

~~SECRET~~  
4. CIA  
2-1-55 OR

INFORMATION REPORT INFORMATION REPORT

CENTRAL INTELLIGENCE AGENCY

3003359

25X1

This material contains information affecting the National Defense of the United States within the meaning of the Espionage Laws, Title 18, U.S.C. Secs. 793 and 794, the transmission or revelation of which in any manner to an unauthorized person is prohibited by law.

25X1

NOFORN ~~SECRET~~

1032037

25X1

COUNTRY USSR REPORT [redacted]

SUBJECT Manual on the Operation of the Ilyushin-14 DATE DISTR. 22 August 1970

25X1

NO. OF PAGES 1

25X1

DATE OF INFO. [redacted] REQUIREMENT NO. RD

PLACE ACQUIRED [redacted] REFERENCES [redacted]

DATE ACQUIRED This is UNEVALUATED

SOURCE EVALUATIONS ARE DEFINITIVE. APPRAISAL OF CONTENT IS TENTATIVE.

[redacted]

25X1

[redacted] Soviet manual on the operation of the Ilyushin-14, issued in 1955 by the Soviet Ministry of Aviation Industry,

25X1

[redacted]

[redacted]

25X1  
①

25X1

25X1

NOFORN ~~SECRET~~

25X1

STATE	X	ARMY	X	NAVY	X	AIR	X	FBI	AEC					
-------	---	------	---	------	---	-----	---	-----	-----	--	--	--	--	--

(Note: Washington distribution indicated by "X"; Field distribution by "#")

INFORMATION REPORT INFORMATION REPORT

Approved For Release 2007/09/19 : CIA-RDP83-00418R005500120001-6

**Page Denied**

**SECRET**

NOFORN

**МИНИСТЕРСТВО АВИАЦИОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ СССР**

25X1

# ПАССАЖИРСКИЙ САМОЛЕТ

# Ил-14

# I

**ОБОРОНГИЗ**

**1955**

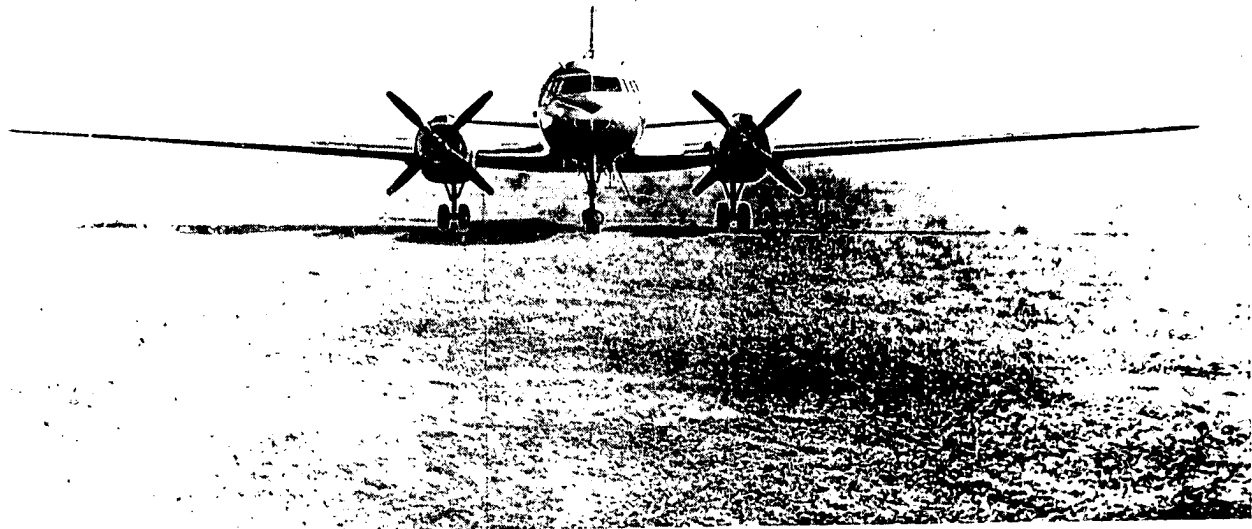
**SECRET**

NOFORN

25X1

N USSR

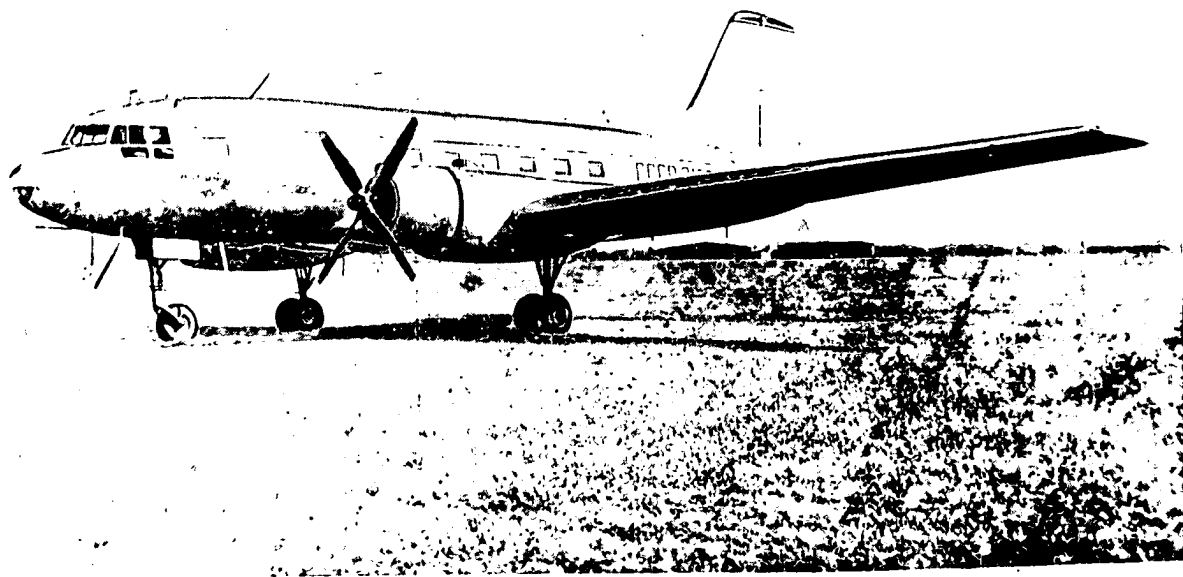
25X1



Фиг. 1. Общий вид самолета (спереди).

N USSR

25X1



Фиг. 2. Общий вид самолета (сбоку спереди).

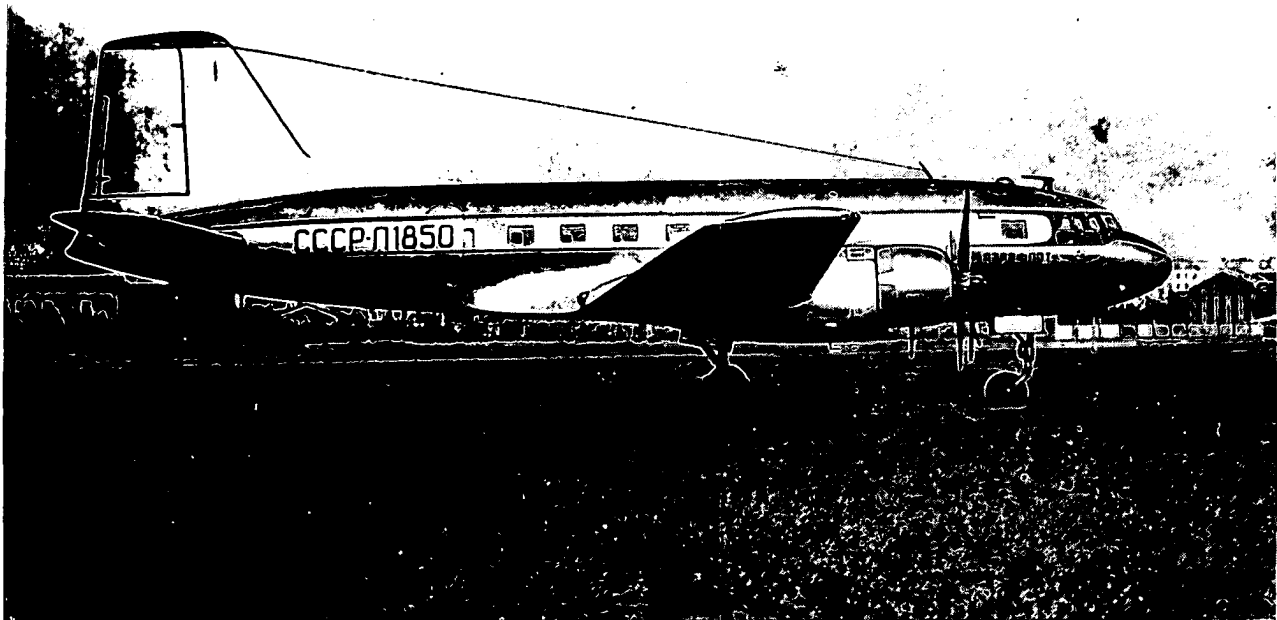
**SECRET**

**NOFORN**

**SECRET**

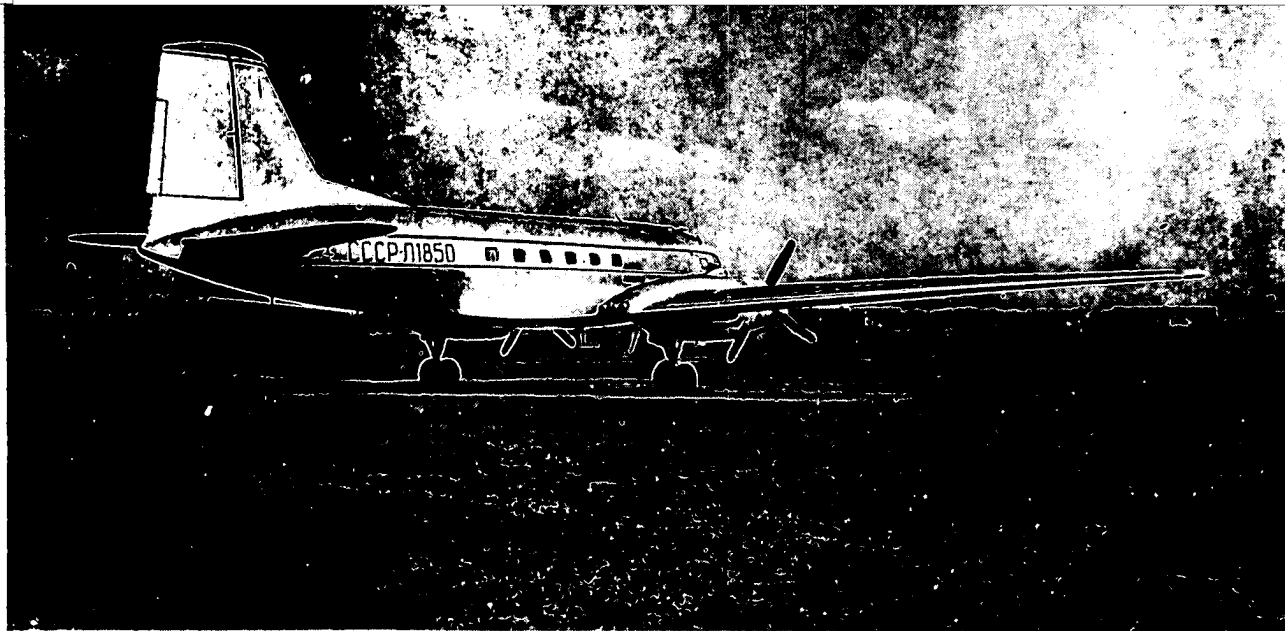
N USSR

25X1



N USSR

25X1



Фиг. 4. Общий вид самолета (3/4 сзади).

**SECRET**

**NOFORN**

25X1

**SECRET**

NOFORN

25X1

## ГЛАВА I

**ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ****I. КОНСТРУКЦИЯ САМОЛЕТА**

Двухмоторный пассажирский самолет Ил-14 (фиг. 1, 2, 3, 4) конструкции С. В. Ильюшина предназначен для эксплуатации на гражданских авиалиниях.

Главное внимание при создании этого самолета было обращено на повышение безопасности полетов.

К таким мероприятиям относятся:

**1. Безопасность взлета**

Обеспечена возможность взлета самолета, начиная с момента отрыва, на одном работающем двигателе, для чего:

— обеспечено время флюгирования винтов в течение 5 сек.;

— обеспечено время уборки шасси в течение 5 сек.;

— створки главных и передней ног шасси выполнены таким образом, что во время разбега и взлета самолета они закрыты;

— установлен пружинный триммер на руле поворота;

— обеспечена хорошая путевая устойчивость и управляемость.

**2. Безопасность полета в сложных метеорологических условиях**

Обеспечена безопасность полета в условиях обледенения и плохой видимости, для чего:

— защищены от обледенения: крыло, хвостовое оперение, воздушные заборники и антенны. В противобледенительных устройствах используется воздух, нагреваемый выхлопными газами двигателей. При отказе одного из двигателей работающий двигатель обеспечивает нормальное функционирование всех противобледенительных устройств;

— защищены от обледенения винты двигателей путем смачивания их поверхностей спиртом, нагреваемым специальным насосом с электроприводом;

— защищены от обледенения и запотевания лобовые стекла фонаря кабины летчика. Защита осуществляется четырьмя способами: установкой электрообогреваемых стекол ТСБП-19, обдувом стекол теплым воздухом, смачиванием наружной поверхности стекол спиртом с одновременным

включением гидравлических стеклоочистителей ГА-80;

— установлена связная трехблочная радиостанция РСБ-Д;

— установлены два радиокompаса;

— установлены две командные радиостанции (из которых одна может работать как аварийная связная);

— введены аварийные антенны для приемников радиостанций;

— обеспечена возможность продолжения рейсового полета при отказе одного из двигателей.

**3. Безопасность посадки**

Обеспечена безопасность посадки в сложных метеорологических условиях, для чего:

— на самолете имеются приборы: гиropолукомпас ГПК-48, дистанционный гиромагнитный компас ДГМК-3, радиокompас АРК-5 (два комплекта) и маркерный приемник МПР-48П, с помощью которых осуществляется облегченная посадка по системе ОСП-48;

— установлено радиоустройство слепой посадки „Материк“ с радиодальномером СД-1;

— установлены посадочные фары — лампы ЛФСВ-45 и рулевые фары ФР-100.

**4. Противопожарная безопасность**

Для повышения противопожарной безопасности на самолете сделано следующее:

— топливные баки расположены в консолях крыла;

— выхлопные трубы двигателей проведены сверху крыла до задней кромки;

— установлены противопожарные перегородки (из жароупорной стали) в кавотах двигателей;

— введена противопожарная система ОСУ-4.

Обеспечены надлежащие комфортные условия для пассажиров и экипажа. Шум в кабинах не утомителен. Источники освещения расположены удобно. Зимой температура воздуха в кабине достаточно высокая, летом — достаточно равномерна. Летом и зимой в кабине имеется приточный воздух.

**SECRET**

NOFORN

25X1



По своей конструкции самолет Ил-14 является монопланом с низким расположением крыла и трехстоечным шасси с носовым колесом (фиг. 5).

Экипаж самолета состоит из 5 человек: двух летчиков, бортмеханика, бортрадиста и бортпроводника. *История*

На самолете установлены два поршневых двигателя АИ-82Т. Двигатели имеют специальную регулировку расхода топлива на крейсерском режиме, что повышает их экономичность.

Каркас планера—цельнометаллический и выполнен из дуралюмина марки Д16Т.

Фюзеляж самолета представляет собой полу-монокок сигарообразной формы с работающей обшивкой.

Силовая часть каркаса фюзеляжа состоит из 48 шпангоутов и 51 продольного стрингера, изготовленных из пресованных (бульбовых) профилей уголкового сечения, каркаса пола и отсека передней ноги шасси и нескольких перегородок.

Крыло. Свободнонесущее трапецевидное трехлонжеронное крыло моноблочной конструкции состоит из трех частей: центроплана и двух консолей. Носок консолей крыла представляет собой камеру теплового противообледенителя. В межлонжеронном пространстве консолей оборудованы отсеки для топливных баков.

Оперение самолета—свободнонесущее, однокилевое. Стабилизатор и киль моноблочной конструкции с работающей обшивкой.

Стабилизатор имеет разъем по оси самолета.

Каркас всего хвостового оперения и обшивка киля и стабилизатора металлические; обшивка руля полотняная. Киль и стабилизатор трехлонжеронной конструкции.

Для обслуживания элементов управления, агрегатов и подхода к электрическим, воздушным и гидравлическим проводкам в крыле и фюзеляже сделаны люки.

Силовая установка самолета располагает двумя четырехтактными бензиновыми двигателями АИ-82Т воздушного охлаждения. Каждый двигатель имеет 14 цилиндров, расположенных в виде двойной звезды. Двигатель снабжен агрегатом непосредственного впрыска топлива ИВ-82, бензиновым насосом 704А-В, масляным насосом МШ-6СВ, электроинерционным стартером СКД-2, генератором ГСР-300М и другими агрегатами.

Взлетная мощность двигателя 1900 л. с. — 2м.

Высотная номинальная мощность 1630 л. с. — 2м.

На двигателях установлены четырехлопастные флюгируемые винты АВ-50 диаметром 318 см с двухканальным подводом масла.

Выхлопной коллектор двигателя состоит из двух несоединяющихся полуколец и имеет ту особенность, что выхлопные газы выводятся за заднюю кромку крыла посредством двух выхлопных труб, проложенных над верхней обшивкой крыла и закрытых обтекателями.

Система запуска двигателей—электрическая.

Топливная система включает топливные

баки (в количестве 6 шт.), размещенные в консолях крыла.

✓ Емкость баков 3500 л — 2м. Замер количества топлива производится посредством бензиномера СБЭС-1357.

✓ Система питания для каждого двигателя раздельная. Наличие соединительного крана между системами питания правого и левого двигателей позволяет осуществлять, в случае необходимости, перекрестное питание.

✓ Маслосистема. На самолете применена раздельная система снабжения маслом левого и правого двигателей.

✓ В гондоле каждого двигателя устанавливается маслорадиатор (изд. № 1107) с фронтальной поверхностью 17 д/м<sup>2</sup>, маслбак емкостью 142 л, суфлерный бачок.

Контроль за температурами, давлением и количеством масла производится по индикатору ЭМИ-3НВ, термометру ТУЭ-48, масломеру МЭС-1107А.

✓ Система управления двигателями—тросовая.

Противопожарное оборудование самолета состоит из стационарных баллонов СО<sub>2</sub>, оборудованных двойными пириголовками, системы электрического и ручного управления пириголовками, системы сигнализации пожара и проводки, подающей СО<sub>2</sub> к очагу пожара. Помимо этого, на самолете имеется три переносных огнетушителя.

✓ Взлетно-посадочные устройства. Самолет имеет трехстоечное убирающееся шасси, состоящее из двух главных ног и одной передней ноги.

На главных ногах установлены спаренные тормозные колеса размером 840×300 мм и на передней ноге одно нетормозное колесо размером 770×330 мм.

Крыло самолета снабжено взлетно-посадочными закрылками.

✓ Механизмы управления шасси, закрылками и тормозами действуют от единой гидравлической системы.

✓ Для аварийного выпуска шасси имеется дублированная гидравлическая система, приводимая в действие ручным насосом.

✓ В случае выхода из строя всей гидравлической системы передняя нога выпускается сжатым воздухом, для чего имеется специальный силовой цилиндр, а главные ноги выпускаются под действием собственного веса и воздушного скоростного напора.

✓ Система торможения колес также дублирована. Когда выходит из строя основная гидравлическая система, торможение осуществляется помощью сжатого воздуха.

Створки отсеков шасси в конце процесса уборки или выпуска закрываются.

✓ Управление самолетом—двойное. Все проводки выполнены особо гибкими тросами.

✓ Управление триммерами руля высоты—тросовое.

✓ Управление триммерами руля поворота в азимуте—электрическое.

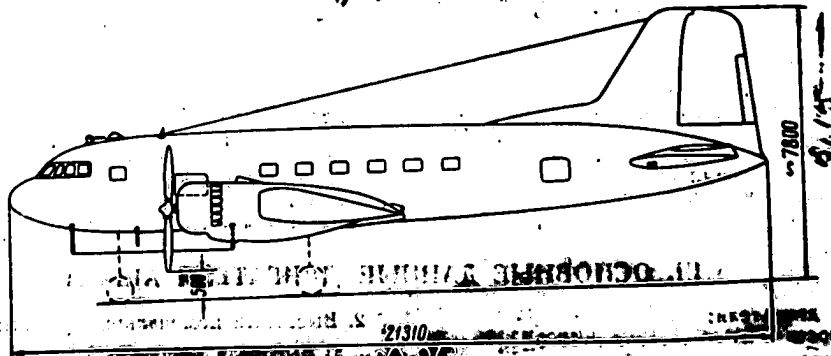
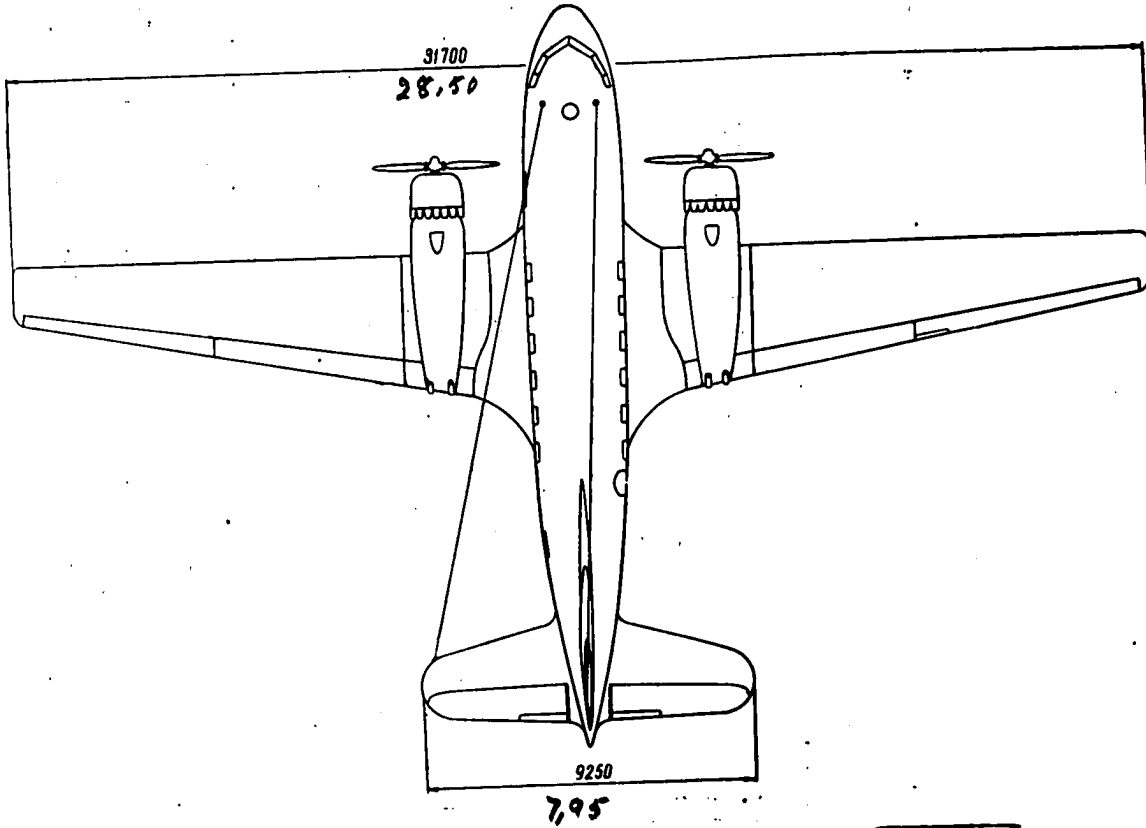
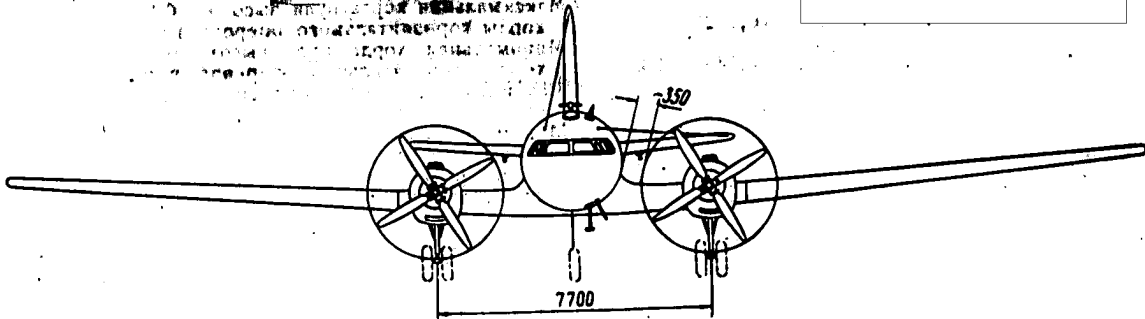
SECRET





**SECRET**

**NOFORN**



**SECRET**

**NOFORN**

**CONTINUED CONTROL**



**SECRET NOFORN**

- 3. Земной номинальный режим:
  - а) Земная мощность в л. с. . . . . 1530-2м
  - б) Удельный расход топлива в г/л. с. час 285-315
- 4. Эксплуатационный земной режим (0,9 номинала):
  - а) Эксплуатационная мощность в л. с. . 1380-2м
  - б) Обороты коленчатого вала в об/мин. 2300
  - в) Давление воздуха за нагнетателем в мм рт. ст. . . . . 940±10
  - г) Удельный расход топлива в г/л. с. час 260-280
- 5. Крейсерские режимы:

Режим работы	Мощность л. с.	Обороты об/мин.	Р <sub>к</sub> мм рт. ст.	Удельный расход г/л. с. час	Часовой расход (на один двигатель) кг/час	Положение корректора смеси
Крейсерский режим - 0,75 номинала	1150	2200	850±10	225-240	260-280	Автонормально
Крейсерский режим - 0,65 номинала	995	2000	835±10	200-210	199-209	Автобедно

Режим работы	Мощность л. с.	Обороты об/мин.	Р <sub>к</sub> мм рт. ст.	Удельный расход г/л. с. час	Часовой расход (на один двигатель) кг/час	Положение корректора смеси
Крейсерский режим - 0,6 номинала	920	1800	820±10	200-210	184-193	Автобедно
Крейсерский режим - 0,45 номинала	690	1600	760±10	200-210	138-145	Автобедно

- 6. Максимально допустимое число оборотов коленчатого вала в об/мин. . . . . 2700
- 7. Минимальное число оборотов в об/мин. . . . . 500-600
- 8. Сорт рабочего топлива . . . . . бензин Б95/130, октановое число не ниже 95 минеральное МК-22 или МС-20
- 9. Сорт масла . . . . . 1020
- 10. Вес сухого двигателя (со стартером и дефлекторами) в кг . . . . . 1020
- 11. Габариты двигателя:
  - а) длина двигателя с насосом НВ и генератором в мм . . . . . 2010<sup>+10</sup>
  - б) диаметр по крышкам клапанных коробок в мм . . . . . 1300<sup>+5</sup>

**IV. ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ ВИНТА АВ-50**

- 1. Тип винта . . . . . тянущий автоматический воздушный винт изменяемого в полете шага с установочной лопастью во флюгерное положение
- 2. Диаметр винта в м . . . . . 3,8
- 3. Число лопастей . . . . . 4
- 4. Аэродинамическая серия лопасти . . . . . серия четырехлопастных винтов АВ-50-91Б Р-50
- 5. Тип регулятора . . . . . 20-220
- 6. Углы установки лопасти в град.:
  - а) минимальный . . . . . 46
  - б) максимальный . . . . . 94
  - в) флюгерный . . . . . 205<sup>+2%</sup>
- 7. Вес винта в кг . . . . . 205<sup>+2%</sup>

**V. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ СВЕДЕНИЯ**

**Гидровоздушная система**

- Общая емкость гидросистемы в л . . . . . 114
- Емкость гидробака (полный объем) в л . . . . . 84<sup>+4</sup><sub>-2</sub>
- Емкость воздушных аварийных баллонов в л . . . . . 11
- Рабочая жидкость гидросистемы . . . . . МВП (показ)
- Рабочее давление гидросистемы в кг/см<sup>2</sup> . . . . . 110<sup>+10</sup><sub>-5</sub>
- Рабочее давление аварийной воздушной сети в кг/см<sup>2</sup> . . . . . 120-150

**Шасси**

- Количество жидкости, заливаемой в амортизатор передней ноги, в л . . . . . 4,6
- Количество жидкости, заливаемой в амортизатор главной ноги, в л . . . . . 5,8
- Начальное давление в амортизаторе передней ноги в кг/см<sup>2</sup> . . . . . 7±0,5
- Начальное давление в амортизаторе главной ноги в кг/см<sup>2</sup> . . . . . 32<sup>+1</sup>
- Давление в авиационных передней ноги в кг/см<sup>2</sup> . . . . . 4,5<sup>+0,3</sup><sub>-0,2</sub>
- Давление в авиационных главных ног в кг/см<sup>2</sup> . . . . . 5±0,2
- Рабочая жидкость в гасителях автоколебаний (демпферах «шимми») . . . . . ГМЦ-2
- Рабочая жидкость (амортизационная смесь) в амортизаторах . . . . . АМ 70/10
- Стояночное обжатие амортизатора передней ноги в мм . . . . . 220<sup>+40</sup><sub>-50</sub>

- Максимальное стояночное обжатие передней ноги (при полном газе обоих двигателей) в мм . . . . . 280
- Стояночное обжатие амортизатора главной ноги в мм . . . . . 210<sup>+20</sup><sub>-30</sub>
- Стояночное обжатие авиационной передней ноги в мм . . . . . 50±5
- Стояночное обжатие авиационной главной ноги в мм . . . . . 68<sup>+2</sup><sub>-8</sub>

**Тормоза**

- Давление в тормозах (при нормальном торможении) в кг/см<sup>2</sup> . . . . . 28-30
- Давление в тормозах (при аварийном торможении) в кг/см<sup>2</sup> . . . . . 32-36
- Зазоры в тормозных колодках в мм . . . . . 0,3-0,4

**Силовая установка**

- Емкость топливных баков в л . . . . . 3500<sup>-2%</sup> = 3500
- Емкость маслобаков в л . . . . . 284 = 288

**Противопожарная система**

- Емкость стационарных баллонов (двух) в л . . . . . 32
- Емкость переносных огнетушителей (двух) в л . . . . . 5,1
- Жидкостные противообледенители
- Противообледенительная жидкость . . . . . этиловый спирт-ректификат
- Емкость спиртовой бака . . . . .

2-31595

**SECRET NOFORN**

**Регламентированные моменты затяжки болтов**

Размер болта (наружный диаметр X шаг резьбы)	Зев ключа мм	Момент затяжки кгс.м		Стандартная длина ключа L, по ГОСТ 2839-45 и ГОСТ 2841-45 мм	Допустимое усилие на плече L для болта кг		Размер болта (наружный диаметр X шаг резьбы)	Зев ключа мм	Момент затяжки кгс.м		Стандартная длина ключа L, по ГОСТ 2839-45 и ГОСТ 2841-45 мм	Допустимое усилие на плече L для болта кг	
		Для болтов из стали 30ХГСА $\sigma_{пр} = 110+140$ кг/мм <sup>2</sup>	Для болтов из стали 45		Из стали 30ХГСА	Из стали 45			Для болтов из стали 30ХГСА $\sigma_{пр} = 110+140$ кг/мм <sup>2</sup>	Для болтов из стали 45		Из стали 30ХГСА	Из стали 45
6X1	11	50	25	110	5	2,5	16X1,5	24	1260	650	190	65	33
8X1,25	14	110	55	125	10	5	18X1,5	27	1800	900	210	80	40
10X1,5	17	220	110	150	15	7,5	20X1,5	30	2500	1250	230	110	55
12X1,5	19	440	220	160	25	13	22X1,5	32	3000	1500	240	125	65
14X1,5	22	800	400	180	40	20							

Примечание. Для болтов из стали 30ХГСА брать те же моменты, что и для болтов из стали 30ХГСА.

**Предварительное натяжение тросов**

№ тросов (по самолетной маркировке)	Наименование органа управления	Диаметр троса мм	Натяжение кг
1, 2, 3, 4, 5, 6	Управление рулем высоты	4	40
7, 8, 9, 10, 11, 12, 28, 29	Управление элеронами	4	40
13, 14, 15, 16, 17, 18, 19, 20	То же	5	50
21, 22, 26, 27	.	4	40
23, 24, 25, 23А, 24А, 25А	Управление рулем поворота	5	50
31, 32	Управление триммерами	2	20
40, 41	Управление стопорами	3	30
42, 43	То же	3	20
44, 45	.	3	10
46, 47	.	3	10
48, 49	.	3	10

**SECRET**

**NOFORN**

**SECRET**

**NOFORN**

25X1

**ГЛАВА II**

**АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ И ЛЕТНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА.  
УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА**

**I. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ**

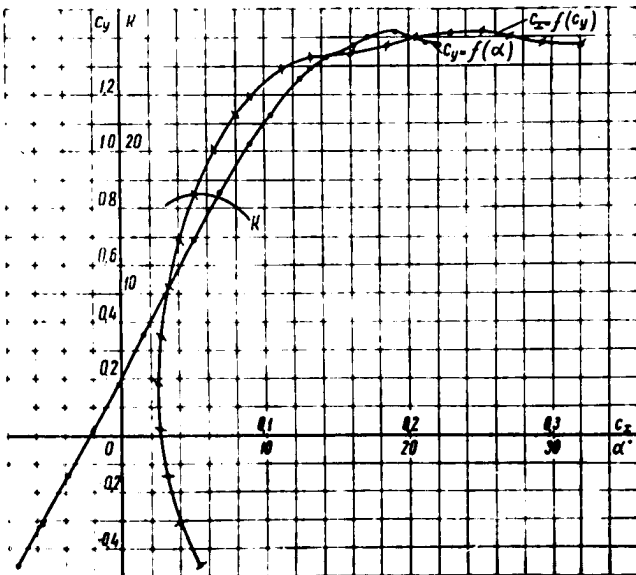
Крыло самолета Ил-14 составлено из модифицированных профилей СР-5, отличающихся хорошими несущими свойствами при малом лобовом сопротивлении. Благодаря оригинальной компоновке гондол двигателей достигнуто их хорошее обтекание.

Эти мероприятия позволили получить высокое аэродинамическое качество, в результате чего

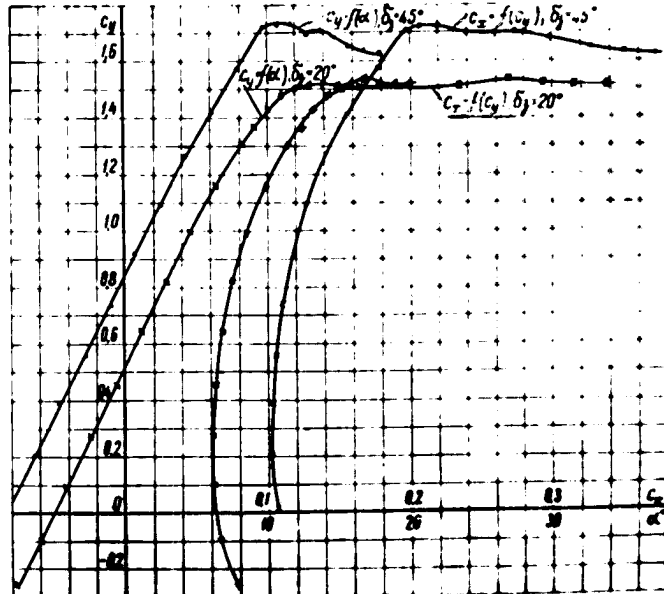
самолет имеет максимальную скорость 431 км/час, а крейсерскую—320 км/час при километровом расходе топлива 1,02 кг/км.

Самолет обладает хорошими характеристиками полета на одном двигателе, что позволяет продолжать полет при отказе одного из двигателей сразу же после отрыва.

Поляры самолета приведены на фиг. 7 и 8.



Фиг. 7. График поляры самолета (закрылки не отклонены).  
 $C_y$  — коэффициент подъемной силы;  
 $C_x$  — коэффициент лобового сопротивления;  
 $K = \frac{C_y}{C_x}$  — аэродинамическое качество;  
 $\alpha$  — угол атаки крыла.



Фиг. 8. График поляры самолета (закрылки отклонены на углы 20° и 45°).  
 $C_y$  — коэффициент подъемной силы;  
 $C_x$  — коэффициент лобового сопротивления;  
 $\alpha$  — угол атаки крыла.

**SECRET** **NOFORN**

25X1

**✓ II. ЛЕТНЫЕ ДАННЫЕ ПРИ ПОЛЕТЕ С ДВУМЯ РАБОТАЮЩИМИ ДВИГАТЕЛЯМИ**

Летные данные, приведенные в помещаемых ниже таблицах и графиках, получены при государственных испытаниях самолета Ил-14.

✓ Все летные и взлетно-посадочные данные приведены к международной стандартной атмосфере и безветрию.

✓ 1. Максимальная горизонтальная скорость (фиг. 9)

✓ 2. Скороподъемность (фиг. 10)

Взлетный вес—16500 кг.

✓ Взлетный вес—16500 кг.

Режим работы двигателей—номинальный,  $n = 2400$  об/мин.

✓ Режим работы двигателей—номинальный,  $n = 2400$  об/мин.

Таблица 1

Таблица 2

Высота $H$ м	$V_{ст}$ (с) км/час	$V_{пр. ст}$ км/час	$P_{в ст}$ мм рт. ст.
✓ 0	✓ 388	✓ 396	✓ 1020
1000	400	393	1020
✓ 2000	✓ 424	✓ 390	✓ 1020
✓ 3000	✓ 431	✓ 388	✓ 1020
3800	428	375	950
4000	421	350	830
5000	412	325	735
6000	396	296	645
✓ 7000	✓ 372	✓ 261	✓ 560

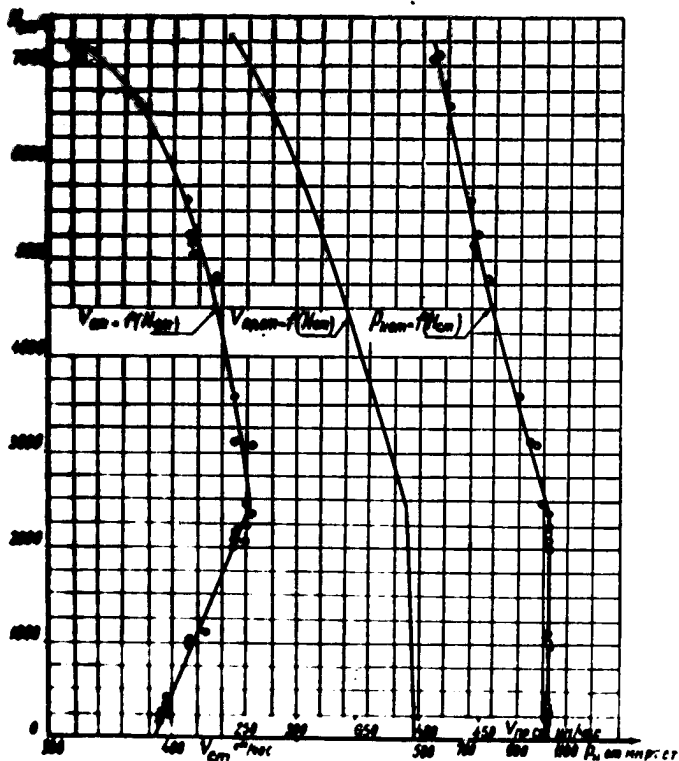
Высота $H$ м	$V_{уст}$ м/сек	$\epsilon_{ст}$ мин.	$V_{пр}$ км/час	$P_{в ст}$ мм рт. ст.
✓ 0	✓ 5,8	✓ 0,0	✓ 1380	✓ 1020
✓ 1000	5,9	2,9	1220	1020
✓ 2000	✓ 6,5	✓ 5,6	✓ 1220	✓ 1020
✓ 3000	5,4	8,5	208	830
4000	4,3	11,9	196	735
5000	3,2	16,4	184	645
6000	2,1	22,9	172	560
7000	0,9	34,2	160	475
✓ 7400	✓ 0,3	✓ 43,5	✓ 155	✓ 440

✓ \* Граница высотности двигателей с учетом влияния скоростного напора.

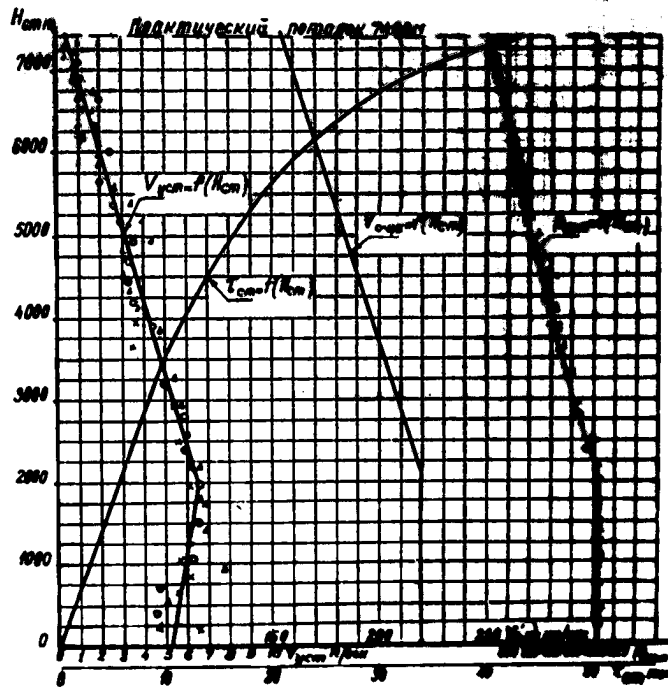
\* Граница высотности.

Примечания. 1. Максимальные горизонтальные скорости определялись при положении створок юбок капотов двигателей и заслонок маслорадиаторов по потоку.  
2. Допуск на максимальную скорость минус 2%.

Примечание. Скороподъемность определена при полностью открытых створках юбок капотов и заслонках маслорадиаторов.



Фиг. 9. График максимальных горизонтальных скоростей.



Фиг. 10. График скороподъемности.

**SECRET NOFORN**

3. Взлетно-посадочные свойства (фиг. 11)

Таблица 3

Взлетные свойства на взлетном режиме работы двигателей

Вес самолета при взлете кг	Положение закрылков $\delta_{з}$	Режим работы двигателей		Скорость отрыва км/час	Длина разбега м	Время разбега сек.	Длина взлетной дистанции до набора высоты 25 м м
		$n$ об/мин	$P_k$ мм рт.ст.				
16000	17	2600	1250	145	470	17,3	1020

$H = 1700 \text{ м}$

ВНИМАНИЕ! Взлет должен производиться только на взлетном режиме двигателей.

Таблица 4

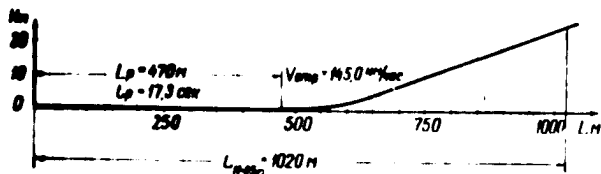
Посадочные свойства

Посадочный вес самолета кг	Положение закрылков $\delta_{з}$	Минимальная посадочная скорость км/час	Длина пробега м	Время пробега сек.	Длина посадочной дистанции с высоты планирования 25 м м
16000	45	134	430	20,4	860

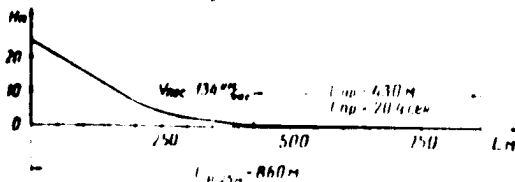
$H = 1700 \text{ м}$

Примечание. Посадка и взлет производился на бетонированной полосе.

Взлет на режиме  $n = 2600 \text{ об/мин}$   
 $P_k = 1250 \text{ мм рт.ст.}$ ,  $\delta_z = 17^\circ$



Посадка с применением закрылков ( $\delta_z = 45^\circ$ ) и тормозов



Фиг. 11. Графики взлетно-посадочных свойств самолета.

4. Дальность полета

Дальность полета характеризуется следующими таблицами и графиком километрового расхода топлива (фиг. 12).

Расход топлива, время и путь при взлете и наборе высоты

Начальный взлетный вес — 16500 кг.

Взлет при  $n = 2600 \text{ об/мин}$ .

$P_k = 1250 \text{ мм рт.ст.}$

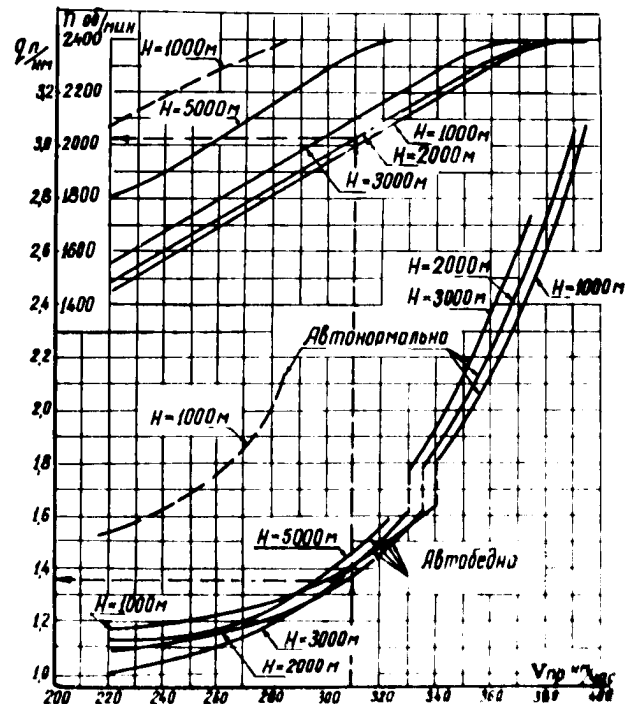
Набор высоты при  $n = 2400 \text{ об/мин}$ .

$P_k = 1020 \text{ мм рт.ст.}$  и при полном газе выше границы высотности.

Таблица 5

Высота полета м	Скорость полета по прибору км/час	Расход топлива л	Время мин.	Путь км
1000	220	75	3	10
2000	220	125	6	20
3000	210	180	9	30
4000	195	230	12	40
5000	185	280	16	60

Примечание. Величины расхода топлива округлены до 5 л, времени — до 1 мин., пути — до 10 км.



Фиг. 12. График километровых расходов топлива и чисел оборотов двигателей в зависимости от скорости полета по прибору на различных высотах



Таблица 6

✓ Дальность и продолжительность полета самолета на экономических режимах

Начальный взлетный вес — 16500 кг  
 Средний полетный вес — 15300 кг  
 Запас топлива — 3000 л и 3500 л

سرعت نام بطور

Режим полета	Скорость полета км/час		Число оборотов двигателя/мин	Давление наддува мм рт. ст.	Положение рычага корректора смеси	Километровый расход топлива	Часовой расход топлива	До полного выгорания топлива			
	по прибору	стандартная						При заправке топлива 3000		При заправке топлива 3500	
								дальность горизонтального полета	продолжительность горизонтального полета час.-мин.	дальность горизонтального полета	продолжительность горизонтального полета час.-мин.

سرعت انتظامی

Максимальной скорости	✓ Высота полета 1000 м				Положение рычага	Километровый расход топлива	Часовой расход топлива	3000		3500	
	по прибору	стандартная	Число оборотов двигателя/мин	Давление наддува мм рт. ст.				дальность горизонтального полета	продолжительность горизонтального полета час.-мин.	дальность горизонтального полета	продолжительность горизонтального полета час.-мин.
✓ 394	409	2400	1020	Автономально	3,08	1260	910	2-13	1070	2-37	
380	395	2390	995	•	2,62	1035	1070	2-42	1260	3-11	
360	375	2310	880	•	2,15	805	1800	3-29	1540	4-06	
340	365	2190	790	Автобедно	1,64	580	1710	4-50	2010	5-41	
✓ 315	330	2040	730	•	1,45	480	1930	5-50	2280	6-52	
305	320	1970	715	•	1,39	445	2010	6-17	2370	7-25	
280	294	1820	680	•	1,28	375	2190	7-28	2580	8-48	
260	274	1700	660	•	1,22	335	2300	8-21	2710	9-51	
240	254	1570	645	•	1,19	300	2350	9-20	2770	11-00	
✓ 220	234	1450	630	•	1,17	275	2390	10-11	2820	12-00	

سرعت زیاد برای دور پرواز

Максимальной скорости	✓ Высота полета 2000 м				Положение рычага	Километровый расход топлива	Часовой расход топлива	3000		3500	
	по прибору	стандартная	Число оборотов двигателя/мин	Давление наддува мм рт. ст.				дальность горизонтального полета	продолжительность горизонтального полета час.-мин.	дальность горизонтального полета	продолжительность горизонтального полета час.-мин.
✓ 390	425	2400	1020	Автономально	2,06	1300	900	2-07	1060	2-30	
380	414	2390	1000	•	2,74	1135	1000	2-25	1190	2-52	
360	398	2330	910	•	2,24	880	1230	3-07	1450	3-41	
340	372	2220	805	•	1,86	690	1480	3-59	1750	4-43	
✓ 315	340	2040	715	Автобедно	1,38	470	1990	5-51	2360	6-55	
290	320	1910	675	•	1,26	405	2180	6-47	2580	8-01	
260	309	1850	660	•	1,22	375	2250	7-20	2660	8-40	
240	288	1730	640	•	1,15	330	2390	8-20	2830	9-51	
240	267	1600	630	•	1,11	295	2480	9-20	2930	11-01	
✓ 220	246	1480	625	•	1,09	270	2520	10-11	2980	12-02	

Максимальной скорости	✓ Высота полета 3000 м				Положение рычага	Километровый расход топлива	Часовой расход топлива	3000		3500	
	по прибору	стандартная	Число оборотов двигателя/мин	Давление наддува мм рт. ст.				дальность горизонтального полета	продолжительность горизонтального полета час.-мин.	дальность горизонтального полета	продолжительность горизонтального полета час.-мин.
✓ 374	428	2400	945	Автономально	2,74	1275	980	2-18	1170	2-43	
360	413	2390	915	•	2,38	985	1130	2-44	1340	3-15	
340	391	2290	815	•	1,95	760	1380	3-33	1640	4-12	
320	369	2170	755	Автобедно	1,51	555	1790	4-51	2120	5-45	
✓ 300	347	2040	700	•	1,33	460	2030	5-51	2400	6-57	
275	320	1890	645	•	1,17	375	2300	7-11	2730	8-31	
260	303	1800	615	•	1,10	335	2450	8-02	2910	9-32	
240	281	1680	570	•	1,05	295	2570	9-08	3040	10-50	
✓ 220	259	1550	530	•	1,00	260	2700	10-22	3200	12-18	

Режим полета	Скорость полета км/час		Число оборотов двигателя об/мин	Давление наддува мм рт. ст.	Положение рычага корректора смеси	Километровый расход топлива л/км	Часовой расход топлива л/час	До полного выгорания топлива			
	по прибору	стандартная						При заправке топлива 3000 л		При заправке топлива 3500 л	
								дальность горизонтального полета км	продолжительность горизонтального полета час.—мин.	дальность горизонтального полета км	продолжительность горизонтального полета час.—мин.

ارتفاع الطيران 5000 م  
 Высота полета 5000 м

Максимальной скорости	323	412	2400	785	Автобедно	1,59	655	1630	3-58	1950	4-43
	300	383	2300	675	.	1,39	530	1870	4-54	2230	5-50
	280	359	2170	625	.	1,25	450	2080	5-46	2480	6-53
Скоростной дальности (0,8 V <sub>max</sub> )	260	335	2030	585	.	1,17	390	2220	6-39	2650	7-56
	248	320	1950	565	.	1,15	370	2260	7-01	2690	8-22
Максимальной дальности и продолжительности	220	286	1800	530	.	1,13	325	2300	7-59	2740	9-31

Примечания. 1. При расчетах дальности и продолжительности полета учтены 100 кг (140 л) топлива, расходуемые на запуск, прогрев, контроль работы двигателей, руление до старта и разбег до отрыва.

2. Для подсчета технической дальности и продолжительности полета необходимо к дальности и продолжительности горизонтального полета прибавить соответственно путь и время набора высоты.

Таблица 7

Запас топлива для горизонтального полета

Высота полета м	Запас топлива для горизонтального полета в л	
	При заправке топлива в количестве 3000 л	При заправке топлива в количестве 3500 л
1000	2800	3300
2000	2750	3250
3000	2695	3195
4000	2645	3145
5000	2595	3095

2000 м, и по шкале расходов (q л/км) находим значение расхода, равное 1,38 л/км.

Для определения соответствующих этому режиму оборотов поднимаемся по вертикали до пересечения с кривой оборотов, соответствующей высоте 2000 м, и по шкале оборотов находим значение n = 2030 об/мин.

Решение этого примера показано на фиг. 12 пунктиром.

5. Минимальные скорости и поведение самолета при срыве

На планировании с полностью убранном газом, с убранными шасси и закрылками, на скорости 140 км/час появляется подергивание рулей, и на скорости 125-130 км/час самолет плавно опускает нос.

На планировании с полностью убранном газом (шасси и закрылки выпущены в посадочное положение) подергивание рулей наблюдается на скорости 130 км/час, а сваливание на нос наступает на скорости 120 км/час.

На наборе высоты с выпущенными шасси и закрылками во взлетном положении, при номинальном режиме работы двигателей, наблюдается подергивание рулей на скорости 120 км/час, а на скорости 110 км/час наступает сваливание самолета на нос.

Пример пользования графиком фиг. 12

Задана скорость V<sub>пр</sub> = 310 км/час и высота полета H = 2000 м.

Надо определить километровый расход топлива и установить обороты двигателей.

На шкале скоростей находим значение скорости, равное 310 км/час, затем поднимаемся вверх по вертикали до пересечения с кривой километровых расходов, соответствующей высоте

SECRET NOFORN

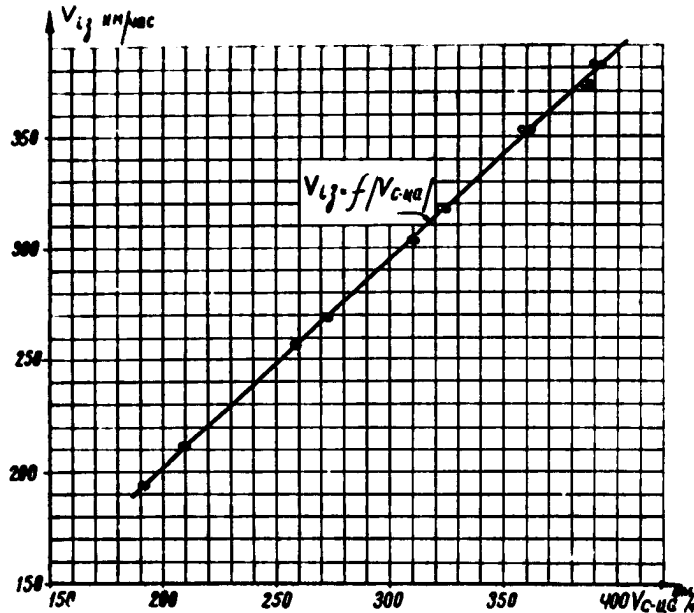
**SECRET**

На наборе высоты с убранными шасси и закрылками, при номинальном режиме работы двигателей, подергивание рулей происходит на скорости 135 км/час, а на скорости 120—125 км/час наступает срыв—сваливание самолета на нос.

Во всех случаях за 10 км/час до наступления срыва наблюдается потряхивание самолета, и на скорости менее 140 км/час эффективность элеронов резко падает.

**6. Тарировочный график указателя скорости**

Графиком фиг. 13 пользуются для внесения аэродинамической поправки в показания указателей скорости. В диапазоне эксплуатационных скоростей, 250—320 км/час, поправка не превышает 5 км/час.



Фиг. 13. График тарировки указателей скорости.

$V_{13}$  — индикаторная земная скорость;  
 $V_{c-ма}$  — скорость по самописцу.

**III. ЛЕТНЫЕ ДАННЫЕ ПРИ ПОЛЕТЕ С ОДИНМ РАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ**  
 (винт неработающего двигателя во флюгерном положении)

**1. Максимальные скорости**  
 (фиг. 14)

Взлетный вес—16500 кг.

Режим работы двигателя—номинальный,  $n = 2400$  об/мин.

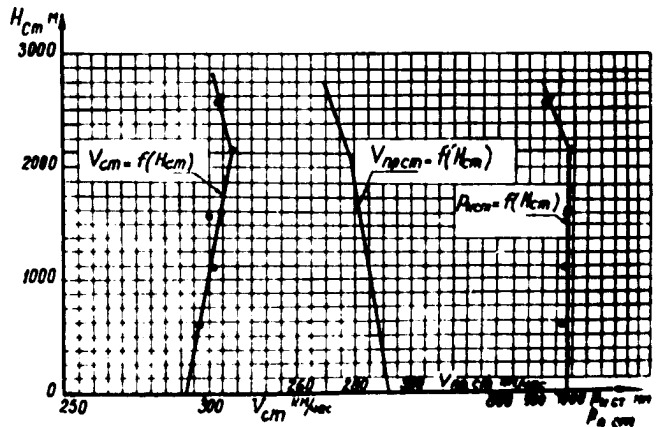
Таблица 8

Высота $H$ м	$V_{ст}$ км/час	$V_{пр. ст}$ км/час	$P_{к ст}$ мм рт. ст.
0	292	291	1020
500	296	288	1020
1000	300	285	1020
1500	303	282	1020
2000	307	279	1020
2150*	308	278	1020
2500	305	273	970

Примечания. 1. Максимальные скорости определялись при следующем положении заслонок маслорадиаторов и створок юбок капотов двигателей:

- на работающем двигателе створки юбки капота и заслонка маслорадиатора по потоку;
- на выключенном двигателе створки полностью закрыты.

2. Аэродинамические поправки к указателю скорости приняты те же, что и для полета с двумя работающими двигателями.



Фиг. 14. График максимальных горизонтальных скоростей (при полете с одним работающим двигателем).

\* \* \* Граница эксплуатации с учетом влияния скоростного надува.

**SECRET** NOFORN

**SECRET NOFORN**

**2. Скороподъемность**  
(фиг. 15)

Взлетный вес — 16500 кг.  
Режим работы двигателя — номинальный,  $n = 2400$  об/мин.

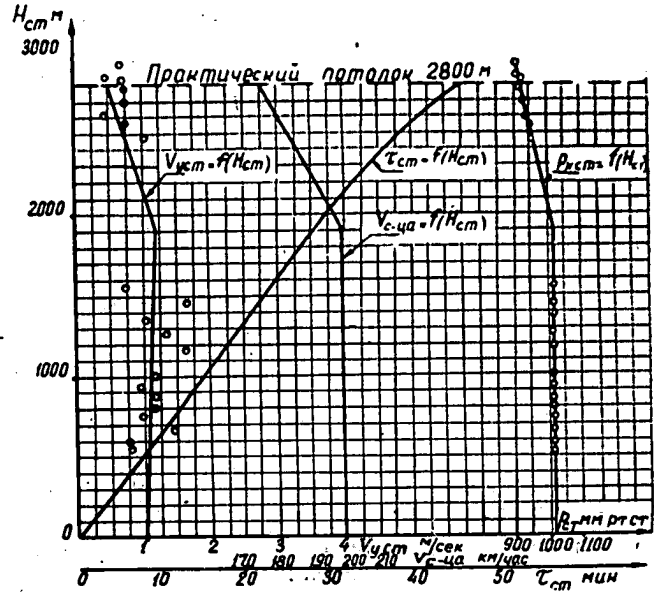
Таблица 9

Высота $H$ м	$V_{уст}$ м/сек	$\tau_{ст}$ мин.	$V_{пр}$ км/час	$R_{вст}$ мм рт. ст.
0	1,00	0,0	200	1020
500	1,05	7,9	200	1020
1000	1,10	15,5	200	1020
1500	1,15	22,8	200	1020
1900	1,20	28,4	200	1020
2000	1,15	29,7	197	1010
2500	0,75	33,5	184	955
2800	0,50	46,0	175	925

— граница высотности.

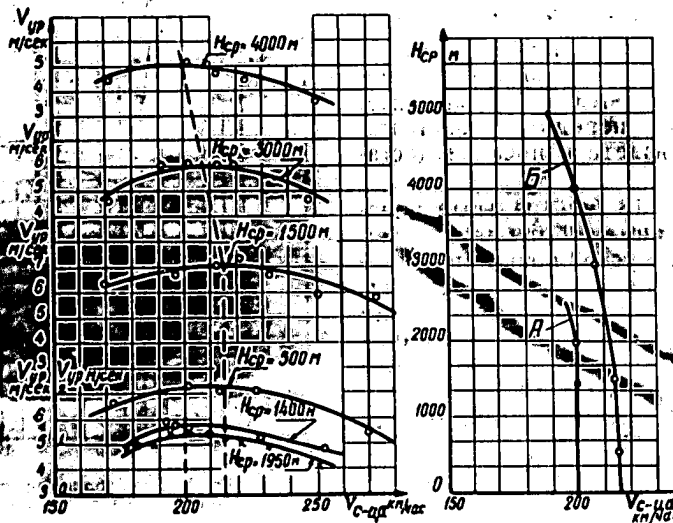
Примечание. Скороподъемность определялась при следующем положении заслонок маслорадиаторов и створок юбок капотов двигателей:

- на работающем двигателе створки юбки капота и заслонка маслорадиатора открыты полностью;
- на выключенном двигателе створки полностью закрыты.



Фиг. 15. График скороподъемности (при полете с одним работающим двигателем на номинальном режиме).

Наивыгоднейшие скорости набора высоты при одном и двух работающих двигателях приведены на фиг. 16.



Фиг. 16. График наивыгоднейших скоростей набора высоты.

- А — кривая наивыгоднейших скоростей набора высоты при полете с одним работающим двигателем;
- Б — кривая наивыгоднейших скоростей набора высоты при полете с двумя работающими двигателями.

3-31805

**SECRET NOFORN**

17 25X1

3. Характеристики при прекращении взлета из-за отказа одного двигателя

Таблица 10

Вес самолета при взлете кг	Положение крыльев град	Режим работы двигателя		Скорость отрыва км/час	Длина разбега м	Длина разгона м	Длина пробега м	Длина дистанции от старта до полного останова самолета м
		n об/мин	$P_k$ мм рт.ст.					
16500	17	2600	1250	142	455	70*	670	1175
16500	17	2600	1250	142	435	80**	660	1175

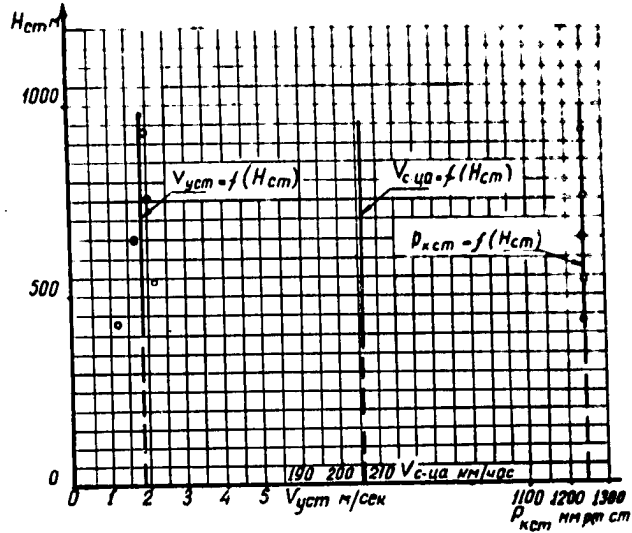
\* Отказ левого двигателя.  
\*\* Отказ правого двигателя.

Примечание. Закрылки оставались выпущенными на 17° от старта до полного останова самолета. Шасси не убиралось.

4. Характеристики взлета при отказе одного двигателя

(при взлетном весе 16500 кг)

- Вертикальная скорость самолета при наборе высоты с одним работающим двигателем на взлетном режиме ( $n=2600$  об/мин и  $P_k=1250$  мм рт. ст.) и зафлюгированном винте на неработающем двигателе (шасси убрано) в среднем равна (фиг. 17) 1,8 м/сек.
- Максимальное усилие на ногу летчика в момент отказа одного из двигателей на взлете (при



Фиг. 17. График скороподъемности (при полете с одним работающим двигателем на взлетном режиме).

взлетном режиме работы двигателей) при  $V_{пр} = 160$  км/час равно 46 кг.

3. Взлетная дистанция (до  $H = 25$  м) при взлете с двигателями, работающими на взлетном режиме, и при отказе одного из двигателей на  $V_{пр}=160-165$  км/час (винт неработающего двигателя зафлюгирован) равна 1750 м.

IV. УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА

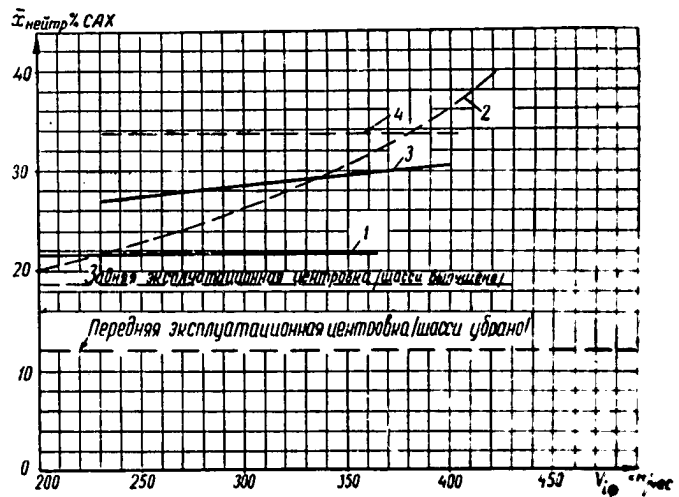
1. Продольная устойчивость и управляемость

В диапазоне центровок  $\bar{x}_T = 12,0 - 18,6\%$  САХ на эксплуатационных режимах полета самолет обладает достаточной устойчивостью и управляемостью. Нагрузки от руля высоты нормальные. Запас руля при предельно передних эксплуатационных центровках на взлете и посадке достаточен.

Приведенные на фиг. 18 нейтральные центровки на номинальном режиме работы двигателей характеризуют продольную устойчивость в наиболее тяжелых условиях (с точки зрения устойчивости) режимах полета. Действительно, вследствие неблагоприятного влияния струи винта устойчивость самолета при полете на номинале, в особенности на малых скоростях, снижается.

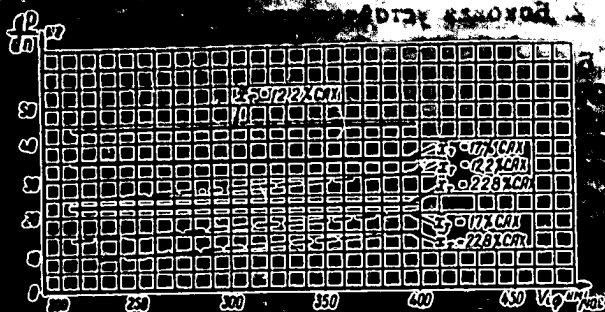
На режиме набора высоты  $V_{i\phi} = 220$  км/час при нормальной центровке  $\bar{x}_T = 17,6\%$  с освобожденным управлением (см. фиг. 18) запас статической устойчивости равен 3,3% САХ, а запас устойчивости по перегрузке 9,1—16,3% САХ. Меньший запас устойчивости получается при «дачах от себя».

При полете на крейсерской мощности на  $V_{пр} = 220$  км/час влияние винта мало, вследствие чего нейтральная центровка сдвигается назад



Фиг. 18. График нейтральных центровок самолета в зависимости от индикаторной скорости (режим работы двигателей—номинальный; шасси и закрывки убраны;  $H_{ср} = 3200$  м). 1—нейтральные центровки статической устойчивости с зафиксированным управлением; 2—нейтральные центровки статической устойчивости с освобожденным управлением; 3—нейтральные центровки по перегрузке с освобожденным управлением, полученные из «дач от себя»; 4—нейтральные центровки по перегрузке с освобожденным управлением, полученные на виражах—спиралях.

**SECRET** **NOFORN**



Фиг. 19. График изменения усилия на штурвале, необходимого для изменения перегрузки на единицу в зависимости от индикаторной скорости (режим работы двигателей—номинальный); шасси и закрылки убраны;  $H_{cp} = 3200 \text{ м}$ .

Сплошными линиями нанесены данные, полученные на виражах—спиральях; пунктирными линиями—на „дачах от себя“.

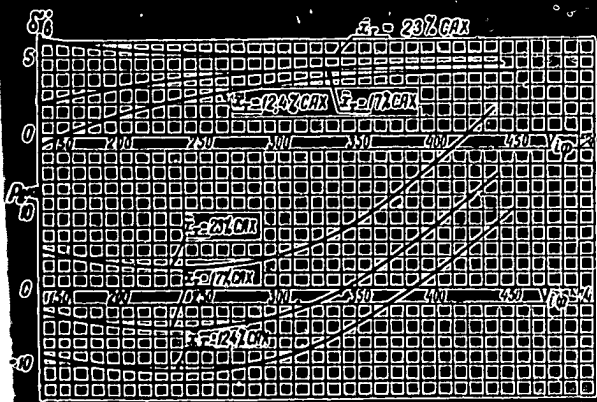
и запас устойчивости возрастает по сравнению с режимом набора высоты примерно на 4—5% САХ.

При планировании с полностью выпущенными шасси и закрылками, при взлете с выпущенными шасси и закрылками, при работе двигателей на  $n_{max} = 2600 \text{ об/мин}$ , а также при полете на одном двигателе статическая продольная устойчивость как с зажатым управлением, так и со свободным управлением выше, чем на наборе высоты.

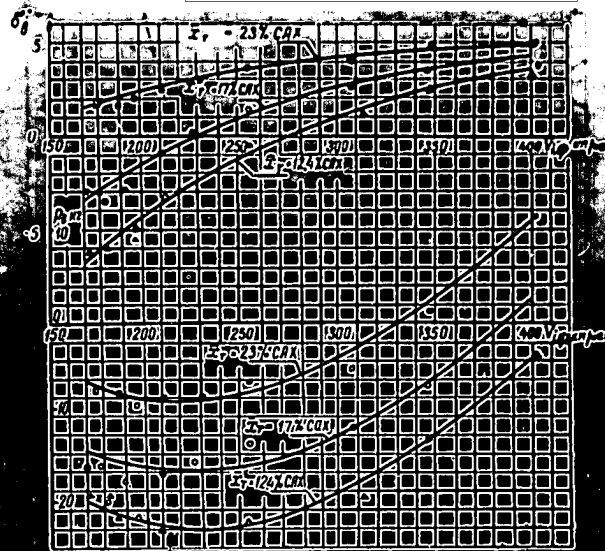
Важнейшей характеристикой продольной управляемости является величина  $\frac{dp}{dn}$  — величина усилия на штурвале, необходимая для изменения перегрузки на единицу. (Фиг. 19).

При нормальной центровке  $\bar{x}_t = 17,6\%$  и  $V_{1\phi} = 300 \text{ км/час}$ ,  $\frac{dp}{dn}$  на вираже равно 33 кг, а при „дачах от себя“ — 16 кг.

Для получения перегрузки  $n = 3$  при  $\bar{x}_t = 17,6\%$  и  $V_{1\phi} = 300 \text{ км/час}$  летчик должен создать усилие  $P = \frac{dp}{dn} (n - 1) = 33 \cdot 2 = 66 \text{ кг}$ .



Фиг. 20. Балансировочные кривые отклонений руля высоты (усилия) на штурвале по индикаторной скорости (режим работы двигателей—номинальный); шасси и закрылки убраны; полет по потоку;  $H_{cp} = 3200 \text{ м}$ ;  $\bar{x}_t = \text{const}$ .

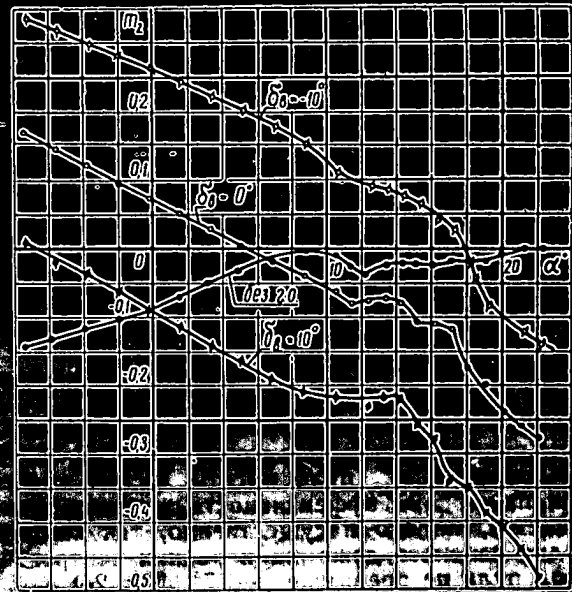


Фиг. 21. Балансировочные кривые отклонений руля высоты и усилий на штурвале по индикаторной скорости (режим работы двигателей—малый газ; шасси и закрылки убраны;  $H_{cp} = 3200 \text{ м}$ ;  $\bar{x}_t = \text{const}$ ).

На фиг. 20 и 21 приведены значения угла отклонения руля высоты, необходимые для уравновешивания самолета, а также усилия, которые летчик прикладывает при этом к штурвалу при полете на высоте  $H = 3200 \text{ м}$ .

Изменение  $\delta_0$  и  $P_0$  по  $V_{1\phi}$  имеет плавный характер.

Производная  $\frac{d\delta_0}{dV_{1\phi}}$  на всех скоростях положительна.



Фиг. 22. График коэффициентов продольного момента модели самолета в зависимости от угла атаки крыла (шасси и закрылки убраны; центровка  $\bar{x}_t = 20\%$  САХ);  $H_{cp} = 3200 \text{ м}$ .

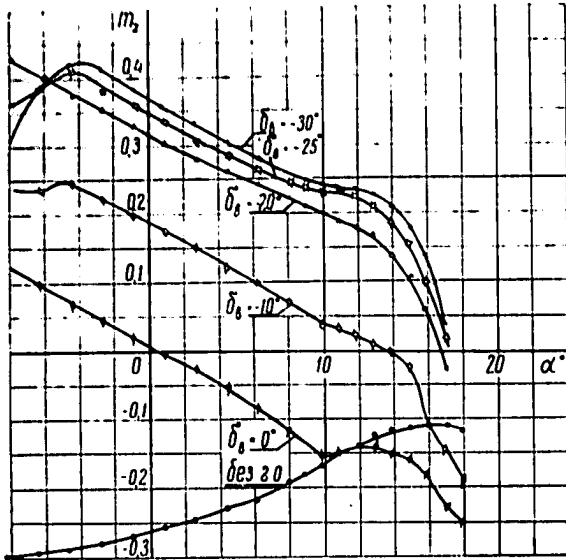
**SECRET** **NOFORN**

2. Боковая устойчивость и управляемость

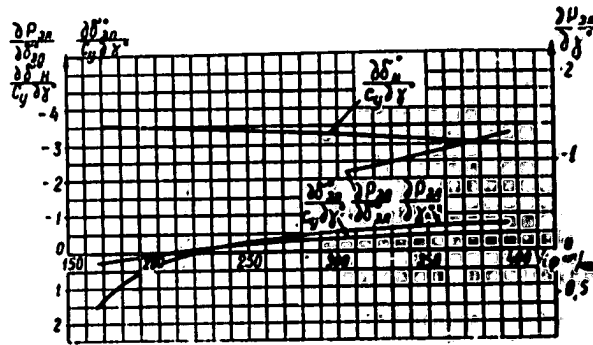
Благодаря мощному вертикальному оперению, правильно выбранному поперечному V крыла и большому размаху элеронов самолет обладает хорошей боковой устойчивостью и управляемостью.

Самолет имеет большой запас путевой статической устойчивости. Поперечная устойчивость самолета на скоростях выше 240 км/час по прибору небольшая, а на скоростях меньших 240 км/час самолет становится нейтральным и даже несколько неустойчивым.

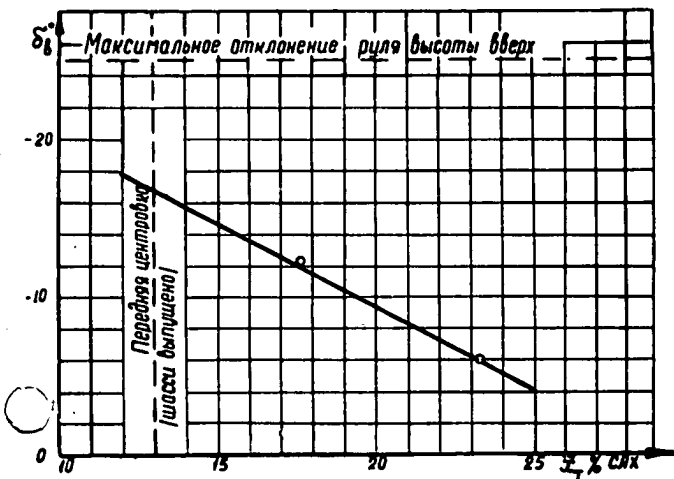
Эта особенность самолета — большая путевая и малая поперечная устойчивость — упрощает пилотирование самолета и при внезапном отказе одного двигателя и при дальнейшем горизонтальном полете, а также способствует увеличению боковой колебательной устойчивости.



Фиг. 23. График коэффициентов продольного момента модели самолета в зависимости от угла атаки и угла отклонения руля высоты (шасси и закрылки выпущены полностью;  $\delta_\delta = 45^\circ$ ;  $\alpha_T = 20\%$  САХ).



Фиг. 25. График коэффициентов боковой статической устойчивости, полученных при координированном скольжении с горизонтального полета с двумя работающими двигателями ( $H_{сп} = 3000$  м).



Фиг. 24. График отклонений руля высоты на посадке в зависимости от центровки самолета.

На фиг. 22 и 23 даны результаты испытания модели самолета в аэродинамической трубе Т-102 ЦАГИ на продольную устойчивость и эффективность руля высоты. При отклонениях руля, не превышающих  $20^\circ$ , руль высоты весьма эффективен, при  $\delta_\delta > 20^\circ$  эффективность руля несколько снижается, но это не существенно, так как для посадки самолета даже на передних центровках расход руля не превышает  $-17^\circ$  (фиг. 24).

Выпуск шасси и закрылков почти не меняет балансировку самолета по усилию.

Усилие на штурвале при уборке газа составляет 12 - 14 кг на себя.

Приведенные на фиг. 25 коэффициенты статической устойчивости получены из координированных скольжений при работе обоих двигателей. Значение  $\frac{d\delta_{ст}}{c_y d\gamma}$  и  $\frac{d\delta_{ст}}{c_y d\gamma}$  при скольжениях с одним работающим двигателем близки к приведенным на фиг. 25.

Боковая колебательная динамическая устойчивость проверяется быстротой затухания искусственно вызванных колебаний самолета; она характеризуется величиной  $m$  — коэффициентом уменьшения амплитуды колебаний за один период.

Из фиг. 26 видно, что  $m = 2-2,7$ , т. е. самолет, совершив 3-4 колебания, станет на курс.

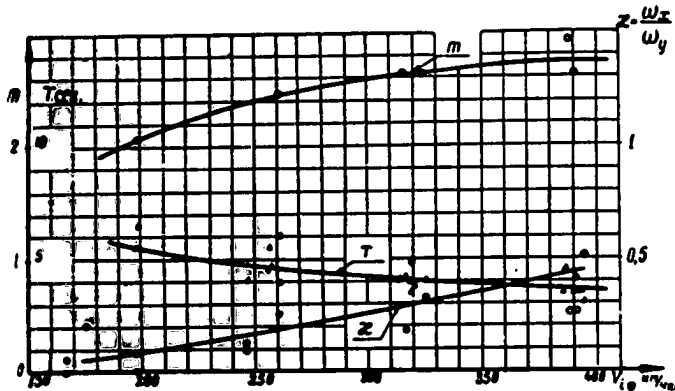
Для пилотирования самолета весьма благоприятно, что отношение угловой скорости крена к угловой скорости рыскания ( $\kappa$ ) меньше единицы.

Как видно из фиг. 27, эффективность руля поворота вполне достаточна для горизонтального полета с одним работающим двигателем на скоростях от 170 км/час до 280 км/час по прибору и обес-

~~SECRET~~ NOFORN

спечивает возможность разворота как в сторону работающего, так и в сторону отказавшего двигателя с креном до  $30^\circ$  на  $V_{пр} = 230-240$  км/час. Эффективность триммера руля поворота хорошая. Из фиг. 27 видно, что при полете с одним работающим двигателем при скоростях, превышающих  $V_1 = 200$  км/час, отклонив триммер, можно полностью снять усилия с педалей.

Самолет допускает координированное скольжение на всем диапазоне скоростей от 150 до 400 км/час по прибору, при этом предельный угол крена изменяется от  $15^\circ$  на  $V_{пр} = 400$  км/час до  $7-8^\circ$  на  $V_{пр} = 150$  км/час. Вследствие установки на руле поворота пружинного триммера на скольжениях при увеличении крена сверх предельного самолет плавно уходит с курса и не имеет забегания руля поворота, т. е. усилия на ногу остаются положительными (фиг. 28). На



Фиг. 26. График характеристик боковой динамической устойчивости ( $H_{ср} = 1800$  м).

$T$ —период колебаний;  $m$ —коэффициент уменьшения амплитуд колебаний за один период;  $z$ —отношение угловой скорости крена к угловой скорости рыскания.

скоростях  $V_{пр} = 150-180$  км/час на предельных кренах (отклонения руля поворота превышают  $20^\circ$ ) наблюдается срыв потока с вертикального оперения, который ощущается летчиком в виде периодических легких ударов по педалям и тряски хвостового оперения.

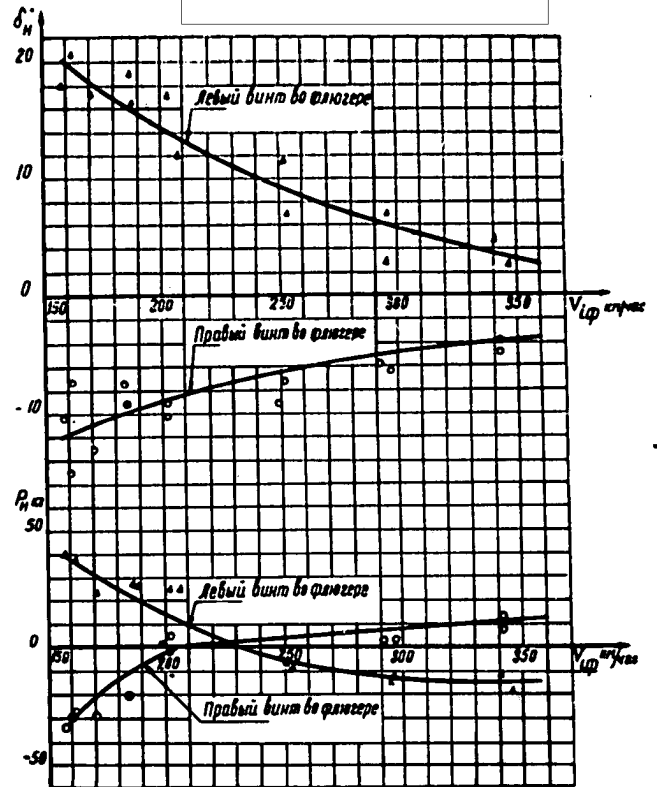
Эти явления предупреждают летчика о том, что предельный допустимый угол отклонения руля поворота достигнут.

На всем диапазоне скоростей при отклонении руля поворота у самолета возникает крен в нужную сторону—в сторону отклоненного руля.

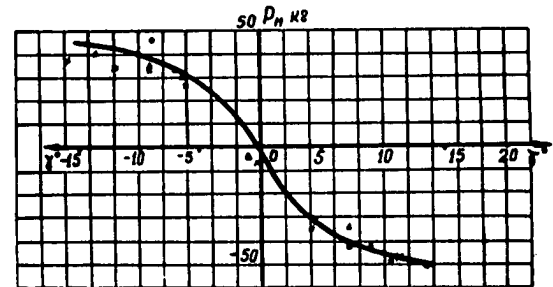
На фиг. 29 приведены балансировочные кривые при скольжении самолета с одним работающим двигателем.

Создавая небольшой крен, можно резко уменьшить расход руля поворота и усилия на педалях. Путевую устойчивость и эффективность руля поворота характеризуют также результаты испытания модели самолета в аэродинамической трубе, представленные на фиг. 30.

Эффективность элеронов характеризуется величиной угловой скорости  $\omega_x$ , которая получится при полном отклонении элеронов ( $\delta_{эл. макс}$ ) (верх-



Фиг. 27. График отклонения руля поворота и усилия на педалях при прямолинейном полете без крена с одним работающим двигателем (режим работы двигателя—номинальный; триммер руля поворота отклонен полностью;  $H_{ср} = 2500$  м).



Фиг. 28. График усилий на педалях в зависимости от угла крена при координированном скольжении (полет с двумя работающими двигателями; шасси и закрылки убраны;  $\tau_n = 0$ ;  $H_{ср} = 3000$  м).

няя кривая на фиг. 31), а также величиной  $\frac{da_{кр}}{d\delta_{эл}}$  (нижние кривые на фиг. 31).

Максимальная угловая скорость, если ограничивать усилие на штурвале величиной  $P_{на} = 20$  кг, меняется в зависимости от скорости и равна

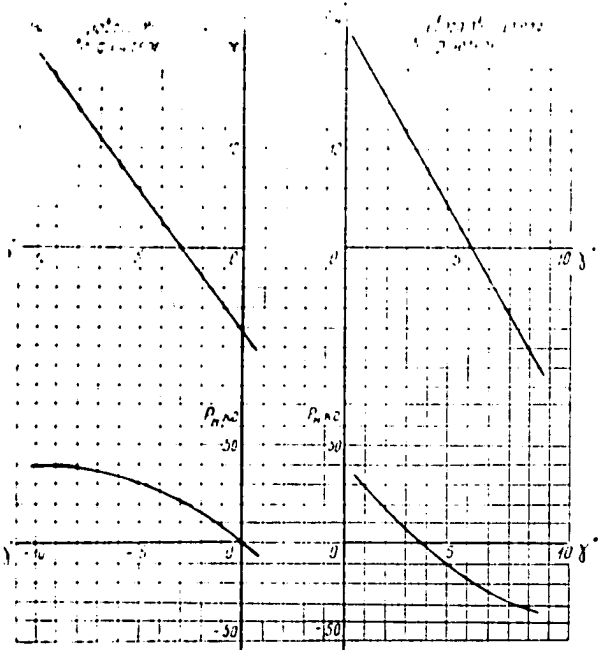
$$* \frac{da_{кр}}{d\delta_{эл}} = \frac{l}{2V} \frac{d\omega_x}{d\delta_{эл}} 3,6.$$

$\omega_x$  в град/сек;  $V$  в км/час;  $l$ —размах крыла в м.

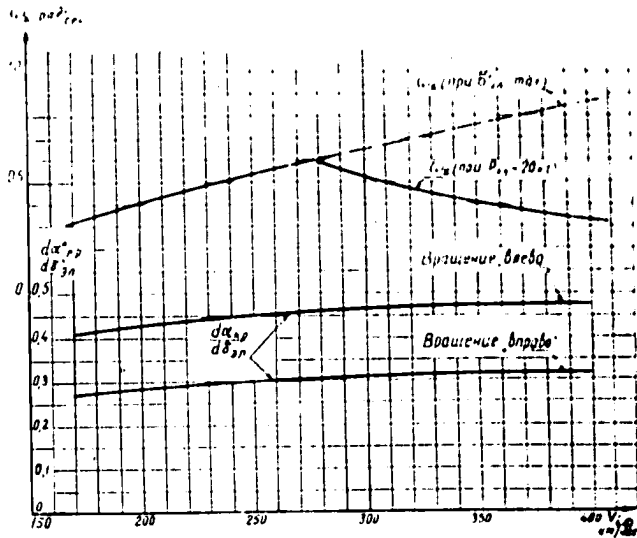
~~SECRET~~

NOFORN

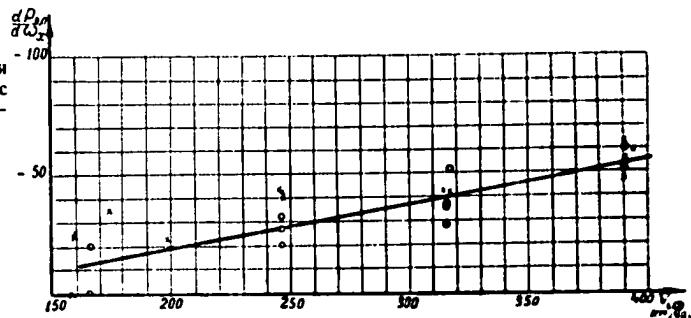




Фиг. 29. График углов отклонения руля поворота и усилия на педалях при координированном скольжении самолета с одним работающим двигателем (режим работы двигателя — номинальный; шасси и закрылки убраны;  $\tau_{II} = 0$ ;  $H_{cp} = 2500$  м).



Фиг. 31. График эффективности элеронов в зависимости от скорости.



Фиг. 32. График усилий на штурвале от элеронов при создании единичной угловой скорости крена. Единичная скорость крена 1 рад/сек = 57,3 град/сек.

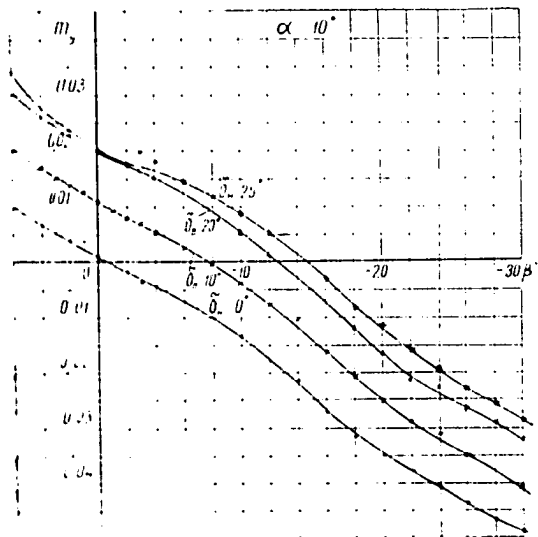
с угловой скоростью  $\omega_x = 10$  град/сек, потребуется отклонить элероны на угол:

$$\delta_{эл} = \frac{\omega_x l}{2V} 3,6 \frac{1}{\frac{d\alpha_{сп}}{d\delta_{эл}}}$$

$$\delta_{эл} = \frac{10 \cdot 31,7}{2 \cdot 260} 3,6 \cdot \frac{1}{0,3} = 7,3^\circ$$

Представленный на фиг. 32 график зависимости градиента  $\frac{dP_{ш}}{d\omega_x}$  по индикаторной скорости показывает, что усилия на штурвале от элеронов небольшие. Например, при полете на скорости  $V_{i,ф} = 260$  км/час для получения угловой скорости крена  $\omega_x = 10$  град/сек требуется приложить усилие на штурвале

$$P_{ш} = \frac{dP_{ш}}{d\omega_x} \frac{\omega_x}{57,3} = 30 \frac{10}{57,3} = 5,3 \text{ кг}$$



Фиг. 30. График коэффициента момента рыскания модели самолета в зависимости от угла скольжения и угла отклонения руля поворота (шасси и закрылки убраны).

0,3 — 0,6 рад/сек, что вполне достаточно для пассажирских и транспортных самолетов.

Этот же график указывает на хорошую эффективность элеронов. Например, при  $V_{i,ф} = 260$  км/час, чтобы наклонить самолет, вращая

SECRET NOFORN



ГЛАВА III

ВЕСОВЫЕ ДАННЫЕ И ЦЕНТРОВКА САМОЛЕТА

I. ВЕСОВЫЕ ДАННЫЕ

12426  
4074

Нормальный взлетный вес самолета	. 16500 кг
Вес пустого самолета	. . . . . <del>13800 кг</del>
Вес полной нагрузки	. . . . . 4420 кг

Примечание. Допуск на взлетный вес самолета устанавливается +1%.

К весу нагрузки относится вес экипажа, бензина, масла, пассажиров, багажа, запаса буфета и служебного груза.

К весу служебного груза относится вес противобледенительной жидкости (спирта), бортирующего инструмента, чехлов на двигатели и лестницы.

Вес служебного груза для летней эксплуатации самолета составляет 70 — 80 кг, для зимней эксплуатации — 100 кг. Увеличение веса в последнем случае в нормальный вес самолета не включается и отнесено к установленному допуску на взлетный вес самолета.

*К весу доп. 10 лет. см 859 кг?*

Весовые перечни грузов нормального и перегоночного вариантов указаны в таблицах 11 — 14. В нормальном варианте предусмотрена загрузка 270 кг багажа из расчета 15 кг на одного пассажира.

✓ Количество багажа или коммерческого груза может быть увеличено за счет уменьшения количества пассажиров или запаса бензина.

Распределение багажа между имеющимися на самолете двумя багажными отделениями должно осуществляться в соответствии с указаниями, приведенными в разделе „Загрузка багажных отделений“.

При перегонке самолета без пассажиров и багажа, для сохранения центровок самолета в эксплуатационном диапазоне, в заднее багажное отделение необходимо загружать балласт (см. таблицу 13).

II. ЦЕНТРОВКА САМОЛЕТА

Центровка пустого самолета с полным комплектом оборудования — 13,2% САХ.

Самолет Ил-14 имеет следующие центровки: — предельно задняя допустимая центровка самолета из условия достаточного запаса устойчивости 18,6% САХ;

— посадка самолета допустима с центровкой не менее 12% САХ.

Ниже приведено определение центровок основных вариантов загрузки самолета.

В таблицах дано определение центров тяжести самолета только по оси x, т. е. положение центра тяжести по оси симметрии самолета. По высоте, по оси y, определение центра тяжести не дано, так как изменение центровок по высоте незначительно и не влияет на продольную устойчивость самолета.

При определении центров тяжести агрегатов следует пользоваться центровочной схемой (фиг. 33). За начало координат принят нос фюзеляжа. Начало средней аэродинамической хорды

(САХ) крыла находится на расстоянии 7057 мм от начала координат (фиг. 34).

Баки с бензином и маслом расположены в крыле самолета на близком расстоянии от его центра тяжести. Поэтому расход бензина и масла незначительно влияет на центровку самолета. Расход 1500 кг бензина изменяет центровку самолета, делая ее более передней, на 1,7% САХ (при взлетном весе 16500 кг). Расход 50% масла смещает центр тяжести на 0,1% САХ назад.

При отсутствии на самолете противобледенительной жидкости центровка самолета будет на 0,2% САХ более задней.

1. Определение центровки самолета с нормальным взлетным весом 16500 кг

Запас бензина 2000 кг (2720 л при удельном весе 0,735).

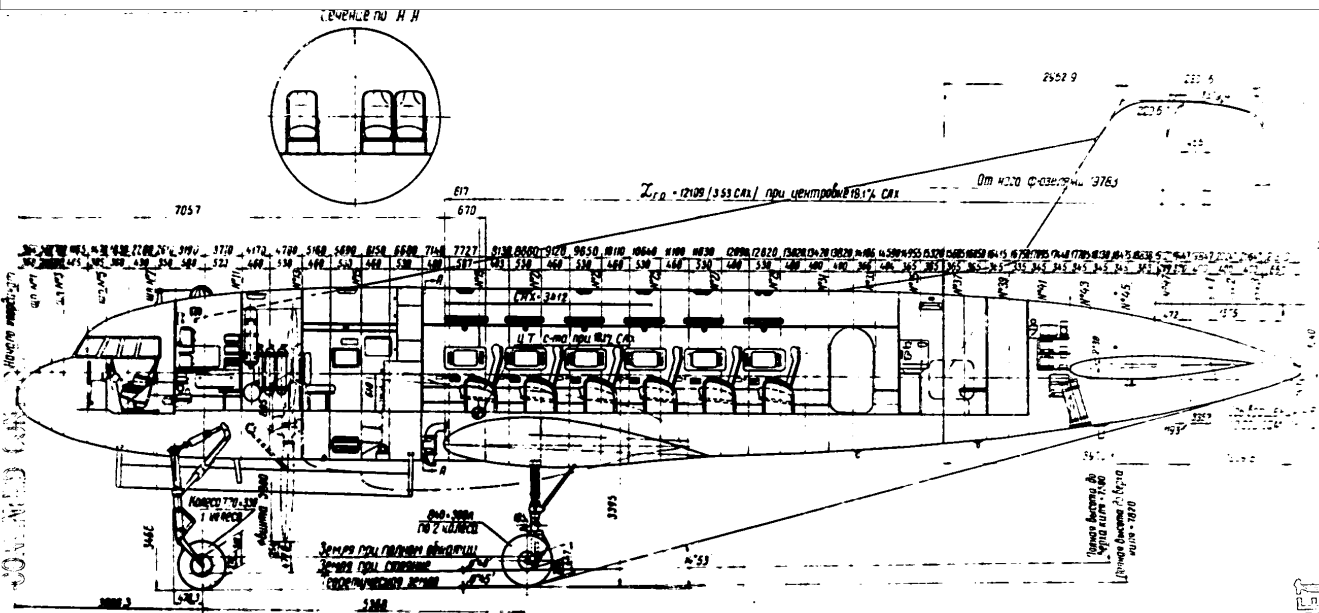
Дополнительно заливается 100 кг (140 л) для запуска, прогрева и опробования двигателей и руления до момента взлета.

SECRET NOFORN



N. USSR

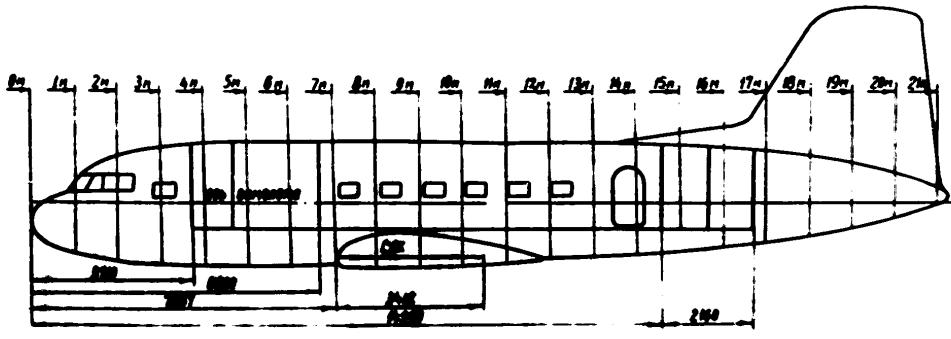
25X1



25X1

25X1

Фиг. 33. Центровая схема самолета.



Фиг. 34. Вертикальная центровая схема.

SECRET

SECRET

Таблица 11

№ по пор.	Наименование	Вес G кг	Координата x м	Момент Gx кгм
<b>Экипаж</b>				
1	Летчики — 2 человека	160	1,820	291
2	Механик — 1 человек	80	2,400	192
3	Радист — 1 человек	80	3,300	264
4	Бортпроводник — 1 человек	80	5,000	400
Итого . . . 5 человек		400		1147
<b>Бензин и масло</b>				
5	Бензин	2000	8,300	16600
6	Масло	200	6,900	1380
Итого . . . . .		2200		17980
<b>Коммерческая нагрузка</b>				
7	Пассажиры — 18 человек	1440	10,100	14544
8	Багаж в переднем багажнике	270	5,690	1536
9	Запас буфета	35	6,380	223
Итого . . . . .		1745		16303
<b>Служебный груз</b>				
10	Бортлестница	13	15,500	201
11	Летные чехлы	20	16,000	320
12	Спирт	22	3,900	86
13	Бортинструмент (в служебном отсеке)	16	4,300	69
14	Струбины руля поворота	1,5	4,300	7
15	Подушки маслорадиаторов	2,5	4,300	11
Итого . . . . .		75		694
Нагрузка		4420		36124
Пустой самолет		12080		90684
Итого . . . . .		16500		126808

Координата центра тяжести самолета с выпущенным шасси ( $x_{п.т}$ ) равна

$$x_{п.т} = \frac{\sum Gx}{\sum G} = \frac{126808}{16500} = 7,685 \text{ м.}$$

Положение центра тяжести в процентах САХ равно

$$\frac{x_{п.т}}{b_A} = \frac{7,685 - 7,057}{3,412} \cdot 100 = 18,4\% \text{ САХ,}$$

где  $x_{п.т}$  — расстояние от носа фюзеляжа до центра тяжести самолета в м;

$G$  — вес агрегата или груза в кг;

$x$  — расстояние от носа фюзеляжа до центра тяжести агрегата или груза в м;

$x_T$  — положение центра тяжести самолета в процентах к средней аэродинамической хорде (САХ);

$l$  — 7,057 м — расстояние от носа фюзеляжа до начала САХ;

$b_A = 3,412 \text{ м}$  — длина средней аэродинамической хорды.

При уборке шасси момент  $Gx$  самолета уменьшается на  $\Delta Gx = 539 \text{ кгм}$ .

Координата центра тяжести самолета с убраным шасси  $x_{п.т}$  равна

$$x_{п.т} = \frac{\sum Gx_{ш.т}}{\sum G} = \frac{126269}{16500} = 7,653 \text{ м.}$$

Центровка самолета с убраным шасси  $x_T$  равна

$$\frac{x_{п.т}}{b_A} = \frac{7,653 - 7,057}{3,412} \cdot 100 = 17,4\% \text{ САХ.}$$

1 3190

SECRET

2. Определение посадочной центровки самолета

Таблица 12

№ по пор.	Наименование	Вес G кг	Координата x м	Момент Gx кгм
<b>Экипаж</b>				
1	Летчики — 2 человека	160	1,820	291
2	Механик — 1 человек	80	2,400	192
3	Радист — 1 человек	80	3,300	264
4	Бортпроводник — 1 человек	80	5,000	400
Итого . . . 5 человек		400		1147
<b>Бензин и масло</b>				
5	Бензин	400	8,400	3360
6	Масло	150	6,900	1035
Итого . . . . .		550		4395
<b>Коммерческая нагрузка</b>				
7	Пассажиры — 18 человек	1440	10,100	14544
8	Багаж в переднем багажнике	270	5,690	1536
9	Запас буфета	35	6,380	223
Итого . . . . .		1745		16303
<b>Служебный груз</b>				
10	Бортовая лестница	13	15,500	201
11	Летные чехлы	20	16,000	320
12	Спирт	22	3,900	86
13	Бортовой инструмент (в служебном отсеке)	16	4,300	69
14	Струбины руля поворота	1,5	4,300	7
15	Подушки маслорадиаторов	2,5	4,300	11
Итого . . . . .		75		694
Нагрузка		2770		22539
Пустой самолет		12080		90684
Итого . . . . .		14850		113223

Координата центра тяжести самолета на посадке с выпущенным шасси ( $x_{п.т}$ ) равна

$$x_{п.т} = \frac{113223}{14850} = 7,624 \text{ м.}$$

Посадочная центровка самолета с выпущенным шасси ( $x_T$ ) равна

$$\frac{x_{п.т}}{b_A} = \frac{7,624 - 7,057}{3,412} \cdot 100 = 16,6\% \text{ САХ.}$$

Координата центра тяжести самолета перед посадкой с убраным шасси  $x_{п.т}$  равна

$$x_{п.т} = \frac{112684}{14850} = 7,588 \text{ м.}$$

Центровка самолета перед посадкой с убраным шасси  $x_T$  равна

$$\frac{x_{п.т}}{b_A} = \frac{7,588 - 7,057}{3,412} \cdot 100 = 15,6\% \text{ САХ.}$$

~~SECRET~~ NOFORN

3. Определение взлетной центровки самолета в перегоночном варианте

4. Определение посадочной центровки самолета в перегоночном варианте

Таблица 13

№ по пор.	Наименование	Вес G кг	Координата x м	Момент Gx кгм
<b>Экипаж</b>				
1	Летчик 2 человека	160	1,820	291
2	Механик 1 человек	80	2,400	192
3	Радиотехник 1 человек	80	3,300	264
Итого . . . . . 4 человека		320		747
<b>Бензин и масло</b>				
4	Бензин	2500	8,300	20750
5	Масло	200	6,900	1380
Итого . . . . .		2700		22130
<b>Служебный груз</b>				
6	Бортовая лестница	13	15,500	201
7	Летные чехлы	20	16,000	320
8	Спирт	22	3,900	86
9	Бортовой инструмент (в служебном отсеке)	16	4,300	69
10	Струбцины руля поворота	1,5	4,300	7
11	Подушки маслорадиаторов	2,5	4,300	11
Итого . . . . .		75		694
12	Балласт в заднем багажнике	300	15,500	4650
Нагрузка		3395		28221
Пустой самолет		12080		90684
Итого . . . . .		15475		118905

№ по пор.	Наименование	Вес G кг	Координата x м	Момент Gx кгм
<b>Экипаж</b>				
1	Летчики 2 человека	160	1,820	291
2	Механик 1 человек	80	2,400	192
3	Радиотехник 1 человек	80	3,300	264
Итого . . . . .		320		747
<b>Бензин и масло</b>				
4	Бензин	100	8,400	840
5	Масло	150	6,900	1035
Итого . . . . .		250		1875
<b>Служебный груз</b>				
6	Бортовая лестница	13	15,500	201
7	Летные чехлы	20	16,000	320
8	Спирт	22	3,900	86
9	Бортовой инструмент (в служебном отсеке)	16	4,300	69
10	Струбцины руля поворота	1,5	4,300	7
11	Подушки маслорадиаторов	2,5	4,300	11
Итого . . . . .		75		694
12	Балласт в заднем багажнике	300	15,500	4650
Нагрузка		1215		10186
Пустой самолет		12080		90684
Итого . . . . .		13225		101170

Координата центра тяжести самолета с выпущенным шасси ( $x_{ц.т.}$ ) равна

$$x_{ц.т.} = \frac{118905}{15475} = 7,684.$$

Центровка самолета с выпущенными шасси ( $\bar{x}_T$ ) равна

$$\bar{x}_T = \frac{7,684 - 7,057}{3,412} = 100 = 18,4\%.$$

Координата центра тяжести самолета с убранными шасси ( $x_{ц.т.}$ ) равна

$$x_{ц.т.} = \frac{118366}{15475} = 7,649 \text{ м.}$$

Центровка самолета с убранными шасси ( $\bar{x}_T$ ) равна

$$\bar{x}_T = \frac{7,649 - 7,057}{3,412} = 100 = 17,3\%.$$

Координата центра тяжести самолета на посадке с выпущенным шасси ( $x_{ц.т.}$ ) равна

$$x_{ц.т.} = \frac{101170}{13225} = 7,642 \text{ м.}$$

Посадочная центровка самолета с выпущенным шасси ( $\bar{x}_T$ ) равна

$$\bar{x}_T = \frac{7,642 - 7,057}{3,412} = 100 = 15,7\% \text{ САН.}$$

Координата центра тяжести самолета перед посадкой с убранными шасси ( $x_{ц.т.}$ ) равна

$$x_{ц.т.} = \frac{100631}{13225} = 7,602 \text{ м.}$$

Центровка самолета перед посадкой с убранными шасси ( $\bar{x}_T$ ) равна

$$\bar{x}_T = \frac{7,602 - 7,057}{3,412} = 100 = 14,5\%.$$

~~SECRET~~ NOFORN

SECRET NOFORN

✓ **5. Порядок загрузки самолета**  
 ✓ Самолет Ил-14 обладает большим запасом устойчивости на земле. Он может опрокинуться на хвост лишь при центровке более 35% САХ.

По этой причине оказалось возможным отказаться от установки хвостовой опорной штанги, применяемой на самолетах Ил-12.

✓ Центровку, близкую к 35% САХ, самолет может иметь при снятии двигателя во время ремонта. В этом случае необходимо ставить козелок под хвостовую часть фюзеляжа.

Достаточная устойчивость самолета на земле позволяет не придерживать определенную последовательности при размещении пассажиров в занимаемых ими рядах кресел.

Наряду с этим следует строго соблюдать определенную последовательность при загрузке багажных отделений, а именно:

✓ — сначала загружать переднее багажное отделение;

✓ — заднее багажное отделение следует загружать только после того, как будет загружено переднее багажное отделение.

Количество багажа, загружаемого в каждый багажник, определяется по таблице или графику.

Указанную очередность в загрузке багажных отделений особенно строго следует соблюдать перед полетом с малым количеством пассажиров или без пассажиров, но с большим количеством багажа.

Если на самолете пассажиров менее 18 человек, то при их размещении надлежит руководствоваться следующими соображениями. Отсутствие пассажиров в первом ряду не изменяет центровки самолета; при отсутствии одного пассажира во втором ряду центровка самолета будет более передняя на 0,1% САХ; в третьем ряду — на 0,3% САХ;

Таблица 15

Минимально необходимое количество багажа, загружаемого на самолет при полете с различным количеством пассажиров, с экипажем 5 человек, с запасом бензина 2000 кг

Количество пассажиров	18	15	12	9	6	3	0
Занимаемые ряды кресел	с 1 по 6	с 2 по 6	с 3 по 6	с 4 по 6	с 5 по 6	в 6-м	—
Свободные ряды кресел	нет	1	1 и 2	с 1 по 3	с 1 по 4	с 1 по 5	с 1 по 6
Минимальное количество багажа на самолете	В переднем багажнике	270	270 <sup>1</sup>	160 <sup>1</sup>	0	0	0
	В левом багажнике	0	0	0	0	100 <sup>2</sup>	220 <sup>2</sup> 370 <sup>2</sup>

Самолет при полетах с минимальным количеством багажа, определенным по таблице 15, будет иметь взлетные центровки в пределах от 18,5 до 18,2% САХ (шасси выпущено).

<sup>1</sup> В случае, если самолет летит без багажа, то необходимо одного пассажира с 6-го ряда кресел пересадить в 1-й ряд.

<sup>2</sup> При взлете с запасом бензина 2500 кг балласт следует уменьшить на 80 кг.

в четвертом ряду — на 0,4% САХ; в пятом ряду — на 0,6% САХ и в шестом ряду на 0,7% САХ (все отклонения определены при весе самолета 16500 кг).

Отсутствие двух или трех пассажиров соответственно в 2 или 3 ряда увеличивает указанное изменение центровки. Из этого следует, что наименьшее влияние на центровку оказывает отсутствие пассажиров в передних рядах кресел, поэтому при полетах с количеством пассажиров менее 18 следует оставлять свободными первые ряды кресел.

Для полетов с количеством пассажиров менее 18 существует определенное минимальное количество багажа, которое необходимо загружать в одно из багажных отделений для обеспечения самолету центровок в допустимом диапазоне. В таблице 15 указано минимально необходимое количество багажа, загружаемого в переднее или заднее багажное отделение при различном количестве пассажиров на самолете.

При полетах самолета без пассажиров и багажа (перегонка самолета) необходимо загружать балласт в заднее багажное отделение.

✓ **6. Загрузка багажных отделений**

**А. Загрузочная таблица**

✓ На самолете Ил-14 имеются два багажных отделения: в передней части самолета — перед пассажирской кабиной — и в задней части — за пассажирской кабиной.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** 1. При всех вариантах загрузки:

✓ — в переднее отделение загружать багажа не более 1070 кг;

✓ — в заднее отделение загружать багажа не более 640 кг.

2. Груз распределять равномерно по площади пола. Не допускать нагрузку на пол в переднем багажнике более 900 кг/м<sup>2</sup>; в заднем багажнике — более 550 кг/м<sup>2</sup>.

3. При неполном количестве пассажиров (менее 18 человек) на самолете — свободными оставлять передние ряды кресел.

При увеличении количества груза, в соответствии с уменьшением количества бензина или числа пассажиров, груз следует распределять, руководствуясь помещенной на борту самолета таблицей загрузки багажных отделений (таблица 16) или графиком.

Таблица загрузки багажных отделений при различном количестве пассажиров составлена для полетов самолета с запасом бензина 2000 кг и 1500 кг.

При всех вариантах загрузки по таблице 16 взлетный вес самолета не будет превышать 16500 кг, а взлетные центровки будут лежать в пределах 16,7—17,4% САХ (шасси убрано), что определено при весе пустого самолета 12080 кг и центровке 13,2% САХ.

В таблице 16 даны варианты загрузки самолета в полете с бортироводником и с запасом буфета.

3500  
2620 кг

SECRET NOFORN

SECRET NOFORN

25X1

... бортироводника и запаса топлива между собой и переносе багажное отделение. Можно также поместить багаж весом 115 кг.

Таблица 16

**Загрузка багажных отделений**

Пассажиры		Бензин 2000 кг (2720 л)		
на самолете	размещение по рядам	на самолете	в переднем багажнике	в заднем багажнике
18	с 1 по 6	270	270	0
14	с 2 по 6	510	470	40
12	с 3 по 6	750	640	110
9	с 4 по 6	990	780	210
6	с 5 по 6	1230	900	330
3	в 6	1470	1000	470
нет	-	1710	1070	640

Пассажиры		Бензин 1500 кг (2040 л)		
на самолете	размещение по рядам	на самолете	в переднем багажнике	в заднем багажнике
18	с 1 по 6	770	680	90
15	с 2 по 6	1010	870	140
12	с 3 по 6	1250	1040	210
9	с 4 по 6	1350	1070	280
6	с 5 по 6	1430	1070	360
3	в 6	1570	1070	500
нет	-	1710	1070	640

**Б. Загрузочный график**

В табл. 16, как указано выше, дано распределение багажа при различном количестве пассажиров для полетов самолета с весом 16500 кг при постоянном количестве бензина. В эксплуатации могут встретиться случаи полетов с иным количеством пассажиров при различном запасе бензина. В этих случаях можно пользоваться графиком, по которому легко найти правильное распределение багажа между багажными отделениями при самом различном сочетании запаса бензина, числа пассажиров и количества багажа.

На загрузочном графике (фиг. 35) справа по горизонтальной оси отложен запас бензина; по вертикальной оси вверх отложено полное количество багажа на самолете. По горизонтальной

оси слева отложено количество багажа, которое следует загружать в переднее багажное отделение. На графике дана линия отклонения, причем вторая следует по вертикали отклонения с запасом топлива более 2000 кг.

Каждая из наклонных прямых соответствует определенному числу пассажиров на самолете.

По вертикальной оси вниз отложено центровка в % САХ для самолета с убравшим носом. При выпуске шасси центровка будет более низкой, в среднем на 1 % САХ.

По графику можно определить:

1) Максимально возможное количество багажа в зависимости от запаса бензина и количества пассажиров.

2) Правильное распределение багажа между багажными отделениями.

3) Взлетную центровку самолета.

4) Посадочную центровку самолета.

Центровка самолета определяется по этому графику с точностью до 0,2% САХ, так как наклонные прямые построены по средним значениям.

Если самолет берет на борт не максимальное возможное количество багажа, а меньше, то распределение его по багажным отделениям можно вести по тому же графику.

Пример определения количества багажа, необходимого для загрузки в передний багажник, для этого случая приведен ниже (см. фиг. 37).

По графику (фиг. 35) определяют количество багажа, которым нужно загрузить переднее багажное отделение. Количество багажа, загружаемого в заднее багажное отделение, получается как разность между полным количеством его и количеством, загружаемым в переднее отделение.

Пользуясь графиком, следует иметь в виду следующие условия:

1) График построен для полетов самолета с бортироводником и запасом буфета; в случае, когда самолет летит без бортироводника и запаса буфета, можно положить в переднее багажное отделение дополнительно 115 кг багажа. Если этот багаж не будет положен, то центровка самолета будет более задняя на 0,3 — 0,4% САХ.

2) Размещать пассажиров в самолете, когда их число менее 18 человек, следует, как указано выше, в задних рядах кресел, незанятыми должны оставаться передние ряды.

3) Если груз невозможно разделить точно так, как получается по графику, то отклонение должно быть в одну сторону, а именно: груз заднего багажного отделения можно уменьшить против полученного по графику на величину до 30 кг, груз переднего багажного отделения соответственно увеличить. Иначе говоря, допуск на распределение багажа устанавливается следующий:

- в переднее багажное отделение  $G_{п.б} - 30$  кг;  
 в заднее багажное отделение  $G_{з.б} + 30$  кг.

Распределение багажа в соответствии с графиком и выполнение указаний по размещению пассажиров обеспечит самолету взлетную центровку.

SECRET NOFORN

25X1

**SECRET NOFORN**

ровку в пределах 16,7–17,4% САХ (шасси убрано).

Примеры пользования графиком

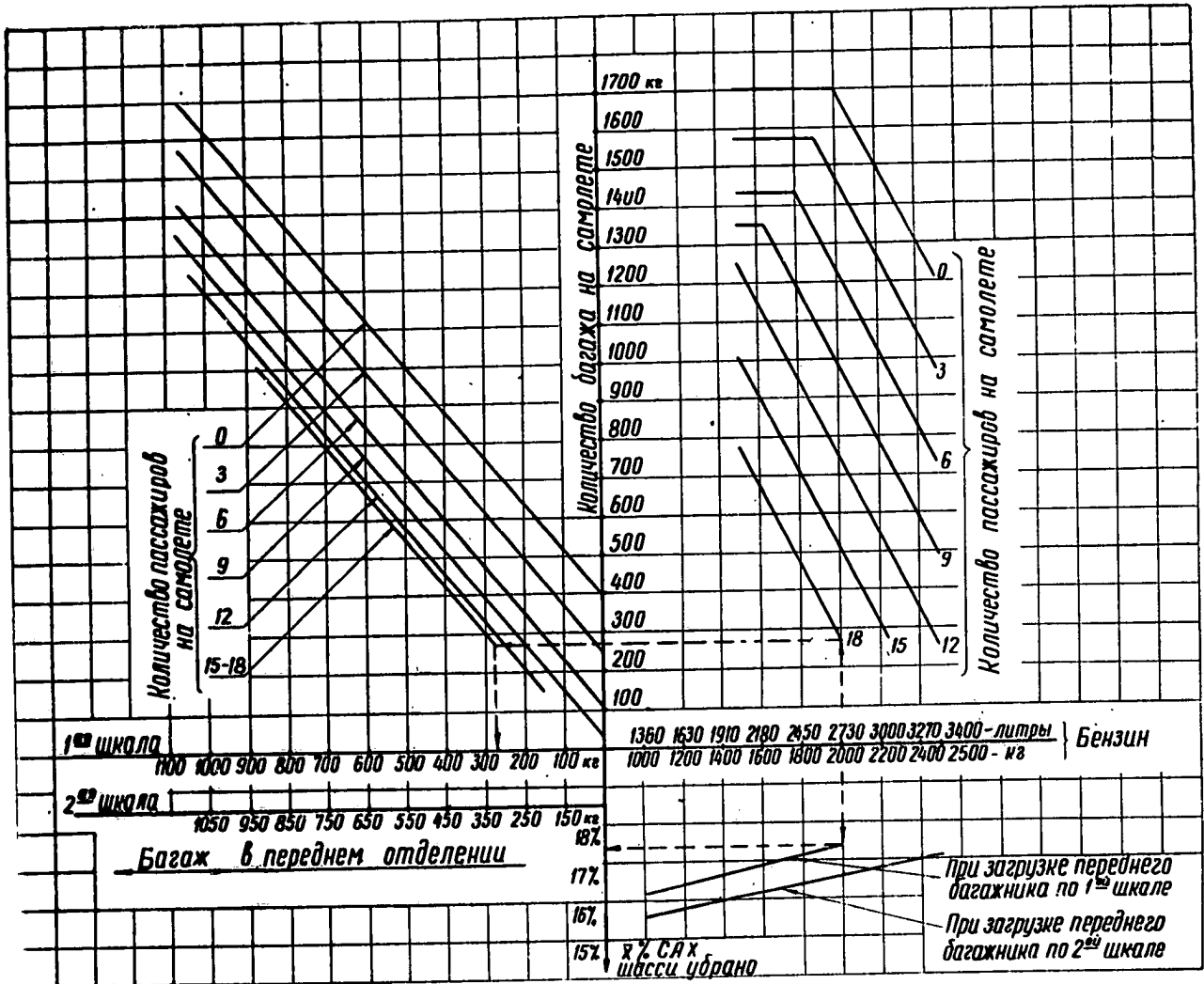
Самолет летит с запасом топлива 1500 кг, с числом пассажиров 12 человек. Определить, сколько можно взять на борт багажа и как его распределить.

точки пересечения проводим вертикаль до пересечения с первой горизонтальной шкалой, на которой находим количество багажа, необходимого для погрузки в передний багажник —  $G_{п.б} = 1035$  кг.

В заднее багажное отделение загрузить:

$$G_{з.б} = 1250 - 1035 = 215 \text{ кг.}$$

25X1



Фиг. 35. График определения количества багажа и размещения его на самолете в зависимости от количества пассажиров и запаса топлива.

1) На правой горизонтальной шкале (фиг. 36) з точки, соответствующей запасу топлива 1500 кг, оставляем перпендикуляр до пересечения наклонной прямой, соответствующей весу 12 пассажиров. Из точки пересечения проводим линию, параллельную горизонтальной оси, до пересечения вертикальной осью, на которой получаем начисне максимального количества багажа на самолете  $G_0 = 1250$  кг. Из найденной точки проводим горизонтальную линию в левой части графика до пересечения с наклонной прямой, идущей соответствующей весу 12 пассажиров. Из

Пассажиры следует разместить в рядах с 3-го по 6-й включительно.

2) В случае если нет необходимости брать на борт 1250 кг багажа, а следует взять, например, лишь 1000 кг, и, кроме того, самолет летит без запаса буфета, тогда определение количества багажа, необходимого для загрузки в передний багажник, производится следующим образом:

1. Нам заранее известно, что из всего количества багажа в переднем багажнике должно

**SECRET NOFORN**

29

25X1



**SECRET** NOFORN

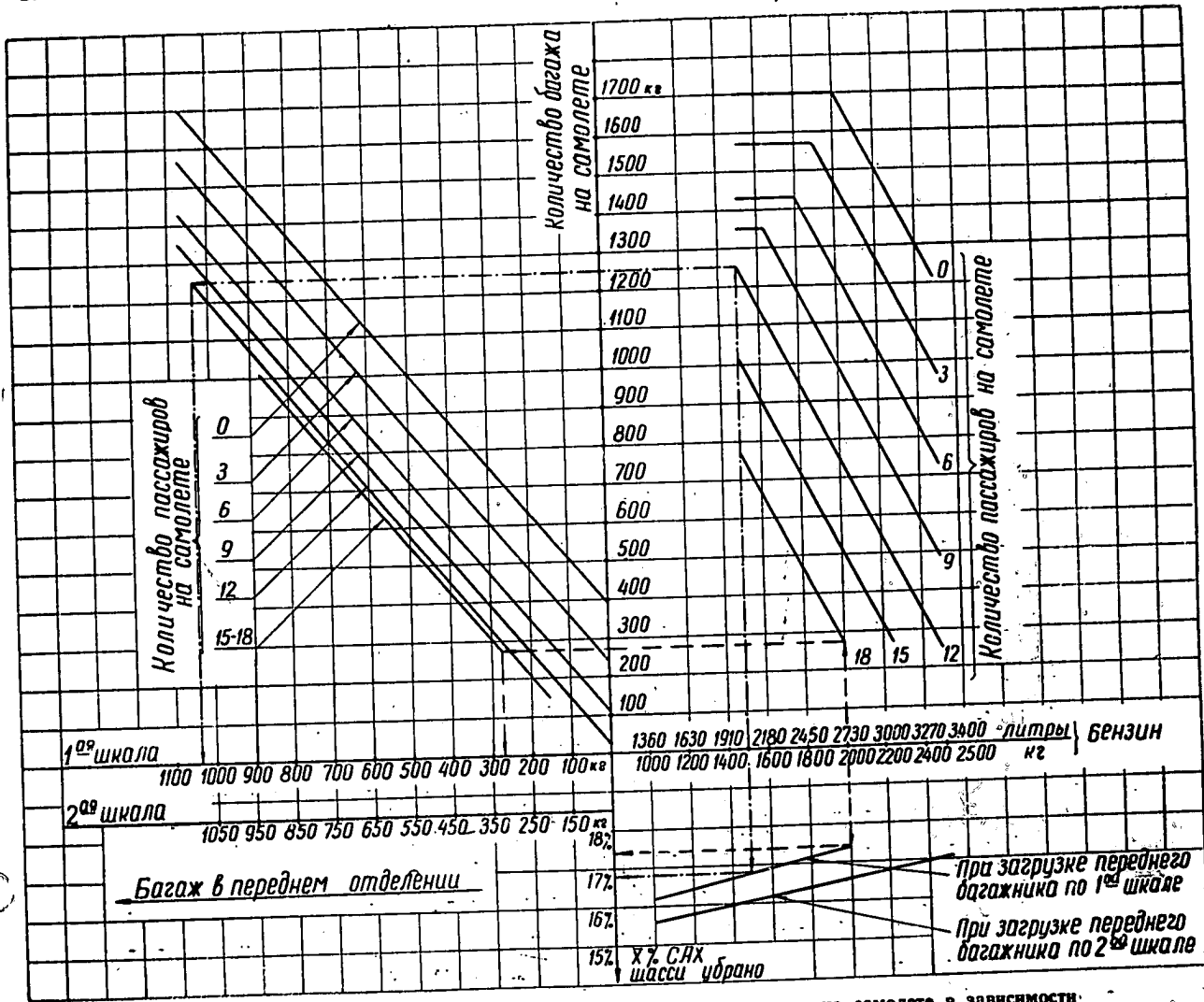
лежать 115 кг, компенсирующие отсутствие борпроводника и запаса буфета.

$$G_0 = 1000 - 115 = 885 \text{ кг.}$$

2. Из точки на вертикальной шкале (фиг. 37),

Если же не учитывать вначале 115 кг, загружаемые в переднее багажное отделение, а все 1000 кг распределить по графику, то центровка в этом случае окажется более задняя на 0,3% САХ.

25X1



Фиг. 36. График определения количества багажа и размещения его на самолете в зависимости от количества пассажиров и запаса топлива.

соответствующей  $G_0 = 885$  кг, проводим горизонталь до пересечения с наклонной линией, соответствующей весу 12 пассажиров, затем опускаем вертикальную линию и в левой части горизонтальной шкалы находим, что в переднее багажное отделение следует положить 740 кг. Следовательно, багаж 1000 кг распределяется следующим образом:

в переднее багажное отделение загружаем

$$G_{п.б} = 740 + 115 = 855 \text{ кг;}$$

в заднее багажное отделение

$$G_{з.б} = 885 - 740 = 145 \text{ кг.}$$

### 7. Упрощенный метод расчета центровок самолета

Центровки основных вариантов загрузки полностью оборудованного самолета приведены выше в таблицах. Иные варианты загрузки могут быть определены с помощью графика (см. Фиг. 35).

При загрузке самолета в соответствии с таблицами или графиком самолет будет иметь центровку в рекомендуемом диапазоне.

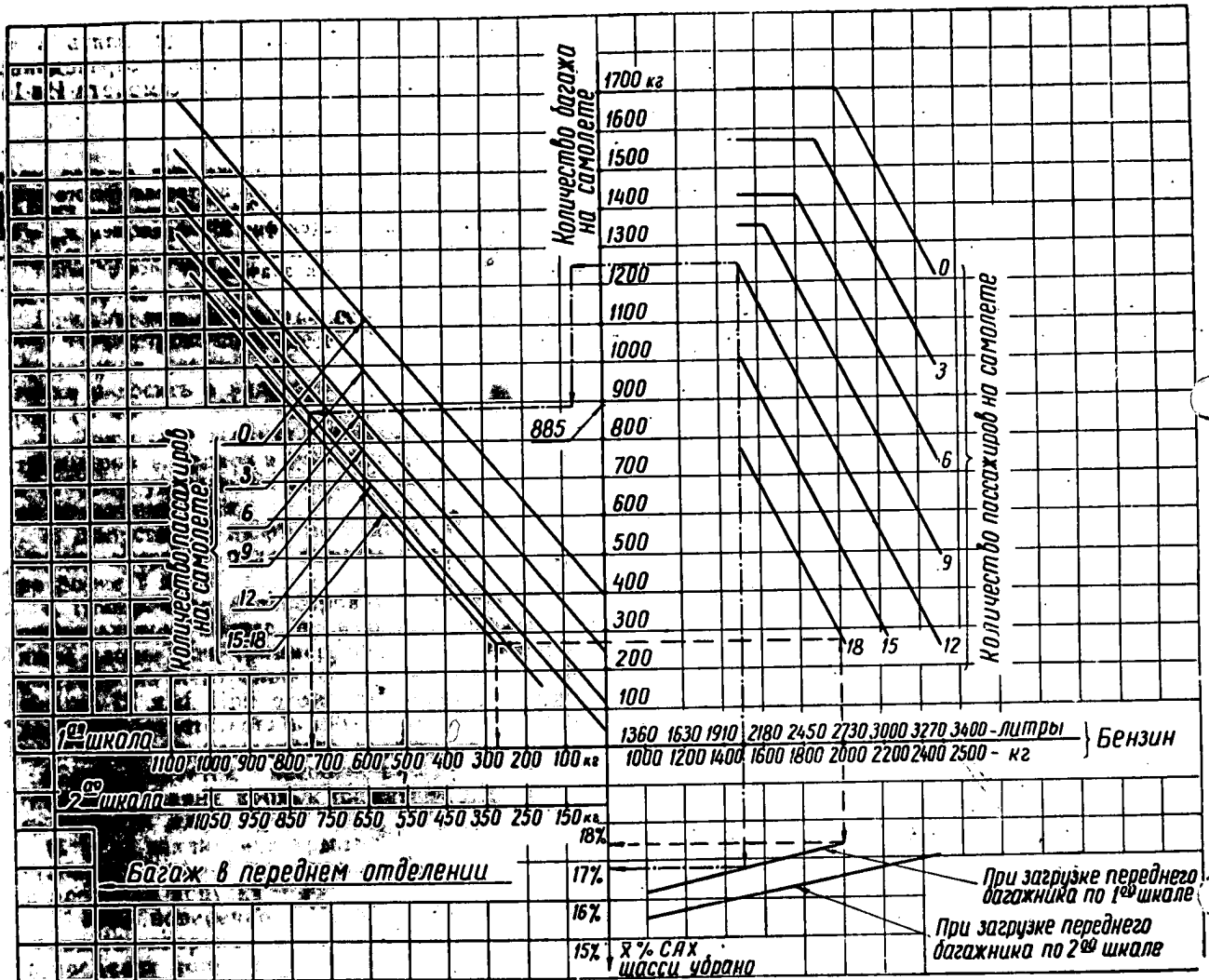
При необходимости можно создать самолету иные центровки путем переноса багажа из одного отделения в другое. Для этого следует помнить, что перенос 50 кг багажа изменяет центровку

25X1

**SECRET** NOFORN

самолета в среднем на 1% САХ (0,9 — 1,1%) при весе самолета в пределах от 14000 до 16500 кг. При эксплуатации самолета возможны специальные полеты, полеты без части оборудования или с дополнительным оборудованием. При определении центровки самолета в этих случаях,

$x_{гр}$  (м) — координата центра тяжести устанавливаемого или снимаемого груза от начала координат (носа фюзеляжа);  
 $G_{гр}$  (кг) — вес устанавливаемого или снимаемого груза;  
 $G$  (кг) — вес самолета до изменения.



Фиг. 37. График определения количества багажа и размещения его на самолете в зависимости от количества пассажиров и запаса топлива.

а также для оценки влияния на центровку снятия или установки каких-либо агрегатов или части оборудования рекомендуем пользоваться следующей формулой, составленной для данного самолета:

$$\bar{x}_n \% = \bar{x} \% + \frac{G_{гр}(29,3 x_{гр} - \bar{x} \% - 207)}{G + G_{гр}} \quad (1)$$

где  $\bar{x}_n$  % — новая центровка самолета после изменения веса;  
 $\bar{x}$  % — старая центровка самолета до изменения веса;

Значения  $G_{гр}$  и  $x_{гр}$  в формулу следует подставлять с их знаками. Если агрегат на самолет устанавливается, вес самолета увеличивается, то  $G_{гр}$  имеет знак плюс (+  $G_{гр}$ ), если же агрегат снимается, то вес самолета уменьшается и  $G_{гр}$  имеет знак минус (-  $G_{гр}$ ). Значение  $x_{гр}$  определяется по положению груза от начала координат.

Центровка самолета может изменяться не только при установке или снятии каких-либо агрегатов или грузов, но и при перемещении грузов, т. е. без изменения при этом веса самолета.

SECRET NOFORN

**SECRET NOFORM**

Для определения центровки самолета при перемещении агрегатов или грузов следует пользоваться следующей формулой:

$$\bar{x}_n \% = x \% + \frac{29,3 G_{гр} \Delta x_{гр}}{G}, \quad (2)$$

где  $\Delta x_{гр}$  — разность между новой и старой координатами или расстоянием, на которое перемещается груз. Если груз переносится в хвостовую часть фюзеляжа (назад), то  $\Delta x_{гр}$  имеет знак (+), если груз переносится вперед, то  $\Delta x_{гр}$  имеет знак (-).

Второе слагаемое этого уравнения представляет собой изменение центровки  $\Delta \bar{x} \% \text{ САХ}$ .

$$\Delta \bar{x} \% = \frac{29,3 G_{гр} \Delta x_{гр}}{G}. \quad (3)$$

Часто требуется определить величину груза, который следует переместить на известное рас-

стояние (например, из одного багажного ления в другое), чтобы получить требуемое изменение центровки; в этом случае мы воспользуемся этой же формулой, опре-

$$G_{гр} = \frac{\Delta \bar{x} G}{29,3 \Delta x_{гр}}.$$

В эту формулу  $\Delta \bar{x}$  следует подставлять Формулы (2), (3) и (4) в этом виде справедливо [как и формула (1)] только для самолета И

#### ПРИМЕР

С самолета из служебного отсека снят агрегат 35 кг. Определить, как изменилась центровка пустого самолета, если до снятия она была 13,2% САХ при весе 120 По центровочной схеме (см. фиг. 33) определяем  $x_{гр}$  (начало координат сохраняем в носке фюзеляжа). Подставляем в формулу имеющиеся значения:

$$\bar{x}_n = 13,2\% + \frac{-35(29,3 \cdot 4,6 - 13,2 - 207)}{12080 - 35} = 13,4\%$$

**SECRET NOFORM**

25X1

SECRET

NOFORN

ГЛАВА IV

25X1

## НИВЕЛИРОВАНИЕ САМОЛЕТА

Нивелировочно-регулируемый чертеж самолета дан на фиг. 38.

При нивелировании надо соблюдать следующее:

1. Нивелировочные точки на крыле, фюзеляже и оперении ставить на нижних поверхностях; точки наносить в виде красных кружков диаметром 10 мм.

2. Для рулей высоты и поворота, а также для триммеров элеронов и руля поворота отклонения в сторону увеличения углов и линейных величин не ограничиваются.

3. Допустимый люфт по задней кромке триммеров, элерона, руля высоты и руля поворота не более 3 мм.

4. Поперечную балансировку самолета при горизонтальном полете производить регулированием длины тяги триммера (смещая триммер как флетнер из нейтрального положения не более чем на 15 мм). При этом отклонения триммера должны соответствовать нивелировочным данным при замере от смещенного положения.

5. Допускается несоответствие положений (стрижка) задних кромок триммеров руля высоты не более 2 мм.

6. Угол заклинения крыла  $2^\circ$  и угол установки стабилизатора  $-2^\circ 30'$  должны быть выдержаны в пределах допуска  $\pm 15'$ .

7. Угол поперечного V крыла  $3^\circ 30'$  и горизонтального оперения  $4^\circ$  должен быть выдержан в пределах допуска  $\pm 10'$ .

8. Отклонения в угле поперечного V на каждой половине крыла должны быть только в одну сторону, чем обеспечивается правильное положение оси вращения закрылка, без излома.

Таблица нивелировочных замеров

Цель замера	Что замеряется	Размер по чертежу мм	Размер с учетом деформаций мм
Установка самолета в линию полета	Превышение точки 20 над 25	$783 \pm 5$	$776,5 \pm 5$
	Превышение точки 25 над 1	$198,5 \pm 4$	$198,5 \pm 4$
Установка центроплана по высоте	Превышение точки 23П над 23Л	$0 \pm 3$	$0 \pm 3$
	Превышение точки 1 над 2	$25,5 \pm 4$	$26 \pm 4$
Угол заклинения крыла	Превышение точки 23 над 24	$45 \pm 7$	$41 \pm 7$
	Превышение точки 3 над 4	$43,5 \pm 7$	$40 \pm 7$
	Превышение точки 5 над 6	$38 \pm 6$	$35 \pm 6$
	Превышение точки 7 над 8	$33,4 \pm 4,5$	$31 \pm 4,5$
	Превышение точки 9 над 10	$27 \pm 3,5$	$25 \pm 3,5$
	Превышение точки 23 над 1	$289,2 \pm 3$	$288 \pm 3$
Угол поперечного V крыла	Превышение точки 3 над 1	$340 \pm 4$	$337 \pm 4$
	Превышение точки 5 над 3	$229,1 \pm 9$	$224 \pm 9$
	Превышение точки 7 над 3	$457,4 \pm 18$	$447 \pm 18$
	Превышение точки 9 над 3	$716,8 \pm 28$	$692 \pm 28$
Установка правой и левой консолей по высоте	Превышение точки 7 правой над 7 левой	$0 \pm 20$	$0 \pm 20$
Установка крыла в центроплане	Разность расстояний 8П — 20 и 8Л — 20	$0 \pm 20$	В горизонтальной плоскости $0 \pm 3$

6-31505

SECRET

NOFORN

25X1



25X1

Цель замера	Что замеряется	Размер по чертежу мм	Размер с учетом деформаций мм	Цель замера	Что замеряется	Размер по чертежу мм	Размер с учетом деформаций мм
Угол атаки стабилизатора	Превышение точки 16 над 14	44,4±3,5	44±3,5	Установка стабилизатора по высоте	Превышение точки 17 над 1	1663±10	1647±10
	Превышение точки 17 над 15	80,4±5,5	80±5,5		Превышение точки 16П над 16Л	0±14	0±14
Поперечное V стабилизатора	Превышение точки 16 над 17	188,1±7	188±7	Установка стабилизатора в плане	Разность расстояний 8П—16П и 8Л—16Л	0+20	В горизонтальной плоскости 0+20

Таблица отклонений органов управления

Наименование органа управления	Отклонение в град		Отклонение в мм		
	вверх	вниз	вверх	вниз	
Элерон (замер в точке 18)	25°±1°30'	15°±1°	221±13,5	133±9	
Триммер элерона (замер в точке 13П)	18°30' -1°	18°30' -1°	45,8 -2,5	45,8 -2,5	
Закрылок	Посадочный угол	—	45°±2°	—	733±33
	Взлетный угол	—	17°20'±1°	—	338±17
Руль высоты (замер в точке 19)	30° -1°	17° -1°	280,2 -9,5	160 -9,5	
Триммер руля высоты (замер в точке 18)	10°±2°	17°±2°	32,2±6,5	54,7±6,5	
Руль поворота (замер в точке 21)	Вправо 25° -1°	Влево 25° -1°	Вправо 587 -23	Влево 587 -23	
Пружинный сервокомпенсатор (триммер-флетнер)	Как триммер (замер в точке 22)	Вправо 9°+30'	Влево 9°+30'	Вправо 31+1	Влево 31+1
	Как флетнер (замер в точке 22)	Вправо 14°30'±30'	Влево 14°30'±30'	Вправо 50±2	Влево 50±2

SECRET

NOFORN

25X1

SECRET

NOFORN

25X1

## ПРИЛОЖЕНИЕ

## ПЕРЕЧЕНЬ ГОТОВЫХ ИЗДЕЛИЙ, УСТАНОВЛИВАЕМЫХ НА САМОЛЕТЕ Ил-14

№ по пор.	Наименование	Шифр изделия	Количество на самолет	Примечание	№ по пор.	Наименование	Шифр изделия	Количество на самолет	Примечание
<b>1. Силовая установка</b>					<b>3. Воздушное и гидравлическое оборудование</b>				
1	Двигатель	АШ-82Т	2		1	Аварийный баллон шасси (8 л)		1	Баллон стальной по ГОСТ 949-41
2	Бензиномер	СБЭС-1357	1	Состоит из двух указателей и четырех датчиков	2	Автомат разгрузки	ГА-77Б	2	С регулировкой давления 110-80 кг/см <sup>2</sup>
3	Вакуум-насос	612М	2		3	Воздушный фильтр	218	1	
4	Винт с агрегатами для флюгирования	АВ-50	2		4	Дозирующий кран	ГА-81	2	
	В комплект входят:				5	Клапан обратный	662700	2	
	а) флюгер-насос с электродвигателем Д-2500А	431	2		6	Кран для воздуха 4-ходовой	623600	1	
	б) автомат времени	АВП-4	2		7	Кран гидравлический	626600	1	
	в) кнопка	КУ-5	2		8	Мановакуумметр	МВ-16	2	
5	Генератор	ГСР-3000М	2		9	Манометр	МВ-60	1	
6	Насос шестеренчатый	НШ-13	2	НШ-1300-2 НШ-1300-4	10	То же	МВ-100	1	
7	Насос подкачки пускового топлива	ПНР-45Б	2		11		МВ-250	2	
8	Масломер	МЭС-1107А	1	Один указатель и два датчика	12		МГ-60	2	
9	Маслорадиатор	1107	2		13		МГ-250	5	
10	Сливной кран	600900	1		14	Основной клапан торможения	У2-23/4	4	
11	Топливоподкачивающий насос	БЦН	2		15	Челночный клапан	УГ-43/1	2	
12	Сетевой фильтр	ФТ-14А	3		16	Ручной гидронасос	РГК	1	
13	Сетевой фильтр	СФ-3000	2		17	Стеклоочиститель	ГА-80	2	
14	Указатель стрелки лимба насоса НВ-82	УПРН-1	2		18	Тормозной воздушный клапан	ПУ-7	1	
15	Шелковый фильтр		2		19	Тормозной дифференциал	ПУ-8	1	
16	Свеча	СД38БС	58		20	Ускоритель редукционный	УП-03/2	2	
<b>2. Посадочные устройства</b>					21	Фильтр	1574	2	
1	Колесо главной ноги шасси с двумя тормозами	840 × 300А (К157/3)	4		22	Спиртовой насос	СН-1	2	
2	Колесо передней ноги шасси	770 × 330 (48-5)	1		23	Редуктор воздушный	Иаб11-180-50-Т-К-10%	1	
					24	То же	Иаб11-180-50-Ш-К-10%	1	
					25		Иаб11-70-45-Т-4	1	
					26		Иаб11-180-70-О-4-10%	1	
					27	Кран манометра	5592-0	2	

26

SECRET  
NOFORN

25X1

SECRET NOFORN

25X1

№ по инв.	Наименование	Шифр изделия	Количество на самолет	Примечание	№ по пор.	Наименование	Шифр изделия	Количество на самолет	Примечание
28	Редуктор	ВР-1	1			<b>6. Аэронавигационное оборудование</b>			
29	Аварийный баллон тормозов (3 л)	—	2		1	Авиагоризонт	АГК-47Б	2	
30	Баллон (12 л)	4MTU3480-53	1		2	Автопилот	АП-45	1	
<b>4. Всепомогательное оборудование</b>					3	Вариометр	ВР-10	2	
1	Воздухо-воздушный редуктор	1094	1		4	Высотомер	ВД-12	3	
2	Зеркало	ОБ-1164	1		5	Гирополукомпас	ГПК-48	1	
3	Зеркало		1	По чертежу 7805-11	6	Дистанционный гиромагнитный компас	ДГМК-3	1	С двумя указателями
4	Патрон сигнальных ракет	4-й калибр	12		7	Компас магнитный	КИ-11	1	
5	Парашютная ракета	ПАР-8	2		8	Кран	ПП	1	
6	Ракетный выстрел	ОПШ	1		9	Приемник воздушного давления	ПВД-53 1	2	
7	Ручной огнетушитель	ОУ	3		10	Указатель поворота	УП-2	1	
8	Стационарный баллон с двумя проголовоками и сигнальным очком	4ОСУ-4	2		11	Указатель скорости	УС-800	2	
	В комплект входят:				12	Часы	АВРМ	1	
	а) посадок	НУК-12	2		13	Часы	АЧХО	1	
	б) реле давления	РДУ	2		14	Часы пассажирской кабины		1	
	в) термовзвешатель	.ТИ	8		15	Арматура:			
	г) углекислотный обратный клапан	УОК-13	4			а) нипель д/пр 15×13	407-17	10	
9	Пиропатрон огнетушителя	ПП-3	4			б) гайка	407-18	10	
<b>5. Контрольные приборы работы двигателей, шасси и закрылков</b>						в) штуцер борпитания	407-34	1	
1	Указатель положения закрылков	УЗП-47	1			г) штуцер	407-40	2	
2	Указатель положения заслонок	УПЗ-48	7			д) фланцевый штуцер 15×13	407-с64	8	
3	Указатель положения шасси	УШ-48	3			е) штуцер ввертный 15×13	407-с65	5	
4	Указатель положения юбок колес	УПЗ-48	2			ж) фильтр для насоса	407-с66	1	
5	Тахометр	ТЭ-4-48	2			з) обратный клапан	407-с68	3	
6	Трехстрелочный индикатор	ЭМИ-ЗНВ	2			и) проходной штуцер 15×13	407-с611	7	
7	Электрический манометр	ЭМ-10	2			к) тройник 15×13	407-с620	1	
8	Термометр	2ТЦТ-47	1	Один указатель и два датчика		л) регулятор вакуума	215-с6	1	
9	Термометр головки цилиндра	ТЦТ-9	2	С последующей заменой на ТЦТ-13		м) пылевой фильтр	ГПФ-50	1	
10	Термометр универсальный электрический	ТУЭ-48	4			н) подсосывающий клапан	Изд. 996-2А	2	
11	Термометр воздушный	ТВ-45	1			<b>7. Радиооборудование</b>			
12	Термометр противобледенителей	ТЦТ-13	1			1	Глиссальный радиоприемник	ГРП-2	1
						2	Курсовой радиоприемник	КРП-Ф	1
						3	Маркерный радиоприемник	МРП-48П	1
						4	Самолетный радиоприемник		1
						5	Механизм управления антенной	МПА-4	1
						6	Преобразователь	МА-250	1
						7	Преобразователь	ПО-500	2
						8	Переговорное устройство	СНУ-10	1
									С последующей заменой на ПО-500 и ПО-1800

SECRET NOFORN

37 25X1



№ по пор.	Наименование	Шифр изделия	Количество на самолет	Примечание	№ по пор.	Наименование	Шифр изделия	Количество на самолет	Примечание
9	Радиодальномер	СД-1	1		31	Контактор	К-250А	2	
10	Радиовысотомер	РВ-2	1		32	Кнопка	5К	8	
11	Радиокомпас	АРК-5	2		33	То же	204к	15	
12	Радиоприемник	УС-9	2		34	Лампа накаливания	См-15	4	
13	Радиостанция	РСБ-Д	1		35	То же	См-16	36	
14	То же	РСБ-5	1		36	.	См-26	2	
15	.	РСИУ-3М	1	С антенной АШС-1	37	.	См-22	4	
					38	.	См-23	2	
					39	.	См-24	2	
					40	.	См-25	7	
					41	.	См-29	4	
					42	.	См-30	10	
					43	.	СМФ-1	1	
					44	.	СМФ-2	1	
					45	Лампа шарнирная	СЛШН-48	2	
					46	Микровыключатель	ВК2-140А	1	
					47	То же	ВК2-142	4	
					48	Патрон „Сван“	2С-15СН	30	
					49	Переключатель	ПН-45	13	
					50	То же	ПМ-45	1	
					51	.	2ППН-45	1	
					52	.	ПП-45	5	
					53	.	ППН-45	4	
					54	.	2ПН-20	2	
					55	.	2ПП-45	1	
					56	Переносная лампа	ПЛ-33	1	
					57	Посадочная фара	ЛОСВ-45	2	
					58	Пусковая катушка	КП-47Б	4	На последующих самолетах не ставится
					59	Плавкий предохранитель	ПВ-2	4	
					60	То же	ПВ-40	1	
					61	Плафон	П-39	6	
					62	То же	ПС-45	5	
					63	.	ПСГ-45	2	
					64	Преобразователь	ПАГ-1Ф	4	
					65	Разъемная колодка	73К	24	
					66	То же	75К	6	
					67	Регулятор	Р-25А	2	
					68	Реостат	Р-15-45	2	
					69	То же	РИК-49	2	
					70	.	РУФО-48	11	
					71	Реле	РР-2	16	
					72	То же	РР-6	1	
					73	.	ДМР-400	2	
					74	.	РПА-200А	3	
					75	Розетка	47К	5	

8. Электромеханизмы

1	Электромеханизм	МГ-1М	3	
2	То же	УР-7М	8	
3	.	УТ-3	2	
4	.	УТ-2М	2	Вертикальные

9. Электрооборудование

1	Автомат защиты	АЗС-2	29	
2	То же	АЗС-5	30	
3	.	АЗС-10	17	
4	.	АЗС-15	6	
5	.	АЗС-30	1	
6	.	АЗС-40	7	
7	Автомат обогрева стекла	АОС-81М	1	
8	Аккумуляторная батарея	12А30	2	
9	Амперметр	А-46	3	
10	Арматура	АРУФОШ-45	11	
11	Бортовой огонь	БАНО-45	4	
12	Блок защиты	БЗ-20	3	
13	Вольтметр	В-46	2	
14	То же	ЭВ-46	2	
15	Выключатель	В-45	39	
16	То же	2В-45	3	
17	.	2ВН-45	1	
18	.	ВК1-141А-1	1	
19	Выпрямитель	В-1	1	
20	Выдвижная лампа	ВЛС-45	3	
21	Дроссель	Д-1Г	2	
22	Звонок самолетный	СЭЗ-2-45	1	
23	Сирена	С-1	1	
24	Инерционный предохранитель	ИП-30	2	
25	То же	ИП-150	6	
26	Кабинная лампа	КЛСРК-45	2	
27	Конденсатор	КБМ-31	4	
28	Концевой выключатель	ВК-44	8	
29	Контактор	К-50Д	4	
30	То же	К-200Д	2	

SECRET NOFORN

№ по пор.	Наименование	Шифр изделия	Количество на самолет	Примечание	№ по пор.	Наименование	Шифр изделия	Количество на самолет	Примечание
76	Розетка и вилка	48К	7		114	Штепсельный разъем	ШР36П15ЭГ4	2	
77	Люминесцентная ртутная лампа	УФО-4А	11		115	То же	ШР36У15НШ4	1	
78	Рулежная фара	ФР-100	2		116	.	ШР36СК15ЭГ4	2	
79	Ручной прожектор	РСР-45	1		117	.	ШР40П16НШ2	1	
80	Сигнальная лампа (арматура)	СЛЦ-51	47	В том числе красных 11, зеленых 13, молочных 9, оранжевых 14	118	.	ШР48П9НГ1	1	
					119	.	ШР48П20НШ1	2	
					120	.	ШР48У20НШ1	2	
					121	.	ШР48ПК20НГ1	3	
81	Сигнальный огонь выходящего шасси	ХС-39	3		122	.	ШР48ПК20ЭГ1	1	
					123	.	ШР48П26НШ2	2	
82	Сопреобразование в катушке	РС-7	2		124	.	ШР48У26НГ2	1	
83	Тугоглазкий предохранитель	ТП-200	3		125	.	ШР48ПК26НГ2	4	
					126	.	ШР55П23НГ1	1	
84	Хвостовой огонь	ХС-39	1		127	.	ШР55П30НГ1	3	
85	Штепсельный разъем	ШР20П2ЭГ6	2		128	.	ШР55П31НГ3	2	
86	То же	ШР20П2ЭШ6	3		129	.	ШР60У45НШ2	1	
87	.	ШР20П2НГ6	1		130	.	ШР60П47НГ2	3	
88	.	ШР20У2НГ6	1		131	.	ШР60У47НГ2	2	
89	.	ШР20ПК2ЭГ6	4		132	.	ШР60У47НШ2	1	
90	.	ШР20П4НШ8	1		133	.	ШРА-250ЛК	1	
91	.	ШР20П4ЭГ8	4		134	Электромагнитный кран	ЭКР-3	2	
92	.	ШР28ПК7ЭШ9	2		135	Электромагнитный замок кассет парашютных ракет	ЗМ-1	2	
93	.	ШР20ПК4НШ8	4						
94	.	ШР20ПК4ЭГ8	4						
95	.	ШР28П7НГ9	2						
96	.	ШР28П7НШ9	1						
97	.	ШР28У7НШ9	1						
98	.	ШР28ПК7ЭГ9	1		1	Стекло с электрообогревом	ТСБП-19	2	Черт. 7460-10
99	.	ШР32ПК1НГ5	2						
100	.	ШР32П12НГ1	2						
101	.	ШР32П12НШ1	3						
102	.	ШР32У12НГ1	1		1	Бусы	ФИБ-45	2000	
103	.	ШР32У12НШ1	7		2	Изолятор		2	Черт. 7101-55
104	.	ШР32ПК12НГ1	1		3	Изолятор опорный	ФОИБ-45	11	
105	.	ШР32ПК12НШ1	4		4	Гибкий валик, l=600 мм	-	1	
106	.	ШР32ПК12ЭГ1	1		5	Гибкий валик, l=3600 мм	-	1	
107	.	ШР32СК8ЭГ3	3		6	Переключатель	-	2	
108	.	ШР36П15НШ4	1		7	Предохранитель	ПЦ-2	1	
109	.	ШР36П4ЭШ13	6		8	Крышка	ППК-2	1	
110	.	ШР36У4ЭШ13	2		9	Корпус	ППК-5	1	
111	.	ШР35ДК4ЭШ13	2						
112	.	ШР36СК4ЭГ18	2						
113	.	ШР36П15НГ4	1						

25X1

25X1

SECRET NOFORN

**SECRET**

NOFORN

25X1

**ОГЛАВЛЕНИЕ**

	<i>Стр.</i>
<i>Глава I. Общие сведения</i> . . . . .	3
I. Конструкция самолета . . . . .	—
II. Геометрические данные самолета . . . . .	6
III. Основные данные двигателя АШ-82Т . . . . .	8
IV. Основные данные винта АВ-50 . . . . .	9
V. Эксплуатационные сведения . . . . .	—
<i>Глава II. Аэродинамические и летные данные самолета. Устойчивость и управляемость самолета</i> . . . . .	11
I. Аэродинамические данные . . . . .	—
II. Летные данные при полете с двумя работающими двигателями . . . . .	12
III. Летные данные при полете с одним работающим двигателем . . . . .	16
IV. Устойчивость и управляемость самолета . . . . .	18
<i>Глава III. Весовые данные и центровка самолета</i> . . . . .	23
I. Весовые данные . . . . .	—
II. Центровка самолета . . . . .	—
<i>Глава IV. Нивелирование самолета</i> . . . . .	38
<i>Приложение. Перечень готовых изделий, устанавливаемых на самолете Ил-14</i>	36

**SECRET**

NOFORN

25X1