

1561a

НИИ  ВВС  
Красной Армии  
3<sup>й</sup> ОТДЕЛ



# ОТЧЕТ

по результатам Испытаний немецкого  
трофейного с-па Ю-87-Д-3 тор  
с мотором ЮМО-2117-1 и винтом Юнкера  
Самолет № 2754

1943 г.



" УТВЕРЖДАЮ "

*Лаш*  
НАЧАЛЬНИК НИИ ВВС КРАСНОЙ  
АРМИИ  
ГЕНЕРАЛ-МАЙОР ИНЖЕНЕР ПРНО  
АВИАЦИОННОЙ СЛУЖБЫ  
/ ЛОСКИСВ /  
" 2 " августа 1943 г.

О Т Ч Е Т

ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ИСПЫТАНИЙ НЕМЕЦКОГО ТРОФЕЙНОГО САМОЛЕТА  
Ю-87 Д-3 Zgor С МОТОРОМ КМО-211 7-1 И ВИНТОМ ЮНКЕРС

/ Самолет № 2754 /

*ЦАВ. 1561а.*

Ответственные исполнители:

1. Ведущий инженер 3-го отдела  
НИИ ВВС Красной Армии  
инженер-капитан САМОЧЕТОВ М.В.
2. Ведущий летчик - летчик-испытатель  
3-го отдела НИИ ВВС Красной Армии  
подполковник ИДАНОВ В.И.

отп. 3 экз.  
22843ВВ.  
исп. Самочетов.

*№ 295*

*22/8/43*



О Г Л А В Л Е Н И Е

Часть I

	стр.
1. Цель испытаний.....	4
2. Объем испытаний.....	4
3. Результаты испытаний.....	11
А. Весовые данные и центровки.....	11
Б. Основные летные данные.....	13
В. Валетно-посадочные свойства.....	19
Г. Пикирование.....	21
Д. Маневренность.....	33
4. Летная оценка самолета.....	37
5. Донесения летчиков облета.....	40
6. Оценка задней кабины.....	42
7. Донесения участников облета о зад- ней кабине.....	45
8. Эксплуатационная оценка.....	47
9. Выводы.....	48
10. Заключение.....	54

Часть II

1. Весовые данные и расчеты центровок.....	59
2. Конструкция самолета.....	64
3. Бронирование.....	93
4. Винто-моторная группа.....	95
5. Вооружение.....	133
6. Спецоборудование.....	145
7. Дневник испытаний.....	167

Часть первая.



И. ЦЕЛЬ ИСПЫТАНИЙ

1. Определить летно-тактические данные самолета.
2. Определить характеристики пикирования.
3. Выявить особенности конструкции и эксплуатации самолета, вооружения, мотора, винто-моторной группы и оборудования.

II. ОБЪЕКТ ИСПЫТАНИЙ

Испытываемый трофейный самолет Ю-87 Д-3 *троп* № 2754 с мотором КМО-2117-1 и винтом Юнкерс является тропическим вариантом самолета Ю-87Д. Самолет выпущен фирмой Юнкерс в Германии в 1941 году.

Назначение самолета - пикирующий бомбардировщик и торпедоносец.

Экипаж самолета - два человека: летчик и стрелок-радист.

Конструкция - самолет по схеме представляет одномоторный цельно-металлический моноплан с низко-расположенным крылом и неубирающимися шасси.

Крыло свободнонесущее, трапецевидное в плане, образует обратную чашку с большими поперечными V. Крыло двухлонжеронное с гладкой работающей обшивкой, разъемное и состоит из трех частей. Вдоль задней кромки крыла расположены подвесные элероны и закрылки типа Юнкерс. При выпуске закрылков автоматически происходит зависание элеронов. Для ограничения скорости пикирования на нижней поверхности крыла имеются воздушные тормоза, связанные гидравлически с автоматом пикирования.

Фюзеляж - металлический, полумонокот, сваяного поперечного сечения, выполнен за одно целое с центропланом.

Хвостовое оперение - цельнометаллическое. Стабилизатор, с изменяемыми в полете установочными углами, подкреплен двумя подкосами.

Рули имеют весовую и аэродинамическую компенсацию. Аэродинамическая компенсация выполнена в виде триммеров-флетнеров, управляемых из кабины пилота. Триммер-флетнер руля высоты имеет, кроме того, связь с автоматом пикирования, управление которым связано с кнопкой сбрасывания бомб и гидросистемой тормозных решеток.

Управление - смешанное, выполнено из жестких трубочатых тяг и тросов.

Шасси - неубирающиеся. Колеса и стойки закрыты обтекателями. Амортизация шасси принципиально отличается от общепринятого типа. Поглощение работы при амортизации происходит за счет трения и деформации клиновидных стальных пружинных колец. Колеса типа полубаллон.

Тормоза колесодочные односторонние с гидравлическим управлением от ножных педалей. Хвостовое колесо свободно-ориентирующееся на 360° и стопорящееся из кабины пилота.

Гидравлическая система - работает от моторной помпы и осуществляет:

- а/ опускание и подъем закрылков и стабилизатора.
- б/ выпуск и подъем тормозных решеток.
- в/ отклонение триммера руля высоты для облегчения ввода самолета в пикирование.
- г/ открытие и закрытие заслонок водорадиаторов
- д/ включение и выключение воющих сирен.

Предусмотрено аварийное опускание закрылков и стабилизатора / одновременно / и открытие заслонок водорадиаторов. Аварийная система работает от ручной помпы.



НИИ  ВВС  
КРАСНОЙ АРМИИ



✓ Фото № 1. Вид спереди.



Фото № 2. Вид сзади.

НИИ  ВВС  
КРАСНОЙ АРМИИ



✓ Фото № 3. Вид 3/4 спереди.



Фото № 4. Вид 3/4 сзади.





✓ Фото № 5. Вид сбоку.

7530

Бронирование - броневую защиту имеют: летчик, стрелок-радист, водяные радиаторы, водопровод и частично, нижний маслобак и центропланые бензобаки.

Обзор - Обзор летчика прямо вперед удовлетворительный, по бокам хороший. Для облегчения выходы на цель в нижней передней части фюзеляжа между педалями ножного управления имеется люк, открываемый летчиком в полете. Задняя полусфера хорошо просматривается стрелком-радистом.

Винто-моторная группа. На самолете установлен V-образный, перевернутый, 12 цилиндровый мотор жидкостного охлаждения ИМО-211/-1, с непосредственным впрыском горячего и двухскоростным нагнетателем. Мотор имеет взлетный режим  $n = 2600$  об/мин и  $P_n = 1,45$  атм / 1065 мм рт.ст. / и номинальный 30-минутный режим:  $n = 2400$  об/мин  $P_n = 1,25$  атм / 920 мм рт.ст. / . Данных о мощности мотора нет.

Винт типа Кукерс, 3-х лопастной, деревянный, с гидравлическим изменением угла установки до 25°, по типу винтов Рампльтон-Гидроматик / на большой и на малый шаг до 25° и поворачиваются давлением масла / .

Бензиновая система общей емкостью 790 литров включает в себя 4 мягких бензиновых бака расположенных в крыле между дощерами. Возможна подвеска 2-х подвесных баков емкостью по 75 литров.

Масляная система общей емкостью 93 литра включает в себя 3 бака расположенных в фюзеляже впереди летчика. Протектирован только один нижний маслобак.

Для работы в тропических условиях в воздушный патрубок между нагнетателем и мотором включен воздушный радиатор, кроме того, для предохранения мотора от попадания пыли на рулевые и старте во всасывающем сопле поставлен фильтр, выключаемый и выключаемый из кабины пилота.

Стрелковое вооружение - два неподвижных крыльевых пулемета МГ-17 калибра 7,92 мм для стрельбы вперед с запасом патронов на каждый пулемет по 500 шт и сарка пулеметов МГ-81 калибра 7,92 мм на полугурели для обстрела верхней части задней полусферы с запасом патронов - около 1000 шт. Точных данных нет ввиду отсутствия на самолете патронных ящиков / .



Бомбардировочное вооружение - максимальная бомбовая нагрузка составляет 1800 кг. Для бомбометания с пикирования и с горизонтального полета на самолете установлены замки наружной подвески:

1/ один подфюзеляжный бомбодержатель для бомбы от 250 до 1800 кг и вилка, отводящая сброшенную при пикировании бомбу от площади ометаемой винтом,

2/ два подкрыльных бомбодержателя с 3 замками на каждом, позволяющие подвесить 2 бомбы по 50 кг. на крайние замки или одну бомбу 250 кг на средний.

Для бомбометания с пикирования, а также для стрельбы из крыльевых пулеметов у летчика установлен прицел Revt C/12L.

Оборудование.

А/ Приборы навигационно-пилотажные и контроля ВМГ установлены только в кабине пилота. Среди установленных приборов имеются новейшие образцы аппаратуры: дистанционный магнитный компас, электрогироскопический указатель поворота, радиополукомпас Вх-4 и расходомер.

Б/ Электрооборудование. Электросеть 24-х вольтовая, двухпроводная, полностью экранированная. Источником энергии служит генератор мощностью 2000 ватт, работающий параллельно с аккумуляторной батареей емкостью 7,5 амп. час.

В/ Средства связи: 1/ Прием-передающая радиостанция СУТ-VIII. 2/ Внутрисамолетное переговорное устройство типа TV-10.

Г/ Кислородное оборудование состоит из 2-х легочных автоматов и 6 двухлитровых фигурных баллонов.

Специальные устройства.

На амортизационных стойках шасси укреплены две воющие сирены пропеллерного типа. Управление сиренами электрогидравлическое и сосредоточено в кабине пилота.

III. РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ.

Самолет прибыл в НИИ ВВС Красной Армии для проведения испытаний 12 июня 1943 года.

Испытания самолета начаты 7 июля 1943 года и закончены 17 августа 1943 года.

Перерыв в испытаниях вследствие замены мотора с 9 июля 1943 года по 19 июля 1943 года.

За время испытаний произведено 35 полетов с общим налетом 21 час 55 минут.

А. ВЕСОВЫЕ ДАННЫЕ И ЦЕНТРОУКА.

№№ пп	Наименование вариантов	Вес в кг	Центровка в % САХ	Угол капотаж при торможении.	Примечание
1.	Пустой самолет	3794	18,1	24°40'	
2.	Полетный вес грузеного самолета	5240	23	27°45'	

Нагрузка грузеного самолета состоит из:

Экипажа 2 человека	180 кг	/уд.вес 0,735/
Гарючего	580 кг	
Масла	50 кг	
Стрелкового вооружения	38,5 "	
Боезапаса	54 "	
Бомбовой нагрузки...	500 "	
С"емного оборудования	43,5 "	

Всего: 1446 кг



ПРЕДЕЛЬНО-ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ЦЕНТРОВКИ.

Передняя, при полностью израсходованном боекомплекте, без бомб, при остатке 10% горючего и 30 кг масла	21,2% САХ
Капотажный угол с учетом торможения	26°30'
Задняя, при полной заправке горючим, 50 кг масла, полной боекомплект и бомбовой нагрузке 3x250 кг	23,7% САХ
Капотажный угол с учетом торможения	28°20'.

Б. ОСНОВНЫЕ ЛЕТНЫЕ ДАННЫЕ.

№№ пп	Наименование	Полетный вес 5240 кг	Примечание
1.	Максимальная горизонтальная скорость при работе мотора на номинальной мощности $n = 2400$ об/мин		
	а/ у земли	км/час 334	
	б/ на 1-й границе высоты 1400 м	км/час 351	
	в/ на 2-й границе высоты 4350 м	км/час 382	
2.	Время набора 5000 м	мин 18,5	
3.	Практический потолок	м 6500	
4.	Время набора практического потолка	мин 35,5	
5.	Время установившегося вирижа в сек. на высоте 1400 м $V_{пр.} = 232$ км/ч	28,2	Без бомбовой нагрузки.
6.	Набор высоты за боевой разворот с начальной высотой 1170 м	180	" - "
7.	Длина разбега самолета с выпущенными закрылками при $n = 2600$ об/мин и $R_{в} = 1065$ м рт ст	405	
8.	Длина пробега самолета с выпущенными закрылками и пользование тормозами	м 425	Посадочный вес 4740 кг



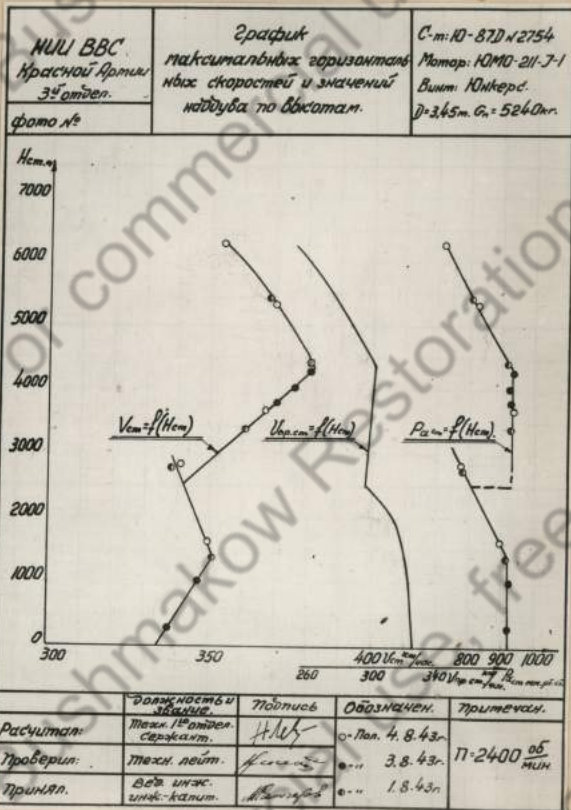


Фото № 6. График максимальных скоростей и P<sub>с</sub> по высотам.

ТАБЛИЦА  
МАКСИМАЛЬНЫХ СКОРОСТЕЙ И P<sub>с</sub> ПО ВЫСОТАМ.

Полетный вес 5240 кг.  
Число оборотов 2400 об/мин.

Высота H м	Скорость V ст ки/час	Скорость V пр ки/час	Наддув P <sub>с</sub> ст мм рт ст	Примечание
0	334	326	920	
1000	347	323	920	
1400	351	321	920	
2000	346	313	920	I тран.высотности
3000	352	297	930	
4000	375	300	930	
4350	382	302	930	
5000	374	287	855	2 тран.высотности
6000	360	261	750	

- ПРИМЕЧАНИЕ: 1/ Максимальные скорости измерялись при заслонках водорадиетров открытых по потоку и заслонках маслодиатора открытых полностью, при наружной подвеске одной бомбы в 500 кг под фюзеляжем и оружию в походном положении.  
2/ Максимальные скорости у новых самолетов этого типа будут несколько выше, так как поверхность испытанного самолета имеет вмятины и значительные повреждения окраски.



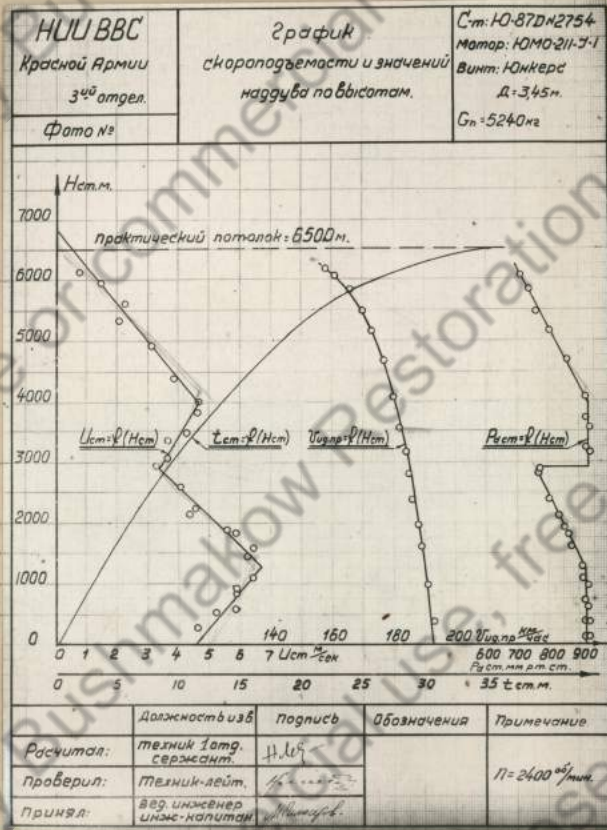


Фото № 7. График скороподъема, времени набора высоты, скорости по прибору и Pa при наборе.

ТАБЛИЦА

СКОРОПОДЪЕМА, ВРЕМЕНИ НАБОРА ВЫСОТЫ, СКОРОСТИ ПО ПРИБОРУ и Pa по ВЫСОТАМ.

Полетный вес 5240 кг  
Число оборотов 2400 об/мин.

Высота H м	Вертикал. скорость П ст м/сек.	Время Т ст мин	Скорость набора V пр. км/час	Наддув Pa мм рт ст	Примечание
0	0	0	193	920	
1000	4	0,30	191	920	1 гран. высоты.
2000	4	0,75	190	920	
3000	4	1,15	188	945	
4000	4	1,55	185	980	2 гран. высоты.
5000	4	1,95	180,5	1030	
6000	4	2,35	180	1025	
6500	4	2,55	174	1020	Практический потолок.
			162	720	

ПРИМЕЧАНИЕ: 1. Скороподъёмность измерялась при полностью открытых заслонках водородных и полностью открытых жалюзи масляного радиатора, при наружной подвеске одной бомбы в 500 кг под фюзеляжем и оружия в походном положении.



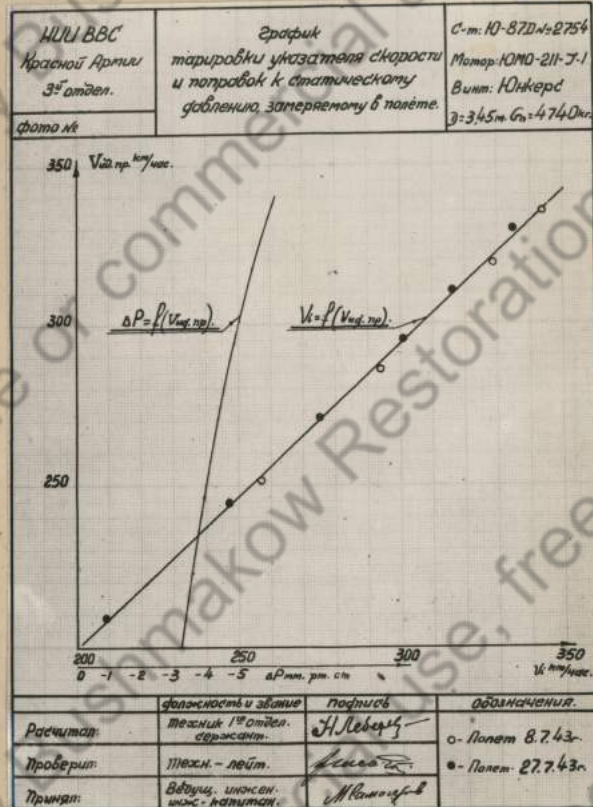


Фото № 8. График тарировки указателя скорости и поправок к статическому давлению, замеряемому в полете.

## В. ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ СВОЙСТВА.

## ВЗЛЕТНЫЕ СВОЙСТВА

№ пп	Положен. щитков град.	Поле-т. вес кг	Оборо-ты мото-ра об/м.	Давлен. Рт. ст.	Длина раз-бега м	Время раз-бега сек	Скорость отрыва км/час	Длина взлета. дистанц. до набора Н=25 м.
1.	22	5240	2600	1065	405	17,2	155	970
2.	22	5240	2400	920	445	18,0	147	1090

## ПОСАДОЧНЫЕ СВОЙСТВА

№ пп	Положен. щитков град.	Примен. тормоз.	Посад. вес кг	Длина про-бега м	Время про-бега сек	Посадочн. скорость км/час	Длина поса-дочной ди-станции м.
1	38	с торн.	4740	425	22,4	128	855

ПРИМЕЧАНИЕ: 1. Взлеты производились с бетонированной дорожки, посадки - на травянистый грунт.  
2. Данные приведены к условиям:  $P_0 = 760$  мм рт. ст.,  $H=0$  и температура окружающего воздуха  $= + 15^{\circ}\text{C}$ ,  $W=0$ .



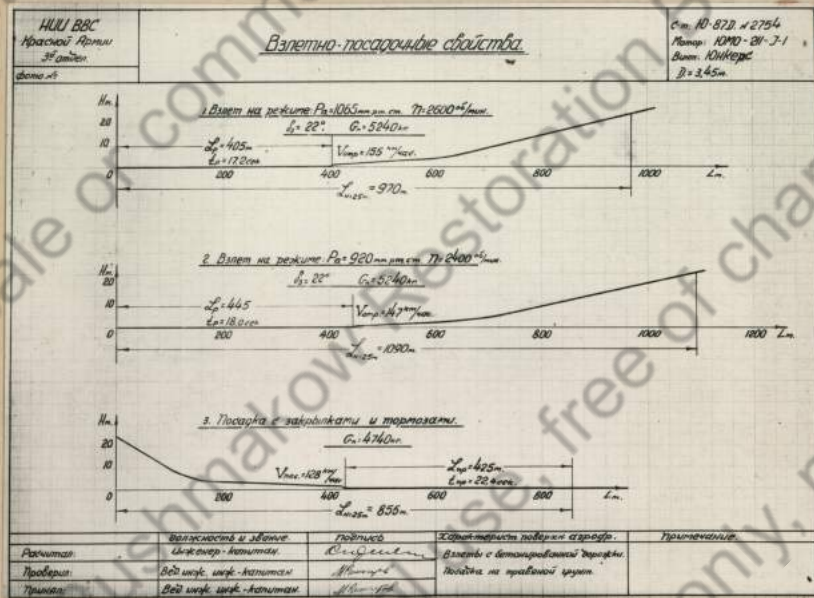


Фото № 9. Диаграмма взлетно-посадочных свойств.



Г. ПИКИРОВАНИЕ.

Характеристики пикирования определялись как с убранными так и с выпущенными тормозными решетками.

В обоих случаях ввод в пикирование и пикирование производились с убранными газом. Полетный вес самолета был равен 4740 кг.

Начальная скорость ввода при всех пикированиях была равна 190 км/час по прибору, что соответствует вводе истинной скорости ввода 240-245 км/час.

Высота ввода была равна в среднем 4600 м. Перегрузки при вводе зависели от угла пикирования и изменялись от -0,1 / для угла пикирования 40° до -0,7 / для угла пикирования 70°.

Скорости начала вывода из пикирования колебались в пределах от 450 до 500 км/час по прибору. х/ Перегрузка при выводе изменялась от 2,7 / для угла пикирования 40° до 3,5 / для угла пикирования 70°.

Общая потеря высоты / от ввода до выхода в горизонтальный полет, при истинной скорости начала вывода из пикирования 540 км/час, равна 1900-2140 метров / при пикировании без тормозных решеток и 2205-2290 / при пикировании с тормозными решетками. / Цифры 1900 и 2205 относятся к углу 40°, цифры 2140 и 2290 к углу 70°.

Продолжительность нахождения на прямолинейном участке сильно зависит от угла пикирования и уберики или выпуска тормозных решеток.

При пикировании с убранными тормозными решетками для угла  $\lambda = 40^\circ$  продолжительность прямолинейного пикирования равна 16, а для угла  $\lambda = 70^\circ$  - 7 сек.

При пикировании же с выпущенными тормозными решетками продолжительность прямолинейного пикирования увеличивается до 21,6 сек / для  $\lambda = 40^\circ$  и 9,4 сек / для  $\lambda = 70^\circ$ .

х/ При построении характеристик пикирования характеристики вывода из пикирования были пересчитаны на истинную начальную скорость вывода 540 км/час.



Пикирует самолет устойчиво. Тенденций к затягиванию в пикирование или к рысканию нет.

Самолет И-87 является хорошим одномоторным пикирующим бомбардировщиком. Хорошие пикирующие качества в значительной мере объясняются сравнительно малой удельной нагрузкой на крыло / 150 кг/м<sup>2</sup>/. Благодаря этому велика начальная скорость ввода в пикирование / всего 190 км/час по прибору/. Поэтому же, а также из-за большого значения  $C_x$  относительно невелик параметр  $\sqrt{\frac{2GS \sin \alpha}{C_x \rho S}}$  определяющий наряду с начальной скоростью ввода продолжительность пикирования.

Так например, для угла  $\alpha = 70^\circ$  параметр  $\sqrt{\frac{2GS \sin \alpha}{C_x \rho S}}$  при пикировании с убранными тормозными решетками равен 240-250 м/сек., а с выпущенными тормозными решетками 210-215 м/сек.

*В. Булинский*  
Инженер

*Удельная нагрузка на крыло самолета И-87 не мала, она объясняется тем, что самолет имеет относительно большую массу. Однако, эти самолеты обладают отличными пикирующими качествами, что объясняется тем, что удельная нагрузка на крыло не является определяющим фактором при пикировании.*

ВЕДУЩИЙ ИНЖЕНЕР 3 ОТДЕЛА НИИ ВВС  
КРАСНОЙ АРМИИ  
ИНЖЕНЕР-КАПИТАН /БУЛИНСКИЙ/

*Булинский*

ТАБЛИЦА ХАРАКТЕРИСТИКИ ПИКИРОВАНИЯ

/ С п = 4740 кг, газ убран /

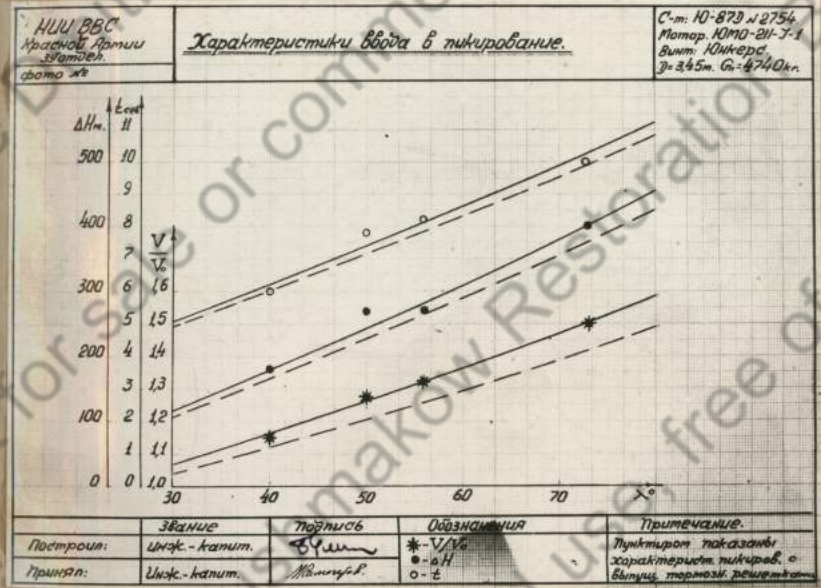
Угол пикирования /град/	Тормозные решетки убраны					Тормозные решетки выпущены				
	40	50	60	70	70	40	50	60	70	70
Начальная высота м	4600	4600	4600	4600	4600	4600	4600	4600	4600	4600
Началь. приборная скорость км/час	190	190	190	190	190	190	190	190	190	190
Индикаторная высота м	240	240	240	240	240	240	240	240	240	240
Относительное увеличение скорости за ввод %	16	26	36	47	47	12	20	28	39	39
Потеря высоты м	180	240	310	380	380	160	220	290	350	350
Время сек	6,2	7,4	8,6	9,9	9,9	6,0	7,1	8,3	9,5	9,5
Наименьшие перегрузки	-0,1	-0,2	-0,4	-0,7	-0,7	-0,1	-0,2	-0,4	-0,7	-0,7
Начальн. приборная скорость км/час	221	239	258	278	278	214	229	246	265	265
Индикаторная высота м	278	242	262	284	284	215	231	249	270	270
Потеря высоты м	1260	1180	1000	900	900	1600	1430	1280	1130	1130
Время сек	16,2	12,2	9,3	7,1	7,1	21,6	15,8	12,1	9,4	9,4
Начальн. приборная скорость км/час	445	443	442	441	441	432	450	448	446	446
Индикаторная высота м	461	459	458	457	457	469	467	464	462	462

Прямой индикатор

Резка



Число испытаний	540	540	540	540	540	540	540	540	540
Скорость км/час	540	540	540	540	540	540	540	540	540
Потеря высоты м	460	580	710	860	1000	1140	1280	1420	1560
Время сек	10,4	11,4	12,5	13,6	14,7	15,8	16,9	18,0	19,1
Число выстрелов	2,7	2,9	3,2	3,5	3,7	4,0	4,3	4,6	4,9
Общая потеря высоты м	1900	1940	2020	2140	2205	2240	2280	2320	2390
Общая продолжительность сек	32,8	31,0	30,4	30,6	31,6	32,2	32,7	33,2	33,7



Фотометр № 11. Характеристики ввода в пикирование.



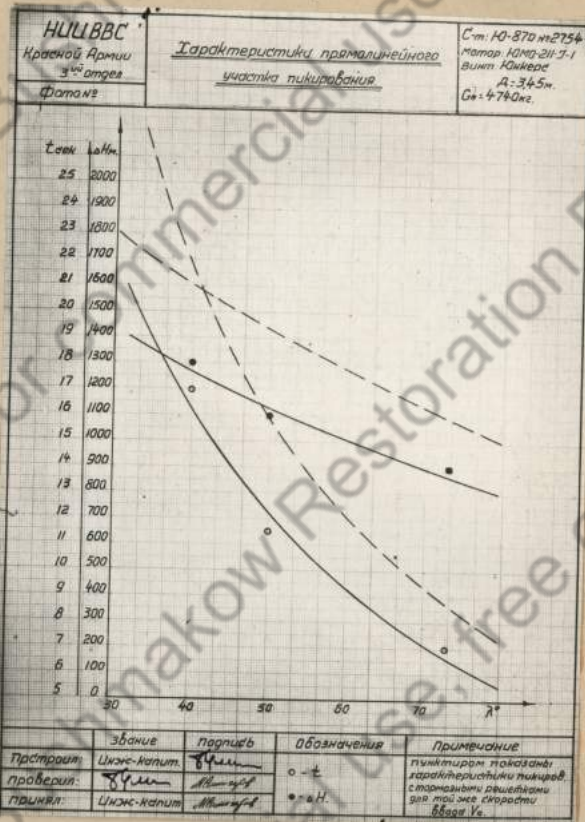


Фото № 12. Характеристики прямолинейного участка пикирования.

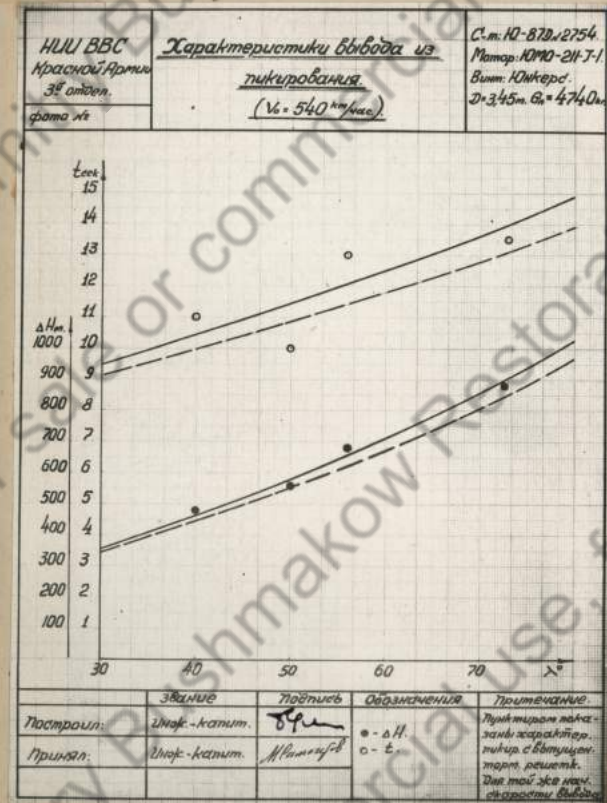


Фото № 13. Характеристики вывода из пикирования.

Примечание: Перегрузки в зависимости от угла пикирования даны в сводной таблице характеристик пикирования.



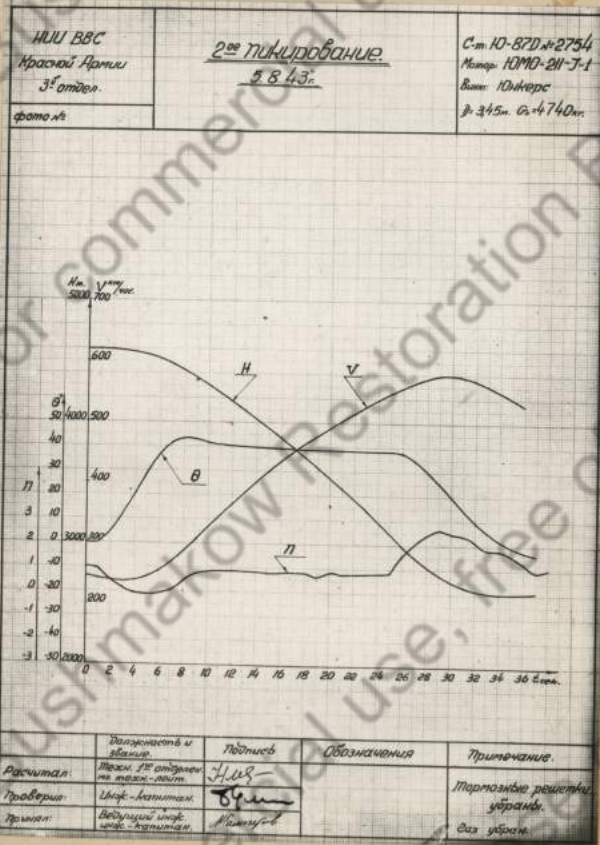


Фото № 14. Второе пикирование.

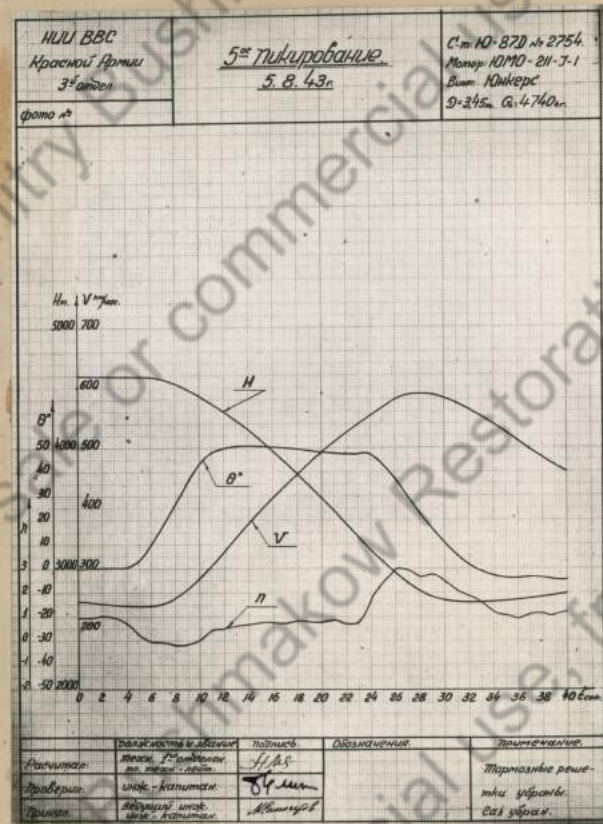


Фото № 15. 5-е пикирование



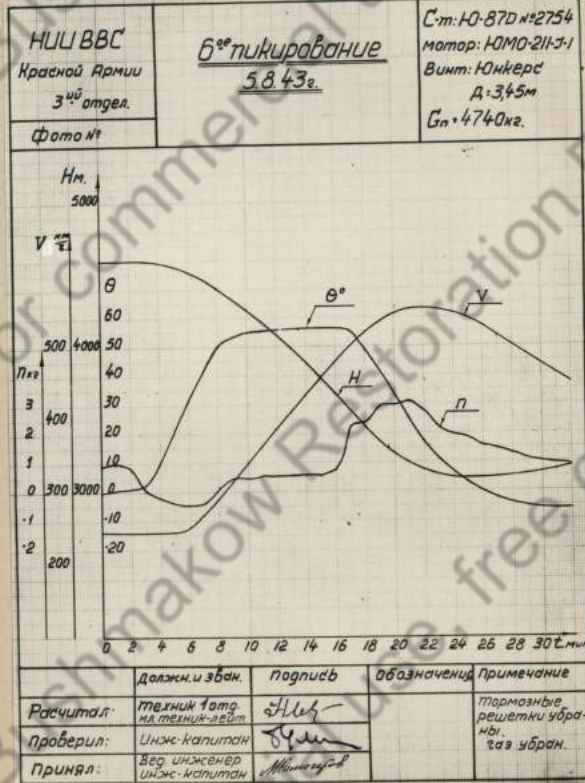


Фото № 16. 6-е пикирование.

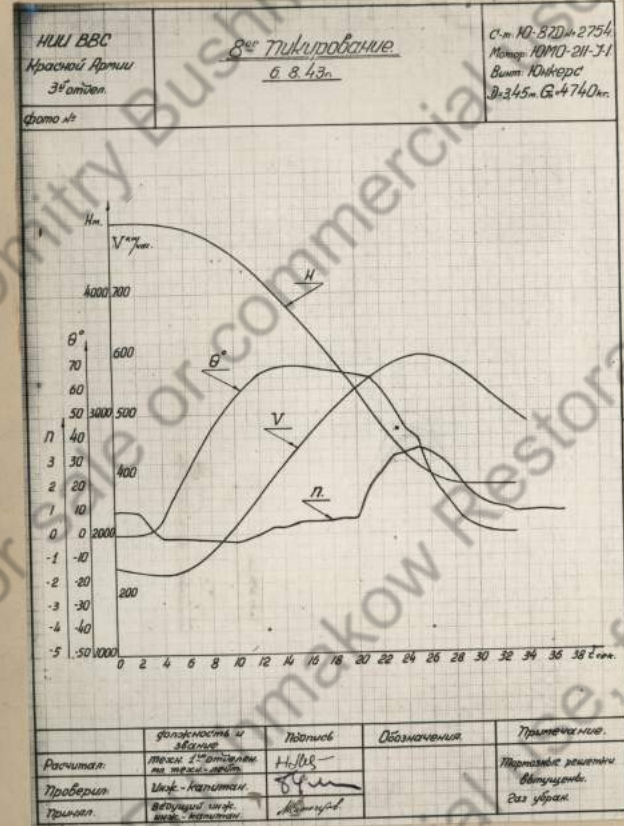


Фото № 17. 8-е пикирование.



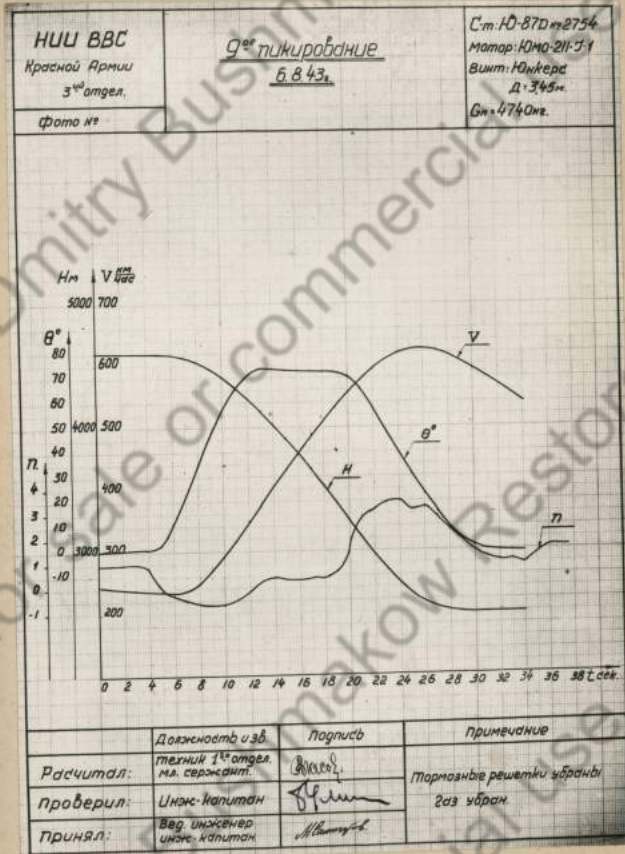


Фото № 18. 9-е пикирование.

И. М. А. Н. Е. В. Р. Е. Н. Н. О. Т. Ь

ХАРАКТЕРИСТИКИ С РЕЖИМУ УСТАНОВИЛИСЯ ВЫРАЖЕНЫ ПО ЗАПИСИ САМОЛЕТА "ИС".

Наименование ви режа	V пр. км/час	V <sub>к</sub> км/час	V <sub>ист.</sub> км/час	H/м.	α°	R м	t сек.
Левый	238	240	265	1375	60°47'	320	22,9
Правый	233	236	258	1375	59°14'	315	31,2
Левый	234	237	259	1310	62°41'	275	25,9
Правый	258	262	287	1335	59°44'	380	33,7
Левый	232	224	242	1445	60°00'	265	28,8
Правый	258	262	287	1435	57°11'	420	33,0
Левый	238	205	233	1445	42°33'	900	70,4
Правый	280	286	311	1335	52°09'	590	43,0
Левый	233	236	258	1375	60°00'	305	30,0
Наивыгоднейш. ви реж	232	235	257	1400	61°00'	290	28,2

ПРИМЕЧАНИЕ: Испытание производилось без бомбовой нагрузки при полете на высоте 4740 кг и на номинальной мощности мотора: П = 2400 об/мин. Р<sub>в</sub> = 920 мм рт.ст.



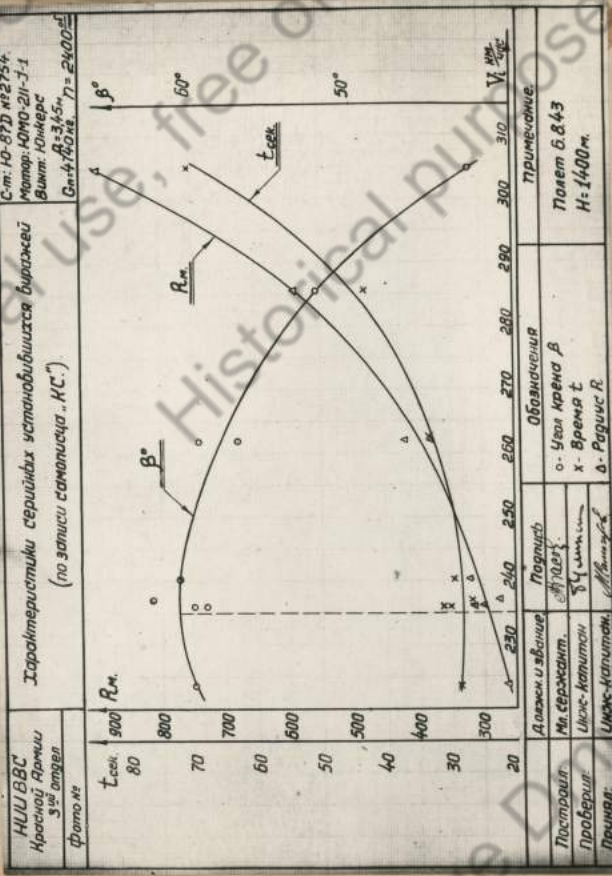


Фото № 1.0. Характеристика серийных установившихся вращений.

ВОЗДУШНО-КОЧЕВНЫЕ

Направление полета	Начальная скорость		Начальное время	Кочевная высота	Начальное время	Время сек.
	км/ч	км/ч				
Левый	298,5	328	1180	215,5	236	180
Правый	294	322,5	1170	210	239	165
Левый	298,5	328	1170	218,5	240	165
Правый	295	323,5	1170	213	234	180

ПРИМЕЧАНИЕ: Испытания проводились без бомбовой нагрузки при полетном весе 4740 кг и не номинальной мощности мотора П = 2400 об/мин. Рв = 920 мм. рт.ст.



### ЛЕТНАЯ ОЦЕНКА САМОЛЕТА.

#### КАБИНА ЛЕТЧИКА.

Кабина летчика удобная. Расположение в ней рычагов и секторов управления самолетом и мотором, размещение пилотажно-навигационных приборов, приборов контроля ВМГ и другого оборудования удобное. Эксплуатации сложност и не представляет.

Связь экипажа осуществлена посредством СПУ, а также имеется возможность ограниченной зрительной связи. Пользоваться последней летчику неудобно, так как необходимо поворачиваться назад и заглядывать за бронестенку. СПУ в полете работает удовлетворительно. Связь летчика с землей в радиусе 50 км работает хорошо, а при большем удалении работает слабо.

Обзор из кабины, как на земле так и в воздухе вперед и в стороны вполне удовлетворительный, назад - плохой.

#### РУЛЕНИЕ.

Самолет рулит при 700-1000 об/мин в зависимости от тринга. На рулежке самолет устойчив. Маневренность на земле с применением тормозов хорошая. Без тормозов рулить нельзя.

Тормоза работают хорошо и при исправных тормозах можно рулить под любыми углами и направлению ветра.

Пользоваться тормозными педалями неудобно так как при существующей их конструкции быстро утомляются ноги.

#### ВЗЛЕТ.

При взлете самолет имеет тенденцию к развороту влево, особенно при ранней подтяжке хвоста. Ноги для удержания самолета от разворота вполне хватает.

Для сокращения разбега необходимо выпускать закрылки до взлетного положения, "старт".

Самолет легко поднимает хвост и благодаря хорошей амортизации шасси плавно отрывается от земли.



При нормальном полетном весе самолет отрывается на скорости  $V_{пр.} = 145-155$  км/час. Без пользования закрылками самолет взлетает устойчиво, но при заметном увеличении разбега и взлетной дистанции.

НАБОР ВЫСОТЫ.

На наборе высоты самолет устойчив и хорошо управляем. Наиболее выгодная скорость набора высоты у земли в зависимости от полетного веса равна  $V_{пр.} = 170-180$  км/час / при  $n = 2400$  об/мин и  $P_{в} = 1,25$  атм /  $920$  мм рт.ст./.

ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ.

Производится на скоростях от  $170$  км/час до  $V_{макс.}$  возникающие на рулях полностью снимаются триммерами. На всем диапазоне скоростей самолет устойчив и хорошо управляем. В поперечном отношении самолет имеет достаточный запас устойчивости, а в продольном отношении запас устойчивости мал и устойчивость близка к нейтральной.

МАНЕВРНОСТЬ.

Самолет хорошо виражит на скоростях от  $200$  км/час и до  $V_{макс.}$  При крене до  $45^\circ$  самолет виражит устойчиво, а при увеличении крена самолет в продольном отношении становится менее устойчивым. Нагрузки на рулях незначительные.

ПИКИРОВАНИЕ.

Пикирование возможно производить как с тормозными решетками и автоматом пикирования, так и без них. Пикирование без тормозных решеток никаких особенностей не имеет. На пикировании самолет устойчив и послушен рулям. Пикирование с тормозными решетками и автоматом имеет некоторые отличия.

Выпуск тормозных решеток сопровождается срабатыванием триммера на ввод, что вызывает рывок самолета, после которого самолет успокаивается, имея тенденцию войти в пикирование. Ввод в пикирование при этом происходит несколько быстрее, а нарастание скорости в процессе ввода и на прямой участке происходит медленнее.

Вывод из пикирования производится автоматом при нажатии на кнопку бомбосбрасывателя довольно энергично, при перегрузках от  $3$  до  $4g$ , в зависимости от скорости.

Пикирует самолет устойчиво, скорость нарастает медленно, благодаря чему времени нахождения на прямой участке вполне достаточно для точного прицеливания. На пикировании самолет позволяет делать небольшие довороты на цель.

Автомат работает хорошо, а наличие контактного высотомера, связанного с сиреной, позволяет довольно точно на заданной высоте произвести сброс бомб и выход из пикирования.

Обзор для наводки на цель при пикировании недостаточный. Наводку и просмотр цели несколько облегчает (при углах пикирования от  $45$  до  $55^\circ$ ) окно в полу кабины летчика.

При других углах пикирования для лучшего просмотра цели, удобнее подходить к цели под углом и сваливать самолет в пикирование с разворота.

Ввод в пикирование выгоднее производить на скоростях не более  $170-200$  км/час по прибору. Максимально-допустимая скорость пикирования, равная  $600$  км/ч по прибору, допускалась и при испытаниях.

ПЛАНИРОВАНИЕ.

На планировании самолет устойчив. Глиссада планирования пологая. При полностью выпущенных закрылках на посадку, в зависимости от веса, следует планировать при  $V_{пр} = 150-160$  км/час.

ПОСАДКА.

Расчет и производство посадки на самолете простые. Самолет на выравнивании устойчив и легко садится на три точки. На пробеге тенденция к разворотам и капотированию при торможении самолет не имеет. Пробег продолжительный, так как непрерывное пользование тормозами невозможно, ввиду быстрого перегрева последних.

ВЕДУЩИЙ ЛЕТЧИК - ЛЕТЧИК ИСПЫТАТЕЛЬ  
3 ОТДЕЛА НИИ ВВС КР. АРМИИ - ПОДСОЛКОВНИК  
(ЕЛАНОВ).



- ДОНЕСЕНИЯ ЛЕТЧИКОВ ОБЛЕТА -

Самолет прост в пилотировании. Устойчив по всем троясям. Очень устойчив на пикировании. Особенно приятно пикирование с выпущенными решетками, скорость нарастает медленно. Имеются все условия для точного прицеливания. Сбрасывание бомб удобное. Момент сбрасывания очень четко обозначается автоматическим триммером, но в то же время никакого заметного влияния его на дальнейший вывод нет.

Размещение оборудования удобно, связь действует хорошо и с землей и внутри самолета. Слышимость удовлетворительная.

Особое внимание обращает на себя управляемость. Самолет легко ходит за ручкой. Обзор из кабины летчика хороший.

Большую помощь при бомбометании оказывает расположенное в полу окно.

Взлет и посадка просты. Винтомоторная группа в полете работала хорошо.

Общее впечатление от самолета хорошее.

ЛЕТЧИК ИСПЫТАТЕЛЬ НИИ ВВС  
КРАСНОЙ АРМИИ

ПОЛКОВНИК *А. Кабанов* (КАБАНОВ).

"21" августа 1943 года.

Кабина загромождена, но достаточно удобна. Смотровой лык между педалями ногного управления помогает наводить самолет на цель с прямого полета.

Самолет устойчив и хорошо управляем. Управление простое, техника пилотирования несложная. Исключительно хорошо ведет себя самолет на пикировании, как без тормозных решеток, так и с тормозами.

Автомат выводе работает хорошо. Сирена, предупреждающая о выводе из пикирования в зависимости от высоты, четко сообразна.

ЛЕТЧИК ИСПЫТАТЕЛЬ ОТДЕЛА НИИ ВВС

КРАСНОЙ АРМИИ  
ПОЛКОВНИК (СТЕПАНОВСКИЙ).

"21" августа 1943 года.

Кабина самолета свободная. Расположение агрегатов и приборов компактное, пользоваться в полете ими удобно. Обзор хороший.

На рудежке самолет устойчив, тормоза работают хорошо. На взлете имеется незначительная тенденция к левому развороту. Выражен самолет устойчиво, управление на виражах легкое и приятное.

Пикирует самолет устойчиво как с тормозными решетками, так и без них. Ввод и вывод из пикирования прост, нагрузки на рули небольшие. При выпуске тормозных решеток происходит резкий толчок, что производит неприятное впечатление на летчика.

Путевая и поперечная устойчивость хорошие, продольная устойчивость близка к нейтральной.

Посадка проста, тенденции к разворотам не наблюдается. По управляемости и устойчивости самолет Д-87Д хороший, летать и пикировать на нем приятно. Самолет доступен летчикам средней квалификации.

Связь на самолете между членами экипажа и с землей работает хорошо, пользоваться ей удобно.

ЛЕТЧИК ИСПЫТАТЕЛЬ 3 ОТДЕЛА  
НИИ ВВС КРАСНОЙ АРМИИ

ПОДПОЛКОВНИК

(АШИТКОВ). *А. Ашитков*

"21" августа 1943 года.



- ОЦЕНКА ЗАДНЕЙ КАБИНЫ -

Задняя кабина расположена непосредственно за сиденьем стрелка и предназначена для стрелка-радиста.

Стрелок-радист может занимать два положения:

- а) лицом к хвосту - основное положение, с которого он производит наблюдение за воздухом, ведет огонь из пулеметов и поддерживает радиосвязь с землей телеграфом;
- б) лицом к мотору - в этом положении стрелок-радист производит настройку радиостанции.

ОБЗОР из кабины, при отсутствии броневых плит на стенках фонаря, обеспечивает хорошее наблюдение за воздухом в верхней части задней полусферы. В этой части полусферы имеются только два небольших мертвых сектора обзора, образуемых килем самолета и бронированным колпачком вверху экрана пулеметной установки.

Наблюдение за воздухом в нижней части задней полусферы осуществляется труднее, так как мертвые конуса обзора в этой части полусферы, образуемые фюзеляжем и стабилизатором, большие. Мертвый конус обзора через боковые стекла фонаря сведен до минимума, за счет очень небольшого наклона этих стекол.

При неподвижном положении туловища и головы в центре кабины мертвый конус обзора в стороны вниз = 60° (по 30° вправо и влево). При использовании наклона туловища и головы этот конус уменьшается до 25-30° (по 12-15° вправо и влево).

При наличии броневых плит на задних боковых стеклах фонаря, наблюдение за воздухом в задней полусфере при работе с пулеметом затруднительно, так как эти плиты значительно ограничивают обзор в стороны и вниз. Ухудшение обзора частично может быть компенсировано за счет отклонения туловища и головы, но это затрудняет ведение огня.

Стрелок радист может вести наблюдение за воздухом и в этой полусфере: в стороны - вперед, вверх и вниз.

**СИДЕНЬЕ** - поворотное, стонорящееся в переднем и заднем положении, удобное для выполнения работ в основном положении (лицом к хвосту) и при настройке радиостанции.

**СВЯЗЬ С ЛЕТЧИКОМ** осуществляется в основном через самолетное переговорное устройство (СПУ) достаточно надежно. Кроме того, стрелок радист может передать летчику записку и обясниться знаками.

**ПУЛЕМЕТНАЯ УСТАНОВКА.**

Для защиты самолета сзади (в основном, верхней части задней полусферы) в кабине стрелка-радиста установлена спарка пулеметов МГ-81 калибра 7,62 мм на полуподвижной экранированной установке (полукольцо турели).

Углы обстрела:

по горизонту ± 60°;

по вертикали вверх 70°;  
вниз с борта 8°;

Самолет прибыл на испытания с неисправной установкой, вследствие чего не было возможности дать полную оценку установки.

*Из конструкции и компоновки пулеметной установки не следует выводить окончательных выводов.*

Снизу сзади хвост самолета не защищен совершенно.

**БРОНИРОВАНИЕ КАБИНЫ.**

В кабине стрелка-радиста задняя стенка и пол задней части кабины сделаны из стальных броневых плит толщиной 8 и 5 мм. Кроме того, имеются еще две броневых плиты на задних боковых стеклах фонаря и небольшой броневой колпачок на экране пулеметной установки. Броня обеспечивает минимальную защиту от пуль калибра 7,62 мм. Наличие брони на фонаре и экране пулеметной установки сильно ухудшает обзор.

**Ф О Н А Р Ь.** Кабина стрелка-радиста закрыта фонарем, служащим продолжением фонаря кабины летчика и состоящим из передней неподвижной части и задней подвижной части. Для влезания в кабину задняя часть фонаря отодвигается назад вместе с пулеметной установкой.

При необходимости покинуть самолет в воздухе, заднюю часть фонаря можно сбросить вместе с пулеметной установкой.

Залезать в кабину и покидать самолет в воздухе после сбрасывания фонаря удобно. Замок подвижной части фонаря удобный и надежный.



**ОБОРУДОВАНИЕ КАБИНЫ СТРЕЛКА-РАДИСТА.**

В кабине находится: приемник, передатчик, самолетное переговорное устройство (СПУ), кислородный аппарат легочного типа, ключ радиостанции, переключатель рода работы и регулятор громкости.

Ключ радиостанции и кислородный прибор расположены из расчета работы с ними с основного положения (лицом к хвосту).

Все приборы расположены удобно.

**В В О Д Н.**

1. Размеры кабины стрелка-радиста, размещение и об"ем оборудования, размещение пулеметной установки обеспечивают выполнение стрелком-радистом всех задач, лежащих на нем.

2. Защита хвоста совершенно недостаточная по калибру пулеметов, об"ему и качеству брони и возможностям наблюдения за воздухом при работе с пулеметами, что еще усугубляется отсутствием нижней (люковой) пулеметной установки.

3. Нижняя вертикальная броневая плита усиливает защиту летчика от поражений сзади по горизонту.

ШТУРМАН-ИСПЫТАТЕЛЬ  
3-го ОТДЕЛА НИИ ВВС КРАСНОЙ АРМИИ  
ПОДПОЛКОВНИК (ЦВЕТКОВ).

" 30 " августа 1943 года.

**ДОНЕСЕНИЯ УЧАСТНИКОВ ОБЛЕТА О ЗАДНЕЙ КАБИНЕ.**

Кабина свободная, работать в ней удобно. Наблюдение за воздухом и землей возможно. Связь с летчиком надежная.

Стрелковая защита самолета слабая. Полутурельная установка со спаркой пулеметов МГ-81 обеспечить самолет от атак современных истребителей не в состоянии. Сама установка интереса не представляет.

Во время маневрирования, ввода и вывода из пикирования стрелок особых перегрузок не испытывает.

На посадке и при рулежке с открытым фонарем летчика в заднюю кабину попадают выхлопные газы, ухудшающие условия работы стрелка.

ШТУРМАН-ИСПЫТАТЕЛЬ 3 ОТДЕЛА  
НИИ ВВС КР. АРМИИ  
ПОДПОЛКОВНИК *Перевалов* (ПЕРЕВАЛОВ).

" 25 " августа 1943 года.

Задняя кабина на самолете Д-37 Д-3 для самолетовождения не приспособлена, а является кабиной стрелка-радиста.

Обзор из кабины в стороны и назад хороший, вперед обзору мешает мотор, но между мотором и плоскостями местность хорошо просматривается.

По габаритам кабина позволяет свободно работать стрелку-радисту по связи, а также вести огонь со стрелковой установки.

Доступ к радиостанции и другим приборам свободный. Переговорное устройство - СПУ работает хорошо, слышимость и разборчивость речи хорошая.

Дополнением этой связи с летчиком может служить зрительная связь по сторонам от сиденья летчика.

Конструкция поворачивающегося сиденья очень удобна.

Углы обстрела с задней стрелковой установки недостаточны и основным уязвимым местом на самолете является хвост.

Атака с хвоста в пределах 20-30° в стороны от продольной оси самолета, 10-15° сверху, а снизу без ограничения - совершенно безопасна - эта часть сферы не простреливается.



Крышка экрана турели сделана металлической, что мешает наблюдению за самолетами, а также точности прицеливания по самолетам, атакующим сверху.

Бронирование в задней кабине недостаточное. Стрелок-радист уязвим от пуль любых калибров при атаках сверху.

ШТУРМАН ИСПЫТАТЕЛЬ 3 ОТДЕЛА  
НИИ ВВС КРАСНОЙ АРМИИ

СТ. ЛЕЙТЕНАНТ (РОМАШКО).

" 25 " августа 1943 года.

Кабина свободная. Имеет удобное сиденье. Размещенное в ней оборудование не стесняет работу. Остекление кабины выполнено удачно и обеспечивает достаточный обзор для ведения общей и детальной ориентировки. Отсутствие указателя скорости и высотомера затрудняет работу стрелка-радиста, так как лишает его представления о полете.

Связь с летчиком осуществляется через СПУ. Слышимость хорошая. Задуваний в кабину нет. Отработанные газы попадают только при рулежке на землю. Посадка в кабину и аварийное покидание ее удобны.

ШТУРМАН ИСПЫТАТЕЛЬ 3 ОТДЕЛА  
НИИ ВВС КР. АРМИИ

КАПИТАН (ЛИТВИНЧУК).

" 24 " августа 1943 года.

- ЭКСПЛУАТАЦИОННАЯ ОЦЕНКА -

Самолет в эксплуатации прост.

Дефекты, замеченные в эксплуатации.

А. ПО МОТОРУ.

1. Неудобен подход к внутренним свечам (замена связана со с<sup>м</sup>емкой агрегата Н.В.).

2. Замена мотора требует перестановки со старого мотора части агрегатов (при отсутствии запасных).

3. Замечено проворачивание лопастей во втулке вилта.

4. Неудобна замена уплотнительных муфт на воздухопроводе в месте стыка с воздушным радиатором - радиатор необходимо снимать. С<sup>м</sup>емку и установку производить осторожно и без перекосов, так как на воздушном патрубке стоят уплотнительные поршневые кольца.

5. При перезаливке мотора перед запуском происходит воспламенение смеси в воздушном патрубке.

Б. ПО САМОЛЕТУ.

1. Лопаются болты крепления рамы воздушного и масляного радиаторов. Лопаются и разрабатываются уши крепления воздушного и масляного радиаторов к каркасу радиаторов.

2. При замене тормозных колодок, особенно не регулирующихся, необходима тщательная подгонка их к поверхности тормозного барабана.

3. Сильно разрабатывается направляющая муфта амортизационной стойки хвостового колеса.

СТ. БОРТТЕХНИК ИСПЫТАТЕЛЬ 3 ОТДЕЛА  
НИИ ВВС КРАСНОЙ АРМИИ  
СТ. ТЕХНИК-ЛЕЙТЕНАНТ (КОЗЛОВ).

" 25 " августа 1943 года.



- В В О Д Н -

I. ПО ЛЕТНЫМ ДАННЫМ.

1. Максимальные скорости горизонтального полета немецкого пикирующего бомбардировщика D-87 Д-3 значительно уступают современным самолетам и составляют:

у земли -	334 км/час;
на 1-ой гр. высоты	351 км/час;
на 2-ой гр. высоты	382 км/час;

2. По скорости набора и потолку самолет стоит ниже современных самолетов.

Время набора 5000 м -	18,5 мин;
Практический потолок -	6500 м;

3. Низкие летные данные объясняются наличием больших вредных сопротивлений у самолета:

- а) необтекаемое шасси;
- б) подвесные закрылки и элероны;
- в) воющие сирены и тормозные решетки, удаленные от плоскости;
- г) подкосы стабилизатора, подножки и внешние балансиры и тяги к элеронам и закрылкам.

4. Длина разбега на взлетном режиме составляет

Длина пробега со щитками и тормозами -	405 м.
	425 м.

5. Пикирует самолет устойчиво. Тенденций к затягиванию в пикирование или рысканию нет. Скорость на пикировании нарастает медленно. Хорошие пикирующие качества объясняются малой удельной нагрузкой на крыло и большим сопротивлением самолета.

Время нахождения на прямолинейном участке при угле пикирования 40° - 21,6 сек, а при угле пикирования 70° - 9,4 сек.

6. Время установившегося серийного виража на высоте 1400 м равно 28,2 сек.

7. Боевой разворот не эффективен. За боевой разворот самолет набирает только 180 м.

II. ПО ТЕХНИКЕ ПИЛОТИРОВАНИЯ.

1. Техника пилотирования простая и вполне доступна летчикам средней квалификации. Маневренность и управляемость самолета хорошие. В горизонтальном полете, на виражах и при пикировании самолет устойчив.

В поперечном и поперечном отношении самолет имеет достаточный запас устойчивости, а в продольном - близок к нейтральному.

III. ПО КОНСТРУКЦИИ.

1. Характерной особенностью конструкции D-87-Д-3 является то, что уделено много внимания максимальному облегчению работы летчика как на земле, так и в воздухе.

Для этого предусмотрено следующее:

- а) при открытии воздушных тормозов, триммер-флетнер автоматически ставится на ввод в пикирование;
- б) при сбрасывании бомб с пикирования самолет автоматически выходит из пикирования;
- в) при достижении высоты сбрасывания бомб и выхода из пикирования звуковая сирена дает летчику сигнал об этом;
- г) автоматическое переключение скоростей нагнетателя;
- д) при выпуске закрылков на посадку, одновременно меняется угол установки стабилизатора и происходит зависание элеронов;
- е) автоматически регулируется качество смеси на крейсерских режимах.

2. Для улучшения взлетно-посадочных свойств на самолете широко применена механизация посадочных устройств: управление элеронами кинематически связано с управлением закрылков так, что при опускании закрылков элероны опускаются и служат дополнительными закрылками.

3. Постоянная толщина профиля по размаху и силовая схема крыла не рациональны в весовом отношении, так как не используется полностью высота профиля.

4. Крыло аэродинамически закрученное от +2° по центроплану до -1,5° по концам консолей, что делает машину устойчивой на больших углах атаки.



5. Амортизация шасси оригинальной конструкции и осуществляется пружинными клинообразными стальными кольцами. Работает хорошо, мягко, в эксплуатации проста, при простреле безопасна.

6. Конструкция ножных педалей неудачная, так как в полете, и особенно на рулежке, утомляет ноги пилота.

7. Гидросистема имеет две линии нагнетания, что делает ее надежной в работе. Управление агрегатами, работающими от гидросистемы, просто, удобно и осуществляется или перестановкой рычага, или переключением тумблера, или нажатием кнопки в зависимости от включаемого агрегата. Предусмотрен выпуск закрылков на посадку и открытие заслонок в радиаторов от ручной помпы.

8. Представляет интерес конструкция войщих сирен и агрегата включения и выключения их.

9. Обзор летчика прямо вперед удовлетворительный, а по сторонам хороший. Наличие в полу, между педалами, смотрового люка значительно облегчает летчику выход на цель и ввод самолета в пикирование под углами 45-55°. Обзор задней полусферы неудовлетворительный.

Обзор стрелка-радиста в задней полусфере хороший, в передней - плохой.

IV. ПО БРОНИРОВАНИЮ.

С точки зрения размещения брони система бронирования выполнена удовлетворительно. Броня имеет толщину от 5 до 10 мм и по своей толщине рассчитана на защиту от пуль калибра 7,62 мм.

V. ПО ВИНТОМOTORНОЙ ГРУППЕ.

1. За время испытаний мотор ДМО-2117-1 работал удовлетворительно.

2. Наличие непосредственного впрыска горючего в цилиндр с автоматом регулировки качества смеси и автомата переключения скоростей нагнетателя облегчают работу летчика в полете.

3. Винт Дикерс работал безотказно и на всех режимах полета (набор высоты, горизонтальный полет и пикирование) сохранял заданные равновесные обороты.

4. Моторная установка и ее капотирование просто и удобно в эксплуатации.

5. Бензосистема обеспечивала нормальное питание мотора на всех режимах полета и работы мотора.

6. Система перекачки горючего работала безотказно.

7. Ввиду отсутствия в отечественном производстве специальных помп для перекачки горючего и масла из бака в бак, система перекачки при помощи воздуха, подаваемого нагнетателем мотора в бак, заслуживает внимания и может быть рекомендована отечественной промышленности (особенно для подвесных баков).

8. На всех высотах маслосистема обеспечивает нормальный температурный режим масла при различных режимах полета на номинальной мощности мотора.

9. Система перекачки масла из дополнительных баков в расходный работала хорошо.

10. Система охлаждения обеспечивает нормальный температурный режим мотора при различных режимах полета на номинальной мощности мотора.

11. Управление заслонками радиаторов от общей гидросистемы при помощи электромагнитных клапанов с электрическим дистанционным управлением удобно в эксплуатации.

12. Винто-моторная группа самолета Д-87Д проста и удобна в эксплуатации.

13. Наличие на всех немецких самолетах стандартной аппаратуры, приборов, бензо и масло-арматуры, подмоторных рам, капотов и т.д. создает однородность винто-моторных групп различных самолетов. Это намного упрощает эксплуатацию самолетов и особенно в боевых условиях.

VI. ПО ВООРУЖЕНИЮ.

1. Конструкция стрелковых установок на самолете интереса не представляет.

2. Стрелковое вооружение самолета малоэффективное. Турельная установка обеспечивает достаточные углы обстрела, а именно: вверх - 70°, вниз с борта 8° и в стороны по 60°.



3. Автоматическая перезарядка неподвижного оружия дает большие преимущества, так как она освобождает летчика от необходимости наблюдения за готовностью оружия к стрельбе и обеспечивает постоянную готовность его к ведению огня.

4. В конструкции бомбардировочного вооружения интерес представляет простота устройства механизма вывода бомбы на площади, ометаемой винтом, при бомбометании с пикирования.

5. Линии, нанесенные на плексигласе с правой стороны фонаря кабины летчика и оцифрованные в угловых величинах, дают возможность летчику устанавливать и выдерживать заданные углы пикирования.

Эти дополнительные устройства представляют интерес и оправдывают целесообразность подобного устройства на наших пикирующих бомбардировщиках.

6. Низкие летные данные самолета и малая эффективность стрелкового вооружения позволяют всем отечественным истребителям, штурмовикам и скоростным бомбардировщикам успешно вести борьбу с самолетами данного типа.

УП. ПО ОБОРУДОВАНИЮ.

1. Объем спецоборудования самолета обеспечивает полет сложных метеоусловиях и ночью.

2. Применение электрического указателя поворота в значительной степени упрощает оборудование самолета - отсутствует вакуумпомп, трубопроводка и регулятор вакуума.

3. Установка дистанционного магнитного компаса обеспечивает остаточную девиацию  $\pm 2^{\circ}$ , т.е. в 3-4 раза меньшую, чем на отечественных самолетах, где применяются недистанционные компасы. Указанная остаточная девиация позволяет практически выполнять полеты без учета поправок, чем облегчается работа летчика.

4. Размещение приборов отличается от общепринятой схемы расположения, но благодаря хорошим условиям наблюдения за ними, пользование приборами в полете не вызывает затруднений.

5. Потребляемые токоприемниками мощности полностью покрываются за счет номинальной мощности генератора. Бортовой аккумулятор, имеющий емкость 7,5 ампер-часа, может обеспечить только пусковое зажигание на земле и работу пилотажных и контроля ВМГ приборов в течение одного полета. Отсутствие отепления аккумулятора, в условиях эксплуатации самолета зимой, будет снижать необходимую надежность оборудования.

6. Монтаж и производственное выполнение электросети самолета обращают внимание хорошим техническим уровнем и качеством.

7. Радиостанция ФУГ-УП-А по мощности и дальности радиосвязи аналогична отечественной типа РСИ-4, а по весу в 2 раза тяжелее ее.

8. Дальность двухсторонней радиосвязи с отечественной наземной станцией И-АК телефоном равна 50+60 км, что не обеспечивает самолет радиосвязью при использовании его как ближнего фронтового бомбардировщика.

9. Все приборы и аппаратура самолета уже известны по другим немецким трофейным самолетам.

ВЕДУЩИЙ ИНЖЕНЕР 3 ОТДЕЛА НИИ ВВС  
КРАСНОЙ АРМИИ  
ИНЖЕНЕР-КАПИТАН (САМОЧЕТОВ). *М.Самочетов*

" 15 " августа 1943 года.

ВЕДУЩИЙ ЛЕТЧИК - ЛЕТЧИК ИСПЫТАТЕЛЬ  
3 ОТДЕЛА НИИ ВВС КР. АРМИИ  
ПОДПОЛКОВНИК (ЖДАНОВ). *И.Жданов*

" 28 " августа 1943 года.



- ЗАКЛЮЧЕНИЕ -

1. По своим летным данным самолет Ю-87 Д-3 *т.з.ор* стоит значительно выше требований, предъявляемых к современным самолетам.

2. Простота в технике пилотирования и устойчивость самолета позволяют на данном типе самолета вести боевую работу как днем, так и ночью. *для использования пилотами*

3. Все виды отечественных истребителей, штурмовиков и скоростных бомбардировщиков с успехом могут уничтожать самолеты данного типа.

4. Для изучения отечественной промышленностью представляются интерес:

- а) перекачка бензина и масла с использованием давления наддува;
- б) автомат переключения скоростей нагнетателя;
- в) электрический расходомер горючего;
- г) конструкция радиополукомпаса Бз -4;
- д) конструкция точного высотомера и конструкция контактного высотомера;
- е) конструкция автомата ввода и вывода из пикирования;
- ж) конструкция вращающихся сирен и агрегата управления ими;
- з) механизм зависания элеронов.

5. Считать целесообразным на отечественных штурмовиках устройство в полу кабины пилота смотрового люка, по типу самолетов Ю-87 Д-3.

6. Отчет разослать:

Экз. № 2 - Народному Комиссару Авиационной промышленности Союза ССР тов. ШАХУРИНУ.

Экз. № 3 - Главному инженеру ВВС Красной Армии - Генерал-полковнику ИАС тов. ВЕПИНУ.

Экз. № 4 - Начальнику управления формирования и боевой подготовки ВВС Красной Армии - Генерал-лейтенанту авиации т. БОЛКОВУ.

экз. № 5 - Начальнику ГУЗ ВВС Красной Армии - Генерал-лейтенанту ИАС тов. СЕИ ЕЗНЕРУ.

" № 6 - Начальнику выставки трофеев вооружения Генерал-лейтенанту т. ИМЕНИЦКОМУ.

" № 7 - Начальнику НИИ НКАП тов. ЧЕСАЛОВУ.

" № 8 - Начальнику НИИ СС ВВС Красной Армии - Генерал-лейтенанту ИАС т. ДАНИЛИНУ.

" № 9 - Начальнику НИИ ВВС генерал-майору ИАС т. Туревит.

Подлинный экземпляр утвержденного отчета хранить в делах 3-го отдела НИИ ВВС Красной Армии.

Зам. Начальник 3-го отдела НИИ ВВС  
КРАСНОЙ АРМИИ  
ИНЖЕНЕР-ПОЛКОВНИК  
/САПОНОВ/

"31" августа 1943 г.

Зам. Начальник 3-го отделения 3-го отдела  
НИИ ВВС Красной Армии  
ИНЖЕНЕР-МАЙОР

"31" августа 1943 г.



НИИ  
КРАСНОЙ  ВВС  
АРМИИ

НИИ  ВВС  
КРАСНОЙ АРМИИ

ЧАСТЬ П.



## ВЕСОВЫЕ ДАННЫЕ И РАСЧЕТЫ ЦЕНТРОВОК.

Взвешивание и определение центровки пустого самолета.

№№ пп	Наименование	P кг	X м	PX кг.м.	Центров- ка % САХ	Капотажн. угол с учетом торможен.
1.	Вес самолета при взвешивании	3862	0,577	2153	18,5	24°50'
2.	Горючее в центро- планых баках	30	1,00	30		
3.	Горючее в консоль- ных баках	22	0,97	21,3		
4.	Кислородное обору- дование	16	0,82	13,1		
	Вес пустого самолета	3794	0,551	2088,6	18,1	24°40'

ПРИМЕЧАНИЕ: 1. За начало координат принята передняя кромка хорды раз'ема.  
2. Горючее при взвешивании полностью не сливалось, т.к. точки слива в бензосистеме самолета отсутствуют.



ЦЕНТРОВКА ГРУЖЕНОГО САМОЛТА.

№№ пп	Наименование	P кг	X м	PX кг.м.	Центровка % САХ	Капоты угол с учетом тормоз
1.	Вес пустого самолета	3794	0,551	2088,6	18,25	24840
<u>Нагрузка:</u>						
2.	Крыльевые пулеметы	27	0,83	22,4		
3.	Турельные пулеметы	11,5	3,06	35,2		
4.	Кислородное оборудование	16	0,82	13,1		
5.	Радиооборудование	27,5	1,70	46,8		
6.	Летчик	90	1,28	115,3		
7.	Стрелок-радист	90	2,41	217		
8.	Бензин в центр.баках	368	1,00	368		
9.	Бензин в консольных баках	212	0,97	205,5		
10.	Масло	50	-0,21	-10,5		
11.	Боезапас крыльевых пулеметов 1000 шт.	27	0,74	20		
12.	Боезапас турельных пулеметов 1000 шт.	27	3,16	97,2		
13.	Бомбовая нагрузка под фюзеляжем	500	0,6	300		
Все грузеного с-та		5240	0,672	3518,6	23,0	27045

ПРИМЕЧАНИЕ: Заправка бензином полная. Удельный вес = 0,735 кг/литр.

ПРИМЕЧАНИЕ: 2. Вес самолета при взвешивании в грузеном варианте 4642 кг.  
На самолете отсутствовали:  
а/ боекомплект - 500 кг,  
б/ боекомплект пулеметов 54 кг,  
в/ турельные пулеметы - 11,5 кг.  
Вес экипажа при взвешивании 147,5 кг.



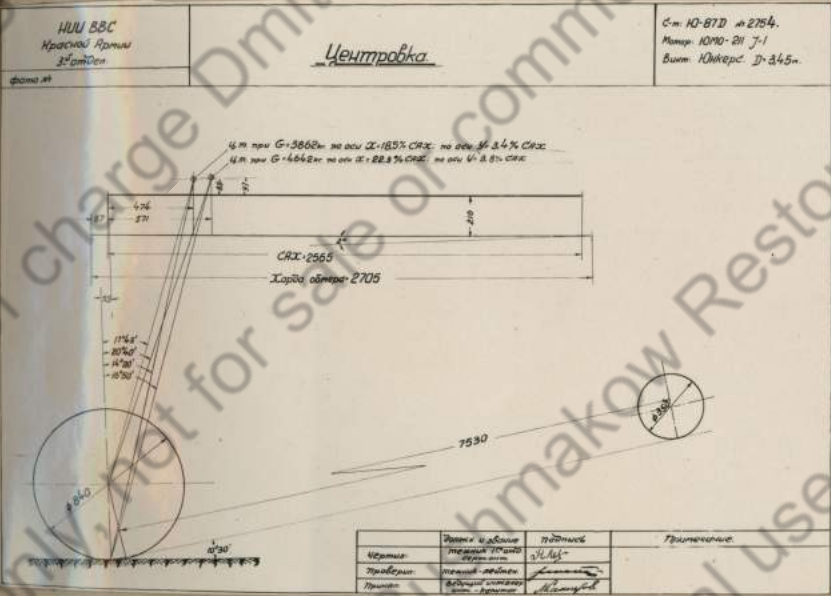


Фото № 19. Центровка.



КОНСТРУКЦИЯ САМОЛЕТА.

Ф И З Е Л Я Ж.

Фюзеляж 4-х лонжеронный, выполнен за одно целое с центропланом. Хвостовая часть представляет собой дюралевый полумонок овального поперечного сечения с гладкой обшивкой. Фюзеляж состоит из двух половин соединенных между собой по продольной оси самолета. Соединение верхней и нижней частей выполнено по шпангоутам при помощи зет-образных, а по обшивке при помощи угловых профилей. Соединения заклепочные.

Профиль шпангоутов тонкостенный зет-образный, стрингеры гнутые, тонкостенные закрытого типа.

Шпангоут фюзеляжа, расположенный между кабинами пилота и стрелка-радиста, доходит до верха фонаря, выполнен из прессованных угловых профилей и служит для предохранения экипажа при полном капоте самолета.

Место выреза под кабины пилота и стрелка радиста подкреплено прессованными профилями, образующими вместе с лонжеронами фюзеляжа довольно мощные продольные силовые элементы.

Фонарь остеклен плексигласом и состоит из неподвижных и подвижных частей. Последние открываются назад и могут быть открыты как при неработающем так и при работающем моторе. Каркас изготовлен из толстых полосовых профилей. Предусмотрено аварийное сбрасывание подвижных частей фонаря пилота и стрелка-радиста, причем подвижная часть фонаря стрелка-радиста сбрасывается вместе с полутурельной стрелковой установкой.

В нижней передней части фюзеляжа между педалями ножного управления имеется смотровой люк, облегчающий летчику выход на цель.

К Р Ы Л О.

Крыло самолета Д-87Д имеет по размаху постоянную относительную толщину 16,5%, аэродинамически закрученное, трапецевидное в плане со слегка закругленными концами, образует обратную чашку с большим поперечным  $Y$  и незначительной стреловидностью в плане.

Крыло свободнонесущее, двухлонжеронной конструкции с гладкой работающей обшивкой, подкрепленной только поперечным набором поддерживающих нервюр с неразрывными полками, проходящими над полками поясов лонжеронов. Заклепки впота поставлены по всей нижней поверхности крыла и на 50% хорды по верхней поверхности.

В крыле имеется 8 усиленных нервюр балочного типа со стенками защитными гофрированным листовым дюралем.

Лонжероны центроплана имеют коробчатое сечение, а консолей - двухтавровое. Полки выполнены из дюралевых угловых и полосовых профилей, а стенки из сплошных гладких листов подкрепленных вдоль оси  $\Omega$ -образными профилями и перпендикулярно оси редкими стойками из зет- и  $\Gamma$ -образных профилей.

Каждая консоль крыла крепится к центроплану в 4-х точках при помощи шаровых соединений с накидными гайками. В месте разема консоль и центроплан имеют мощные нервюры с полками из дюралевых полосовых профилей. Стенки нервюр центроплана в месте разема крыла защищены гофром. Обшивка консоли и центроплана между собой не соединена. Места стыка и выступающие над обшивкой части стыковочных узлов крыла закрыты щелевыми обтекателями.

Нижняя поверхность крыла в большей части выполнена в виде с"емных панелей укрепленных по всему контуру большим количеством винтов. С"емные панели сделаны в местах расположения бензобаков, кислородных баллонов и других агрегатов самолета. На верхней поверхности крыла вдоль бортов фюзеляжа укреплены резиновые дорожки, чтобы не соскальзывали ноги при посадке в кабины.



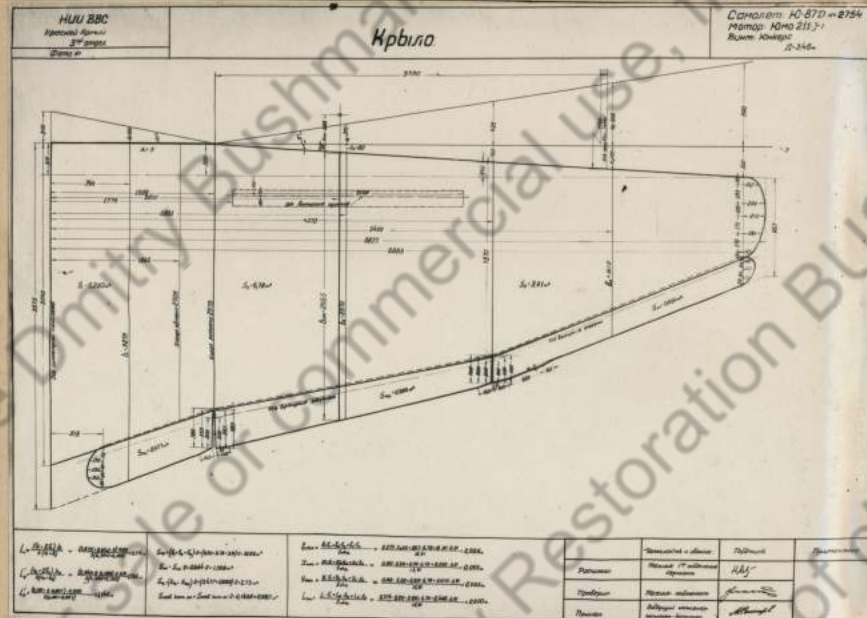


Фото № 20. Крыло в плане.

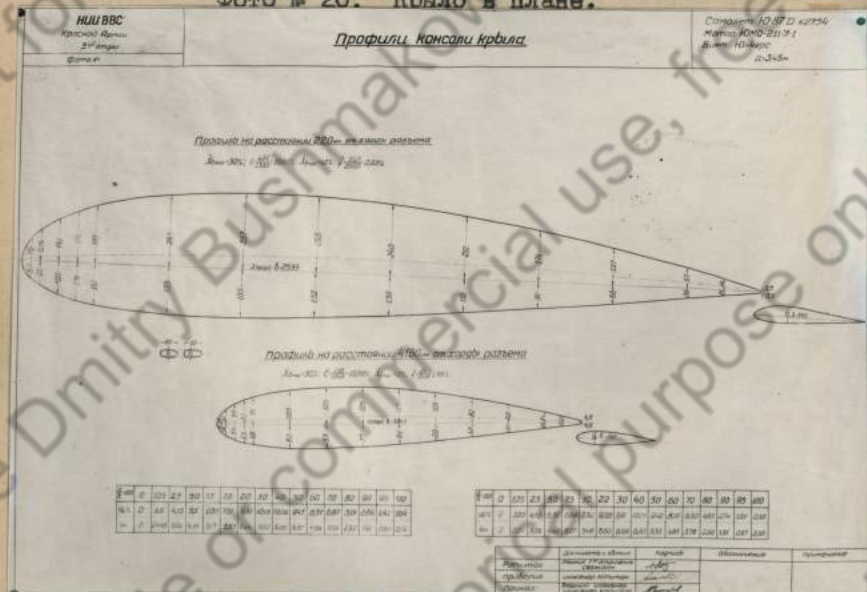


Фото № 21. Профили крыла.

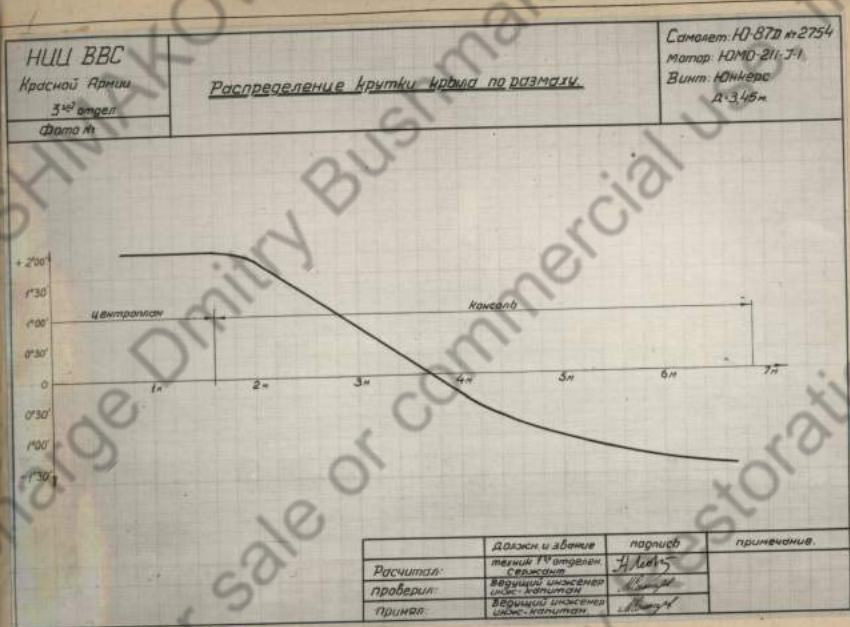


Фото № 22. Аэродинамическая крутка крыла.

Вдоль задней кромки крыла расположены подвесные элероны и закрылки типа Дюнкерс. Элероны и закрылки имеют металлические лонжероны, нервюры и гладкую дюралевую обшивку.

Механизм выпуска закрылков связан с управлением элеронами таким образом, что при выпуске закрылков происходит зависание элеронов, чем увеличивается эффективный размах закрылков. При зависании элеронов происходит увеличение их дифференциальности, что приводит к сохранению эффективности элеронов в любом положении.

Элероны и закрылки имеют аэродинамическую компенсацию. Весовая компенсация элеронов выполнена в виде каплеобразных грузов размещенных на внешних рычагах.

Для балансировки самолета в поперечном направлении на элеронах имеются тонкие перфорированные пластинки, регулируемые на земле.

Для уменьшения скорости пикирования на нижних поверхностях крыла расположены воздушные тормоза,





Фото № 23. Закрылки и элероны в нейтральном положении.



Фото № 24. Закрылки в выпущенном, а элероны в зависшем состоянии.



Фото № 25. Воздушные тормоза убраны.



Фото № 26. Воздушные тормоза выпущены.



представляющие собой решетки из двух стальных труб овального сечения.

В отличие от общепринятого расположения воздушных тормозов, на данном самолете решетки расположены на некотором удалении от обшивки нижней поверхности крыла.

#### ХВОСТОВОЕ ОПЕРЕНИЕ.

Горизонтальное оперение прямоугольной формы в плане с постоянной толщиной профиля по размаху.

Стабилизатор двухлонжеронный, металлической конструкции, составлен из двух половин, стыкующихся на лонжеронах. Стабилизатор регулируем в полете, для большей жесткости поддерживается двумя подкосами. Управление механизмом перестановки стабилизатора гидравлическое и связано с управлением закрылками.

Руль высоты состоит из двух половин соединенных между собой по оси самолета с помощью двух фланцев. Каркас и обшивка руля высоты металлические.

Весовая компенсация выполнена в форме сектора с грузом, расположенным по дуге окружности. Совместно с обтекателями на концах стабилизатора весовая компенсация руля высоты образует небольшие концевые шабаны на горизонтальном оперении.

На левой половине руля высоты имеется триммер-флетнер управляемый из кабины пилота, а на правой стороне - триммер-флетнер связанный с механизмом облегчения ввода и вывода из пикирования, который имеет гидравлическую связь с воздушными тормозами и электрическую с кнопкой бомбосбрасывателя.

Киль металлический, двухлонжеронной конструкции, крепится к фюзеляжу в четырех точках.

Руль направления имеет металлические каркас и обшивку. Весовая компенсация выполнена в виде противовеса входящего в вырез в верхней части киля. На руле поворота имеется флетнер и триммер-флетнер, управляемый из кабины пилота.



Фото № 27. Хвостовое оперение.



Ш А С С И.

Шасси неубирающиеся. Основные колеса типа полу-баллон. Вилки и амортизационные стойки закрыты обтекателями. Амортизация шасси выполнена по типу амортизации фирмы "Крон Принц" и принципиально отличается от общепринятого типа. Поглощение работы при амортизации происходит за счет трения и деформации клинообразных стальных пружинных колец.

Аналогичный тип амортизационных стоек шасси был на самолете В-88, испытанном в НИИ ВВС Красной Армии в 1940 году. Ход амортизационной стойки 230 мм. Давление в пневматиках главных колес шасси 4 атм.

Тормоза на колесах односторонние двухколодочные с прямым гидравлическим управлением от ножных педалей. Соединение шланга, подводящего жидкость тормозной системы, с цилиндром тормозов осуществлено при помощи разъемного соединения типа "Аргус", предохраняющего от вытекания жидкости и из цилиндра и из шланга при размонтированном колесе, но дающего возможность беспрепятственному протoku смеси, если система смонтирована. В качестве жидкости для заполнения системы торможения применяется зеленое тормозное масло (*Bremsoel-Grün*).

Механизм регулировки зазора между фрикционной пластмассой и тормозным барабаном колеса на испытываемом самолете отсутствует.

Костыльное колесо свободно-ориентирующееся на 360° и стопорящееся из кабины пилота.

На амортизационной стойке шасси укреплена воющая сирена, представляющая собой деревянный воздушный винт застопоренный фрикционной муфтой при нормальном полете и свободно-вращающийся встречным потоком воздуха во включенном состоянии.

Выключение муфт сирен электрогидравлическое.



Фото № 28. Нога шасси с обтекателями и воющей сиреной.





✓ Фото № 29. Шасси и воющая сирена без обтекателей.

УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЕТОМ.

Управление элеронами и рулем высоты осуществляется системой жестких трубчатых тяг. Тяги руля высоты проходят вдоль левого борта фюзеляжа, а тяги элеронов - вдоль заднего лонжерона в хвостовой части крыла. В местах шарнирных соединений отдельных секций тяг, последние поддерживаются качалками. В систему тяг руля высоты включен контр-балансир, расположенный в хвостовой части фюзеляжа.

Управление рулем поворота гибкое и осуществляется однотросовой проводкой, проходящей вдоль левого и правого бортов фюзеляжа.

Управление триммерами смешанное и осуществляется системой жестких тяг и тросовой проводкой вдоль фюзеляжа.

Управление закрылками и стабилизатором гидравлическое и спарено между собой посредством переключения одним рычагом одновременно двух кранов. Таким образом при постановке крана гидрорегулирования в положение "посадка" одновременно происходит опускание закрылков и стабилизатора. Помимо гидравлической связи со стабилизатором закрылки механически связаны с элеронами так, что при выпуске закрылков происходит зависание элеронов.

Механизм выпуска закрылков и зависания элеронов расположен на силовом шпангоуте между кабинами пилота и стрелка-радиста.

При отклонении ручки управления вправо или влево /см. схему закрылки убранны/. движение передается при помощи трубчатой тяги на качалку, последняя повернется вокруг оси А-А, благодаря звену 5 повернется вокруг оси В-В Т-образная качалка от которой посредством звеньев 6 движение передается на треугольные качалки с осями вращения В-В и от них к тягам элеронов.

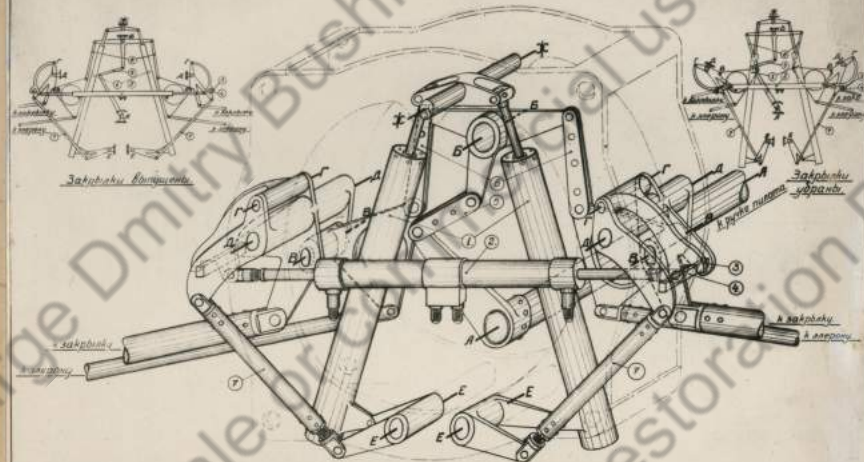
При выпуске закрылков гидросмесь поступает к двум центральным штуцерам гидроподъемника 2. Штоки поршней выходят из цилиндра гидроподъемника, при этом силовые пружины, находящиеся в цилиндрах 1, разжимаясь заставляют цилиндр двигаться вверх, что вызывает поворот качалок вокруг осей Е-Е. Посредством тяг 7 движение передается на комбинированные качалки вращающиеся вокруг осей Д-Д. При повороте комбинированных качалок оси



НИИ ВВС Красной Армии 3-й этаж

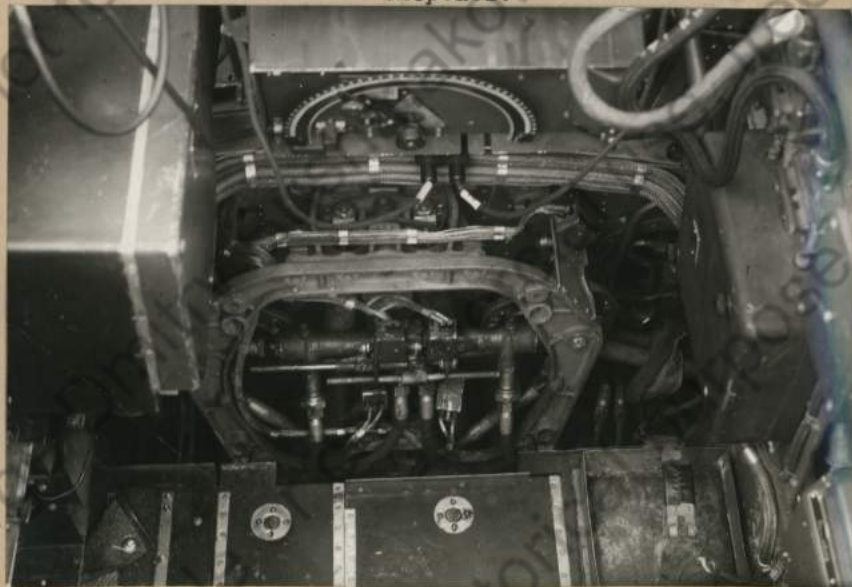
МЕХАНИЗМ выпуска закрылков и зависания элеронов

Самолет Ю-57А № 2784  
Мотор ЮМД-2117-1  
Элемент Юнкерс А-31а



Обозначения		Примечания
1	Цилиндр с силовой пружиной	
2	Вспомогательный	

Фото № 30. Механизм выпуска закрылков и зависания элеронов.



✓ Фото № 31. Механизм выпуска закрылков и зависания элеронов.

вращения треугольных звеньев В-В удаляются от оси симметрии механизма, что вызывает перемещение тяг элеронов по направлению к консолям, а это дает отклонение правого и левого элеронов вниз т.е. зависание / см.схему закрылки выпущены /.

Если при выпущенном положении закрылков ручку управления отклонить вправо или влево, то соответствующим образом будут отклоняться и элероны, но уже от нейтрального положения, соответствующего их зависшему состоянию.

При уборке закрылков гидросмесь подается к двум крайним штуцерам, штоки поршней входят внутрь гидроподъемника. Качалки связанные со штоками повернутся вокруг осей Г-Г так, что их зубцы 3 упрутся в призматические стержни 4, заделанные в комбинированных качалках, после этого начнется вращение последних вокруг осей Д-Д, это вызовет перемещение тяг закрылков на уборку. Одновременно ось вращения треугольных качалок В-В перемещается по направлению к оси симметрии механизма, что влечет за собой перемещение тяг элеронов в направлении на подъем, т.е. к прекращению их зависания. Одновременно с поворотом качалок вокруг осей Д-Д движение тягами 7 передается на качалки и силовые цилиндры 1.

Цилиндры опускаются и сжимают пружины, находящиеся в них.

Если закрылки выпускаются не полностью /стартовое положение/, то гидросмесь поступает лишь в центральный штуцер левой части гидроподъемника и соответственно этому выходит из цилиндра только левый шток, что вызывает поворот комбинированных качалок на меньший угол, а это дает меньший угол выпуска закрылков и соответственно меньшее зависание элеронов.

В данном механизме уборка закрылков осуществляется давлением гидросмеси в гидроподъемнике, а выпуск - при помощи силовых пружин находящихся в цилиндрах. Гидросмесь при этом выполняет лишь роль демфера и ограничителя выпуска закрылков до стартового или посадочного положений. Регулировка угла выпуска закрылков осуществляется изменением длин тяг 7 и перестановкой упоров, ограничивающих поворот качалок вокруг осей Е-Е.

Воздушные тормоза удалены от нижней поверхности крыла. Управление поворотом тормозных решеток осуществляется гидроцилиндрами, установленными в отъемных частях крыла.



Левая и правая тормозные решетки выпускаются независимо друг от друга. Сигнализация выпуска решеток механическая - указатели на верхней поверхности крыла. Гидросистема тормозных решеток связана с автоматом пикирования.

МОТОРНАЯ РАМА.

Моторная рама состоит из двух литых алюминиевых брусков, прикрепленных к верхним лонжеронам и двум подкосам к нижним лонжеронам фюзеляжа. Левый брусок имеет также боковой подкос крепящийся к первому шпангоуту. Узлы крепления брусков и подкосов к фюзеляжу выполнены по типу шаровых соединений с накладными гайками.

Мотор крепится в 4-х точках на упругой резиновой амортизации.



Фото № 32. Брус моторной рамы с подкосом.

ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА.

1. ЛИНЕЙНЫЕ РАЗМЕРЫ.

№№ пп	Наименование	Размеры / м
1.	Размах крыла .....	13,75
2.	Удлинение крыла.....	5,94
3.	Хорда крыла у раз'ема.....	2,575
4.	Концевая хорда крыла.....	0,782
5.	Средняя аэродинамическая хорда	2,565
6.	Длина самолета: а/ при стоянке..... б/ в линии полета	11,23 11,12
7.	Высота самолета: а/ при стоянке..... б/ в линии полета	4,345 3,93
8.	Ширина колеи шасси.....	2,915
9.	Размах горизонтального оперения	5,095
10.	Размах элеронов.....	5,00
11.	Размах закрылков.....	7,80
12.	Диаметр винта.....	3,45
13.	Максимальная ширина лопасти винта.....	0,390
14.	Пневматик колес шасси.....	840x300 мм
15.	Пневматик хвостового колеса	350x150мм
16.	Расстояние от конца лопасти до земли в линии полета.	0,45



17.	Расстояние от оси колес шасси до оси хвостового колеса	7,530
18.	Размах тормозных решеток	4,416
19.	Ширина тормозных решеток	0,141
20.	Диаметр винта воющей сирены	0,700
21.	Ширина лопасти винта воющей сирены	0,100

## 2. РАЗМЕРЫ ПЛОЩАДЕЙ

№№ пп	Наименование	Размеры /м <sup>2</sup> /
1.	Площадь крыла с элеронами и закрылками	31,82
2.	Площадь элеронов	1,328
3.	Площадь аэродинамической компенсации элеронов	0,287
4.	Площадь закрылков	2,78
5.	Площадь аэродинамической компенсации закрылков	0,552
6.	Площадь тормозных решеток /габаритная/	0,62
7.	Площадь стабилизатора	3,562
8.	Площадь руля высоты	1,316
9.	Площадь триммера-флетнера руля высоты	0,0935
10.	Площадь триммера-флетнера автомата пикирования	0,0935

11.	Общая площадь горизонтального оперения	4,878
12.	Площадь киля	1,189
13.	"- руля поворота	1,318
14.	"- аэродинамической компенсации руля поворота	0,087
15.	"- флетнера руля поворота	0,054
16.	"- триммера флетнера руля поворота	0,069
17.	"- концевой шайбы горизонтального оперения	0,0885
18.	Общая площадь вертикального оперения / с включением концевых шайб/	2,714

## 3. РЕГУЛИРОВОЧНЫЕ ДАННЫЕ.

№№ пп	Наименование	Размер град.
1.	Установочный угол крыла по центру-плечу	2
2.	Поперечное У крыла	9
3.	Стреловидность крыла	4
4.	Стяжной угол самолета	10,5
5.	Установочный угол стабилизатора в / взлетное положение б / крейсерское положение в / посадочное положение	+I +I -4
6.	Установочный угол киля	0
7.	Отклонение руля высоты в / вверх б / вниз	37 17



8.	Отклонение руля поворота а/ вправо б/ влево	24 24
9.	Отклонение левого элерона а/ вверх б/ вниз	22 21,5
	Отклонение правого элерона а/ вверх б/ вниз	18,5 24,5
10.	Отклонение э/ крыльев а/ взлетное положение б/ посадочное положение	22 38
11.	Зависание элеронов	12
12.	Отклонение триммера-флетнера руля высоты а/ вверх б/ вниз	10 19
	Отклонение триммера-флетнера связанного с автоматом пикиро- вания а/ вверх б/ вниз	24 38
13.	Отклонение флетнера руля поворота а/ вправо б/ влево	9 9
	Отклонение триммера-флетнера руля поворота а/ вправо б/ влево	13 21,5

ГИДРОСИСТЕМА САМОЛЕТА.

Гидравлическая система работает от моторной помпы и обслуживает:

- 1/ опускание и под"ем закрылков и стабилизатора,
- 2/ выпуск и под"ем тормозных решеток и отклонение триммера руля высоты на ввод в пикирование,
- 3/ открытие и закрытие заслонок водяных радиаторов,
- 4/ включение и выключение воющих сирен.

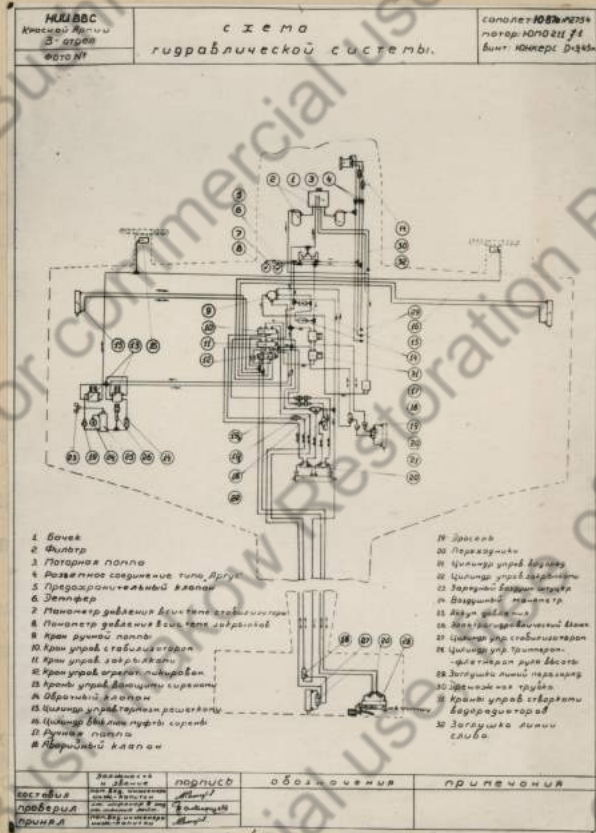
На самолете предусмотрена аварийное опускание закрылков и стабилизатора в посадочное положение, а также открытие заслонок водяных радиаторов.

Моторная помпа 3 засасывает через пластинчатый фильтр 2 из бачка 1 гидросмесь и гонит ее по двум магистралям через обратные клапаны 14 и раз"емные соединения "Аргус" - 4 к кранам.

По пути к кранам на каждой нагнетающей магистрали имеется предохранительный клапан 5, отрегулированный на 75 атмосфер, и манометры 7 и 8 включенные последовательно с демферами 6, поставленными для предотвращения пульсации стрелок манометров.

По одной нагнетающей магистрали гидросмесь поступает к электромагнитным клапанам заслонок водяных радиаторов - 31 и дальше к крану управления стабилизатором -10, а по другой к крану управления закрылками - 11. От кранов 10 и 11 при их нейтральном положении гидросмесь поступает к крану управления агрегатами пикирования - 12 / тормозные решетки и автомат пикирования / и от него к электромагнитным клапанам управления воющими сиренами - 13.





✓ Фото № 33. Схема гидравлической системы.

Таким образом гидросмесь подведена ко всем кранам и электромагнитным клапанам системы.

При нажатии на кнопку открытия или закрытия заслонок водяных радиаторов открывается один из электромагнитных клапанов - 31 и гидросмесь поступает через дроссель 19 и переходник 20 к цилиндру управления заслонками водяных радиаторов - 21, а из другой полости цилиндра гидросмесь через этот же переходник и аналогичный дроссель поступает к другому электромагнитному клапану, и проходя через него, поступает в общую обратную магистраль и дальше в баки.

Переходники - 20 являются одновременно и гидравлическими замками, т.к. они заключают в себе систему клапанов.

Краны управления закрылками - 11 и стабилизатором - 10 спарены между собой так, что при постановке рычага в положение "посадка" гидросмесь поступает одновременно к цилиндру управления стабилизатором - 27 и к центральным штуцерам цилиндра управления закрылками - 22, это дает одновременное опускание стабилизатора до -4° и закрылков до 38°.

При постановке ручки управления кранами в "крейсерское" положение гидросмесь от кранов 10 и 11 поступает к противоположным штуцерам цилиндров 27 и 22, что приводит к под"ему стабилизатора до +10° и под"ему закрылков в нейтральное положение. Перед цилиндрами 27 и 22 расположены переходники - 20 с заключенными в них гидравлическими замками. Для того, чтобы под"ем и опускание закрылков и стабилизатора были плавными в систему включены дроссели 19<sub>1</sub> и 19<sub>2</sub> ограничивающие скорость потока смеси.

При положении ручки управления кранами на "старт" стабилизатор остается в положении + 10°, гидросмесь поступает только к цилиндру управления закрылками - 22 и то лишь в левую его часть, что дает выпуск закрылков на промежуточный угол равный 22°.

Отработавшая смесь отводится через краны в магистраль подведенную к их торцевым частям и дальше через общую магистраль в расширительный бак.

Гидросистемой самолета предусмотрена переменная скорость уборки и выпуска закрылков. Выпуск из нейтрального положения в стартовое осуществляется быстро, а дальше скорость выпуска уменьшается. При уборке наоборот из посадочного положения в стартовое, уборка происходит быстро, а дальнейшая уборка осуществляется с замедленной скоростью.



Изменение скорости выпуска и уборки закрылков осуществляется за счет наличия трех последовательно соединенных между собой дросселей - 19, включенных лишь в правую часть цилиндра управления закрылками - 22.

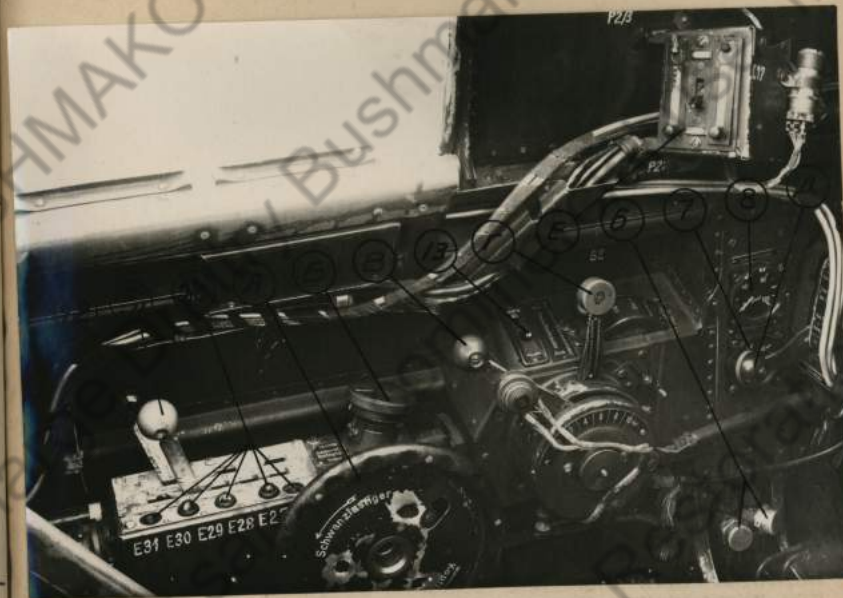
Управление тормозными решетками и триммером - флетнером руля высоты осуществляется одним краном. При постановке ручки крана в положение на "выпуск" гидросмесь поступает одновременно к цилиндрам 15 правой и левой тормозных решеток и к цилиндру управления триммером-флетнером руля высоты - 28, который ставит триммер на ввод в пикирование.

Нажатие на кнопку бомбосбрасывателя вызывает при помощи соленоида автомата пикирования раз "единение" зуба планки управления триммером и выступа на цилиндре 28, что дает возможность пружинам вернуть триммер руля высоты в начальное положение, вызывающее выход самолета из пикирования. При уборке тормозных решеток происходит заскакивание зуба планки управления триммером за выступ на цилиндре - 28, т.е. подготовка к следующему вводу в пикирование.

Система выпуска и уборки закрылков и управления стабилизатором имеет электрическую сигнализацию, лампочки которой расположены на пульте кранов. Сигнализация выпуска тормозных решеток - механические указатели на верхней поверхности крыла.

Аварийная система - включает в себя ручную помпу 17 засасывающую гидросмесь через фильтр из бачка и нагнетает ее к крану - 9 и несколько аварийных клапанов - 18. Кран ручной помпы имеет 3 положения: нулевое, на выпуск закрылков и на открытие заслонок водорадиатора.

Если кран поставить в положение выпуска закрылков, то гидросмесь от ручной помпы через кран 9, и аварийные клапаны 18 будет поступать в цилиндр стабилизатора и в обе части цилиндра управления закрылками, что вызовет поворот их в посадочное положение. Аварийные клапаны при этом перекроют основные магистрали системы на выпуск. Гидросмесь из противоположных частей цилиндров будет уходить в одну обратную магистраль и в бачек.



✓ Фото № 34. Левый борт кабины пилота.

- 6 - Демпферы.
- 7 - Манометр давления в системе стабилизатора.
- 8 - манометр давления в системе закрылков.
- 10-11 - рычаг кранов управления закрылками и стабилизатором.
- 12 - рычаг крана управления агрегатами пикирования.
- 13 - тумблер включения воющих сирен.
- А - штурвал триммера-флетнера руля высоты.
- Б - штурвал триммера-флетнера руля поворота.
- В - сектор газа.
- Г - сектор управления винтом.
- Д - пожарный кран.
- Е - счетчик расхода боеприпасов.
- Ж - сигнальные лампочки закрылков и стабилизатора.



Управление воющими сиренами осуществляется при помощи тумблера включающего электромагнитные клапаны 13. При холостом ходе гидросмесь из нагнетающей магистрали через правый электромагнитный клапан свободно проходит в обратную магистраль. Если же тумблер сирен включен, то гидросмесь из нагнетающей магистрали передускается электромагнитным клапаном в магистраль с обратным клапаном 14, электрогидравлическим включателем 26, аккумулятором 25 и дросселем 19 и поступает к левому электромагнитному клапану.

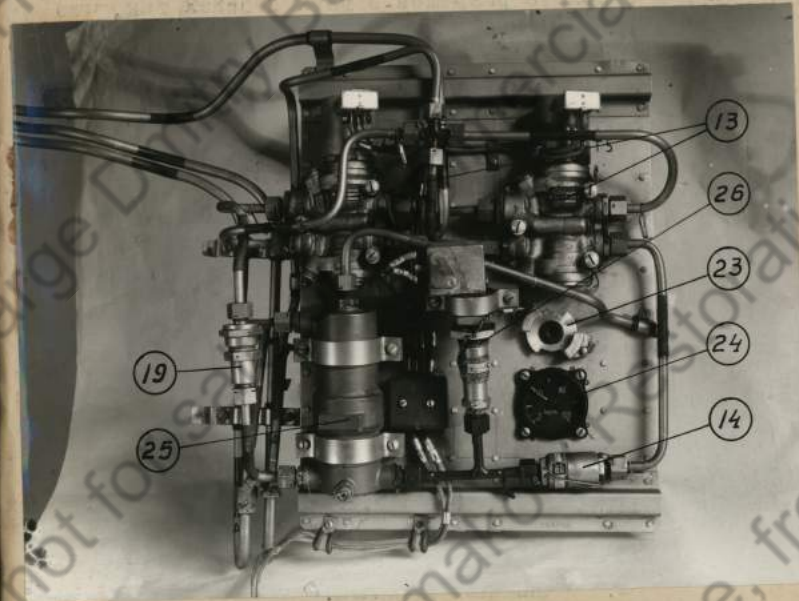
Когда давление в системе повысится до 55-65 атм, то контактный электрогидравлический включатель 26 включает левый электромагнитный клапан и гидросмесь поступает к цилиндрам выключения муфт сирен, выключит муфты и винты последних смогут свободно вращаться встречным потоком воздуха. При выключении гидросмесь из цилиндров выключения муфт через левый электромагнитный клапан 13 поступает в обратную магистраль, давление падает и муфты застопоривают винты сирен.

Обратный клапан, электрогидравлический включатель и аккумулятор давления сделаны для предотвращения быстрого износа фрикционов муфт стопорения сирен из-за проскальзывания фрикционов в момент неполного их выключения при недостаточных давлениях смеси в системе, что имеет место при пикировании без газа и при выпуске и уборке тормозных решеток.

Наличие агрегата управления воющими сиренами делает возможным включение последних лишь при строго определенном давлении в системе, которое может обеспечить полное выключение муфт. Дроссель 19 поставлен для получения плавного, но достаточно, энергичного включения.

Аккумулятор давления заряжается воздухом до 55-65 атм через зарядный штуцер 23, контроль за давлением воздуха при зарядке осуществляется по манометру 24.

В системе воздушной зарядки аккумулятора давления имеется обратный воздушный клапан.



✓ Фото № 35. Агрегат управления воющими сиренами.

- 13 - Электромагнитные клапаны включения и выключения воющих сирен.
- 14 - Обратный клапан.
- 19 - Дроссель.
- 23 - Зарядный воздушный штуцер.
- 24 - Воздушный манометр.
- 25 - Аккумулятор давления.
- 26 - Электрогидравлический включатель.



РАЗМЕЩЕНИЕ ЭКИПАЖА И ОБЗОР.

Экипаж самолета размещен в двух кабинах так, что возможна ограниченная зрительная связь между летчиком и стрелком-радистом, а также возможна передача записки или какого-либо предмета от одного члена экипажа к другому.

У летчика в кабине имеется регулируемое по высоте сиденье, а у стрелка сиденье регулируемое по высоте и вращающееся на 180° так, что стрелок может сидеть лицом вперед или назад в зависимости от условий боевой работы. Сиденье удобное.

Обзор летчиком прямо вперед удовлетворительный и лучше чем у отечественных одномоторных самолетов, возможен обзор вперед вниз благодаря наличию в полу кабины пилота смотрового люка, что облегчает выход на цель при бомбометании с пикирования под углом 45-55° и с горизонтального полета.

Обзор летчиком вправо и влево хороший, назад неудовлетворительный.

Обзор задней полусферы стрелком радистом хороший. Передняя полусфера просматривается стрелком только в верхней ее части и в стороны от фюзеляжа.

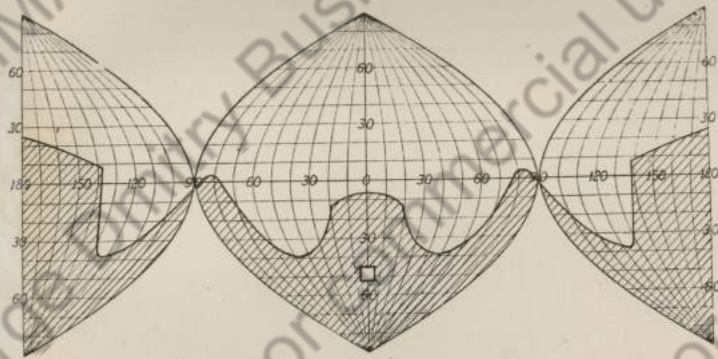
ВЕДУЩИЙ ИНЖЕНЕР 3 ОТДЕЛА НИИ ВВС  
КРАСНОЙ АРМИИ  
ИНЖЕНЕР-КАПИТАН:

29.8.43. *М. Смирнов* (САМОЧЕТОВ)

НИИ ВВС  
Красной Армии  
4 отдел.

Диаграмма  
углов обзора летчика

Самолет Ю-87Д №2754  
Мотор ЮМД-211-1  
Винт Юнкерс Д-345



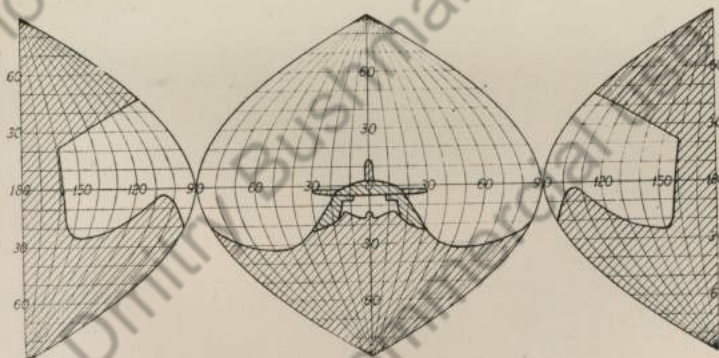
	Должность и звание	Подпись	Обозначения	Примечания
Составил	Капитан	<i>А. Васильев</i>		
Проверил	Капитан	<i>А. Васильев</i>		
Принял	Капитан	<i>А. Васильев</i>		

Фото № 36. Диаграмма углов обзора летчика.

НИИ ВВС  
Красной Армии  
4 отдел.

Диаграмма  
углов обзора стрелка-радиста

Самолет Ю-87Д №2754  
Мотор ЮМД-211-1  
Винт Юнкерс Д-345



	Должность и звание	Подпись	Обозначения	Примечания
Составил	капитан	<i>А. Васильев</i>		
Проверил	капитан	<i>А. Васильев</i>		
Принял	капитан	<i>А. Васильев</i>		

Фото № 37. Диаграмма углов обзора стрелка-радиста.



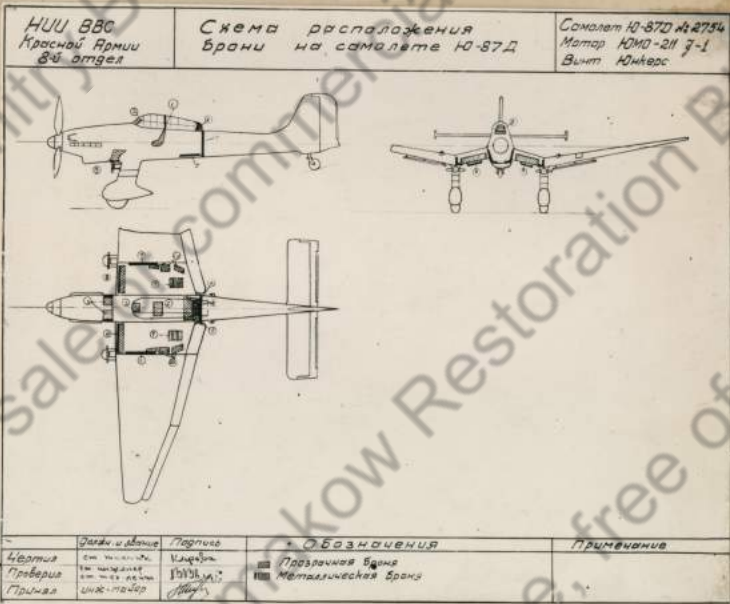


Фото № 38. Схема бронирования.

БРОНИРОВАНИЕ.

На самолете И-87 бронируются экипаж /летчик и стрелок/, маслобак, водорадиаторы и водопровод.

Броневая защита осуществлена следующим образом:

Летчик имеет броневую спинку /1/ толщиной 8,35 мм. Спинка представляет собой плоский лист высотой 580 мм и шириной 423 мм. К бокам спинки приварены в виде треугольников две боковины высотой 445 мм и шириной в основании 255 мм. К нижней части спинки приварено сиденье из 4-х мм брони в виде чашки размером 520x320 мм. К верхнему краю бронеспинки на болтах прикреплен плоский 10-ти мм заголовник высотой 475 мм с вырезанными верхними углами в виде прямоугольников. Ширина заголовника в нижней части равна ширине бронеспинки, а в верхней 290 мм. Вес всей бронеспинки с заголовником и сиденьем составляет около 35 кг.

В козырьке кабины летчика спереди смонтировано трапецевидное пулестойкое стекло /2/ толщиной 60 мм с размерами по высоте 200 мм и шириной внизу - 210 мм и вверху 165 мм, вес стекла около 6 кг.

На обшивке фюзеляжа снизу - с боков позади мотора установлены две фигурные пяти мм броневые плиты /3/ средними размерами 400x250мм, вес которых составляет около 16 кг. Между этими плитами снизу находится окно для наблюдения из кабины летчика. Эти плиты обеспечивают частично защиту снизу с боков маслобака.

Перечисленные броневые плиты обеспечивают летчику защиту спереди - по полету, а сзади:

- в вертикальной плоскости сверху до 15°
- в вертикальной плоскости снизу до 30°
- в горизонтальной плоскости + 10°.

Задний стрелок, обращенный лицом к хвосту самолета имеет перед собой 8 мм броневую плиту /4/, установленную в плоскости шпангоута, и перекрывающую все сечение фюзеляжа.

Общая высота плит 900 мм и максимальная ширина 600мм. Вес плиты 38 кг.



На полу кабины стрелка расположена 5 мм броневая трапецевидная плита /5/ с размерами по длине 550 мм и по ширине 490 и 570 мм. Вес плиты составляет 11 кг. Защита головы стрелка осуществляется 3-мя плитами /6/ образующими форму башенки, в виде усеченного конуса. Две боковые стенки толщиной 8 мм, а верхняя плита - надголовник - толщиной 5 мм, высота этой башни 275 мм, вес ее составляет около 9 кг.

Задний стрелок защищен в задней полусфере в конусе +30°, за исключением плеч, которые защищены по существу по полету.

Водорадиаторы /каждый/ защищены снизу тремя 5 мм плитами /7/, средняя на нижней стенке радиатора и две крайние на заслонках, закрывающих входное и выходное отверстия тоннеля, вес плиток около 29 кг / на обоих радиаторах/

Каждый водопровод от мотора к радиатору защищен спереди вертикальной - 5-ти мм плитой /8/, установленной в передней кромке центроплана, вертикальной 5-ти мм плитой /9/, установленной в центроплане в месте отъема крыла и 3-мя горизонтальными 5-ти мм плитками /10/ на всем протяжении трубопровода. Вес всех плиток составляет около 56 кг. Общий вес броневых деталей на самолете составляет около 200 кг.

На данном конкретном самолете вес брони несколько меньше - порядка 173 кг. за счет снятых 2-х боковых плит на турели пулемета заднего стрелка и боковых вертикальных плит в центроплане.

НАЧАЛЬНИК 3 ОТДЕЛЕНИЯ 8 ОТДЕЛА НИИ ВВС  
КРАСНОЙ АРМИИ -ИНЖЕНЕР-ПОДПОЛКОВНИК  
БОРОТНИКОВ/ *Боротников*

ВЕДУЩИЙ ИНЖЕНЕР 8 ОТДЕЛА НИИ ВВС КРАСНОЙ  
АРМИИ - ИНЖЕНЕР -МАТОР /ИЗДЕЛИИ/  
*Матер*

- ВИНТО-МОТОРНАЯ ГРУППА -

На самолете Ю-87Д установлен мотор КМО-2ИИ <sup>У/1</sup>.  
Основных данных указанной марки мотора нет. Отметки режимов по оборотам и наддуву, указанные на приборной доске кабины летчика, совпадают с режимами работы мотора КМО-2ИИ F-I.

При вскрытии ящиков с моторами КМО-2ИИ <sup>У/1</sup> и КМО-2ИИ F-I найдены таблички, на которых указано, что оба мотора / КМО-2ИИ <sup>У/1</sup> и КМО-2ИИ F-I / устанавливаются на самолеты Ю-88, Ю-87 и Не-III.

Ниже приводятся основные данные мотора КМО-2ИИ F-I.

ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ МОТОРА.

/по данным фирмы /

1. Форма . . . . .	Блок ерс
2. Марка . . . . .	КМО-2ИИ F-I.
3. Тип . . . . .	четырёхтактный бензиновый авиамотор жидкостного охлаждения с непосредственным впрыском топлива в цилиндры.
4. Расположение цилиндров . . . . .	2 ряда по 6 цилиндров V-образный перевернутый.
5. Диаметр цилиндра . . . . .	150 мм
6. Ход поршня . . . . .	165 мм
7. Литраж мотора . . . . .	34,97 л
8. Степень сжатия . . . . .	6,5
9. Степень редукции . . . . .	0,545
10. Тип нагнетателя . . . . .	центробежный двухскоростной.
Передаточное число . . . . .	на 1-й скорости - 8,3 на 2-й скорости - 12,4
11. Сухой вес мотора . . . . .	690 кг



12. Режимы работы у земли.

№ п/п	Наименование	Ра в атм и рт.ст	Число оборо- тов в мин	Мощ- ность мото- ра	Допусти- мая про- должит.	Расход топли- ва гр/д.с.	Высо- та по- ле-
1.	Взлетный режим	$\frac{1,45}{1065}$	2600	1350	1 мин.	236	0
2.	Номинальный режим / мощность набора высоты и боевая мощность /	$\frac{1,25}{920}$	2400	1050	30 мин	235	0
3.	Эксплуатационный режим	$\frac{1,10}{810}$	2250	820	Продолж. время	210	0

13. Режимы работы на высоте при I скорости нагнетателя.

1.	Номинальный режим / мощность набора высоты и боевая мощность /	$\frac{1,25}{920}$	2400	1120	30 мин	227	1600
2.	Эксплуатационный режим.	$\frac{1,10}{810}$	2250	920	Продолж. время	205	2100

14. Режимы работы на высоте при 2-й скорости нагнетателя.

1.	Номинальный режим	$\frac{1,25}{920}$	2400	1020	30 мин	247	5500
2.	Эксплуатационный режим	$\frac{1,10}{810}$	2250	850	Продолж. время	220	5550

15. Максимально-допустимые обороты . . . . . 2600 об/мин

16. Рекомендуемые температурные режимы мотора:

а/ температура воды в °С.

Высота м	Максимально-допу- стимая температура в °С
У земли	115
2000	109
5000	100
7000	94

б/ температура входящего масла в °С

минимальная	30
максимальная	83
кратковременно- допустимая	105

17. Давление бензина . . . . . 1,0 - 2,0 кг/см<sup>2</sup>

18. Горючее . . . . . бензин А<sub>2</sub> и В<sub>4</sub> с октановым числом не ниже 87.

19. Давление масла . . . . . 7-8 кг/см<sup>2</sup>

В И Н Т.

На моторе установлен трехлопастной винт с деревянными лопастями фирмы Юнкерс.  
Диаметр винта - 3,45 м.  
Максимальная ширина лопасти - 390 мм.

Работа механизма винта основана на гидромеханическом принципе.  
По двум каналам масло под давлением подводится к гидромотору, расположенному во втулке винта.

В зависимости от того по какому каналу подается масло, гидромотор через планетарный редуктор поворачивает лопасти винта в сторону увеличения или уменьшения угла.

Регулировка постоянных оборотов осуществляется гидро-центробежными регуляторами, установленными на моторе. Сектор управления регуляторами расположен рядом с сектором газа.



МОТОРНАЯ УСТАНОВКА И КАПОТЫ.

Для быстрой замены мотора на самолете, моторная установка позволяет с"емку и монтаж мотора с моторамой, каркасом капотов и с воздушным и масляным радиаторами.

Мотор подвешен на мотораму на эластичной подвеске. В целях облегчения замены мотора, места раз"ема трубопроводов и рычагов системы управления сосредоточены на противоположной перегородке и обозначены красной краской с белыми полосами.

Моторама состоит из двух электрических литых брусьев двутаврового сечения и трех поддерживающих подкосов круглого сечения. На концах брусьев и подкосов видны шаровые наконечники с накидными гайками для крепления моторамы к фюзеляжу.

В брусьях моторамы поставлены четные резиновые амортизаторы по два в каждом брусю для эластичной подвески мотора.

Моторама не затрудняет доступ к агрегатам моторной установки.

Моторные капоты состоят из шести частей: одного верхнего капота, одного нижнего и четырех боковых.

Нижний и верхний капоты крепятся четырьмя стяжными замками каждый.

Боковые капоты крепятся к каркасу и связаны с верхним и нижним капотами замками типа Даус.



✓ Фото № 39. Заключенный мотор.  
Вид спереди.





✓ Фото № 40. Раскапченный мотор. Вид спереди.

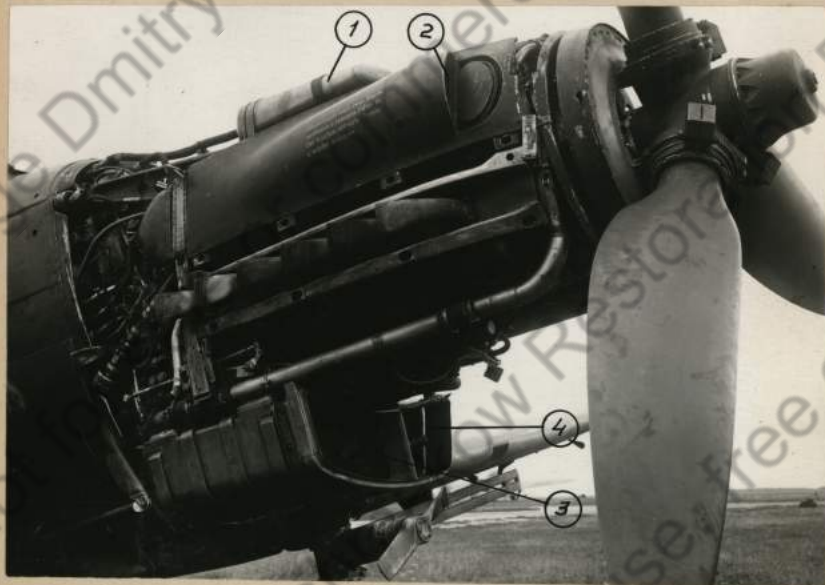
1. Воздухо-воздушный радиатор.
2. Масляный радиатор.



✓ Фото № 41. Закапченный мотор. Вид справа.

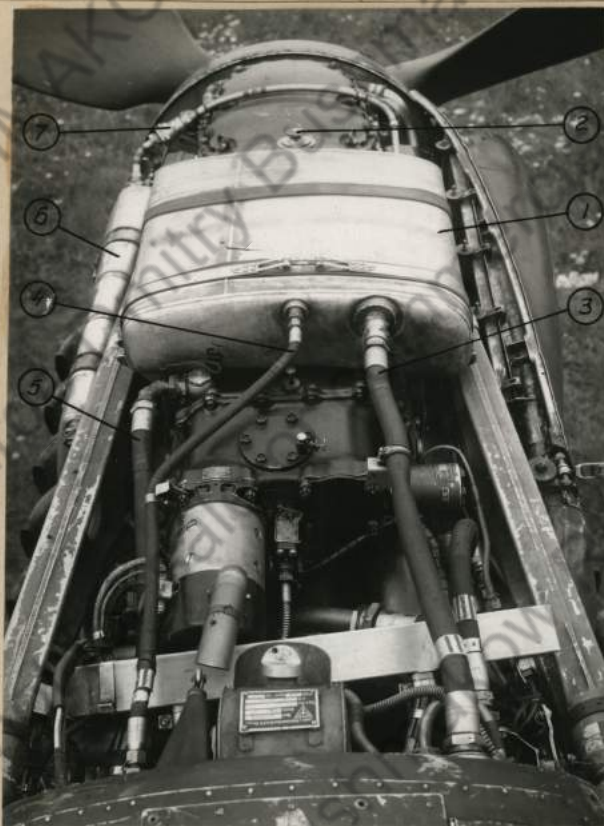
1. Всасывающий патрубок.





✓ фото № 42. Раскапченный мотор. Вид справа.

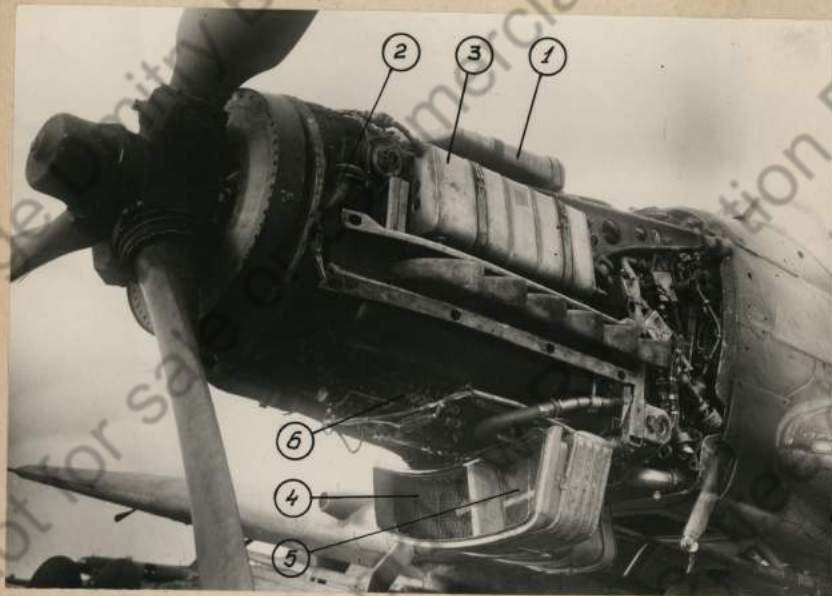
1. Передний маслобак.
2. Всасывающий патрубок.
3. Воздухо-воздушный радиатор.
4. Масляный радиатор.



✓ фото № 43. Раскапченный мотор. Вид сверху.

1. Передний маслобак.
2. Заливная горловина маслобака.
3. Магистраль, подводящая масло из переднего бака в нижний расходный бак.
4. Воздушная магистраль от нагнетателя.
5. Дренаж нижнего маслобака.
6. Расширительный бачок.
7. Дренажный клапан системы охлаждения.





✓ Фото № 44. Раскапченный мотор. Вид слева.

- 1. Передний маслобак.
- 2. Заливная горловина системы охлаждения.
- 3. Расширительный бачок.
- 4. Воздухо-воздушный радиатор.
- 5. Масляный радиатор.
- 6. Насосы НВ.



✓ Фото № 45. Вид на противопожарную перегородку при снятом моторе.

- 1. Бензофильтры.
- 2. Узлы крепления мотора.



ВОЗДУШНАЯ СИСТЕМА МОТОРА.

Воздух поступает к нагнетателю мотора через патрубок, расположенный с левой стороны мотора.

Для предотвращения попадания пыли в мотор при взлете и в рулевке входное отверстие всасывающего патрубка закрывается заслонкой, управляемой из кабины.

При закрытом патрубке воздух поступает к нагнетателю из под капота через противопыльный фильтр. Заслонки вдоль сеток воздушного фильтра для сохранения скоростного напора во всасывающем патрубке не поставлены.

Для охлаждения воздуха, поступающего в мотор, между нагнетателем и мотором установлен воздушный радиатор.

Данные радиатора.

- 1. Глубина по потоку - 550 мм<sup>2</sup>
- 2. Площадь фронта - 8,15 дм<sup>2</sup>
- 3. Охлаждающая поверхность - 23,5 м<sup>2</sup>
- 4. Вес радиатора - 51,5 кг



✓ Фото № 46. Схема воздушной системы мотора.



✓ Фото № 47. Всасывающий патрубок с заслонкой.



✓ Фото № 48. Противопыльный фильтр всасывающего патрубка.





✓ Фото № 49. Воздухо-воздушный радиатор. Вид спереди.



✓ Фото № 50. Воздухо-воздушный радиатор. Вид 3/4 сбоку.

СИСТЕМА БЕНЗОПИТАНИЯ.

На самолете горючее размещено в четырех мягких бензобаках общей емкостью 790 литров.

Два центропланых бака емкостью по 250 литров каждый размещены в центроплане симметрично оси самолета.

Два консольных бака емкостью по 145 литров каждый размещены в от"емных консолях крыла. Кроме указанных четырех бензобаков предусмотрены два подвесных, сбрасываемых в полете, бака емкостью по 75 литров каждый. При наличии подвесных баков емкость системы достигает 940 литров.

Питание мотора горючим производится из центропланых баков.

В зависимости от положения запорных кранов, питание мотора можно осуществлять от двух баков одновременно или от каждого в отдельности. Из подвесных и консольных баков горючее перекачивается в центропланые баки.

В кабине, под сиденьем летчика смонтированы три четырехходовые крана с дистанционным механическим управлением. Рукоятки управления кранами расположены на правой борту кабины летчика.

Один кран воздушной системы установлен для управления масломбаками.

Два других крана предназначены для управления консольными и подвесными бензобаками.

В закрытом положении кранов, магистраль, подводящая воздух из нагнетателя в бензобаки, закрыта и баки сообщены с атмосферой.

При необходимости перекачки горючего в центропланые баки из подвесных или консольных баков, кран воздушной системы ставится в соответствующее положение. При этом бак, из которого производится перекачка горючего, воздушным краном разобщается с атмосферой и сообщается с магистралью подвода воздуха из нагнетателя.

Горючее под давлением воздуха, поступающего из нагнетателя, всасывается в центропланые баки /расходные/.

Перекачка горючего может производиться из подвесного и консольного баков в центропланый только одной плоскости, т.е., из левых баков в левый центропланый из правых баков в правый центропланый. Перекачка из правых баков в левый центропланый бак и наоборот невозможна.

Система позволяет производить перекачку горючего в соответствующие центропланые баки:

- а/ из двух подвесных баков одновременно,
- б/ из двух консольных баков одновременно,



в/ из всех подвесных и консольных баков одновременно,  
г/ из каждого бака в отдельности.

Для контроля за перекачкой топлива в центропланные баки из консольных и подвесных баков установлена световая сигнализация.

На приборной доске имеется четыре лампочки, по две для каждого бака, из которых одна загорается когда требуется произвести перекачку, а вторая загорается когда бак полный и требуется прекратить перекачку топлива.

Во избежание перетекания горючего из подвесных баков в консольные и наоборот при раздельной перекачке, в магистралях указанных баков установлены обратные клапаны. В каждом центропланном баке установлена электрическая бензопомпа для подкачки горючего к основной моторной помпе на взлете и при полетах на высотах выше границы высотности мотора.

Кроме электрических помп, в корпусе правого фильтра имеется мембранная помпа для ручной подкачки.

Количество горючего в центропланных баках контролируется электрическим бензиномером с переключателем на правый и левый баки.

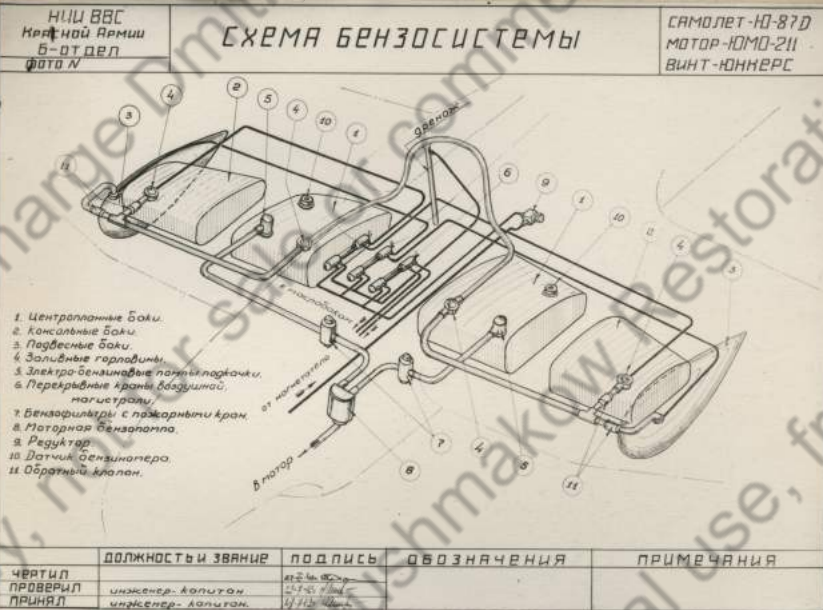
Дренаж всех баков сведен в общую трубу, которая сообщена с атмосферой под правым крылом.

Заправка системы горючим производится через заливные горловины, имеющиеся в каждом баке.

На противопожарной перегородке установлены два стандартных фильтра.

В корпусе каждого фильтра находится клапанный пожарный -перекрывной кран, управляемый из кабины. Кроме этого, как указывалось выше, в корпусе правого фильтра имеется мембранная помпа ручной подкачки.

Магистрали от бензобаков до противопожарной перегородки состоят из дюралевых труб, от противопожарной перегородки до мотора - гибкие шланги.



✓ Фото № 51. Схема бензосистемы.



СИСТЕМА МАСЛОСИТАНИЯ.

В маслосистему самолета входит три маслобака общей емкостью 93 литра.

Нижний - расходный маслобак емкостью 35 литров, протектированный, расположен в кабине летчика под ногами.

Верхний бак емкостью 31 л не протектирован, расположен в кабине между приборной доской и противопожарной перегородкой.

Передний бак емкостью 27 литров не протектирован расположен сверху мотора под капотом.

Забор масла моторной помпой и откачка из мотора производится через нижний бак, который является расходным баком. Дренажируется нижний бак с картером мотора. Заправка его осуществляется под давлением.

Верхний и передний баки являются дополнительными. Заправка их маслом производится через заливные горловины, расположенные сверху баков.

Пополнение расходного бака маслом из верхнего и переднего баков производится под давлением воздуха, поступающего в баки из нагнетателя.

При закрытом положении воздушного крана / см. раздел "Система бензоснабжения", магистраль, подводящая воздух из нагнетателя в маслобаки, закрыта и маслобаки сообщены с атмосферой через дренажную трубу бензобаков.

При необходимости пополнить расходный маслобак маслом из верхнего или переднего бака, кран воздушной системы ставится в соответствующее положение, при этом бак, из которого производится пополнение расходного бака, разобщается с атмосферой и сообщается с магистралью подвода воздуха из нагнетателя. Масло под давлением воздуха выжимается в расходный бак.

Пополнение расходного бака маслом можно производить из двух баков одновременно или из каждого в отдельности.

Для контроля за перекачкой масла из переднего или верхнего бака в нижний - расходный маслобак, установлена на приборной доске световая сигнализация. Когда требуется произвести пополнение расходного бака маслом гаснет лампочка. После заполнения бака маслом лампочка загорается.

Все маслопровода состоят из гибких шлангов.

На земле контролируется количество масла в расходном баке зондом, который вынимается из бака внутри кабины.

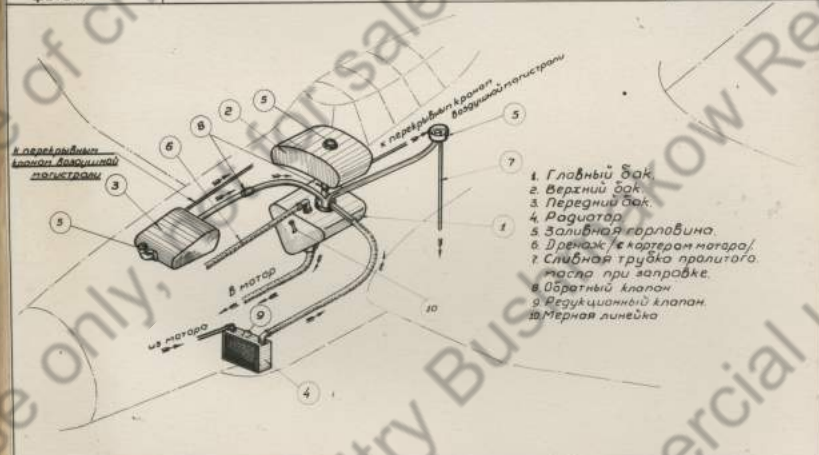
Масляный радиатор расположен в одном туннеле с воздушными радиаторами. Регулируется температура масла шторками, установленными впереди радиатора. Управление шторками механическое.

Площади входного и выходного сечения туннеля радиатора равны площади фронта радиатора.

Данные радиатора.

- |                                 |                        |
|---------------------------------|------------------------|
| 1. Глубина по потоку            | 175 мм                 |
| 2. Площадь фронта               | 6,65 дм <sup>2</sup>   |
| 3. Охлаждающая поверхность      | 7,9 м <sup>2</sup>     |
| 4. Радиатор испытан давлением в | 6,0 кг/см <sup>2</sup> |
| 5. Допустимое давление          | 2,5 кг/см <sup>2</sup> |

НИИ ВВС Красной Армии 6-отдел фото №	<b>СХЕМА МАСЛОСИСТЕМЫ</b>	САМОЛЕТ-ИУ-87Д МОТОР-ИУМО-211 ВИНТ-ЮННЕРС
---	---------------------------	---



ЧЕРТИЛ	должность	звание	подпись	обозначения	примечания
ПРОВЕРИЛ	инженер	капитан			
ПРИНЯЛ	инженер	полковник			

✓ фото № 52. Схема маслосистемы.





✓ Фото № 53. Масляный радиатор, установленный на моторе.

На моторе установлена система разжижения смазки бензином. Бензин под давлением (при работающем моторе) подводится к запорному крану и при его открытии поступает во всасывающую масляную магистраль.

Кран разжижения смонтирован на подкосе мотора с правой стороны мотора и управляется с земли.

### - СИСТЕМА ОХЛАЖДЕНИЯ -

Система охлаждения мотора закрытого типа, клапан отрегулирован на давление 1,5 атм.

Заправка системы производится через задвижную горловину, расположенную на трубопроводе выходящей жидкости из левого блока мотора.

Расширительный бачок, емкостью 18 л, расположен с левой стороны мотора.

На моторе установлена дополнительная помпа, которая подает охлаждающую жидкость из расширительного бачка к основной помпе. Пары, образовавшиеся на входе жидкости в основную помпу, отводятся в расширительный бачок. Сверху расширительного бачка установлен редукционный клапан.

Два водорадиатора трубчато-пластинчатой конструкции расположены в туннелях под крылом.

Радиатор, имея высоту 230 мм, выступает вниз от хорды крыла всего на 90 мм. / См. схему установки радиатора /

Температура охлаждающей жидкости регулируется заслонками, установленными на входе и выходе воздуха из радиатора.

Управление заслонками в полете осуществляется от общей гидросистемы.

На приборной доске установлены две кнопки управления электромагнитными клапанами гидросистемы.

При нажатии левой кнопки открывается электромагнитный клапан, который пропускает смесь для закрытия заслонок, а при нажатии правой кнопки открывается электромагнитный клапан, пропускающий смесь для открытия заслонок.

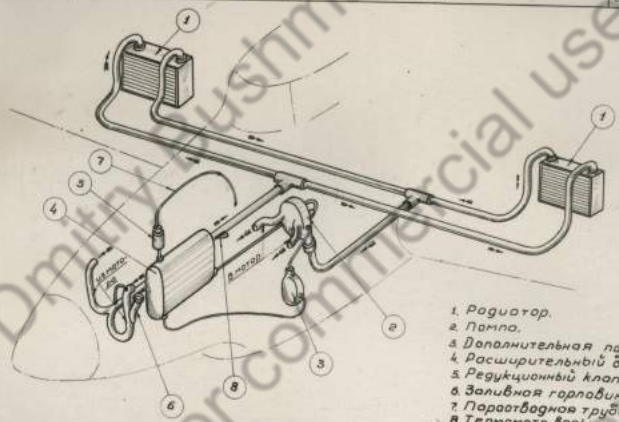
Нижняя часть туннеля радиатора и обе заслонки каждого радиатора сделаны из 6 мм брони.



НИИ ВВС  
Красной Армии  
6-отдел  
фото №

СИЕМО  
СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ.

самолет Ю-87D  
мотор ЮМО-211  
винт Юнкерс



1. Радиатор.
2. Помпа.
3. Дополнительная лампа.
4. Расширительный бачок.
5. Регуляционный клапан.
6. Заливная горловина.
7. Пароводная трубка в атмосферу.
8. Термометр воды.

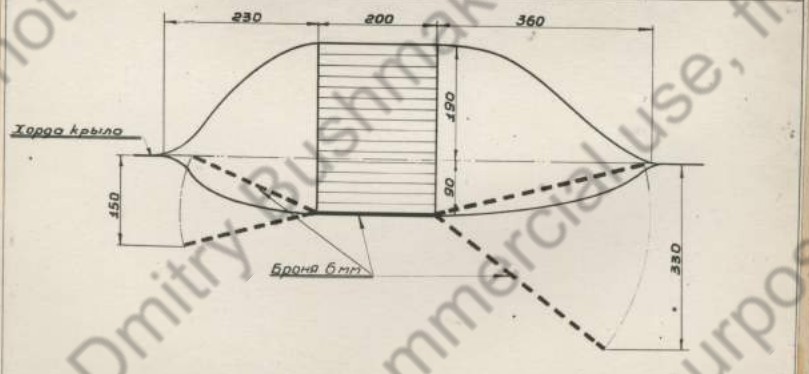
должность и звание	подпись	обозначения	примечания
чертил			
проверил	инженер-капитан	И.И.И.	
принял	инженер-капитан	И.И.И.	

✓ Фото № 54. Схема системы охлаждения.

НИИ ВВС  
Красной Армии  
6-отдел  
фото №

СИЕМО  
установки водорадиатора

самолет Ю-87D  
мотор ЮМО-211  
винт Юнкерс



должность и звание	подпись	обозначения	примечания
чертил			
проверил	инженер-капитан	И.И.И.	
принял	инженер-капитан	И.И.И.	

✓ Фото № 55. Схема установки водорадиатора.



✓ Фото № 56. Заслонки водорадиатора полностью открыты.



✓ Фото № 57. Заслонки водорадиатора полностью закрыты.





✓ Фото № 58. Расширительный бачок.

СИСТЕМА ЗАПУСКА МОТОРА.

Запуск мотора производится электрическим инерционным стартером "Склиф".  
Раскрутку стартера можно производить при помощи электромотора - с питанием его от аэродромного аккумулятора или механически при помощи ручки.

Раскрутка стартера и сцепление его с валом мотора производится одной ручкой.

Заливка мотора перед запуском производится шприцом. Бачок для заливного бензина установлен в кабине за приборной доской с правой стороны.

Для заливки рекомендуется составлять следующие смеси:  
летом - 95% заливного бензина и 5% масла  
зимой - 50% заливного бензина, 45% эфира и 5% масла.

- РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ -

ВИНТО-МОТОРНО ГРУППЫ.

1. По мотору.

Трофейный самолет Ю-87Д поступил на испытания в НИИ ВВС КА с неизвестной выработкой ресурса мотора. Перед испытаниями мотор ЮМО-211 J/I был заменен на новый, из-за сильного перегрева масла.

За время испытаний мотор ЮМО-2117 -I проработал:

в воздухе 21 час 55 минут  
на земле 6 час 10 минут

Эксплуатировался мотор на горючем 4Б-70 с октановым числом 89 и масле МС.

Граница высотности мотора, замеренная в полете на I-й скорости нагнетателя, при скорости полета 351 км/час, Pa = 920 мм рт.ст., n = 2400 об/мин, равна 1400 м, а на 2-й скорости нагнетателя при скорости полета 382 км/час, Pa = 930 мм рт.ст., n = 2400 об/мин - равна 4350 м.



Автомат переключения скорости нагнетателя включает 2-ю скорость нагнетателя на высоте 2800-2850 м по прибору. Мотор за время испытаний самолета работал удовлетворительно.  
Приемистость мотора при резкой и плавной дачах газа хорошая.

2. По винту.

Винт Инкертс за время испытаний работал безотказно. Тряски мотора на всей диапазоне поворота лопасти не наблюдались. Автомат-регулятор оборотов хорошо поддерживал заданные обороты. Установка сектора управления регулятором оборотов рядом с сектором нормального газа удобна и легко позволяет устанавливать необходимый режим работы мотора по оборотам и наддуву.

3. По моторной установке и капотам.

Моторная установка простая и удобная в эксплуатации. К агрегатам, требующим осмотра после каждого полета, имеется хороший подход.

Капоты мотора легко снимаются и обеспечивают доступ для осмотра и замены агрегатов. На полное раскапчивание и закапчивание одного мотора при работе двух человек требуется 5-6 минут.

При замене мотора капоты хорошо подходят к каркасам, смонтированным на новом моторе, что свидетельствует о тщательности подгонки их на заводе.

4. По воздушной системе мотора.

Установленный воздухо-воздушный радиатор в воздушной системе мотора охлаждает воздух, поступающий в цилиндры мотора на наборе высоты:

на 1-й скорости нагнетателя на 28-30°C  
на 2-й " " " " на 40-43°C.

В горизонтальном полете на максимальной скорости:

на 1-й скорости нагнетателя на 32-35°C  
на 2-й " " " " на 40-43°C.

Сопротивление воздуха в радиаторе достигает до 50 мм рт.ст.

ТАБЛИЦА №1

Проверка эффективности работы воздухо-воздушного радиатора воздушной системы мотора Кмо-211 У/1 на самолете П-87ДЗ на режиме скороподъемности.

Полет 4.8.43 г. в 18.00

Н м по прибору.	п об/мин	Рв кг/см <sup>2</sup>	Т°C в.в.	Сопротив. радиатора ΔР мм рт.ст.	Т°C возд. на входе в радиатор	Т°C возд. на выходе из радиатора	ΔТ°C в воздухе
1000	2400	1,22	22	20	75	55	20
2000	"	1,1	15	20	73	45	28
3000	"	1,25	8	50	110	70	40
4000	"	1,20	2	1	110	70	40
5000	"	1,05	3	30	105	65	40

Полет 3.8.43 г. в 6.00

1000	2400	1,25	+14	20	65	40	25
2000	"	1,1	10	20	63	35	28
3000	"	1,25	6	60	110	70	40
4000	"	1,21	0	40	110	67	43

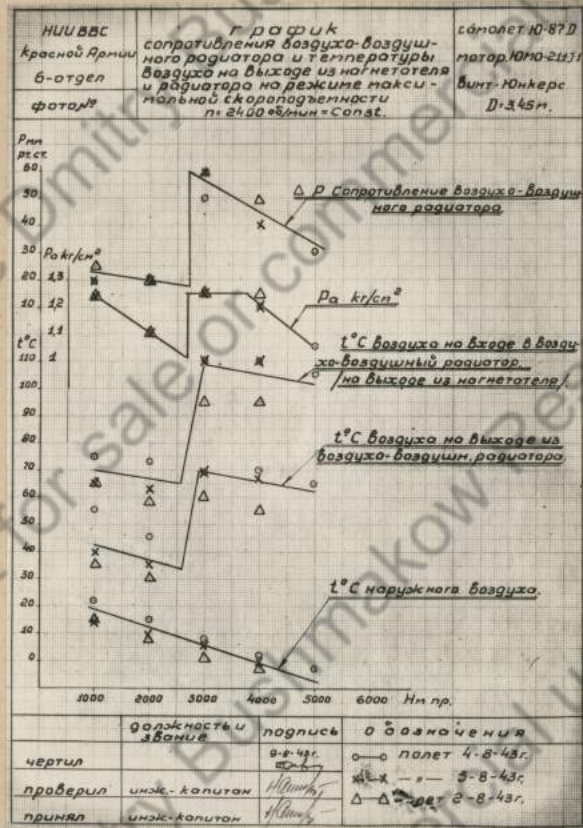
Полет 2.8.43 г. в 19.10.

1000	2400	1,25	15	25	65	35	30
2000	"	1,1	8	20	58	30	28
3000	"	1,25	1	60	95	60	35
4000	"	1,25	3	50	95	55	40

Полет 1.8.43 г. в 6.00

1000	2400	1,21	20	25	43	25	18
2000	2400	1,09	12	20	35	25	10
3000	2400	1,25	5	15	65	25	40
4000	"	1,20	0	40	62	20	42
5000	"	1,03	6	35	60	20	40





Лист № 59. График сопротивления воздухо-воздушного радиатора на скоростном режиме.

ТАБЛИЦА № 2

Проверка эффективности работы воздухо-воздушного радиатора воздушной системы мотора ЮМО-211 9/1 на самолете Ю-87Д-3 в горизонтальном полете на максимальных скоростях.

Полет 4.8.43г. в 18.00

Н и по прибору	П об/мин	Ра кг/см <sup>2</sup>	$t^{\circ}C$ Н.В.	Сопротивление радиат. в р.ст.	$t^{\circ}C$ воздуха на входе в радиат.	$t^{\circ}C$ воздуха на выходе из радиат.	$\Delta t^{\circ}C$ воздуха
5000	2400	1,1	-3	30	97	56	41
4300	"	1,19	+1	50	98	57	41
3450	"	1,25	+3	50	104	62	42
2500	"	1,04	+12	-	62	37	25

Полет 3.8.43 г. в 6.00

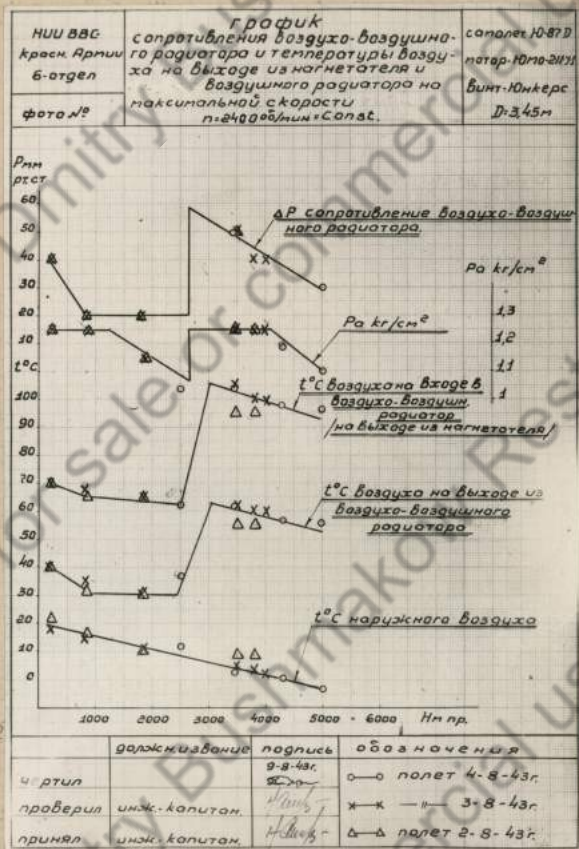
4000	2400	1,26	+2	40	100	60	40
3800	"	1,25	+4	40	100	60	40
3500	"	1,25	+5	50	105	62	43
1850	"	1,15	+12	20	65	32	33
800	"	1,25	+15	20	68	35	33
200	"	1,25	+18	40	70	40	30

Полет 2.8.43г. в 19.10

3800	2400	1,25	-2	60	95	55	40
3500	"	1,25	+1	50	95	55	40
1800	"	1,15	+10	20	65	30	35
850	"	1,25	+16	20	65	32	33
200	"	1,25	+22	40	70	40	30

5000	2400	1,09	-6	40	-	50	40
4000	"	1,21	0	40	-	57	40
3000	"	1,25	+5	20	-	57	25
2400	"	1,05	+9	20	-	25	40
1050	"	1,21	+20	25	-	40	40





✓ фото № 60. График сопротивления воздушно-воздушного радиатора на максимальных скоростях.

### 5. По системе бензоспитания.

За время испытаний самолета бензосистема самолета обеспечивала питание мотора на всех режимах и высотах полета.

На заправку самолета горючим требуется 5-7 минут.

Воронкообразная заливная горловина с выводом пролитого горючего под крыло при заправке сохраняет протектор от раз"едания бензином и предохраняет от попадания бензина в крыло.

Система перекачки горючего из консольных и подвесных баков в центроплан, при помощи воздуха, подаваемого в баки из нагнетателя удобна в эксплуатации и обеспечивает полное опорожнение баков. За время испытаний система перекачки работала безотказно.

### 6. По системе маслоспитания.

При наборе высоты на режиме  $n = 2400$  об/мин,  $P_a = 1,25$  атм / 920 мм рт.ст. / и температуре наружного воздуха у земли плюс  $20-22^{\circ}C$  со снятыми шторками радиатора, температура выходящего масла на высоте 4000 м достигала максимума и не превышала  $102^{\circ}C$ .

При наборе высоты выше 4000 м температура масла падает.

В горизонтальном полете со снятыми шторками маслорадиатора при снятии максимальных скоростей на номинальной мощности мотора  $n = 2400$  об/мин  $P_a = 1,25$  атм / 920 мм рт.ст. / температура выходящего масла не превышала  $100^{\circ}C$ .

Давление масла с под"емом на высоту держалось устойчиво и равнялось 6-6,5 атм.

Количество заправляемого масла в нижний расходный бак, при котором не наблюдается выбрасывание масла через дренаж, равно 35 литрам.



Система перекачки масла из переднего и верхнего баков в нижний - расходный маслябак при помощи воздуха, подаваемого из нагнетателя в маслябаки, работает безотказно.

Заправка маслом верхнего и переднего баков удобная. Заправка маслом нижнего-расходного бака затруднена, из-за расположения заливной горловины на борту самолета.

7. По системе охлаждения.

При наборе высоты на режиме работы мотора  $n = 2400$  об/мин,  $P_a = 1,25$  атм / 920 мм рт.ст. / и температуре наружного воздуха у земли плюс  $20-22^\circ\text{C}$  при полностью открытых заслонках радиаторов, температура воды на высоте 4000 м достигала максимума и не превышала  $103^\circ\text{C}$ .

В горизонтальном полете при снятии максимальных скоростей на номинальной мощности мотора  $n = 2400$  об/мин,  $P_a = 1,25$  атм / 920 мм рт.ст. / при положении заслонок радиатора на нулевом делении / в линии полета / температура воды не превышала  $95-103^\circ\text{C}$ .

Управление заслонками радиаторов от общей гидросистемы при помощи электромагнитных клапанов удобное.

При пробе мотора и рулевке система охлаждения обеспечивает работу мотора от малого газа до номинальной мощности.

8. По системе запуска

Во время испытаний мотор запускался от Эклипса. Раскрутка стартера происходила от аэродвигательного аккумулятора.

При исправной системе заливки и стартере запуск мотора при температуре наружного воздуха от плюс  $15^\circ\text{C}$  и выше не представляет трудности. Мотор запускался от одного-двух попыток.

В период испытаний вышел из строя стартер по причине порчи муфты стартера. Стартер заменен новым.

ТАБЛИЦА № 2

Температурный режим ВМГ при наборе высоты на режиме скороподъемности. Самолет Ю-87Д-3 мотор Кисо-2ИИ 7/1.

Полет 1.8.43 г. в 18.00

Н м по прибору	V км/час пр.	n об/мин	P <sub>a</sub> кг/см <sup>2</sup>	t <sub>о</sub> с вых. масла	t <sub>о</sub> с воды	t <sub>о</sub> с Н.В.
1000	185	2400	1,22	85	98	22
2000	180	"	1,1	98	100	15
3000	175	"	1,25	98	100	8
4000	170	"	1,3	102	103	3
5000	167	"	1,05	103	103	-
6000	155	"	0,9	100	100	9

Полет 4.8.43 г. в 6.00

1000	170	2400	1,21	90	98	20
2000	165	"	1,09	95	95	12
3000	170	"	1,25	95	95	5
4000	160	"	1,20	95	95	0
5000	160	"	1,03	95	95	6
6000	155	"	0,91	85	95	12

В горизонтальном полете на максимальной скорости

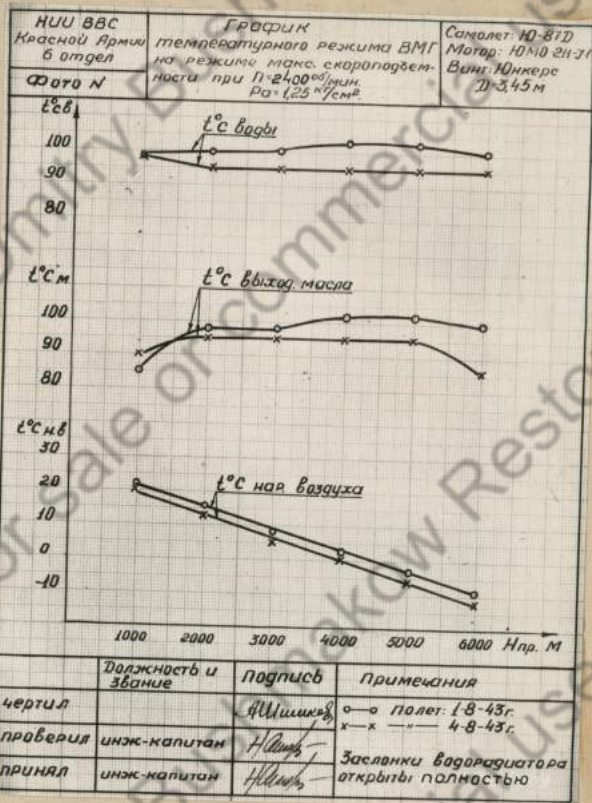
Полет 1.8.43 г. в 18.00

6000	240	2400	0,92	83	100	- 12
5000	260	"	1,09	82	98	- 10
4000	285	"	1,21	83	98	0
3000	285	"	1,35	83	98	+
2400	270	"	1,05	80	95	++
1050	305	"	1,21	90	95	++ 20

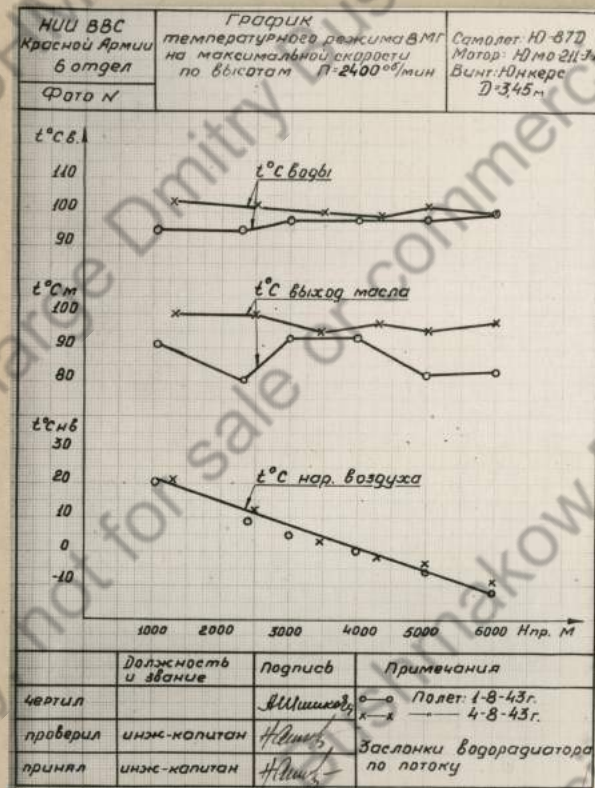
Полет 4.8.43 г. в 18.00

6000	240	2400	0,95	98	100	-
5000	268	"	1,1	95	102	-
4300	280	"	1,19	98	100	+
3450	290	"	1,25	95	100	+
2500	280	"	1,04	100	102	++ 12
1300	302	"	1,02	100	103	++ 21





✓ Фото № 61. График температурного режима ВМГ на скоростной высоте.



✓ Фото № 62. График температурного режима ВМГ на максимальной скорости по высотам.



- В В О Д И -

ПО ВИНТО-МОТОРНОЙ ГРУППЕ.

ПО МОТОРУ.

1. За время испытаний мотор ДМО-211 Д - I работал удовлетворительно.
2. Наличие непосредственного впрыска горючего в цилиндр с автоматом регулировки качества смеси и автомата переключения скоростей нагнетателя облегчает работу летчика в полете.

ПО ВИНТУ.

1. Винт Дикерс работал безотказно и на всех режимах полета ( набор высоты, горизонтальный полет и пикирование) сохранял заданные равновесные обороты.

ПО МОТОРНОЙ УСТАНОВКЕ И КАПОТАМ.

1. Моторная установка и ее капотирование просты и удобны в эксплуатации.

ПО СИСТЕМЕ БЕНЗОПИТАНИЯ.

1. Бензосистема обеспечивала нормальное питание мотора на всех режимах полета и работы мотора.
2. Система перекачки горючего работала безотказно.
3. Ввиду отсутствия в отечественном производстве специальных помп для перекачки горючего и масла из бака в бак, система перекачки при помощи воздуха, подаваемого нагнетателем мотора в бак заслуживает внимания и может быть рекомендована отечественной промышленности ( в особенности для подвесных баков) к более широкому распространению.

ПО ВОЗДУШНОЙ СИСТЕМЕ МОТОРА.

1. Установка воздуховоздушного радиатора и расположение его под мотором Удобны.



ПО СИСТЕМЕ МАСЛОПИТАНИЯ.

1. На всех высотах масло-система обеспечивает нормальный температурный режим масла при различных режимах полета на номинальной мощности мотора (согласно отметок на приборах).

2. Система перекачки масла из дополнительных баков в расходный работала хорошо.

ПО СИСТЕМЕ ОХЛАЖДЕНИЯ.

1. Система охлаждения обеспечивает нормальный температурный режим мотора при различных режимах полета на номинальной мощности мотора (согласно отметок на приборах).

2. Управление заслонками радиаторов от общей гидросистемы при помощи электро-магнитных клапанов с электрическим дистанционным управлением удобно в эксплуатации.

ОБЩИЕ ЗАМЕЧАНИЯ.

1. Винто-моторная группа самолета Д-37 Д-3 проста и удобна в эксплуатации.

2. Наличие на всех немецких самолетах стандартной аппаратуры, приборов, бензо и масло-арматуры, подмоторных рам, капотов и т.д. создает однотипность винто-моторных групп различных самолетов.

Это намного упрощает эксплуатацию самолетов и особенно в боевых условиях.

НАЧАЛЬНИК 6 ОТДЕЛА НИИ ВВС КР. АРМИИ  
ИНЖЕНЕР-ПОЛКОВНИК

(ПАВЛОВИЧ).

" 29 " августа 1943 года.

ВЕДУЩИЙ ИНЖЕНЕР ПО ВМГ  
ИНЖЕНЕР-КАПИТАН

(НАЛЬКИН).

" 29 " августа 1943 года.

- В О О Р У Ж Е Н И Е -

А. СТРЕЛКОВОЕ ВООРУЖЕНИЕ.

На самолете установлено следующее стрелковое вооружение:

1. Два неподвижных крыльевых пулемета МГ-17, калибра 7,92 мм, с запасом патронов по 500 шт. на пулемет.

2. Два подвижных спаренных пулемета МГ-81 калибра 7,92 мм, установленных на полтурели в верхней части фюзеляжа. Запас патронов около 500 шт. на пулемет.

1. КРЫЛЬЕВЫЕ ПУЛЕМЕТЫ.

Крыльевые пулеметы установлены на лафетах, по одному в каждом крыле. Лафеты снабжены механизмами регулировки для пристрелки пулеметов.

Питание пулеметов непрерывное (нерассыпная лента). Ленты укладываются в патронные ящики, расположенные на правом крыле - с правой стороны пулемета (правое питание), на левом крыле - с левой стороны пулемета (левое питание).

Гильзы собираются в ящики, устанавливаемые под пулеметами, а ленты - в ящики, расположенные с противоположных сторон питания пулеметов.

Управление огнем пулеметов электропневматическое и производится от передней кнопки, расположенной на ручке управления самолетом. При нажатии на кнопку огонь ведется одновременно из обоих пулеметов.

Управление перезарядкой электропневматическое производится автоматически с помощью реле-автомата, расположенного на правом борту кабины стрелка-радиста.

Для подготовки оружия к стрельбе необходимо:

- а) открыть краны баллонов сжатого воздуха, расположенных сзади каждого пулемета;
- б) включить аккумулятор с помощью автомата предохранителя, расположенного на распределительном щитке на правом борту кабины летчика;



- в) включить автоматическую перезарядку. Кнопка расположена на реле-автомате;
- г) включить автомат-предохранитель оружия и сирены, расположенный рядом с автоматом аккумулятора;
- д) включить электросеть оружия; тумблер расположен на щитке счетчика патронов;

После включения оружия включается электро-цепь электропневмоперезарядки и электропневмопусков. Если при этом подвижные части пулеметов МГ-17 находились не в крайнем заднем положении, то срабатывает реле-автомат, автоматически включающий электропневмоперезарядку, вследствие этого подвижные части пулеметов отводятся назад и ставятся на шептало. При этом включаются блинкера счетчиков, показывающих готовность оружия к ведению огня.

Устранение задержек оружия во время стрельбы происходит автоматически в том случае, когда подвижные части находятся не в крайнем заднем положении, а кнопка управления огнем не нажата.

Автоматическая перезарядка, осуществленная на самолете Д-37 Д-3, освобождает летчика от наблюдения за готовностью оружия к стрельбе и обеспечивает постоянную готовность его к ведению огня.

Прицелом для стрельбы из неподвижного оружия служит коллиматорный прицел *Revi C/12D*, установленный в нулевом положении.



Фото № 63 - Вид крыльцевого пулемета через верхний люк в крыле.



Фото № 64 - Подвижная установка с 2-мя пулеметами МГ-81, калибра 7,92 мм.



## П. ТУРЕЛЬНЫЕ ПУЛЕМЕТЫ.

Два спаренных пулемета МГ-81 установлены на полутурели в верхней части фюзеляжа.

Питание пулеметов непрерывное (рассыпная лента). Ленты укладываются в два патронных ящика, емкость около 500 патронов каждый, расположенных по бортам самолета.

Пулеметная установка ограниченно подвижна. Предназначена для обстрела верхней части задней полусферы. Допускает углы обстрела:

Вправо и влево от хвоста самолета по $60^{\circ}$ ;	
Вверх (при бортовых углах до $60^{\circ}$ )	$70^{\circ}$ ;
Вниз с бортов самолета	$80^{\circ}$ ;

Управление установкой, оружием и огнем ручное.

Для прицельной стрельбы установлены два спаренных механических кольцевых прицела.

Прицелы имеют механизмы учета собственной скорости самолета до 400 км/час.

Стабилизация вектора собственной скорости обеспечивается с помощью системы шестерен аналогично кинематической схеме отечественной установки ВУБ-3.

Полусферический экран установки укреплен на подвижном полукольце турели и вращается вместе с пулеметом.

Для посадки стрелка в кабину установка вместе с экраном и фонарем сдвигается к хвосту самолета.

## Б. БОМБАРДИРОВОЧНОЕ ВООРУЖЕНИЕ.

Бомбардировочное вооружение самолета состоит из бомбодержателей внешней подвески и имеет:

1. Один подфюзеляжный бомбодержатель для подвески бомб калибром от 250 до 1800 кг, предназначен для бомбометания с пикирования и с горизонтального полета.

2. Два подкрыльных 3-х замочных держателя для подвески бомб калибром: на средние замки по 250 кг и на крайние по 50 кг, предназначены для бомбометания с пикирования и с горизонтального полета. На испытываемом самолете подкрыльные бомбодержатели отсутствуют.

Замки бомбодержателей стандартного типа аналогичны замкам самолета Не-III.

Подфюзеляжный бомбодержатель снабжен вилкой для отвода бомбы за плоскость, ометаемую винтом при бомбометании с пикирования. Передние концы вилки шарнирно соединены с клыками, приваренными к переднему шпангоуту фюзеляжа, а задние концы с переставными наконечниками, вырезами упираются в цапфы подвешенной бомбы. В зависимости от калибра подвешиваемой бомбы наконечники вилки переставляются в соответствии с диаметрами бомб. Порядок перестановки указывается на металлических табличках, прикрепленных на концах вилки.



Фото № 65 - Подфюзеляжный держатель с вилкой отвода бомбы за плоскость, ометаемую винтом при бомбометании с пикирования.



Подкрыльные бомбодержатели установлены вне плоскости, ометаемой винтом, и позволяют сбрасывание бомб как с пикирования, так и с горизонтального полета.

Одновременная подвеска на три замка каждого подкрыльного держателя невозможна; допускается подвеска или по одной бомбе калибра 250 кг на среднем замке, или по две бомбы калибра 50 кг на крайние замки под каждым крылом.

Управление сбрасыванием бомб электрическое, осуществлено от верхней кнопки, установленной на ручке управления самолетом.

Сбрасывание бомб допускается одиночное или залповое до 4-х бомб в залпе.

На правой стороне приборной доски в кабине летчика установлены электропереключатели сбрасывания бомб. Из них:

- а) Правый верхний переключатель при сбрасывании подкрыльных бомб и крупных подкрыльевых откидывается вверх, при сбрасывании малых подкрыльевых бомб откидывается вниз;
- б) Нижние четыре переключателя являются предохранителями и включаются при сбрасывании бомб переводом их вверх.

Над нижними переключателями имеется 4 блинкерных сигнализатора, показывающих положение "бомбы подвешены". Выше блинкерных сигнализаторов установлены 4 предохранителя.

Над предохранителями с левой стороны имеется электролампочка, показывающая наличие электрического тока в сети, правее, рядом с лампочкой, имеется переключатель на одиночное или залповое бомбометание. При нижнем положении переключателя одиночное бомбометание; при верхнем положении - залповое бомбометание.

Перед началом бомбометания необходимо включить автомат-предохранитель, расположенный на распределительном щитке на правом борту кабины летчика.

С правой стороны кабины летчика установлена "Шальтер-кассета" для зарядки конденсаторов взрывателей электрическим током при сбрасывании бомб.

На крышке кассеты имеется переключатель, который может занимать 5 фиксированных положений.

1. Положение переключателя на надписи "AUS" соответствует включению кассеты - ток не подается.

2. Переключение поворотом вправо соответствует бомбометанию с горизонтального полета, поворот переключателя из положения "AUS" влево соответствует бомбометанию с пикирования.

3. При бомбометании с пикирования к конденсаторам взрывателей подводится ток напряжением в 240 вольт, при бомбометании с горизонтального полета к конденсаторам взрывателей подводится ток в 150 вольт. При напряжении тока в 240 вольт подготовка взрывателя производится быстрее, что соответствует бомбометанию с пикирования.

4. При установке переключателя вправо или влево на надпись "ON", ток к взрывателю подводится по одному проводу, что соответствует замедленному срабатыванию взрывателя; при переводе переключателя на положение "OFF" ток к взрывателям поступает по двум проводникам, при этом взрыватель заряжается и на мгновенное действие и на замедленное, т.е., в случае отказа мгновенного действия сработает замедленно.



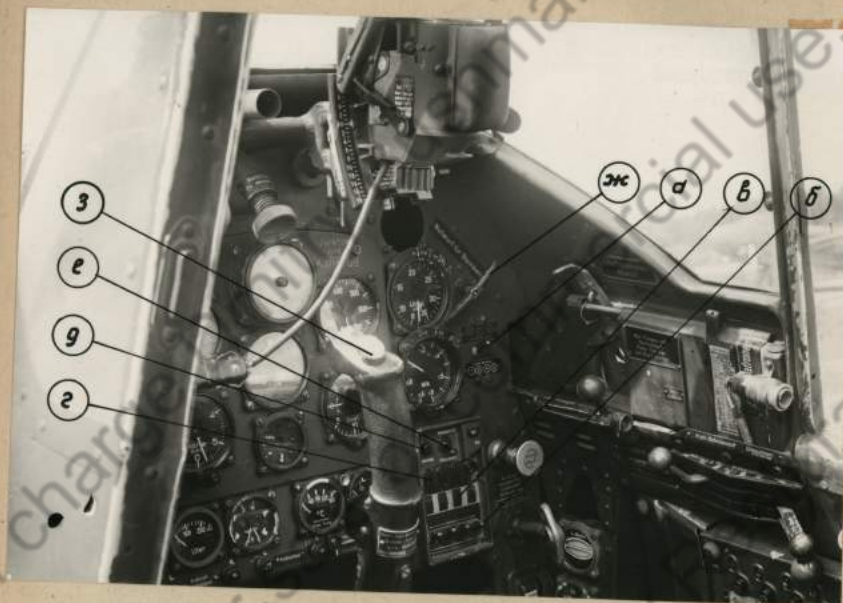


Фото № 66 - Переключатели сбрасывания бомб.

- а - переключатель сбрасывания крупных и мелких бомб;
- б - включатели предохранителей;
- в - blinkера сигнализаторы сброшенных бомб;
- г - предохранители;
- д - электролампочка, сигнализирующая наличие электротока в цепи;
- е - переключатель одиночного и залпового сбрасывания бомб;
- ж - ручка механического сбрасывания бомб;
- з - электролампочка сбрасывания бомб;

Для механического сбрасывания бомб имеется ручка с тросовой проводкой, установленная в правом верхнем углу на приборной доске кабины летчика.

Для стрельбы из крыльевых пулеметов и для бомбометания с пикирования служит стандартный прицел *Revi 9/12D*, установленный под козырьком кабины летчика. Прицел крепится на основании движущееся по дуге вместе с прицелом от ручки с зубчатой передачей. На неподвижной дуге основания крепления прицела с правой и с левой сторон нанесены деления в градусах, а на подвижной дуге имеются соответствующие индексы. Установка индекса с левой стороны на "0" соответствует показанию индекса с правой стороны "90°".

Деления с левой стороны прицела предназначены для установки углов прицеливания при бомбометании с пикирования и оцифрованы вниз от "0" до 18° и вверх от 0 до 10°. Это обеспечивает установку углов упреждения при бомбометании в плоскости ветра (по ветру и против ветра).

Деления правой стороны неподвижного основания прицела оцифрованы от 90° вниз до 72° и предназначены для бомбометания с горизонтального полета на малых высотах.

С правой стороны на плексиглазе подвижного фонаря кабины летчика нанесены линии с оцифровкой от 30° до 90° через каждые 10°.

Эти линии служат для определения заданного угла пикирования, что достигается путем совмещения соответствующей линии с линией горизонта.

В полу фюзеляжа между педалями управления рулем поворота имеется окно для наблюдения летчику за целью и выбора момента ввода самолета в пикирование.



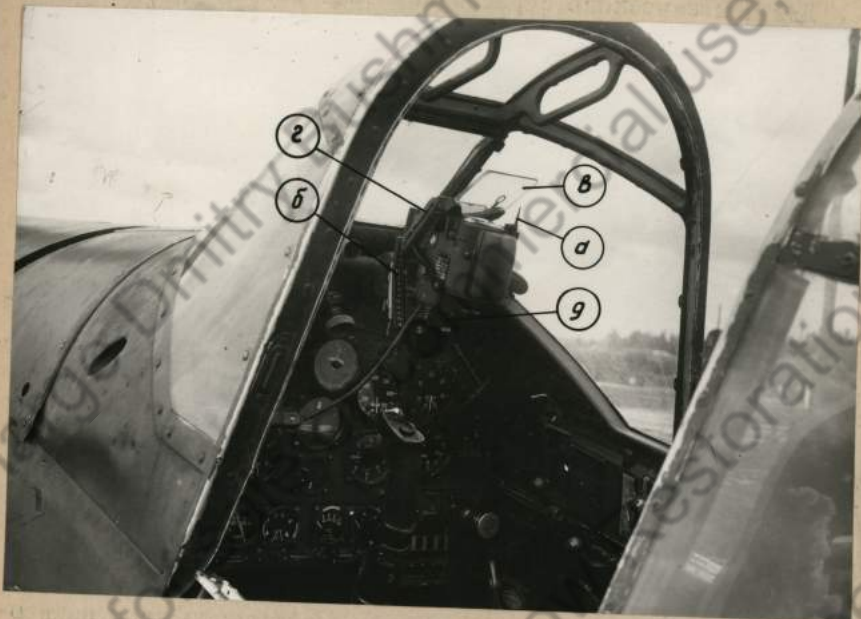


Фото № 67 - Установка прицела Revi с/12Д на самолете Д-87:

- а) - механический прицел;
- б) шкала делений в градусах с левой стороны прицела;
- в) отражатель;
- г) светофильтр в опущенном состоянии;
- д) ручка реостата регулировки подсвета.

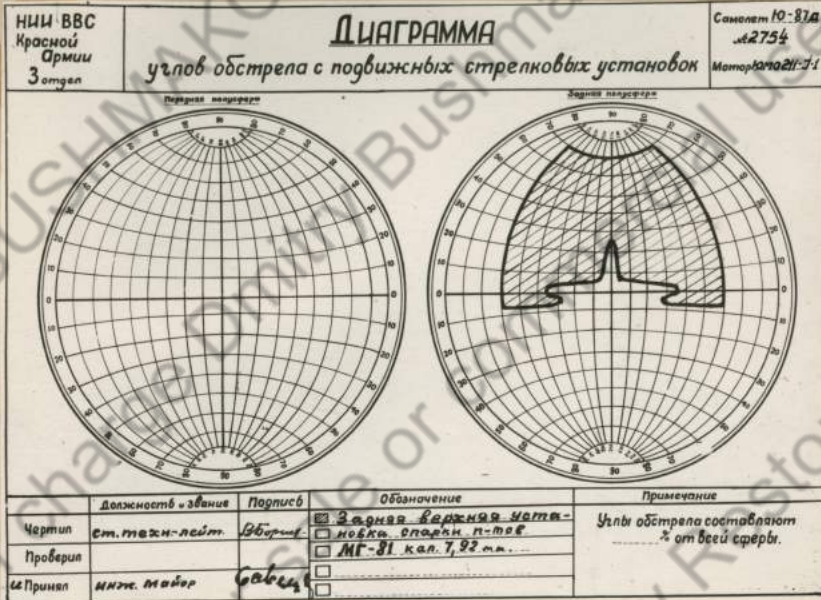


Фото № 68.

ОСНОВНЫЕ ВАРИАНТЫ БОМБОВОЙ ЗАГРУЗКИ.

Калибры бомб.	Подфюзеляжные держатели.	Подкрыльные держатели.	Общий вес кг
РС-1800 РС	I	-	1800
РС-1400	I	-	1400
РС-1000	I	-	1000
СС - СС - 500	I	-	500
СС -250	I	2	750
СС -50	-	4	200



- В В О Д Н -

1. Конструкции стрелковых установок на самолете интереса не представляют.

2. Стрелковое вооружение самолета мало эффективно и может служить только для самообороны.

Турельная установка обеспечивает достаточные углы обстрела, а именно: вверх  $-70^{\circ}$ ; вниз с борта  $8^{\circ}$  и в стороны по  $60^{\circ}$ .

3. Автоматическая перезарядка неподвижного оружия на немецких самолетах имеет широкое применение и дает большие преимущества: она освобождает летчика от необходимости наблюдения за готовностью оружия к стрельбе и обеспечивает постоянную готовность его к ведению огня.

4. В конструкции бомбардировочного вооружения интерес представляет простота устройства механизма вывода бомбы из площади ометаемой винтом при бомбометании с пикирования.

5. Окно в полу кабины летчика обеспечивает определение момента ввода самолета в пикирование под углами  $45-50^{\circ}$ .

Линии, нанесенные на плексигласе с правой стороны фонаря кабины летчика и оцифрованные в угловых величинах, обеспечивают выполнение пикирования под заданными углами. Эти дополнительные устройства представляют интерес и оправдывают целесообразность подобного устройства на наших пикирующих бомбардировщиках.

НАЧАЛЬНИК 5 ОТДЕЛЕНИЯ 3 ОТДЕЛА НИИ ВВС  
КРАСНОЙ АРМИИ  
ИНЖЕНЕР-МАЙОР (ЛОСЬ) *Лось*

" 28 " августа 1943 года.

ВЕДУЩИЙ ИНЖЕНЕР 3 ОТДЕЛА НИИ ВВС  
КРАСНОЙ АРМИИ  
ИНЖЕНЕР-МАЙОР (САВЕЛЬЕВ) *Савельев*

" 28 " августа 1943 года.

СПЕЦБОРУДИ ОВА НИИ .

I. КРАТКОЕ ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ .

Пилотажно-навигационное оборудование и приборы контроля ВМГ .

Объем навигационно-пилотажного оборудования и приборов контроля работы ВМГ приведен в перечне. Установлены приборы только в кабине летчика. Группа пилотажных приборов размещена на амортизированной панели. Все остальные приборы амортизации не имеют.

На ряду с приборами старых типов, самолет оборудован новейшими образцами аппаратуры: дистанционным магнитным компасом, электрогироскопическим указателем поворота, радиополукомпасом  $Бг-4$ , расходомером горючего.

Радиополукомпас  $Бг-4$ , имеет внутрифюзеляжную рамку без поворотного механизма. Управление радиополукомпасом находится у летчика.

Контроль за расходом горючего осуществляется электрическим бензинометром с переключателем на правый и левый центропланные баки и сигнализаторами критического уровня горючего. Датчики бензинометра и сигнализаторов конструктивно объединены и установлены в центропланных баках. Идентичный сигнализатор установлен в нижней маслобаке. Расходомер того же типа, что и на испытанном в НИИ ВВС Красной Армии самолете  $Уе-III$  Н-11.

Контактный высотомер служит только для подачи звукового сигнала /сирены/ при достижении заданной высоты вылета из пикирования. С автоматом пикирования высотомер не связан.

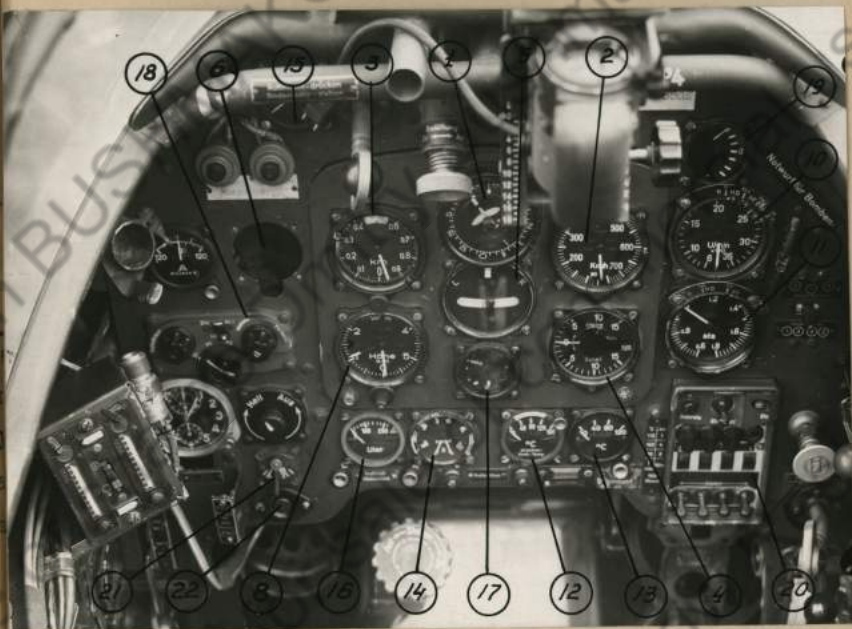
Контактный высотомер представляет из себя обычный анероидный указатель высоты, у которого имеется подвижная заданная стрелка устанавливаемая вручную на требуемую высоту и стрелка работающая от анероидной системы. Стрелки имеют контакты - замыкающиеся при совпадении их. Система автомата пикирования отличается от таковой на самолете И-88, хотя применены те же агрегаты /см. сравнительные схемы АП" на фото/. Освещение приборов производится cabinными лампами.



ПЕРЕЧЕНЬ

НАВИГАЦИОННО-ПИЛОТАЖНОГО ОБОРУДОВАНИЯ И ПРИБОРОВ КОНТРОЛЯ РАБОТЫ ДВГ САМОЛТА И-87 И-3.

№№ ПП	Наименование	Тип	Кодич.	Примечание
1.	Компас	Истин	I	Дистанционный, электрическая передача показаний
2.	Указатель скорости		I	Однострелочный, до 800 км/ч
3.	Указатель высоты		I	Однострелочный до 1000 м
4.	Вариометр		I	до 15 м/сек. без баки
5.	Указатель поворота		I	Гирэлектрич. на постоянном токе.
6.	Часы		I	
7.	Трубка Пито		I	С электрообогревом.
8.	Радиополукомпас	Ez-4	I	Диапазон 245-400 кгц, с неповоротной рамкой
9.	Контактный указатель высоты		I	С реле типа А-1, двухстрелочный, одна стрелка красная - задающая, другая рабочая.
10.	Тахометр центробежн.		I	Однострелочный до 3500 об/мин
11.	Мановакууметр		I	Однострелочный до 1,8 атм
12.	Термометр масла электр.		I	до 130°, один указатель и два приемника.
13.	Термометр воды электр.		I	до 130°, один указатель и один приемник.
14.	Манометр бензина и масла без приемника		I	Двухстрелочный, бензин до 3 атм, масло до 15 атм
15.	Расходомер горючего		I	Электрический
16.	Бензиномер электр.		I	С переключателем.



✓ Фото № 69. Приборная доска летчика.

- I-16 - в соответствии с перечнем.
- 17 - Индикатор РПК.
- 18 - Пульт дистанционного управления РПК.
- 19 - Указатель заслонки водоредукторов.
- 20 - Пульт бомбоворужения.
- 21 - Переключатель бензиномера.
- 22 - Кнопка аварийного выключения аккумулятора.



ЭЛЕКТРОБОРДУ АВИАНИИ

Электросеть самолета 24-х вольтовая, двухпроводная, полностью экранированная. Экранировка выполнена оплеткой. Прокладка проводов в фюзеляже произведена в коробах. В местах разъемов применены экранированные штапельные соединения. Широко применена металлизация.

Защита сети централизованная и сосредоточена на ЦРМ, установленном на левом борту кабины летчика. Предохранителями и выключателями служат биметаллические автоматы.

Источники питания состоят из генератора фирмы Бон, мощностью 2000 ватт и работающей параллельно с ним аккумуляторной батареи емкостью 7,5 амп/час, установленной у правого борта кабины стрелка.

Регуляторная коробка типа ЭМ72/192 модернизированного образца по сравнению с известными нам образцами.

В цепи "генератор-РК" установлен типовой двухполюсный фильтр типа ЭМ/С75/75.

Бортовая розетка включения наземного источника питания установлена на правом борту фюзеляжа, рядом со штуцером бортовой зарядки кислородом.

Запуск двигателя производится электроинерционным стартером. Питание стартера возможно только от наземного аккумулятора, для чего установлена бортовая розетка на левой стороне моторной установки, не связанная с электросетью самолета. Питание реле стартера и пускового зажигания только от бортовой электросети. Предусмотрен ручной привод стартера.

На самолете применены электромагнитные клапаны для управления гидравлическим агрегатом включения пропеллерных сирен и управления заслонками водородяторов.

Для электрообогревательной одежды установлены резисторы и штапельные розетки.

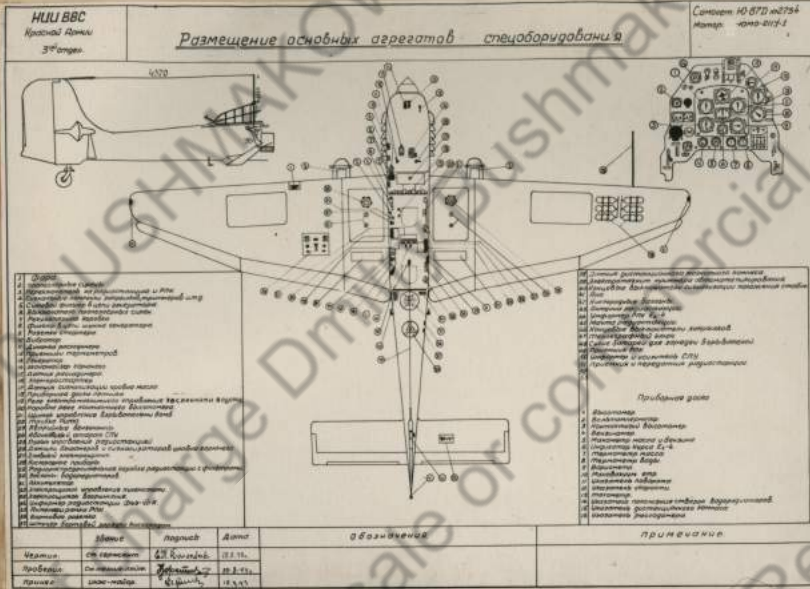


Фото № 70. Размещение основных агрегатов спецоборудования

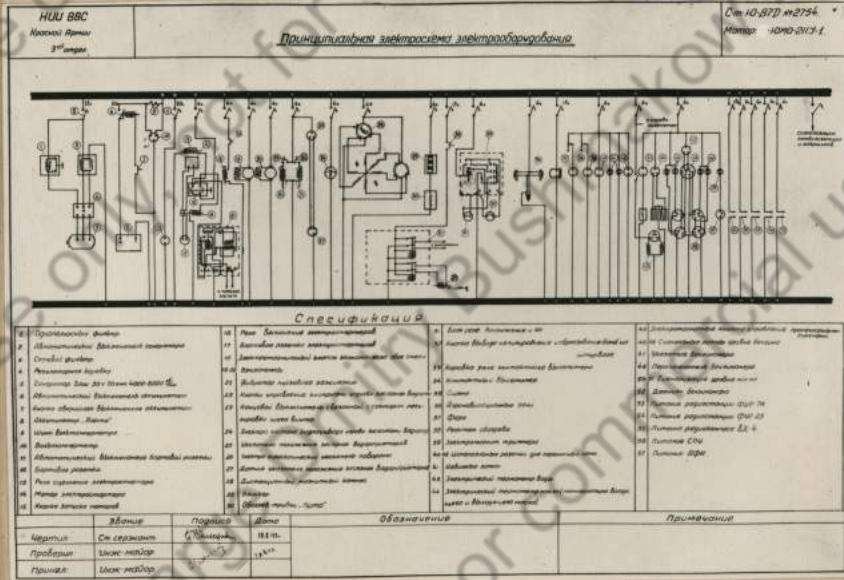


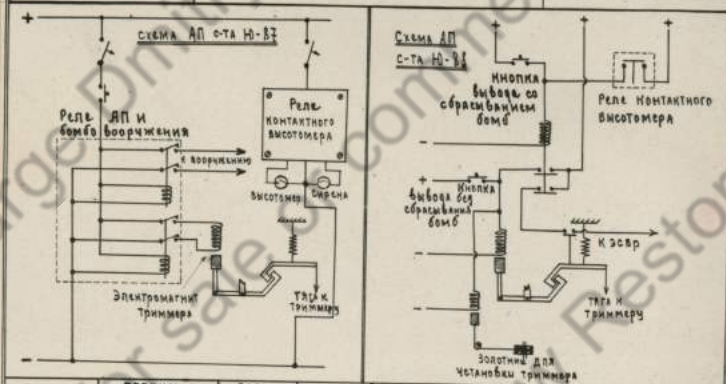
Фото № 71. Принципиальная электрическая схема электрооборудования



3-й отдел  
НИИ ВВС КА

Принципиальные электросхемы  
автомата пикирования  
с-тов Ю-87 и Ю-88

с-т Ю-87  
с мотором ЮМО-211-1  
с-т Ю-88  
с мотором ЮМО-211-В



	ПОДПИСЬ	ДАТА	ОБОЗНАЧЕНИЯ	ПРИМЕЧАНИЯ
Чертил	<i>Морозов</i>	8.8.43.		
Проверил	<i>Морозов</i>	1.1.43.		
Принял	<i>Морозов</i>	9.3.43.		

✓ Фото № 72. Принципиальные схемы автоматов пикирования.

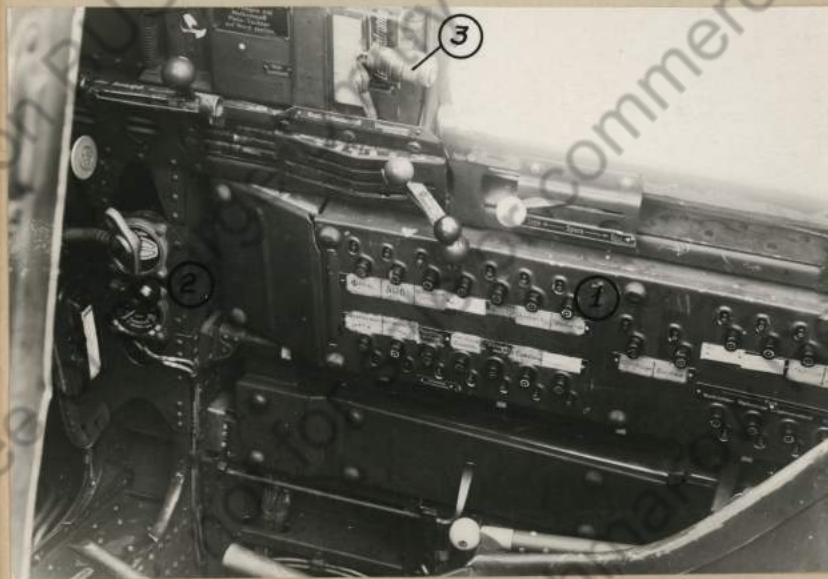


Фото № 73. Правый борт кабины летчика.

1. Центральный распределительный щит.
2. Индикатор кислородного потока и манометр.
3. Кабинная лампа.



Свето-техническое оборудование состоит из: аэро-навигационных огней, посадочной фары с лампой мощностью 320 ватт и cabinных ламп. Фары имеют застекление, являющееся светофильтром желтого цвета.

СРЕДСТВА СВЯЗИ.

Самолет оборудован прямо-передающей радиостанцией РМТ-УП с диапазоном волн от 3500 до 5000 кгц. Прежние образцы этой радиостанции имели диапазон от 2500 до 3750 кгц. Конструктивно радиостанция изменений не имеет.

Приемник и передатчик размещены в кабине стрелка на специальной монтажной раме. Умформер радиостанции установлен за броней на правом борту. Стрелок может вести передачу с самолета только по телеграфу, а летчик только телефонно /кнопка включения передатчика установлена на ручке управления самолетом/. Прием на самолете возможен только телефонной передачей.

Для связи экипажа установлено внутрисамолетное переговорное устройство типа TV-10. Предусмотрен вызов голосом одного члена экипажа другим, чем бы тот не был занят на радиосаппаратуре.

На ПРП установлен автомат защиты для радиостанции РМТ-25. Самой станции и места подготовки для ее установки на самолете нет.

КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ.

Кислородное оборудование состоит из легочных автоматов Дрегер Ауэр, 6-ти двухлитровых фигурных баллонов, вес баллона 2,5 кг, установленных в правой консоли крыла, и штуцера бортовой зарядки с обратным клапаном. Редукторы установлены раздельно от манометров и индикаторов кислородного потока.

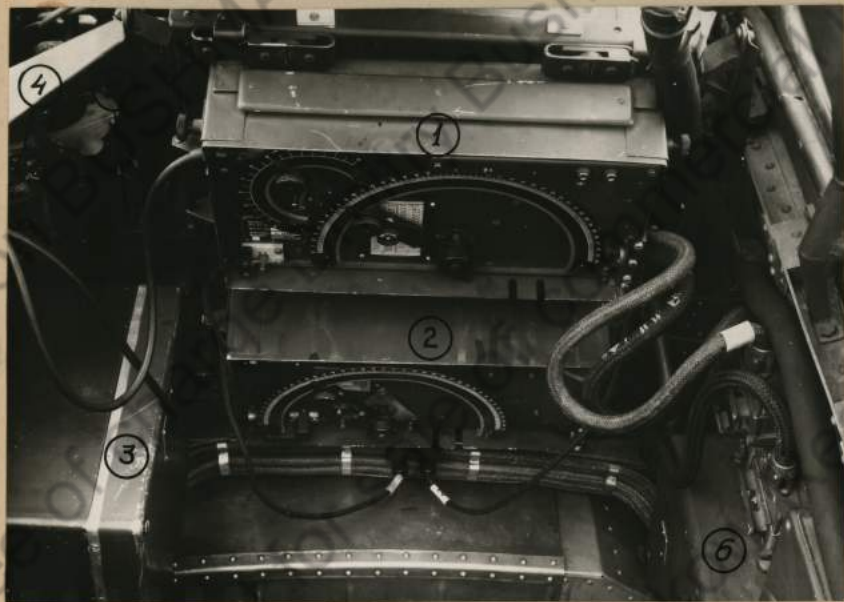


Фото №74. Установка радиооборудования в кабине стрелка.

1. Передатчик.
2. Приемник.
3. Приемник РПК "Е-4".
4. Индикатор настройки передатчика.
5. Усилителя СПУ.
6. Ресепредельная коробка радиостанции.



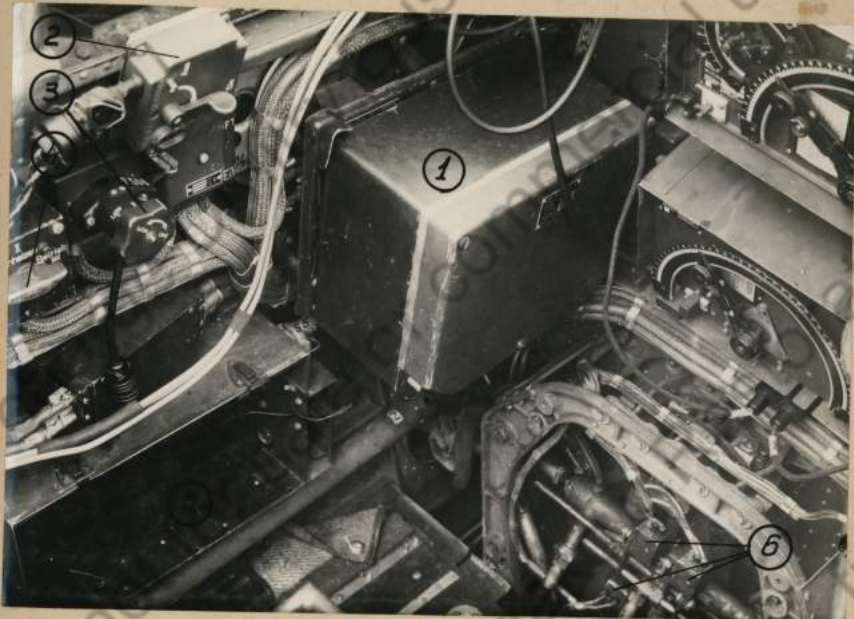


Фото № 75. Левый борт кабины стрелка.

1. Приемник РПК "Б-4".
2. Шиток и релетат для включения обогревательной одежды.
3. Абонентский аппарат СПУ.
4. Шиток включения радиостанции.
5. Контейнер аварийной батареи взрывателей бомб.
6. Концевые выключатели сигнализации закрылков.



Фото № 76. Внутри деревянная установка рамки РПК "Б-4".

1. Рамка.
2. Антенна РПК.



АЭРОФОТООБОРУДОВАНИЕ.

Для аэрофотооборудования на самолете предусмотрено только: кнопка управления АФА, установленная на секторе газа и выключатель-автомат на ЦРП. Фотолака, крепления для камеры АФА и т.д. на самолете нет.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ.

Спецоборудование самолета испытывалось в дневных аэродромных, маршрутных и высотных полетах.

В результате испытаний установлено:

Пилотажно-навигационное оборудование и приборы контроля ВМГ.

1. Застой дистанционного магнитного компаса на земле при неработающем моторе и трехточечном положении самолета = 7-9°.

2. Остаточная девиация магнитного компаса:

МК	0	30	60	90	120	150	180	210	240	270	300	330	х/
К	+0,5	+0,5	+0,5	0	-1,5	-1,5	0	+1	+0,5	+0,5	-1	0	х/
МК	0	38	-	88	130	-	180	225	-	272	-	317	хх/
К	-4	-4	-	-1	-2	-	+1	0	-	0	-	0	хх/

х/ Снята в Германии по графику на самолете.

хх/ Снята в НИИ ВВС Красной Армии при трехточечном положении.

3. Изменение напряжения бортовой сети от 26 вольт на +8 вольт не вызывает изменений в показании компаса.

4. Контактный высотомер включает звуковую сигнализацию за 240-250 метров от установленной на высотомере высоты.

ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЕ

1. Сопротивление изоляции электросети, замеренное при температуре наружного воздуха -18° и относительной влажности 40%, равно:

плюс розетки аэродромного питания, потребители все выключены,

минус -" -" -" -" -" -2000 ом.

плюс -" -" -" -" -" потребители все включены -2000 ом.

2. Потребляемые ток и приемниками мощности, ориентировочный электроэнергетический баланс и сопротивление узлов металлизации даны в таблицах.

3. Генератор включается при 1300 об/мин, выключается при 1000 об/мин. На плавире в/л при посадке / мотор имеет 800-900 об/мин.

СРЕДСТВА СВЯЗИ.

1. Отдача тока в антенну, по мере радиоприему на земле и в воздухе приведены в таблицах.

2. Внутрисамолетная связь по СПУ осуществляется хорошо. Напряжение звуковой частоты на телефонах при нормальном разговоре  $U_{ac} = 27$  вольт / равно 20-23 вольт.

3. Оперирование со средствами связи сложно - много переключателей разнесенных в разные кабины.

4. Дальность телефонной радиосвязи с наземной отечественной станцией П-АК при Н = 1800 метров равна:

передача с самолета на землю до 60 км  
прием на самолете до 100 км.



4. Длительность действия радиополукомплекса не определялась, вследствие того, что волна на которой работает маяк НИИ не соответствует диапазону РЧК ВЭ-4.

КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ.

- 1. Кислородное оборудование в полетах до 6000 м по прибору, работало вполне удовлетворительно.
- 2. Запас кислорода обеспечивает полет на высоте 6000 м с учетом набора высоты и спуска, в течение 2,5 час. т.е. ориентировочно 60-70% наибольшей продолжительности полета.

ТАБЛИЦА - МОЩНОСТЕЙ, ПОТРЕБЛЯЕМЫХ ТОКОПРИЕМНИКАМИ НА САМОЛЕТЕ В-87-Д-3.

№ п/п	Наименование потребителя.	Тип	К-во	Мощность, потребляемая одним агрегатом в ваттах.	Характер работы.	Примечание.
1	2	3	4	5	6	7
1.	Бензопомпа		2	75	Одновременно, длительно в полете.	
2.	Управление заслонками водорадиатор.	Электромагнит. клапана	1	50	Кратковремен. на земле и в полете.	Время закрыт. - " - открат.
3.	Прибор контроля работы ВМ			12-15	Длительн. на земле и в полете.	
4.	Управление запуском мотора и зажигания.			300	Кратк. временно на земле.	
5.	Мотор электростартера		1		- " -	Питается от са- мостоят. аккумуля- лятора.
6.	Сигнализация отбоя зазора и закрывков			15	Длит. на земле и в полете.	
7.	Освещение	Кабл. лампы.		30	- " -	





Мощность эл. спусков и эл. пневмоперезарядки не за мерена и не учтена.

1	2	3	4	5	6	7
8.	А Н О			75	Длит. на земле и в полете.	
9.	Фара		1	320	Кратковрем. в полете	
10	Управление сиренами	Пропеллер.	2	40	" "	
11	" " бомбовооружением, автоматом пикирования.			400	" "	
12.	Кладан экономизера с остатка смеси.		1	25	Длительн. в полете.	
13	Светильная сирена и контакты. вастомер		1	45	Кратковремен. в полете.	
14	Компас		1	15	Длит. в полете и на земле.	
15	Указатель поворота		1	15	" "	
16	Обогрев трубки Дито		1	37	Длит. в полете.	
17	Радиополукомпас	БЗ-4	1	115	" "	
18	С П У	ТВ-10	1	70	Длит. в полете и на земле.	
19	Радиостанция	ЭУГ-Льв	1			



1	2	3	4	5	6	7
	Присл и накал лампы на релативика			165	Длит. в полете	
	Передача телефоном			200	Кратковрем. в полете.	
	Передача телеграфом			200	" "	



ОРИЕНТИРОВОЧНЫЙ ЭЛЕКТРОЭНЕРГЕТИЧЕСКИЙ БАЛАНС  
САМОЛЕТА Д-87 Д-3.

	Мощность источника питания.	Длительная максимально- возможная на- грузка ватт.	Кратковремен. максимально- возможная на- грузка ватт.
На земле	Аккумулятор емкостью 7,5 ампчас	ок. 400	460-500
В воздухе	Генератор 2000 ватт. Аккумулятор емкостью 7,5 ампчас	645 <sup>х)</sup>	1020 <sup>х)</sup>

ПРИМЕЧАНИЕ: Общая мощность электро-потребителей,  
установленных на самолете = 1645 ватт.

х) Без учета зарядки аккумулятора и обогрева  
одежды.

- ТАБЛИЦА -  
СОПРОТИВЛЕНИЕ МЕТАЛЛИЗАЦИИ САМОЛЕТА Д-87 Д-3.

№№ пп	Наименование узла.	Замерен. сопротив. в омах.	Норма по тех.треб. д/отечест. самолетов.	Приме- чание
1	2	3	4	5
1.	Мотор-моторама	0,0018	0,002	
2.	Картер-магнето	0,0004	0,0001	
3.	Коллектор-зажигания -картер	0,00045	0,0001	
4.	Свеча-магнето	0,0004	0,0001	
5.	Генератор-мотор	0,0001	0,0001	
6.	Пусковая катушка-мотор	0,0034	0,0001	
7.	Масляный мотор	0,0014	0,002	
8.	Водорадиатор-мотор	0,013	0,002	
9.	Центроплан-мотор	0,0018	0,002	
10.	Стойка шасси-обтекатель шасси	0,0002	0,002	
11.	Фильтр-фюзеляж	0,0003	0,0006	
12.	ПК-центроплан (фюзеляж)	0,0006	0,0006	
13.	Центроплан-обтекатель шасси	0,0012	0,002	
14.	Плоскость-элерон	0,0084	0,002	
15.	Посадочные штыки-центроплан	0,0042	0,002	
16.	Плоскость-центроплан	0,0001	0,002	
17.	Руль поворота-стабилизатор	0,013	0,002	
18.	Триммер руля поворота - руль поворота	0,0066	0,002	
19.	Руль глубины-стабилизатор	0,0014	0,002	
20.	Стабилизатор-фюзеляж	0,0006	0,002	
21.	Радиоприемник-фюзеляж	0,044	0,0006	
22.	Радиопередатчик-фюзеляж	0,0036	0,0006	
23.	Радиоприемник-его подставка	0,0011	0,0006	
24.	Усилитель СВЧ-фюзеляж	0,006	0,002	
25.	Абонентский аппарат-фюзеляж	0,009	0,002	
26.	Тяги управления-фюзеляж	0,14	0,002	
27.	Умформер передатчика-фюзеляж	0,048	0,002	
28.	Умформер ВЧ -4-фюзеляж	0,078	0,002	
29.	Пулеметная установка-фюзел.	0,36	0,002	
30.	Бронь стрелка-фюзеляж	0,006	0,002	
31.	Бомбодержат.-фюзеляж	0,0001	0,002	
32.	Приборная доска л.-фюзеляж	0,0001	0,002	
33.	Стойка штурвала-фюзеляж	0,0062	0,002	
34.	Бронеспинка летч.-фюзеляж	0,078	0,002	
35.	Ц.Р.Щ.-фюзеляж	0,002	0,002	
36.	Фонарь летчика-фюзеляж	∞	0,002	
37.	"- стрелка-фюзеляж	0,12	0,002	
38.	Пропеллеры, сирены-фюзеляж	∞	0,002	
39.	Тормозн. решетки-крыло	более 0,36	0,002	



166-

9. Все приборы и аппаратура самолета уже известны по другим немецким трофейным самолетам, испытанным ранее.

1а Начальник 6 ОТДЕЛЕНИЯ 3 ОТДЕЛА  
НИИ ВВС КРАСНОЙ АРМИИ  
ИНЖЕНЕР-МАЙОР (ЛЕБЕДЕВ).

" 23 " августа 1943 года.

Ведущий инженер 3 ОТДЕЛА НИИ ВВС  
КРАСНОЙ АРМИИ  
ИНЖЕНЕР-МАЙОР (ВЕРШИЛО).

" 28 " августа 1943 года.

167-

ДНЕВНИК ИСПЫТАНИЙ САМОЛЕТА И-87Д № 2754

№ пп	Дата	Наименование работ	Кол-во полетов	Продолжительность полета, час. мин	Затрачено время, ч/час	Примечание
1	2	3	4	5	6	7
1.	12.06	Самолет прибыл в НИИ				
2.	08.06 по 06.07	Ремонт и изучение самолета				
3.	7.7	Километр реж	1	0.20	20	Задание не выполнено из-за высоких темп. в реж. полете.
4.	8.7	Ремонт самолета и доводка ВМГ				
		Километр реж	1	0.45	16	
		Ремонт самолета и доводка ВМГ				
5.	09.07 по 10.07	Перелет в испытаниях. Замена мотора на самолет			180	
		Проба мотора в воздухе после установки	1	0.45		
		Километр реж	1	0.05		
6.	20.7	Замена маслоредуктора и уплотнительных элементов редуктора			12	Задание не выполнено из-за нехватки времени.





1	2	3	4	5	6	7
7.	21.7.	Взлетно-посадочные свойства	5	0.20		Задание не выполнено - створ тормоз правого колеса.
8.	22.7.	Ремонт се колеса. Замена кромки и тормоза правого колеса	-	-	12	Полеты на И-87 за прещены ИВО.
9.	23.7.	Самолет исправен	-	-	-	Погода не летания.
10.	с 24.7 по 26.7	Взлетно-посадочные свойства	7	0.45	-	Нет высотных полеты.
11.	27.7.	Самолет исправен	-	-	8	Погода не летания.
12.	с 28.7 по 29.7	Замеры кромки и оперения	I	1.10	-	Погода не летания.
13.	30.7.	Километр рех	-	-	8	с 9.00 погода не летания.
14.	31.7.	Самолет исправен	I	1.30		Задание не выполнено из-за отсутствия по году.
15.	1.8.	Замеры кружки кромки	2	1.30		При запуске мотора 1/второго вылета, взгорелся мотор. Ремонт
		Полеты на зубцы	I	1.30		с-те в поже ре.
		Скоропод" емкость и скорости по высотам.	I	1.40	10	



1	2	3	4	5	6	7
16.	2.8.	Скоропод" емкость и скорости по высотам.	I	1.30	-	Задание не выполнено. Отказ испытательных приборов.
17.	3.8.	Скоропод" емкость и скорости по высотам.	I	1.20	-	
18.	4.8.	Ремонт самолета, замена электроинерционного стартера	-	-	16	
		Скоропод" емкость и скорости по высотам.	I	1.35		
		Маневренность	I	0.50		
19.	5.8.	Проверка	I	1.30		Задание не выполнено из-за отсутствия видности по тарнизо-ну.
20.	6.8.	Проверка	I	1.20		
		Маневренность	I	1.00		
		Облеты	3	1.40		
21.	7.8.	Дополнительные облеты	4	2.20	6	
		Ремонт мотора	-	-		
22.	с 8.8 по 17.8	Самолет не исправен. Мотор треснул замена.	-	-		
		Всего:	35	21.55		



ИЗЛОЖЕНИЕ

### Контрольная карточка

хода оформления АКТА — ОТЧЕТА (подчеркнуть)

Наименование и номер объекта С-4 10-8723 2-го  
№ 2754 с лицензией № 2117-1 и лицензия инженера

Отдел 3-й, исполнители:  
инж. кап. Самозвездин В. и инженер-техник Жданов В.  
приказ № 469, от 8 июля 1943

ПРОХОЖДЕНИЕ ОБЪЕКТА	Дата	Подпись
Поступил на испытания . . . . .	12.6.43	Мамонтов
Начаты летные испытания . . . . .	7.7.43	Мамонтов
Прерваны испытания . . . . .	9.9.43	Мамонтов
Возобновлены испытания . . . . .	20.7.43	Мамонтов
Завершены летн. испытания . . . . .	17.8.43	Мамонтов
Сдан отчет в машин. бюро . . . . .	20.8.43	Мамонтов
Сдан отчет начальнику отделения . . . . .		
Сдан отчет начальнику отдела . . . . .	30. VII	Мамонтов
Подписан начальником отдела . . . . .	31. VII	Мамонтов
Сдан в сек. часть — экспед. отдела . . . . .		
Сдан в сек. часть — экспед. Штаба НИИ . . . . .		
Сдан в КПО . . . . .	31.8.43	Мамонтов
Сдан отчет командованию НИИ . . . . .		
Возвращен для исправлений . . . . .		
Утвержден (подпис.) Начальником НИИ . . . . .	2.9.43	Мамонтов
Послан главному инженеру ВВС КА . . . . .		
Утвержден главным инжеп. ВВС КА . . . . .		
Возвращен от главы инженера ВВС КА . . . . .		
Разосл. по адресам за № <u>от</u> . . . . .		
<i>Получен отчет из машин. бюро 29.8.43 Мамонтов</i>		

346. 741.

*Всего в отчете  
содержится 169 страниц  
сильно исписанный девять стр.  
и семидесяти пяти фото.  
Взнос Клейбу*