самолета и др.

Применение автоматических и управляемых предкрыльев повышает безопасность полета, так как выход предкрыльев значительно увеличивает критический угол атаки самолета. Применение эффективной механизации крыла совместно с использованием обдувки винтами дало возможность получить скорость отрыва 75–78 км/час, что соответствует при взлетном весе 3270 кг коэффициенту подъемной силы  $C_y \text{ отр} = 2,8–3,0$ .

Для обеспечения хорошей управляемости на малых скоростях полета на самолете применены щелевые рули и элероны, позволяющие сохранять эффективность рулей при больших углах их отклонения. Повышению эффективности рулей на малых скоростях полета способствует также расположение горизонтального и вертикального оперения в зоне интенсивной обдувки потоком от винтов. С этой целью вертикальное оперение выполнено двухклипсным.

Самолет обладает хорошей проходимостью по грунту, что объясняется малой удельной нагрузкой колеса

$$q = \frac{P_k}{B D} = 0,64 \frac{\text{кг}}{\text{см}^2},$$

где  $P_k$  — нагрузка на колесо,  
 $B$  и  $D$  — ширина и диаметр шиноматика.

Это позволяет производить взлеты и посадки на неподготовленных площадках, имеющих неровности поверхности глубиной до 20 см на расстоянии не менее двух метров, с малой условной прочностью грунта (не менее 3 кг/см<sup>2</sup>).

Таким образом, для эксплуатации самолета Аи-14 могут быть использованы естественные площадки, имеющие небольшие размеры и плохие воздушные подходы.

Применение двухмоторной схемы существенно повысило безопасность полета, так как на самолете надежно обеспечена возможность продолжения взлета и благополучного завершения полета в случае отказа одного двигателя на взлете и в крейсерском полете.

#### АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

Аэродинамические характеристики самолета в виде поляр и зависимостей  $C_y = f(\alpha)$  и  $K = f(\alpha)$  при трех значениях угла отклонения закрылков без учета влияния близости земли и обдувки винтами показаны на фиг. 7 и 8.

При крейсерской скорости полета 170—180 км/час на высоте 2000 м аэродинамическое качество самолета равно 10,8.

#### ЛЕТНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА

(при стандартных атмосферных условиях)

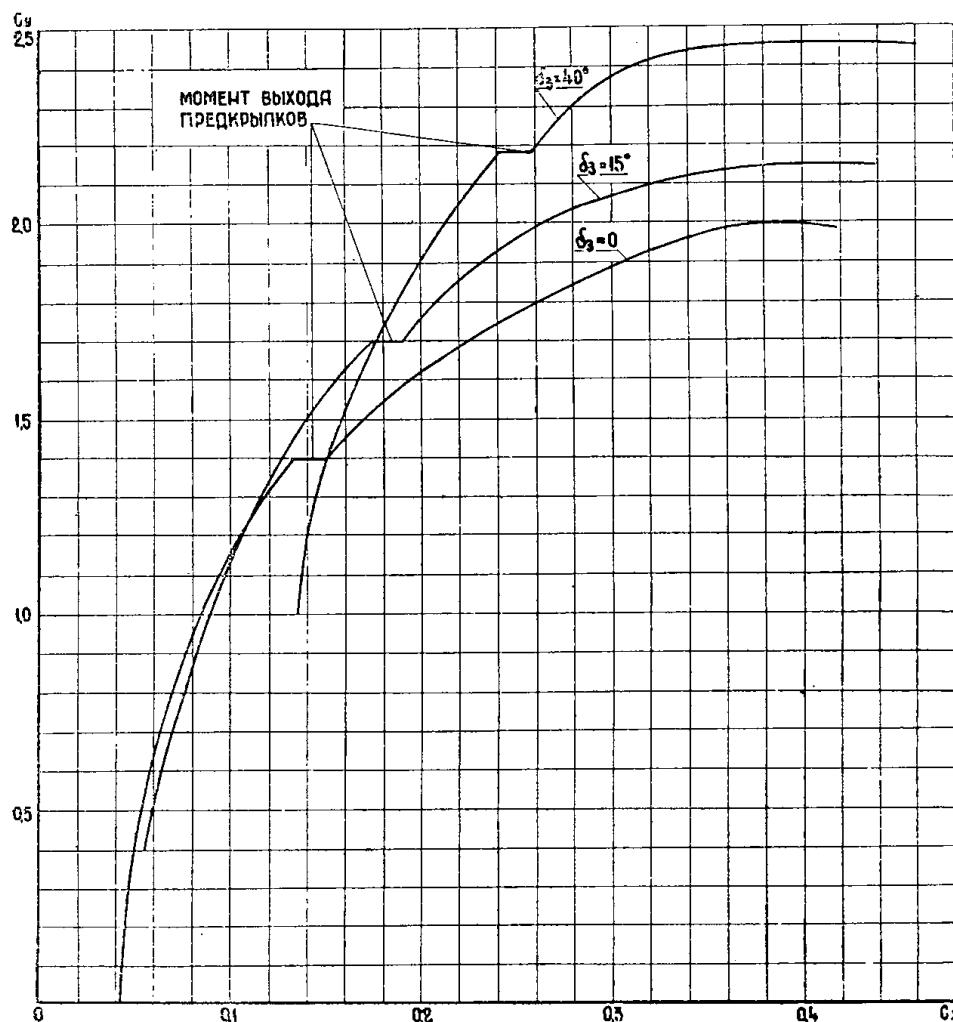
Взлет самолета выполняется при отклоненных на 15° закрылках.

При взлетном весе 3270 кг скорость отрыва самолета равна 75—78 км/час, а длина разбега в штиль — 90 м. При небольшом встречном ветре длина разбега может быть доведена до 40—50 м. Взлетная дистанция до высоты 25 м составляет 350 м.

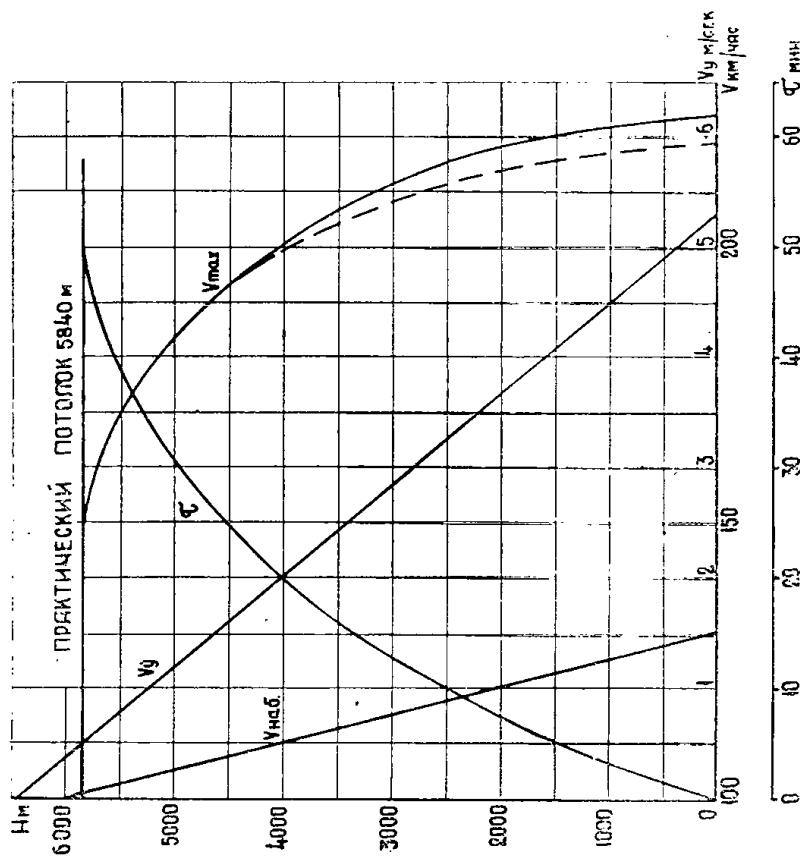
Набор высоты производится при убранных закрылках на первом nominalном режиме работы двигателей.

На фиг. 9 приведены основные летные характеристики самолета. Практический потолок самолета равен 5840 м; время, необходимое для достижения практического потолка, составляет 48 минут.

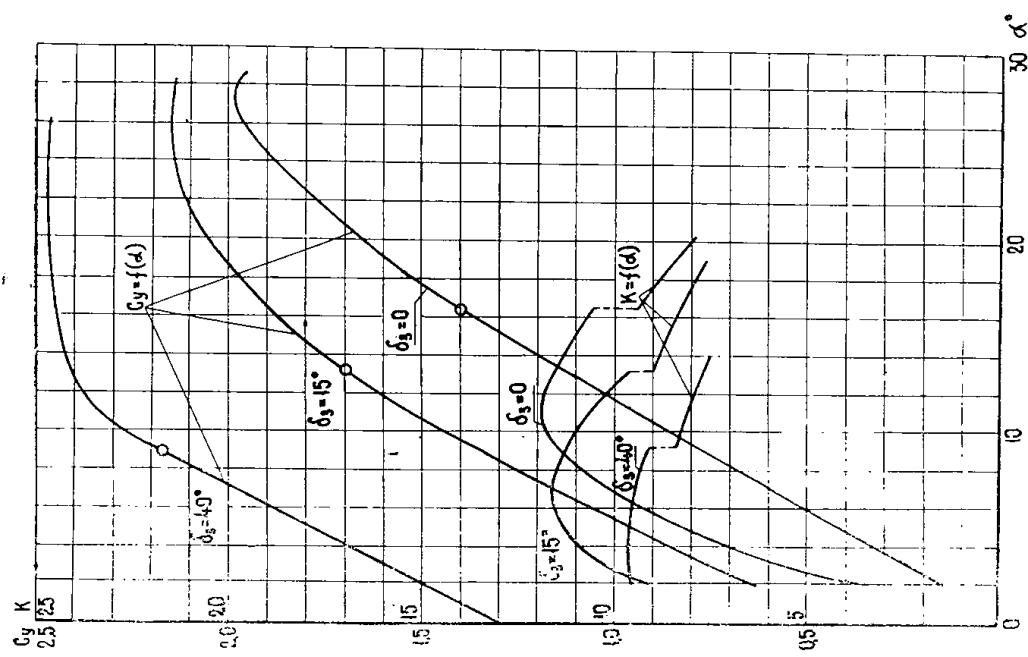
Самолет может перевозить пассажиров или груз общим весом 600 кг на расстояние 680 км при крей-



Фиг. 7. Поляры самолета при различных углах выпуска закрылков без учета влияния близости земли и обдувки винтами.



Фиг. 9. Летные характеристики самолета при взлете весе 3270 кг. Кривые, нанесенные сплошной линией, соответствуют первомуnomинальному режиму работы двигателей, пунктирной линией — второмуноминальному режиму.



Фиг. 8. Кривые  $C_y = f(\alpha)$  и  $K = f(\alpha)$  при различных углах выпуска закрылок без учета влияния близости земли и обдувки щитами (точками отмечены моменты выхода предкрылков).