

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

О.К. Антонов
О-11 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, ВВС СССР в качестве связного самолета. 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

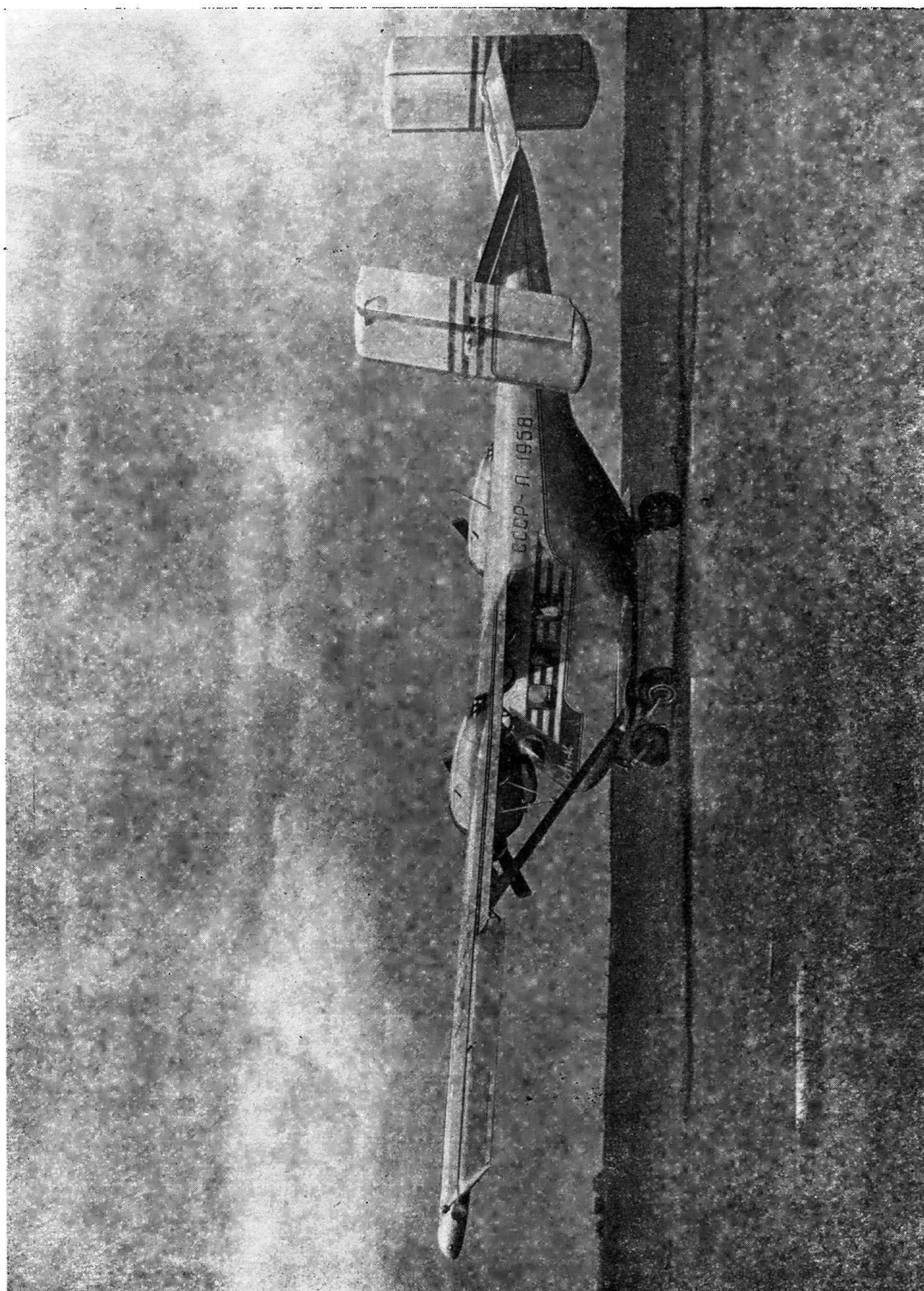
© Издание на русском языке, оформление
«YOYO Media», 2023
© Издание на русском языке, оцифровка,
«Книга по Требованию», 2023

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

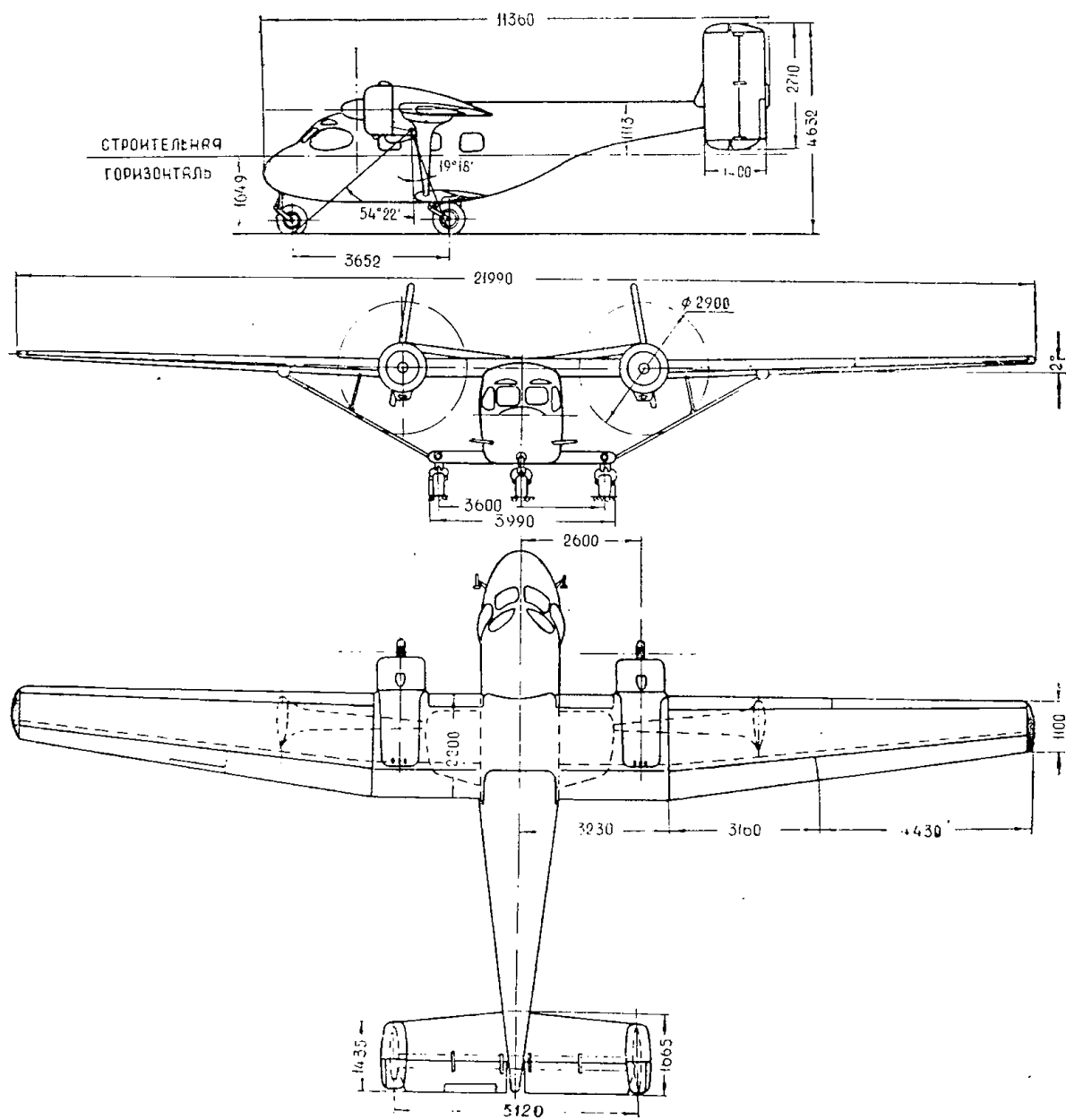
Сначала мы отсканировали каждую страницу оригинала этой редкой книги на профессиональном оборудовании. Затем с помощью специально разработанных программ мы произвели очистку изображения от пятен, клякс, перегибов и попытались отбелить и выровнять каждую страницу книги. К сожалению, некоторые страницы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

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

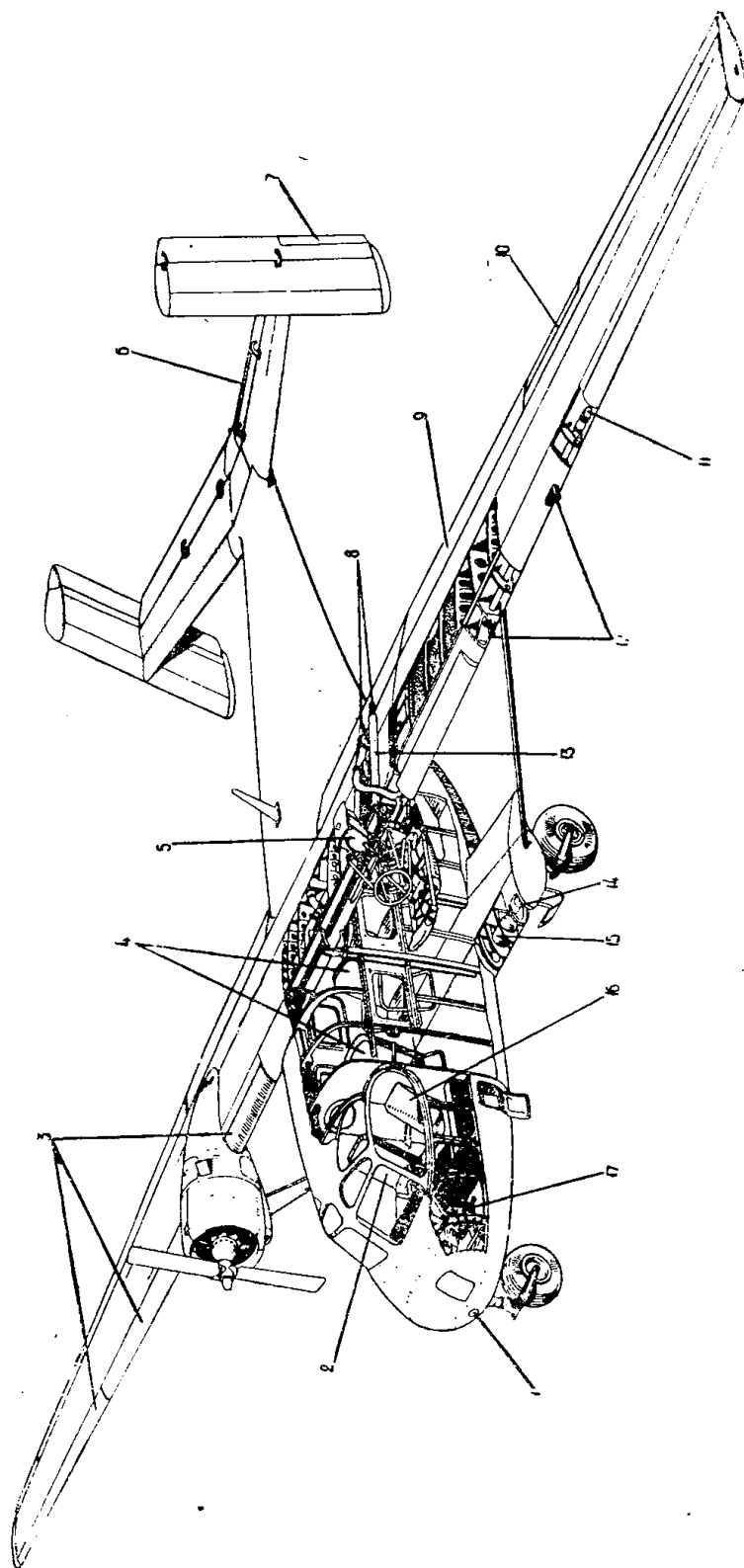
Поэтому мы предупреждаем о возможных погрешностях восстановленного репринтного издания. В издании могут отсутствовать одна или несколько страниц текста, могут встретиться невыводимые пятна и кляксы, надписи на полях или подчеркивания в тексте, нечитаемые фрагменты текста или загибы страниц. Покупать 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.

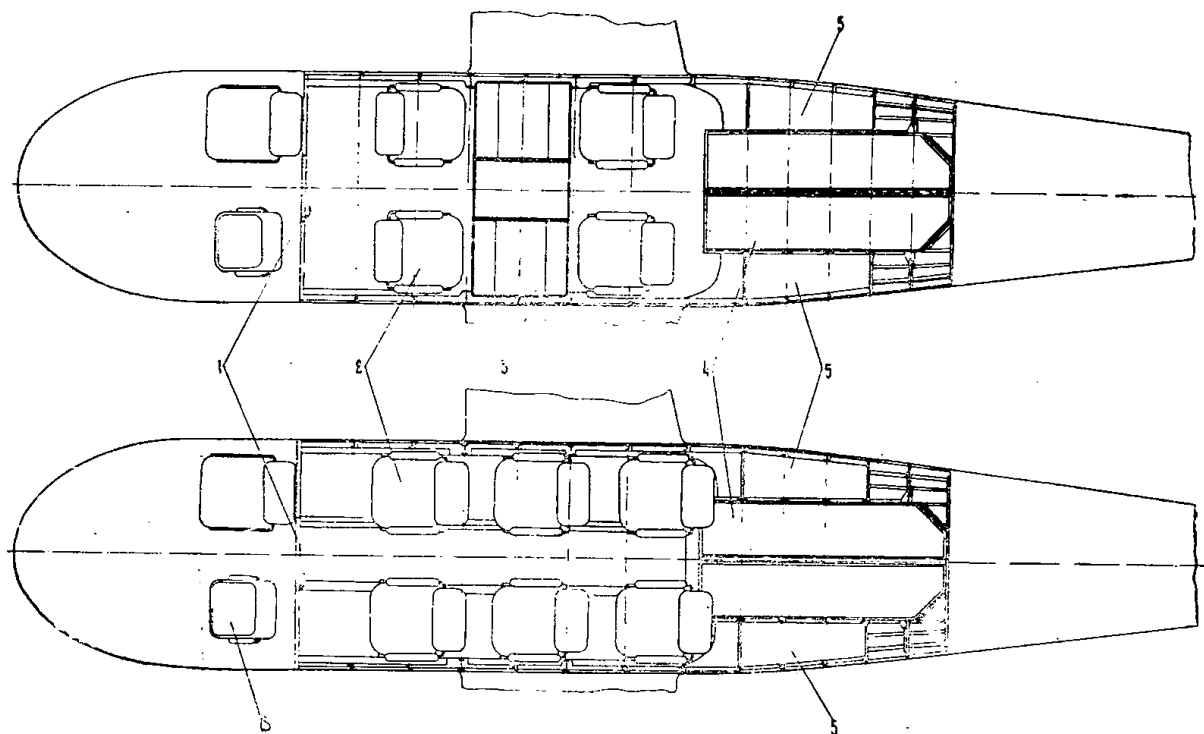


Фиг. 4. Компонентная схема самолета.

1 — рулевая фара; 2 — правое кресло в кабине летчика; 3 — предкрылки; 4 — пассажирские кресла; 5 — маслобак; 6 — триммер руля высоты; 7 — триммер руля направления; 8 — выхлопные трубы; 9 — закрылок; 10 — триммер элерона; 11 — патрубок подачи теплого воздуха в носок крыла; 12 — качалки предкрылков; 13 — теплообменник; 14 — вальцово-посадочная фара; 15 — воздушный баллон; 16 — кресло 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 кабине самолета в 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 килы. 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 килем, а также между рулем 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 килей имеют электрический обогрев, повышающий эффективность противообледенительной системы (ПОС).

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^2 .

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

На самолете установлены два поршневых девятицилиндровых двигателя АИ-14РФ воздушного охлаждения взлетной мощностью по 300 л. с. с двухлопастными автоматическими флюгерными воздушными винтами В536-Д12*.

Установленные на самолете аэронавигационное 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 трехлопастные автоматические флюгерные винты АВ-14 с металлическими лопастями, имеющие улучшенные аэродинамические характеристики и повышенный ресурс.

В этом техническом описании 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 уменьше- нии вертикальной скорости при от- казе одного двигателя)	720 кг
Количество пассажирских мест	7
Экипаж	1 человек
Двигатели	поршневые АП-14РФ
Взлетная мощность двигателей	2×300 л. с.
Воздушные винты	В536-Д12 — двухлопастные, флюгерные, с автоматическим изменяемым в полете шагом, пневматический, от бортовой воздушной системы
Запуск двигателей	
Нагрузка на 1 м ² крыла	82,33 кг
Нагрузка на 1 л. с. на взлетном режиме	5,45 кг
Механизация крыла	двухцелевые выдвижные закрылки, зависающие элероны, автоматические и управляемые предкрылки
Средства для снятия усилий с органов управления	триммеры, по одному на левом элероне, левом руле направления и левой половине руля высоты неубирающиеся, трехстоечной схемы с носовым 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 ²
Начальное давление азота в амортизаторах:	
— главных ног	35 кг/см ²
— передней ноги	15 кг/см ²
Рабочее давление в бортовой воздушной системе	50 кг/см ²

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 ²
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 ²
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	РП-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 ²
	(10,9% от S _{кр})
Площадь триммера элерона	0,135 м ²
	(6,3% от S _{эл})
Площадь закрылков	7,99 м ²
	(20,1% от S _{кр})
Осевая компенсация элеронов	23,0%
Общая площадь закрылков и элеронов	12,32 м ²
	(31,0% от S _{кр})
Длина предкрылка центроплана	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 ²
	(20,2% от S _{кр})
Удлинение ГО	3,38
Угол установки ГО	0°
Угол поперечного V ГО	+9°

Площадь руля высоты	2,79 м ² (36,3% от S _{г.о})
Площадь триммера руля высоты	0,166 м ² (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 ² (19,0% от S _{кр})
Удлинение	1,94
Угол установки шайб ВО (передняя кромка отклонена к плоскости симметрии самолета)	2°
Площадь двух рулей направления	3,08 м ² (45,0% от S _{в.о})
Площадь триммера руля направления	0,155 м ² (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 накернены 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 ($t=15^{\circ}\text{C}$, $P=760$ 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 точки 6.7 над 6П	0 ± 1
	Превышение точки 5 над 2	$1565,7 \pm 5$
Проверка фюзеляжа	Превышение точек 1.1 над III и 3.1 над 3П	0 ± 1
	Превышение точек 1.7 над 3.1 и III над 3П	0 ± 1
	Отклонение точки 5 от плоскости симметрии самолета	0 ± 2
Установка крыла	Превышение точек 6 над 7	$44,9 \pm 2$
	Превышение точек 8 над 9	$24,2 \pm 2$
	Превышение точек 8 над 6	$290,6 \pm 4$
	Превышение точки 8.1 над 8П	0 ± 8
	Превышение точек 9 над 6	$311,3 \pm 4$
Установка стабилизатора	Превышение точек 18 над 17	$1,5 \pm 2$
	Превышение точек 20 над 19	$3,2 \pm 2$
	Превышение точек 19 над 17	253 ± 2
	Превышение точек 19.Д над 19П	0 ± 4
Установка киля	Превышение точек 22 над 30	0 ± 2
	Разность расстояний точек 22 и 30 от плоскости симметрии самолета	$41,5 \pm 2$

Таблица 2

Регулировочные данные органов управления

Органы управления	Точки замера	Направление отклонения	Величина отклонения	
			$\alpha, ^\circ$	l, мм
Элероны	16.7, П	Из нейтрального положения	23 ± 1	123 ± 5
		вверх	21 ± 1	112,5 ± 5
		вниз	21 ± 1	112,5 ± 5
		Зависание при взлете	8,5 ± 1	44,8 ± 5,2
		Зависание при посадке	22 ± 1	118 ± 5
		Из положения зависания при взлете	21°40' ± 1°	126,8 ± 5,1
		вверх	21 ± 1	108 ± 5,1
		вниз	21 ± 1	108 ± 5,1
Руль направления	24.7, П	К плоскости симметрии самолета	19 ± 1	166,6 ± 8,5
		От плоскости симметрии самолета	30 ± 1	312 ± 8,5
Руль высоты	21.7, П	Вверх	40 ± 1	337,5 ± 8,5
		Вниз	15 ± 1	128,8 ± 8,5
Закрылки	14.7, П	Вниз (при взлете)	15 ± 1	$\Delta y = 136,5 \pm 9,3$
		Вниз (при посадке)	40 ± 1	$\Delta y = 460 \pm 11$
Триммер руля высоты	21.7, П	Вверх	15 ± 1	34 ± 2,5
		Вниз	15 ± 1	34 ± 2,5
Триммер руля направления	24.7, П	Влево	15 ± 1	34 ± 2,5
		Вправо	15 ± 1	34 ± 2,5
Триммер элерона	15.7	Вверх	14 ± 1	28,5 ± 2
		Вниз	14 ± 1	28,5 ± 2

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

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

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

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

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

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

2. Небольшая удельная нагрузка на крыло

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

где S — площадь крыла.

3. Эффективная механизация крыла — выдвижные двухцелевые закрылки, зависающие элероны, автоматические и управляемые предкрылки, 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 прямоугольными лопастями.

Верхнее расположение крыла, наряду 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 предкрылков повышает безопасность полета, так как выход предкрылков 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 двухклеввым.

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

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

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

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/см²).

Таким образом, для эксплуатации самолета Ан-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 $R = f(\alpha)$ 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)

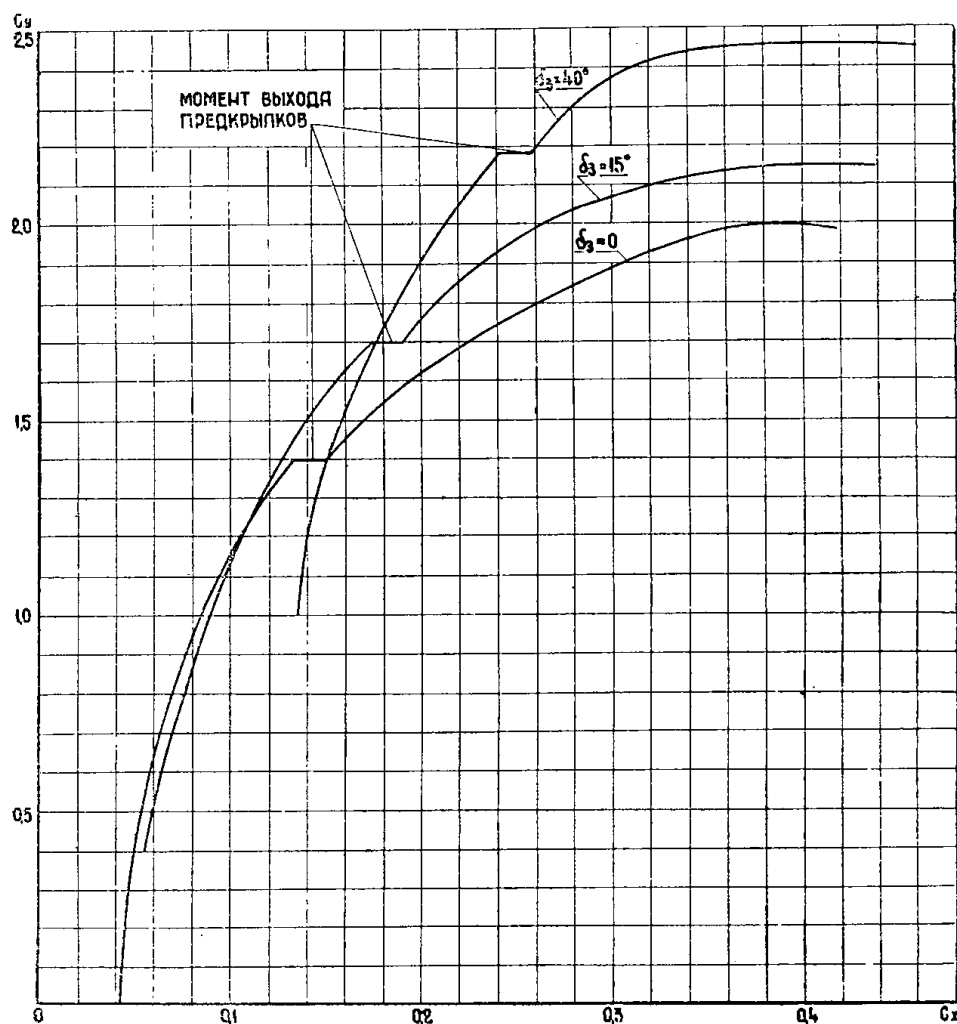
Взлет самолета выполняется при отклоненных на 15° закрылках.

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.

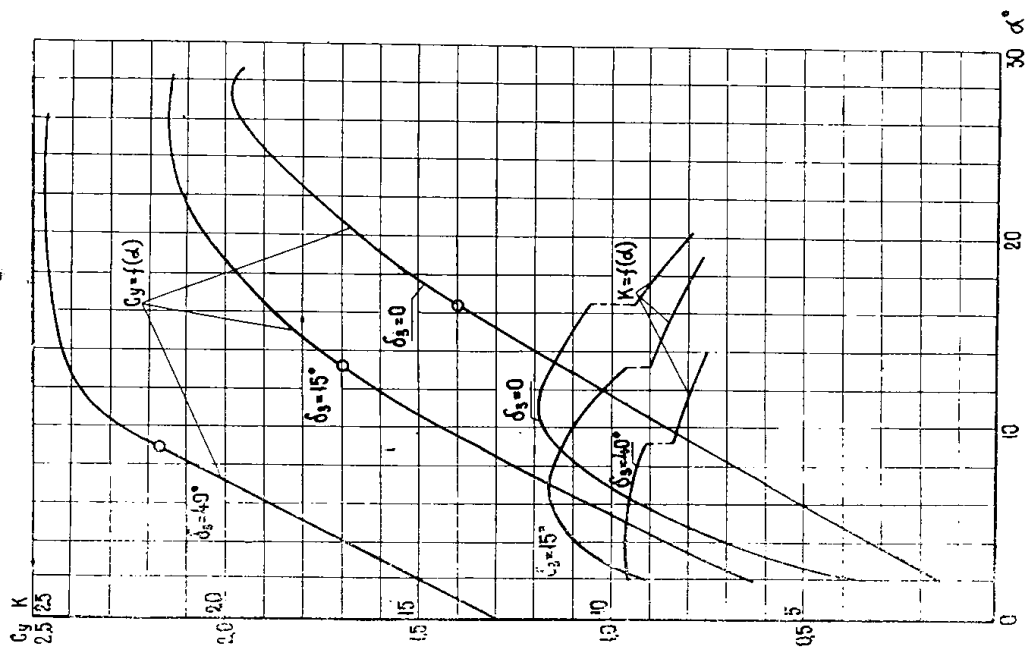
Набор высоты производится при убранных закрылках на первом номинальном режиме работы двигателей.

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

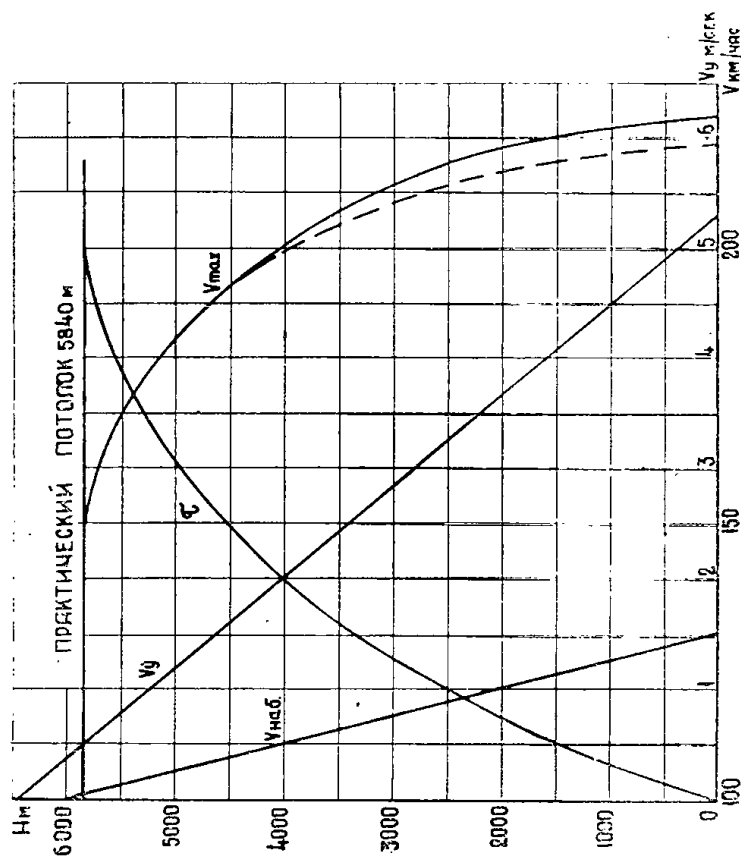
Самолет может перевозить пассажиров или груз общим весом 600 кг на расстоянии 680 км при крей-



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



Фиг. 8. Кривые $C_y = f(\alpha)$ и $K = f(\alpha)$ при различных углах выпуска закрылков без учета влияния близости земли и обдувки винтами (точками отмечен момент выхода предкрылков).



Фиг. 9. Летные характеристики самолета при взлетном весе 3270 кг. Кривые, нанесенные сплошной линией, соответствуют первому номинальному режиму работы двигателей, пунктирной линией — второму номинальному режиму.