

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ПО ОБРАЗОВАНИЮ
ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П. КОРОЛЕВА»

В.А. ЗРЕЛОВ, М.Е. ПРОДАНОВ, А.Ю.ЦОЙ

**ФОРМИРОВАНИЕ ДАННЫХ
ПО ПАРАМЕТРАМ И ПРИМЕНЕНИЮ
ДВИГАТЕЛЕЙ-ПРОТОТИПОВ
ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ
АВИАЦИОННЫХ ГТД**

*Утверждено Редакционно-издательским советом университета
в качестве учебного пособия*

САМАРА
Издательство СГАУ
2006

УДК 621.45.004 (075.8); 629.73.02 (075.8)

ББК 39.53; 39.55

3 - 89



**Инновационная образовательная программа
"Развитие центра компетенции и подготовка
специалистов мирового уровня в области аэрокосмиче-
ских и геоинформационных технологий"**

Рецензенты: зам. ген. директора
ОАО СНТК им. Н.Д.Кузнецова А. А. Маслов,
канд. техн. наук, доц. С. А. Шустов

Зрелов В.А.

3 - 89

**Формирование данных по параметрам и применению двигателей-
прототипов при проектировании авиационных ГТД: учеб. пособие
/ В.А. Зрелов, М.Е.Проданов, А.Ю. Цой. – Самара: Изд-во Самар. гос.
аэрокосм. ун-та, 2006. – 95 с. : ил.**

ISBN 5-7883-0454-7

Рассмотрены варианты расположения и способы крепления двигателей на самолётах. Приведены основные параметры отечественных самолётов с указанием количества, типа и обозначения двигателей. Показаны примеры расположения и крепления двигателей на отечественных самолётах. Изложены основы расчётов узлов крепления двигателей.

Учебное пособие предназначено для студентов самолётных, двигательных и эксплуатационных факультетов, обучающихся по специальностям «Самолёто- и вертолётостроение», «Авиационные двигатели и энергетические установки», «Техническая эксплуатация самолётов и двигателей».

УДК 621.45.004 (075.8);
629.73.02 (075.8)
ББК 39.53; 39.55

ISBN 5-7883-0454-7

© Зрелов В. А., Проданов М.Е., Цой А.Ю., 2006
© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2006

Оглавление

Условные обозначения.....	4
Введение	5
1. Основные параметры отечественных самолётов.....	6
2. Размещение двигателей на самолёте	25
2.1. Требования к силовой установке	45
2.2. Анализ вариантов размещения двигателей на самолёте.....	48
3. Крепление двигателя к самолёту.....	51
3.1. Конструкция узлов крепления двигателей.....	52
3.1.1 Крепление ТВД.....	53
3.1.2 Крепление ТРД на самолёте	55
3.1.3 Крепление ТРДД на пилонах хвостовой части фюзеляжа	65
3.1.4 Крепление ТРДД на пилонах под крылом	67
4. Нагрузки на узлы крепления двигателей.....	73
4.1. Тяга Р	73
4.2. Массовые силы.....	73
4.3. Реактивный крутящий момент	74
4.4. Аэродинамическая нагрузка	74
5. Основы расчета элементов крепления двигателя	74
6. Примеры реализации крепления двигателей на отечественных самолётах	78
Список литературы.....	92

Условные обозначения

P —	тяга двигателя
N_c —	мощность двигателя эффективная
$N_э$ —	мощность двигателя эквивалентная
$C_э$ —	удельный расход топлива ТВД или ТВВД
$C_{уд}$ —	удельный расход топлива ТРД или ТРДД
C_e —	удельный расход топлива ТВаД
π_k —	степень повышения давления в компрессоре
M —	степень двухконтурности
T_Γ —	температура газа на входе в турбину
G_B —	расход воздуха
$M_{дв}$ —	масса двигателя
$D_{винт}$ —	диаметр винта ТВД
$D_{дв}$ —	диаметр двигателя
$L_{дв}$ —	длина двигателя
b —	ширина двигателя
h —	высота двигателя
V_Π —	скорость полета
$V_{кр}$ —	крейсерская скорость
V_{max} —	максимальная скорость
H_Π —	высота полета
L_Π —	дальность полета
$L_{ВПП}$ —	длина взлетно-посадочной полосы
M_0 —	взлетная масса ЛА
$M_{пн}$ —	масса полезной нагрузки ЛА
CY —	силовая установка
$ЦМ$ —	центр масс

Введение

В задании на курсовое и дипломное проектирование авиационных двигателей обычно указываются тип самолёта, его назначение и основные параметры, а также тип, количество и данные применяемых двигателей. При этом для анализа области конструкторских решений, особенно на уровне концепций, а также для формализации проектно-конструкторского процесса необходимо наличие развитой информационной базы данных по основным параметрам самолётов, применяемым в них двигателям, а также по способам размещения двигателей на самолёте и их применению.

Настоящее учебное пособие должно помочь проектировщику на этапе начального проектирования двигателя в комплексной системе двигатель - летательный аппарат осуществлять рациональный выбор двигателя - прототипа. Здесь приводится систематизированная информация об основных параметрах отечественных самолётов, типе и количестве используемых на них двигателей, а также способах размещения двигателей на самолёте, их креплении и усилиях, действующих в узлах подвески двигателей к летательному аппарату.

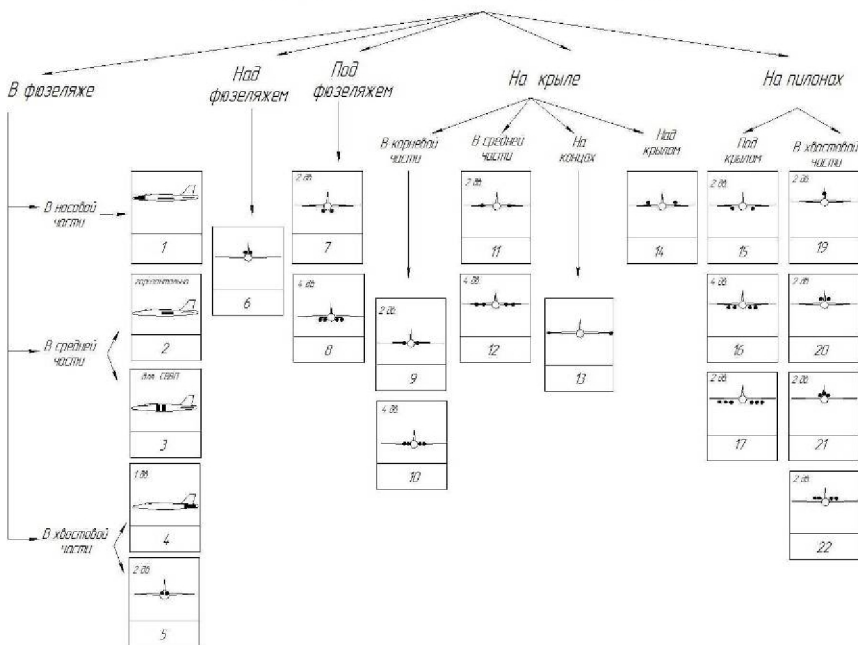
Пособие предназначено для студентов высших учебных заведений, обучающихся по специальностям 160201 «Самолёто- и вертолётостроение», 160301 «Авиационные двигатели и энергетические установки» и 160901 «Техническая эксплуатация самолётов и двигателей».

1. Основные параметры отечественных самолётов

Основным признаком, отличающим самолёты, является их назначение, которое определяет конструкцию самолёта, а также тип и количество двигателей. Схемы размещения двигателей на самолётах приведены в табл. 1. Здесь указаны места расположения ГТД на отечественных самолётах. Расположение двигателей схематично показано на рисунках в таблице 1.

Таблица 1

Схемы размещения двигателей на самолетах



В табл. 2...9 сгруппированы самолёты по применяемым в них двигателям [1]. Здесь представлены основные параметры военных самолётов ВВС (фронтовой, дальней, военно-транспортной авиации), ВМФ, ПВО, а также гражданских самолётов - пассажирских (межконтинентальных, магистральных и региональных) и грузовых. В каждой таблице систематизированы параметры самолётов, использующих двигатели, разработанные следующими отечественными конструкторскими бюро: ОАО «НПО «Сатурн» (здесь приводятся сведения по двум входящим в это НПО конструкторским бюро: «А.Люлька-Сатурн» и ОАО «РБKM».), ОАО «АМНТК «Союз», ФГУП «ТМКБ «Союз», ФГУП «НПП «Мотор», ОАО «Авиадвигатель», ОАО «СНТК им. Н.Д. Кузнецова», ОАО «ОМКБ», ГП «ЗМКБ «Прогресс им. А.Г. Ивченко», ФГУП «Завод им. В.Я. Климова».

Таблица 2

**Основные параметры самолётов с двигателями
ОАО «НПО «Сатурн» (ОАО «А.Люлька-Сатурн»)**

Самолёт	Двиг.	Тип двиг.	Кол-во двиг.	$V_{\max}$, км/ч	L_n , км	$H_{\max}$, м	M_o , т	$M_{п.н.}$, т	Число пас.	Расположение двиг.(из табл.1).
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
ХАИ-2 (пр.)	РТД	ТРД	1	900	-	-	-	-	-	1
ЛаГГ-3 (пр.)	РД-1	ТРД	1	900	-	-	-	-	-	1
Ла-190	АЛ-5	ТРД	1	1190	1150	15600	9,3	-	-	1
Ил-22	ТР-1	ТРД	4	718	865	11100	24	2	-	16
И-211	ТР-1	ТРД	2	950	1550	12000	7,4	1	-	11
И-215	ТР-1	ТРД	2	960	1700	14000	6,9	-	-	11
"150"	АЛ-5	ТРД	2	930	4500	12500	47	6	-	11
Ил-46	АЛ-5	ТРД	2	930	5000	12700	52,4	3...6	-	5
Ил-30	ТР-3	ТРД	2	1000	2000	13000	32,6	2...4	-	11
Ил-54	АЛ-7Ф	ТРД	2	1250	2500	14000	40,7	3...5	-	11
Т-108	АЛ-34-1	ТВД	2	400	580... 2800	8000	5,9	2	19	5
М-101 "Гжель"	АЛ-34-1	ТВД	2	500	600... 1900	-	-	-	4...6	10
Ту-98	АЛ-7Ф	ТРДФ	2	1238	2440	12750	39	8,93 ... 14,9	-	5
Ту-110	АЛ-7П	ТРД	4	1000	3300	12000	79,3	-	-	10
Ту-128 (Ту-28)	АЛ-7Ф-2,-4	ТРДФ	2	1910	2562	15600	43	1,9	-	4
Бе-10	АЛ-7ПБ	ТРДФ	2	910	2960	12500	45	3	-	4
Су-7	АЛ-7Ф	ТРДФ	1	2120	1875		13,6	-	-	4
Су-7Б	АЛ-7Ф,	ТРДФ	1	2120	1875	15150	13,8	-	-	12
Су-9	АЛ-7Ф-1-100У	ТРДФ	1	2120	1800	20000	11,4	-	-	11
Су-10	ТР-1А (ТР-2)	ТРД	4	850	1500	12000	21,1	2	-	4
Су-11 (ЛК)	ТР-1	ТРД	2	940	900	13000	6,35	-	-	4
Су-11	АЛ-7Ф-2	ТРДФ	1	2340	1840	18000	14	-	-	4
Су-17	АЛ-7Ф-1	ТРДФ	1	2230	2300	15250	16,3	3,5	-	5
Су-17М,-,- 20,-22М	АЛ-21Ф-3	ТРДФ	1	1850	560... 2300	15250	19,5	3,5	-	5

Окончание табл. 2

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
Су-24	АЛ-21Ф-3А	ТРДФ	2	1400	560... 2500	11000	36	7,5	-	5
Су-27	АЛ-31Ф	ТРДДФ	2	2430	1500... 4000	18000	30	6	-	5
Су-27,- УБ	АЛ-31Ф	ТРДДФ	2	2500	3680	18500	30	-	-	5
Су-27К	АЛ-31К	ТРДДФ	2	2300	3000	17000	30	6,5	-	5
Су-30,- МК	АЛ-31ФП	ТРДДФ	2	2125	3000	17500	24... 34	8	-	5
Су-34	АЛ-35, АЛ- 35ФМ	ТРДДФ	2	1400	4000	14000	44,3	8	-	5
Су-35	АЛ-35МЛ	ТРДДФ	2	2440	600... 4000	18000	34	8,2	-	5
Су-37	АЛ-31ФП	ТРДДФ	2	2500	1480... 3200	18000	34	8	-	5
МиГ- 23Б	АЛ-21Ф-3	ТРДД	1	1800	850		18,6 15,6	-	-	4
Як-130	АЛ-55	ТРДД	2	1050	2000	12000	8,5	-	-	5
Як-1000	АЛ-5	ТРД	-	-	-	-	-	-	-	11
Су-33	АЛ-33К	ТРДДФ	2	-	-	-	-	-	-	-
Су-37	АЛ-37ФУ	ТРДДФ	2	-	-	-	-	-	-	-
МФИ 1- 44	АЛ-41Ф	ТРДДФ	2	-	-	-	-	-	-	-
Ту-2000 (пр.)	Д-100, Д- 103	ТРДДФ	-	-	-	-	-	-	-	8
Ми- ГАС (пр.)	Д-103, Д- 105	ТРДДФ	-	-	-	-	-	-	-	5

Таблица 3

**Основные параметры самолётов с двигателями
ОАО «НПО «Сатурн» (ОАО «РБКМ»)**

Самолёт	Двиг.	Тип двиг.	Кол-во двиг.	V _{max} , км/ч	L _n , км	H _{max} , м	M _o , т	M _{п.н.} , т	Число пас.	Расположение двиг.(из табл.1).
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
А-40, Бе-40П, -ПТ,-42	Д-30КПВ+РД-38К	ТРДД+ТРД	2 + 2	760 ¹⁾	4000...5500	9700	86	6,530	37105	6
М-2 ("28") (пр.)	ВД-5	ТРД	4	820...970	850012500	17000	185	5	-	12
"31" (пр.)	ВД-5	ТРД	4	1000	8000	15000	182	12	-	
М-17	РД-36-51В	ТРД	1	750	-	21880	18,4	-	-	4
М-50	ВД-7Б + ВД-7М	ТРД	2+2	1950	7400	16500	210	30	-	11+13
ЗМ (М-6)	ВД-7	ТРД	4	940	11850	12150	202	24	-	10
ЗМЕ	ВД-7П	ТРД	4	925	109513600	12000	192	24	-	10
ЗМН, ЗМД	ВД-7Б	ТРД	4	925	10950	12150	192	24	-	10
ВТ-Т "Атлант"	ВД-7МД	ТРД	4	550	-	8000	190	40	-	10
Ту-22	ВД-7М+РД36-35Т	ТРДФ	22	1640	5650	13500	94	9	-	6
Ту-22Р	ВД-7М	ТРДФ	2	1510	4900	14700	84	12	-	6
Ту-22К	РД-7М2	ТРДФ	2	1610	4900	13500	92	13	-	6
Ту-144Д	РД36-51А	ТРДФ	4	2000...2350 ¹⁾	6180..5800	20000	207	-	70...150	8
Т-4 (Су-100)	РД36-41	ТРДФ	4	3200	6000	25000	125	-	-	8
Як-38	Р27В-300+РД36-35ФВ	ТРД+ТРД	1+2	1210	460...1100	14000	10,3	1	-	4+3
Як-38М	Р28В-300+РД-38	ТРД+ТРД	1+2	1050	680...1500	14000	11,3	1...1,5	-	4+3
Як-141	Р79РД-41	ТРДДФ+ТРД	1+2	1800	2100	15000	15,819,5	1...2,65	-	4+3
101-Н (пр.)	ТВД-1500	ТВД	2	550 ¹⁾	2000	8000	9,0	2,0	19	11
"105-11"	РД36-35К	ТРД	1	-	-	-	-	-	-	-

Продолжение таблицы 3

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
АН-38	ТВД-1500	ТВД	2	350 ¹⁾	460...220 0	6000	8,8	-	9...26	11
АН-71	Д-436К+ РД-38А	ТРДД +ТРД	2+ 1	600	-	-	-	10	52	15
С-80 (пр.)	ТВД-1500	ТВД	2	360 ¹⁾	1250 2450	6000	10	2,5	23	11
"Ямал" (пр.)	РД-600	ТВД	2	450 ¹⁾	1100... 2800	100...36 00	9,2	2,0		11
Су- 15ВД	АЛ-21Ф РД36-35	ТРДФ+ ТРД	2 + 3	-	-	-	-	-	-	5+3
Т6-1	РД36-35+ АЛ-21Ф	ТРД+Т РДФ	4 2	-	-	-	26,1	-	-	3+5
МиГ- 21ПД	Р13Ф- 300+ РД36-35	ТРД+Т РДФ	1 2	-	-	-	8,2	-	-	4+3
Ил-Х (пр.)	ТВД-1500	ТВД	2	570... 620 ¹⁾	1500	7000	8,7	2,1	19	11
МиГ- 23ПД(2 3-1)	Р27-300+ РД36-35	ТРДФ+ ТРД	1+2	2500	-	-	16,5		-	4+3
АН- 102(пр.)	ТВД-1500	ТВД	1	280	1000	-	5,5	1,8	-	1

¹⁾ - Vкр

Таблица 4

**Основные параметры самолётов с двигателями
ОАО «СНТК им. Н.Д. Кузнецова»**

Самолёт	Двиг.	Тип двиг.	Кол. двиг.	V _{max} , км/ч	L _n , км	H _{max} , м	M ₀ , т	M _{п.н.} , т	Число пас.	Расположение двиг.(из табл.1)
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
"М" (пр.)	ТВ-2Ф	ТВД	8	900	17000	13000	180	5...10	-	-
"26" (пр.)	ТВ-2Ф	ТВД	2	540 ¹⁾	3000	11500	-	5...8	-	-
"Орленок"	НК-12МК НК-8-4К	ТВД ТРДД	1+ 2	400	15000	-	140	20	-	18+ 1
Ил-18 опыт.	НК-4	ТВД	4	646	3800 5500	10000	59,1	14	75 100	11
Ил-62	НК-8-4	ТРДД	4	850 ¹⁾	7750 10000	12000	161,1	23	168 186	21
Ил-86	НК-86	ТРДД	4	900... 950 ¹⁾	3600 5800	11000	210	42	350	16
Ил-96МК (пр.)	НК-93	ТРДД	4	850... 900 ¹⁾	11000	12100	230	58	3504 00	167
Ил-100 (пр.)	НК-123ВР	ТВД	2	350... 400 ¹⁾	500...100 0	4000	3,934 ,03	1,2 1,5	12	11
Ил-106 (пр)	НК-92	ТРДД	4	820... 850 ¹⁾	5000	14000	258	80	-	16
"106" (пр.)	НК-6	ТРДДФ	2	2000	6750	18000	94...9 9	-	-	6
"95/1"	2ТВ-2Ф	ТВД	4	890	14200	13500	156	5...15	-	12
Ту-22М0	НК-144-22	ТРДДФ	2	1530	4140	13000	121	-	-	5
Ту-22М1	НК-144-22	ТРДДФ	2	1660	2200 5000	13000	122	-	-	5
Ту-22М2	НК-22	ТРДДФ	2	1800	5100	13000	122	-	-	5
Ту-22М3	НК-25	ТРДДФ	2	2300	1500 2500	14000	124	24	-	5
Ту-95	НК-12	ТВД	4	882	5000 15400	11300	190 172	25	-	12
Ту-95М	НК-12М	ТВД	4	860	13200	11500	182	-	-	12
Ту-95К,-	НК-12МВ	ТВД	4	700 ¹⁾	10300	11600	185	-	-	12
Ту-95МС,- МК	НК-12МП	ТВД	4	830	11600	10500	185	-	-	12
Ту-96	ТВ-16 (НК-16)	ТВД	4	900	15000	14000	179	12	-	12

Окончание табл. 4

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
Ту-114	НК-12МВ	ТВД	4	770 ¹⁾	8800	12000	173	22,5	120 170	12
Ту-116	НК-12	ТВД	4	770 ¹⁾	10500	12000	122	5	21	12
Ту-126,-	НК-12МВ	ТВД	4	850	12550	13000	175	-	-	12
Ту-142,-	НК-12МП	ТВД	4	925	12550	13500	188	20	-	12
Ту-144	НК-144А	ТРДДФ	4	2350	3240 4300	20000	195	-	100	4,8
Ту-154	НК-8-2	ТРДД	3	850 ¹⁾	4500	11900	98	18	180	20
Ту-154Б	НК-8-2У	ТРДД	3	850 ¹⁾	3300 4500	12000	98	19	1641 80	20
Ту-155	НК-8-2У + НК-88	ТРДД	2+1	-	-	-	-	-	-	20
Ту-156	НК-89	ТРДД	3	850 ¹⁾	2600	12000	100	14	-	20
ТУ-160	НК-32	ТРДДФ	4	2200	12300	15000	275	75	-	8
Ту-304 (пр.)	НК-44	ТРДД	2	-	-	-	-	-	-	15
Ту-334- 200 (пр.)	НК-112	ТРДД	2	800... 820 ¹⁾	2000	11100	46,1	11	126	15
Ту-336 (пр.)	НК-112	ТРДД	-	-	-	-	-	-	-	15
Ан-10 опыт.	НК-4	ТВД	4	580 ¹⁾	1800 3350		54	-	100	12
Ан-20 (пр.)	НК-12М	ТВД	4	690	2700 5000	12000	108	25 40	-	12
Ан-22,- 22А	НК-12МА	ТВД	4	600	5000	8000	225	60	-	12
"125" (пр.)	НК-6	ТРДДФ	2	2500 ¹⁾	4500 4800	-	-	-	-	6
"135" (пр.)	НК-6	ТРДДФ	4	2200	10000	-	205	-	-	8
Ту- 144ЛЛ	НК-321	ТРДДФ	4	-	-	-	-	-	-	8

¹⁾ - V_{кр}

Таблица 5

**Основные параметры самолётов с двигателями
ОАО «ОМКБ»**

Самолёт	Двиг.	Тип двиг.	Кол-во двиг.	$V_{\max}$, км/ч	L_n , км	$H_{\max}$, м	M_o , т	$M_{п.н.}$, т	Число пас.	Расположение двиг.(из табл.1
Ан-28	ТВД-10Б	ТВД	2	335 ¹⁾	800,,, 1400		6,5		17	11
Бе-30	ТВД-10	ТВД	2	450	1200	3000	5,7		14	11
Ан-3	ТВД-20	ТВД	1	230			5,8	1,5... 1,8		1
Ан-38	ТВД-20-03	ТВД	2	350 ¹⁾		6000	8,8		26	11
М-102	ТВД-20М	ТВД	2							11
Т-101	ТВД-10Б	ТВД	1		1270			1,2	9	1

¹⁾ $V_{кр}$

Таблица 6

**Основные параметры самолётов с двигателями
ГП «ЗМКБ «Прогресс им. А.Г. Ивченко»**

Самолёт	Двиг.	Тип двиг.	Кол-во двиг.	$V_{\max}$, км/ч	L_n , км	$H_{\max}$, м	M_0 , т	$M_{п.н.}$, т	Число пас.	Расположение двиг. (из табл.1)
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
Ан-8(П)	ТВ-2Т	ТВД	2	550 ¹⁾	3500	9000	42	5	-	11
Ан-8	АИ-20Д	ТВД	2	560 ¹⁾	3400	9600	38	11	-	11
Ан-10	АИ-20	ТВД	4	630	2850	9500	51,5	-	85	12
Ан-10А	АИ-20К	ТВД	4	630 ¹⁾	1200...4000	10300	54	15	100	12
Ан-12,-	АИ-20М	ТВД	4	780	3600	10200	61	20	-	12
Ан-12АП,-БП	АИ-20К	ТВД	4	617...635 ¹⁾	4800...6500	-	-	-	-	12
Ан-24	АИ-24-2 сер. АИ-24Т	ТВД	2	450 ¹⁾	650...2000	9000	21	5,5	50	11
Ан-26	АИ-24ВТ + РУ-19А-300	ТВД	2+1	540	1240	7500	24	5,5	36 40	11
Ан-30	АИ-24ВТ + РУ-19А-300	ТВД	2+1	540	1240	8300	23	-	-	11
Ан-32	АИ-20ДМ-5 сер.	ТВД	2	510	830...1730	9400	27	8	-	11
Ан-70	Д-27	ТВВД	4	770 ¹⁾	5530...7250	12000	130	35	-	16
Ан-72	Д-36	ТРДД	2	720 ¹⁾	800...2000	10100	32	5	-	14
Ан-74	Д-36	ТРДД	2	720 ¹⁾	1000			10	-	14
Ан-74-П-100	Д-436К	ТРДД	2	-	-	-	-	-	-	14
Ан-124	Д-18Т	ТРДД	4	865	5000	12000	405	120	88	16
Ан-140	ТВЗ-117ВМА-СБМ1	ТВД	2	500...590 ¹⁾	900...2960	-	19,1	-	46...52	11
Ан-180 (пр.)	Д-27	ТВВД	2	800 ¹⁾	1800 7500	10100	71,7	18	1631 75	15
Ан-218 (пр.)	Д-18ТМ,-ТП	ТРДД	2	870 ¹⁾	4570 9400	12100	170	42	3504 00	17
Ан-225	Д-18Т	ТРДД	6	850 ¹⁾	4500...9600		600	250	-	17

Окончание табл. 6

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
Бе-12	АИ-20Д + АИ-8	ТВД	2 1	550	4000	11000	36	3,0	-	15
Бе-200	Д-436ТП	ТРДД	2	720	1100 4000	11000	36	12	64	6
Ил- 18А,-Б,- В,-Е	АИ-20К	ТВД	4	685	3600 5000	10000	61,4	13,5	100 ... 122	12
Ил- 18Д,- 20,-22	АИ-20М	ТВД	4	650 ¹⁾	3700...65 00	10000	64	13,5	100... 122	12
Ил-38	АИ-20М	ТВД	4	685	9500	10000	66	5,5		12
Ил-108 (пр.)	ДВ-2	ТРДД	2	800 ¹⁾	4850	12000			15	16
Т-910	АИ-25ТЛ	ТРДД	2	-	-	-	-	-	-	5
Як-40	АИ-25	ТРДД	3	550 ¹⁾	1200...15 00	-	16	2,72	32	21
Як-42,- А,-Д,-Ф	Д-36 сер. 1,1А	ТРДД	3	820 ¹⁾	1000...18 50	-	52	14,5	120	21
Як-42М	Д-436М	ТРДД	3	-	-	-	-	-	-	21
Як-46 (пр.)	Д-627	ТРДД	2	-	-	-	-	-	-	16
Як-48	АИ-22	ТРДД	2	870	800...450 0	12000	15,7	0,362 ,5	18 27	16
Як-130	ДВ-2С	ТРДД	2	1000	1850	12500	8,5	-	-	5
Як/АЕМ -130	АИ-222	ТРДД		-	-	-	-	-	-	5
Як-142 (пр.)	Д-436М1	ТРДД	3	-	-	-	-	-	-	21
Л-39	АИ-25ТЛ	ТРДД	1	750 ¹⁾	1015	-	-	-	-	4
Л-59	ДВ-2	ТРДД	1	755	800	11500	0,6	1	-	4
Ту- 134М (пр)	Д-436Т1- 134	ТРДД	2	800	3700 4700	12000	47,6	8,2	-	20
Ту-230 (пр)	Д-436Т2	ТРДД	2	850	3000	11000	52,8	18	-	16
Ту-324 (пр.)	АИ-22	ТРДД	2	-	-	-	-	-	-	20
Ту-334	Д-436Т1	ТРДД	2	800... 820 ¹⁾	2000	-	46,1	11	86...1 02	20
Бе-42 (пр)	Д-27А+ РД-33АС	ТВВД + ТРДД	2+2	-	-	-	-	-	-	15
Л-159	АИ-222	ТРДД	1	-	-	-	-	-	-	4
К8-Ј	АИ-25ТЛК	ТРДД	1	-	-	-	-	-	-	4

1) - V_{кр}

Таблица 7

**Основные параметры самолётов с двигателями
ФГУП «Завод им. В.Я. Климova»**

Самолёт	Двиг.	Тип двиг.	Кол- во двиг	$V_{\max}$, км/ч	L_n , км	$H_{\max}$, м	M_o , т	$M_{п.н.}$, т	Число пас.	Расположение двиг.(из табл.1)
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
Як-15	РД-10	ТРД	1	805	510	13350	2,63	0,72	-	1
Як-17	РД-10	ТРД	1	751	717	12750	2,89	0,81	-	1
Як-50	ВК-1	ТРД	1	1170	-	16600	4,15	-	-	4
Ла-150М	РД-10	ТРД	1	805	500	12500	3,34	0,97	-	1
Ла-152	РД-10	ТРД	1	778	500	12500	3,24	0,93	-	1
Ла-168	РД-45	ТРД	1	1080	1275	14500	4,58	-	-	4
Ла-176	ВК-1	ТРД	1	1105	-	15000	3,11	-	-	4
Ла-200,	ВК-1	ТРД	2	1062	1165	15150	7,67	-	-	11
Ту-12	РД-45	ТРД	2	783	2200	11360	14,7	-	-	11
Ту-14 ("78")	РД-45+ РД-500	ТРД	2+ 1	840	1530...35 00	14200	18,5	-	-	11
Ту-14 (Ту-81)	ВК-1А	ТРД	2	860	3000	11200	21...2 5,3	3	-	11
Ту-82	РД-45, ВК- 1	ТРД	2	934	2395	11400	13,51 8,3	-	-	11
Ту-130 (пр.)	ТВ7-117С	ТВД	2	500... 520 ¹⁾	400... 2000	-	20,0	5,0	-	11
МиГ-15,	РД-45Ф	ТРДФ	1	1050	1175...16 68	15200	5,4	-	-	4
МиГ- 15бис	ВК-1А	ТРДФ	1	1076	1330...25 20	15500	6,1	-	-	4
МиГ- 17Ф, - 17ПФ	ВК-1Ф	ТРДФ	1	1145	1160...20 20	16600	6,07	-	-	4
МиГ- 17СР2	ВК-5	ТРДФ	1	1132	2115	16600	6,07	-	-	4
МиГ- 17СИ	ВК-1А	ТРД	1	1114	1185...19 00	15600	5,2	-	-	4
МиГ-29	РД-33	ТРДДФ	2	2450	710... 2400	17500	15,3	4,0	-	5
МиГ- 29К	РД-33К	ТРДДФ	2	2300	600... 3000	17400	19...2 2,3	9,0	-	5
МиГ- 29М	РД-33К	ТРДДФ	2	2450	600... 3200	17000	18	4,5	-	5

Окончание табл. 7

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
Миг-110 (пр.)	ТВ7-117С	ТВД	2	550	3000...4700	11000	12,3	3,5	-	11
Ил-28	ВК-1А	ТРД	2	960	2400	12500	18,4	-	-	11
Ил-28Р	ВК-5	ТРД	2	876	3150	12300	19,5	-	-	11
Ил-102	РД-33И	ТВДДФ	2	950	500	11000	22	7,2	-	5
Ил-114	ТВ7-117С	ТВД	2	500 ¹⁾	1000...4800	-	21,0	-	60...64	11
Су-9 ("К")	РД-10	ТРД	2	885	1200	12800	6,1	1,63	-	9
Су-15	РД-45А	ТРД	2	1045	1050	13000	10,4	-	-	9
И-3,	ВК-3	ТРДД	1	1960	1620 2680	18800	7,6	2,11	-	4
И-320 (Р-1)	РД-45Ф	ТРДФ	2	-	-	-	-	-	-	9
И-370 (И-1, И-2)	ВК-7	ТРДФ	1	1510.. .1520	-	-	-	-	-	4
ВР-3 "Рейс" (Ту-143)	ТР3-117	ТРД	1	875... ...950	180	200... 5000	1,391 ,41	-	-	4
Ан-14М (пр.)	ТВД-850	ТВД	2		-	-	-	-	-	11
Ан-38	ВК-1500	ТВД	2	350.. .380 ¹⁾	460... 2200	-	8,8	2,5	26	11
Ан-140	ТВ3-117ВМА-СБМ1	ТВД	2	500.. ...590 ¹⁾	800.. ...2960	-	19,1	-	46...52	11
Бе-30 (пр.)	ТВД-850	ТВД	2	-	-	-	-	-	-	6
Бе-32	ВК-1500	ТВД	2	500 ¹⁾	650 ...1600	-	-	2,0	7... 17	6
"55В" (пр.)	ВК-15М	ТРДДФ	6	2650	6500	18000. 22000	245	5	100... 120	-
"325" (пр.)	ВК-15	ТРДДФ	1	3000	4000	23000 25000	-	2,3	-	-
Р-1	ВК-1	ТРД	2	800	2000	11500	20,3	1	-	-

¹⁾ - V_{кр}

Таблица 8

**Основные параметры самолётов с двигателями
ОАО "Авиадвигатель"**

Самолет (вертолёт)	Двигатель	Тип двигателя	Кол. двиг.	$V_{\max}$, км/ч	L_n , км	$H_{\max}$, м	M_o , т	$M_{п.н.}$, т	Число пасов	Расположение двиг. (из табл.1)
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
С-37-1 "Беркут"	мод. Д-30-Ф6	ТРДДФ	2	2200	3000	18000	34	-	-	7
МиГ-31	Д-30Ф6	ТРДДФ	2	3000	2500	20600	41	3,0	-	7
Як-242 (проект)	ПС-90А12	ТРДД	2	850	2700...5000	11100...11600	64,6	18	130...180	15
РСР (проект) НМ-1	Д-21	ТРДДФ	2	3000	14000	30000	21	-	-	13
А-40 (Бе-40)	Д-30КПВ+РД-38К	ТРДД	2+2	760	5500	9700	86	6,5...30	37...105	6
А-50	Д-30КП	ТРДД	4	850	1000	12000	190	-	-	16
Ил-62М	Д-30КУ	ТРДД	4	850 ¹⁾	10000	12000	165	23	138...192	21
Ил-76,-Т,-МД,-МФК,-ТД,-П	Д-30КП	ТРДД	4	850	5000	12000	190	44	-	16
Ил-76МФ	ПС-90А-76	ТРДД	4	750...800 ¹⁾	5200	12000	270	52	-	16
Ил-78	Д-30КП	ТРДД	4	850	3650...7300	12000	190	20...50	-	16
Ил-96-300	ПС-90А	ТРДД	4	850...900 ¹⁾	9000...11000	12100	216	-	300	16
М-55	мод. Д-30-Ф6	ТРДДФ	2	660...740	-	550...21000	23,8	1,5	-	5
Ту-91	ТВ-2М	ТВД	1	800	2350	11000	12,85	1,5	-	2
Ту-124	Д-20П	ТРДД	2	750...850 ¹⁾	1500...2000	11700	37,6	6,0	44...56	9
Ту-124А	Д-20П-125	ТРДД	2	1000	1500...2900	11700	38	6,0	52...56	9
Ту-134	Д-30-1сер.	ТРДД	2	780 ¹⁾	2000...3000	11900	45	-	72	19

Окончание табл. 8

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
Ту-134А	Д-30-2сер.	ТРДД	2	900 ¹⁾	1900...35 00	11900	47	8,2	76	19
Ту-134А-3	Д-30-3сер.	ТРДД	2	902	2200...36 00	11800	47,6	9	90...9 6	19
Ту-134Б	Д-30-2сер.	ТРДД	2	882 ¹⁾	1970...20 20	10100	49	9	80...9 6	19
Ту-134Д	Д-30А	ТРДД	2	950	1500...27 50	11900	52	-	100... 114	19
Ту-154М	Д-30КУ	ТРДД	3	850 ¹⁾	3700	11900	100	-	164... 175	20
Ту-204	ПС-90А	ТРДД	2	810... 850 ¹⁾	2500...46 00	12200	93,5	22	214	15
Ту-214	ПС-90А	ТРДД	2		6250	-	110,7	-	212	15
Ту-234 (проект)	ПС-90А	ТРДД	4	850 ¹⁾	9000	12100	103	18	110... 160	15
Ту-330 (проект)	ПС-90А	ТРДД	2	830	3000...76 00	11000	114,7	35	-	15
Адм. СПС	Д-21-А1	ТРДДФ	2	2000	2500...50 00	15800	-	-	10	7

¹⁾ - Vкр

Таблица 9

**Основные параметры самолётов с двигателями
АМНТК "Союз", ТМКБ "Союз" и ГУНПП "Мотор"**

Самолёт	Двиг.	Тип двиг.	Кол. двиг.	V _{max} , км/ч	L _n , км	H _{max} , м	M _o , т	M _{п.н.} , т	Число пас.	Расположение двиг.(из табл.1)
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
Еф-140	АМТКРД-01	ТРД	2	830...900	-	11000	-	-	-	15
Е-8	P21Ф-300	ТРДФ	1	2230	-	20300	8,3	-	-	4
Е-155М, Е-266М	P15БФ2-300	ТРДФ	2	3000	1920	24200	46	4	-	7
Ту-16,-К,-КС,-Р,-З,-М,-РЭБ	АМ-3А, РД-3М	ТРД	2	1050	3900...5800	12800	72	9	-	9
Ту-104	АМ-3	ТРД	2	750...800 ¹⁾	2750	11500	75,5	5,2	50	9
Ту-104А	РД-3М	ТРД	2	1050	2790	12500	76	9	70	9
Ту-104Б	РД-3М-500	ТРД	2	1000	2900...4200	11900	78,1	12	100...115	9
ЗМС, -2	РД-3М-500А	ТРД	4	925	9400	9400	192	24	-	10
МиГ-АТС (проект)	РД-1700	ТРДД	2	850	1450	15000	5,46	-	-	7
МиГ-19СВ	РД-9БФ	ТРДФ	2	1572	-	18500	7,33	-	-	5
МиГ-19,-С,-П,-ПМ,-Р,-У	РД-9Б	ТРДФ	2	1250...1452	1390...1800	16700...17600	8,46...8,74	2	-	5
МиГ-21И	P13Ф-300	ТРДФ	1	2100	110	19000	8,75	-	-	4
МиГ-21,-Ф,-Ф-13,-ФЛ	P11Ф-300	ТРДФ	1	2175	1520...1300	19000	6,85...7,37	-	-	4
МиГ-21ПФ	P11Ф2-300	ТРДФ	1	2175	1400	19000	7,75	-	-	4
МиГ-21ПФМ,-С,-М,-Р	P11Ф2С-300	ТРДФ	1	2230	1300	19000	7,82...8,15	-	-	4
МиГ-21СМ,-МФ,-СМТ	P13-300	ТРДФ	1	2230	1050	18200	8,2...8,3	1,3	-	4

Продолжение 1 таблицы 9

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
МиГ-21бис,-93	P25-300	ТРДФ	1	2200	1120	17500	8,7... 8,8	2	-	4
МиГ-21ПД	P13Ф-300+ РД36-35	ТРДФ	1+2	-	-	-	8,2	-	-	4
МиГ-23-11	P27Ф-300	ТРДФ	1	2445	-	17200	12,8	-	-	4
МиГ-23ПД	P27-300+ РД36-35	ТРДФ	1+2	2500	-	-	16,5	-	-	4
МиГ-23С,-У,-УБ	P27Ф2М-300	ТРДФ	1	2500	1800	18000	15,74	-	-	4
МиГ-23М,-МР,-МС	P29-300	ТРДФ	1	2500	-	17500	15,75	4,5	-	4
МиГ-23МЛ,-П,-МЛА,-МЛД	P35-300	ТРДФ	1	2500	1950...28 20	18500	14,7	-	-	4
МиГ-23МЛД	P35Ф-300	ТРДФ	1	2500	2500	18300	14,8	4,5	-	4
МиГ-23БН,-БМ	P29Б-300	ТРДФ	1	1800	850	15500	16,45	2	-	4
МиГ-25П,-Р	P15Б-300	ТРДФ	2	3000	1730	10700	36,72		-	7
МиГ-25ПД,-ПДС,-РБ,-РБВ,-РБТ	P15БД-300	ТРДФ	2	3000	1635...18 65	23000	37,0	4	-	7
МиГ-27,-К,-М	P29Б-300	ТРДФ	1	1880	1500...28 50	17000	18,1	4,5	-	4
Су-15(Т-58)	P11Ф2СУ-300 P11Ф2С-300	ТРДФ	2	2230	1550	18500	16,52	-	-	5
Су-15Т,-ТМ	P13Ф-300	ТРДФ	2	2230	1210...17 80	17450	17,9	-	-	5
Су-15бис	P25-300	ТРДФ	2	-	-	-	-	-	-	5
Ил-40	АМ-5	ТРД	2	950	1000	11600	17,27	1	-	1
Ил-40П	РД-9В	ТРД	2	993	870	-	17,6	1,4	-	1
Су-22,-И	P29БС-300	ТРДФ	2	1350	560...230 0	18000	16,3	-	-	5
Су-28	P13-300	ТРДД	-	-	-	-	-	-	-	

Продолжение 2 таблицы 9

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
Су-37 (проект)	P79M	ТРДДФ	1	1900	800	17000	23,8 ...25	-	-	
Су-96 (проект)	P127-300	ТРДД	2	800	3000...35 00	12000	-	-	4...6	
Як-23,- УТИ	РД-500	ТРД	1	932	-	15000	2,9	-	-	2
Як-25	АМ-5, -А	ТРД	2	1090	3000	13900	9,22	-	-	11
Як- 25РВ	P11В-300	ТРД	2	870	3500	20500	9,95	-	-	11
Як-26	РД-9	ТРДФ	2	1400	2400	16800	-	1,2	-	11
Як-27	РД-9АК	ТРДФ	2	1235	2200	16300	9,74	-	-	11
Як-27В	РД-9Е+С- 155	ТРДФ	2+1	1950	1000	23000... 26000	11,2	-	-	11
Як-28,-Б	P11АФ- 300	ТРДФ	2	1900	1950...26 30	16200	16,0	-	-	11
Як-28Л,- И,-РР, -П	P11АФ2- 300	ТРДФ	2	1945 ...211 0	2420	14500... 17000	15,7 ...16, 5	-	-	11
Як-30	PУ19-300	ТРДФ	1	660	500	14000	2,4	0,886	-	2
Як-32	PУ19-300	ТРДФ	1	663	350	13000	1,93	0,8	-	2
Як-36	P27-300+ РД36-35	ТРДФ	1 + 2	1010	370	12000	8,9	-	-	3
Як- 36М,-38	P27В-300 РД36- 35ФВР	ТРДФ	1+ 2	1210	460...110 0	14000	10,3	1	-	3
Як-38М	P28В-300+ РД38	ТРДФ	1+ 2	1050	680...150 0	14000	11,3	1...1, 5	-	3
Як-141	P79+ РД41	ТРДДФ	1+ 2	1800	2100	15000	15,8 ...19, 5	1...2, 6	-	3
Т6-1	P27Ф2М- 300+ РД36-35	ТРД	2 + 4	-	-	-	26,1	-	-	3
К-3	РД-500	ТРД	1	1100	80...220	3000	2,555	-	-	2
КС	РД-500К	ТРД	1	1050 ...110 0	70...90		2,735	-	-	2

Окончание табл. 9

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
Су-25	Р 95Ш	ТРД	2	970	1250	5000	17,6	4,34	-	4
Су-25Т, -ТК, -УБ	Р 195	ТРД	2	950	700	10000	19,5	4,36	-	4
Су-39(Су-25ТМ)	Р 195	ТРД	2	-	-	-	20,5	-	-	4
С-54 (проект)	Р 195 ПФ	ТРД	1	1650	2000	18000	9,41	-	-	2
Ла-15	РД-500	ТРД	1	1170	2975	13500	3,85	-	-	2
Ла-17М	РД-9БК	ТРД	1	830... 900 ¹⁾	250	3000...1 6000	2,78	-	-	2
Ла-17ММ	Р-11К-300	ТРД	1	960		100...18 000	2,3	-	-	2
Ту-16Б	РД-16-15	ТРД	2	1004	6350	13500	75	9	-	2
М-4	АМ-3, РД-3М- 500А	ТРД	4	930	8100	12500	184	18	-	10
М-52 ("50В") (проект)	РД16-17Б	ТРД	4	2000 ...220 0	8000...10 000	-	165... 200	9...10	-	10
Т-37	Р15-300	ТРД	1	3000	1500	25000... 27000	10,6 ...12	-	-	4
"150"	АМРД-02	ТРД	2	950	5300	13600	30,3	-	-	4
Ту-121	КР15-300	ТРДФ	1	2775	3880	24100	35	-	-	4
Ту-123	КР15-300	ТРДФ	1	2700	3560...36 80	22800	35,61	-	-	4

¹⁾ - Vкр

2. Размещение двигателей на самолёте

Варианты размещения двигателей на самолётах показаны в табл. 1, а на рис. 1-21 приведены примеры реализации этих схем на отечественных самолётах. При этом номер рисунка соответствует номеру схемы в табл. 1.

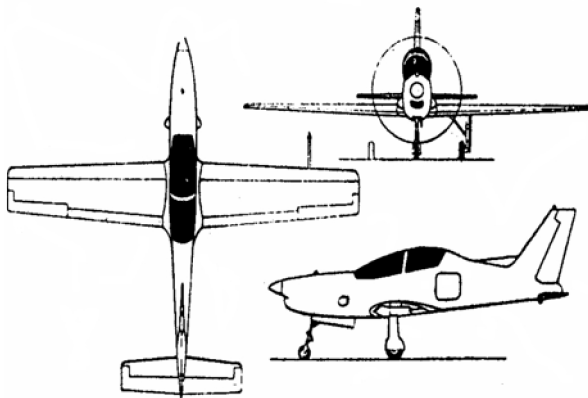


Рис. 1. Схема самолёта Т-501 (схема 1, табл.1)

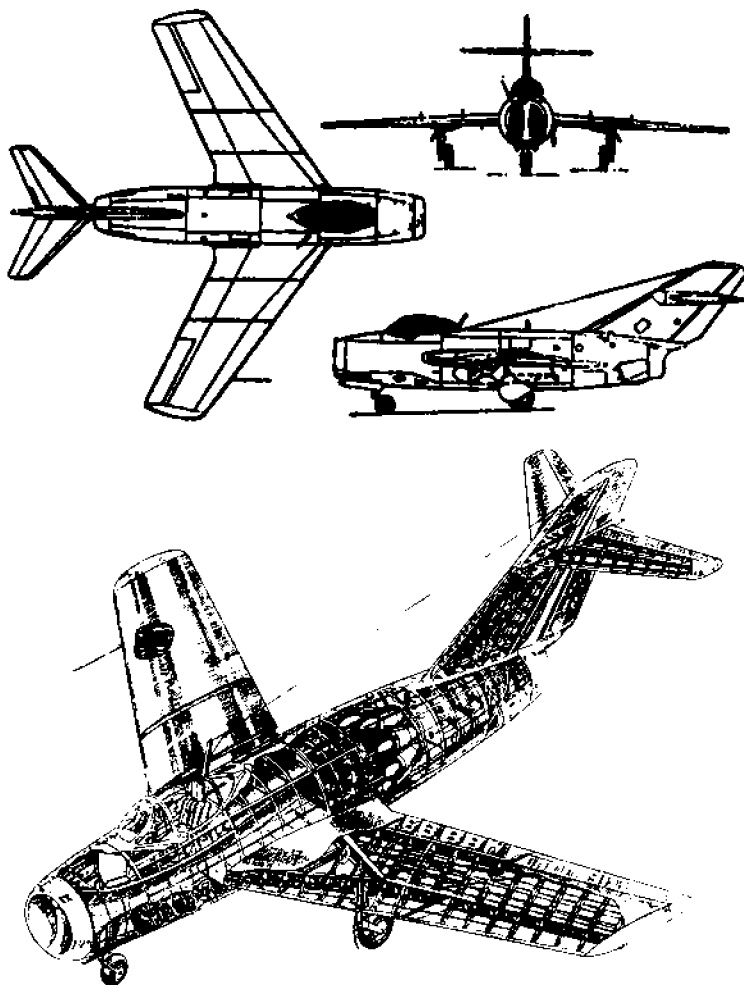


Рис. 2. Схема самолёта МиГ-15 (схема 2, табл.1)

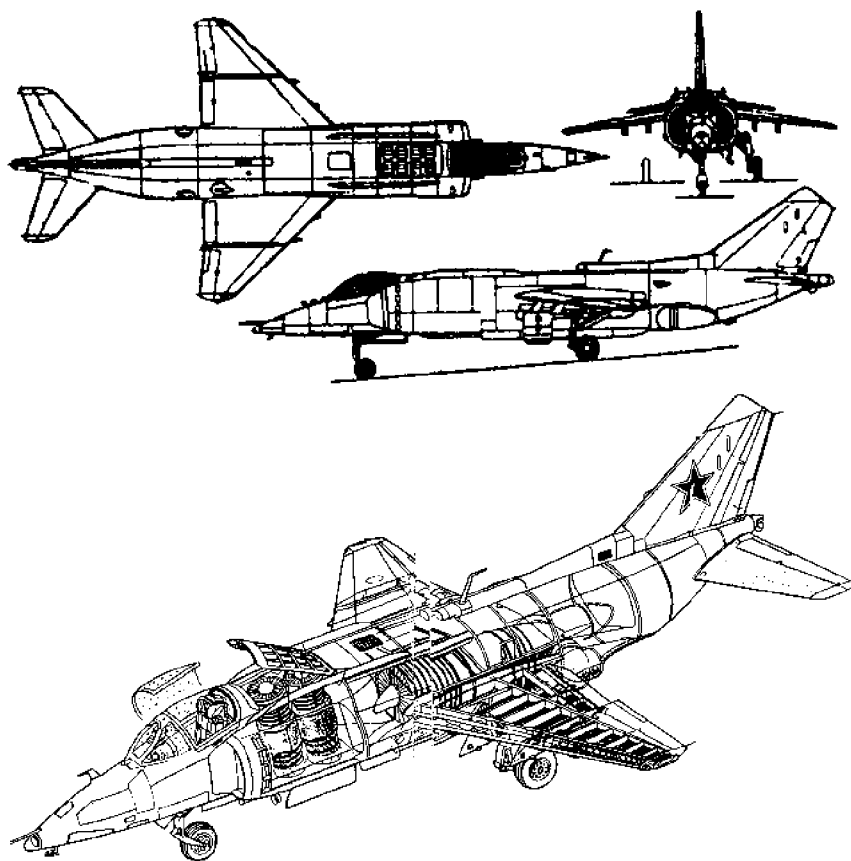


Рис. 3. Схема самолёта Як-38 (схема 3, табл.1)

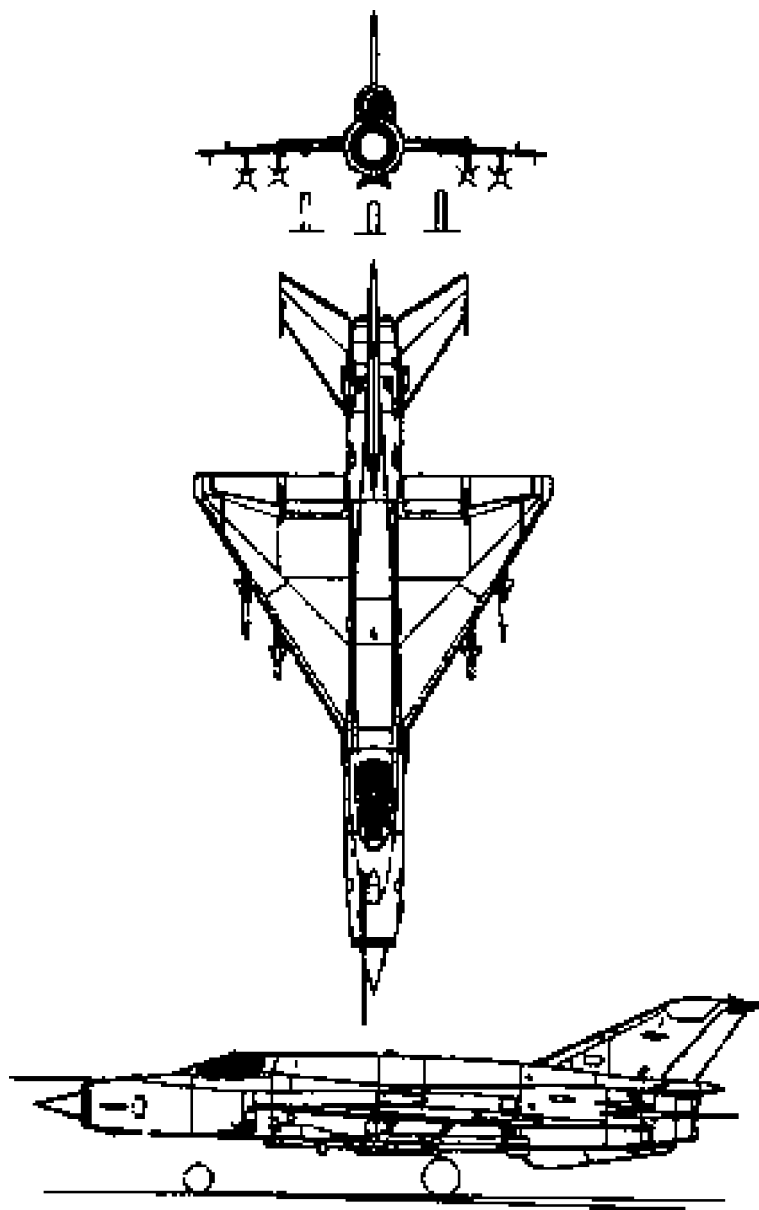


Рис. 4. Схема самолёта МиГ-21 (схема 4, табл.1)

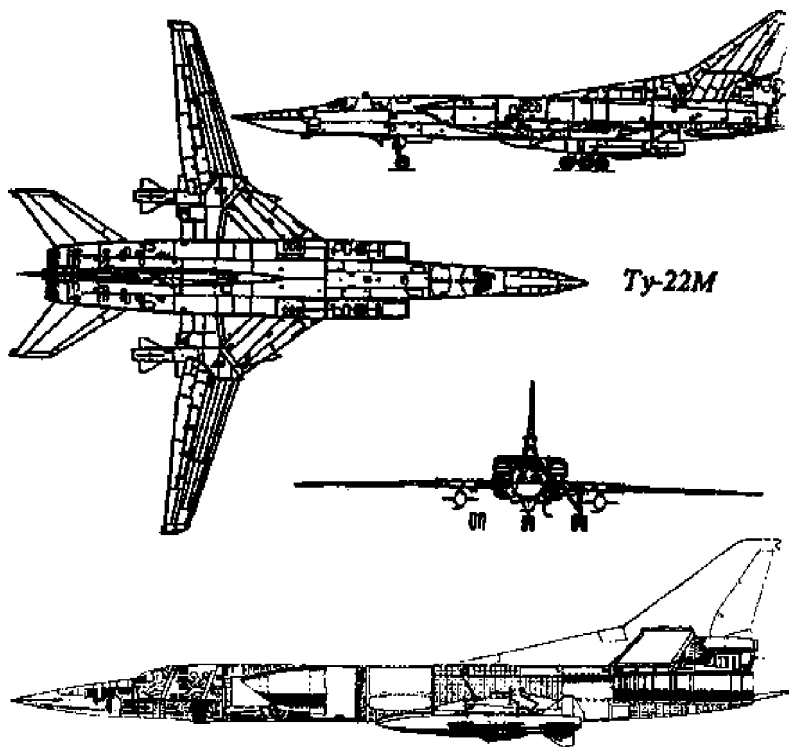


Рис. 5. Схема самолёта Ту-22М (схема 5, табл. 1)

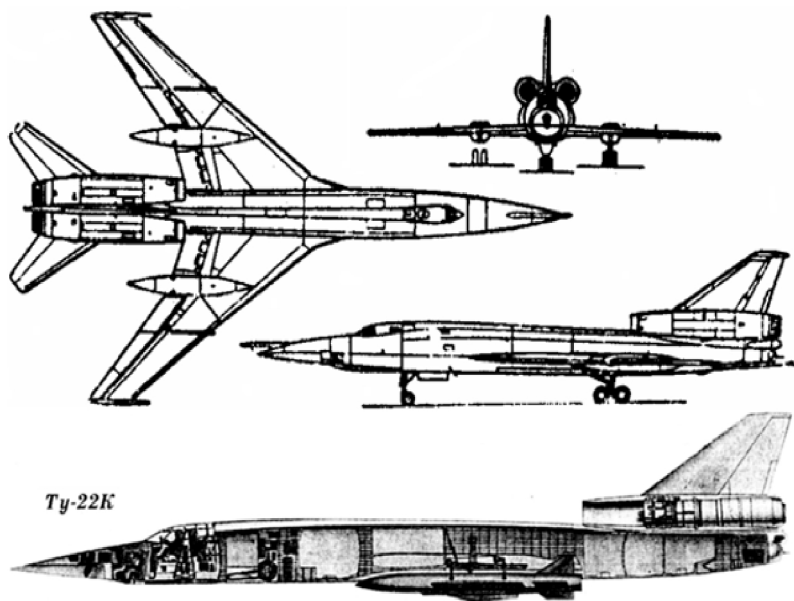


Рис. 6. Схема самолёта Ту-22К (схема 6, табл.1)

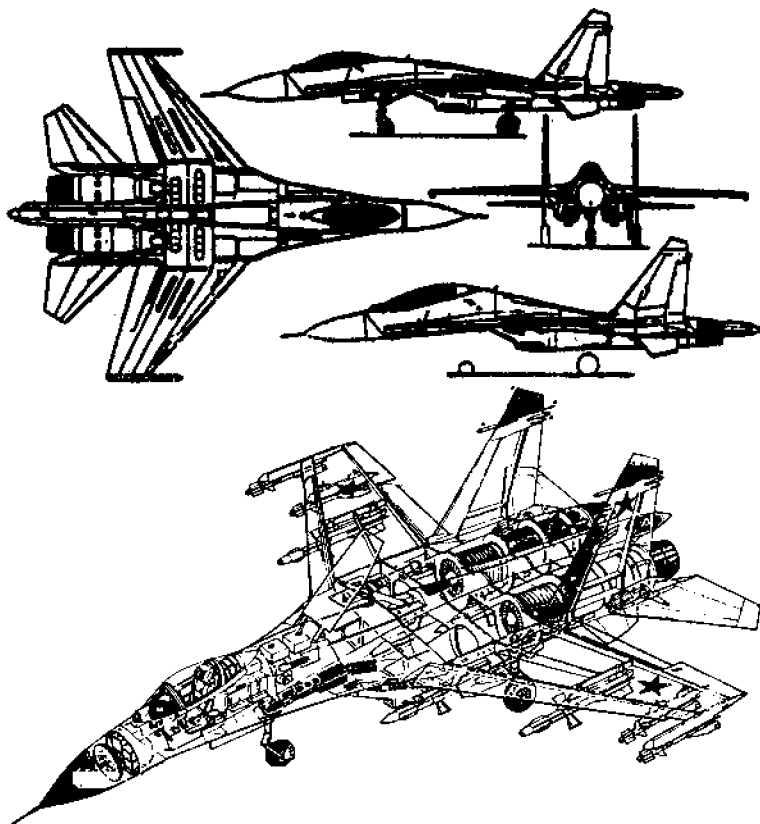


Рис. 7. Схема самолёта Су-27 (схема 7, табл.1)

Ту-160

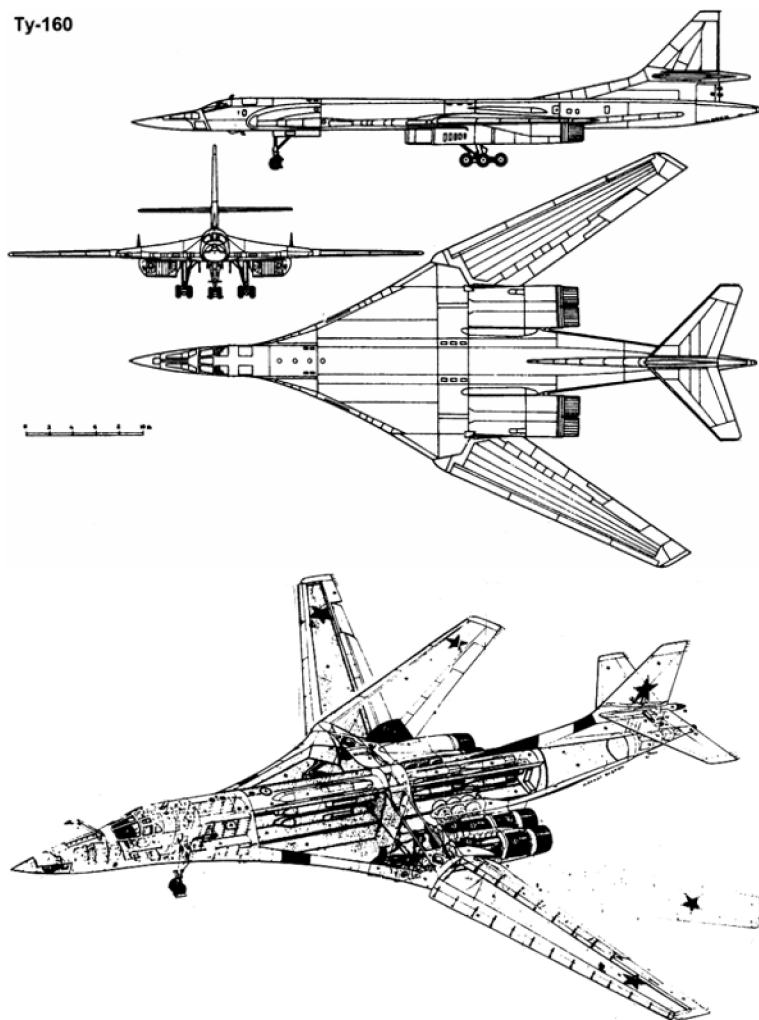


Рис. 8. Схема самолёта Ту-160 (схема 8, табл.1)

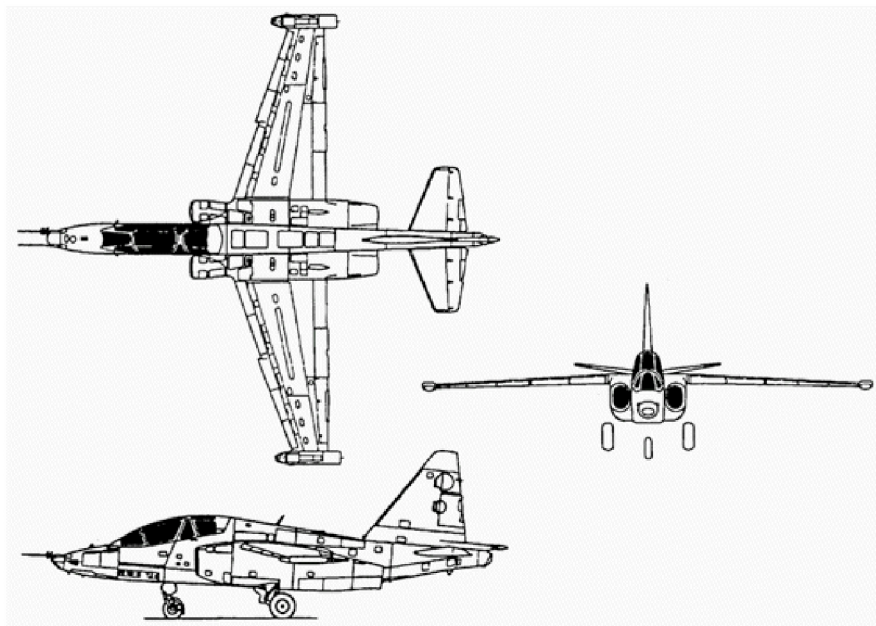


Рис. 9. Схема самолёта Су-25 (схема 9, табл.1)

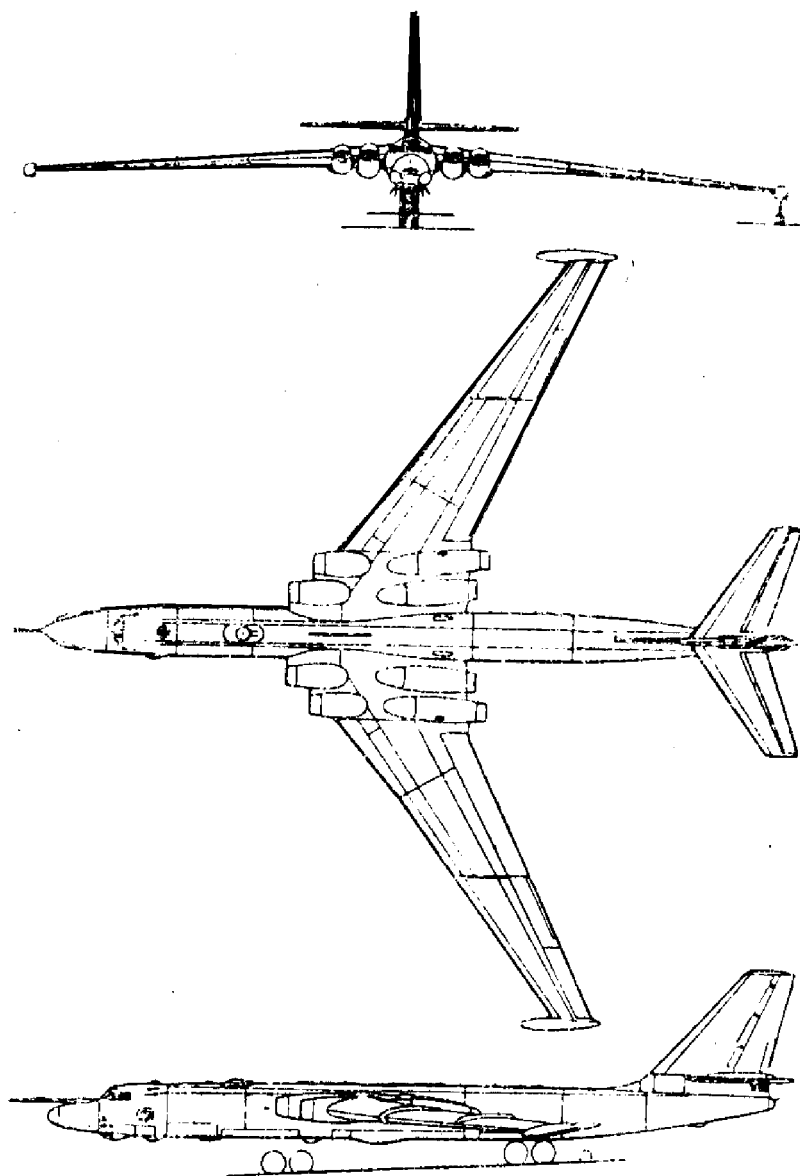


Рис. 10. Схема самолёта М-4 (схема 10, табл.1)

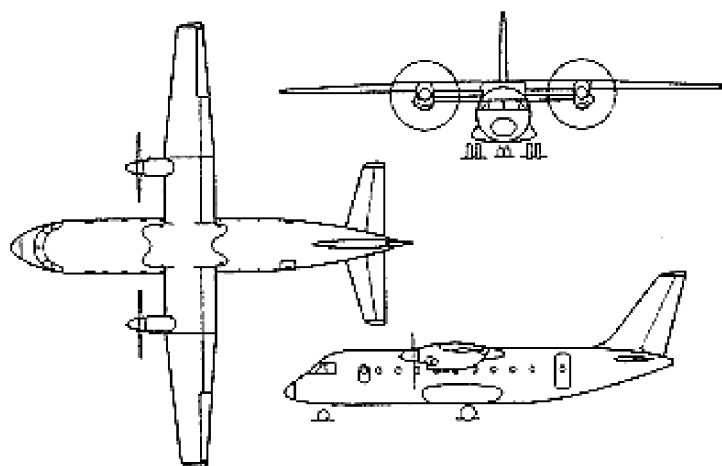


Рис. 11. Схема самолёта АН-140 (схема 11, табл.1)

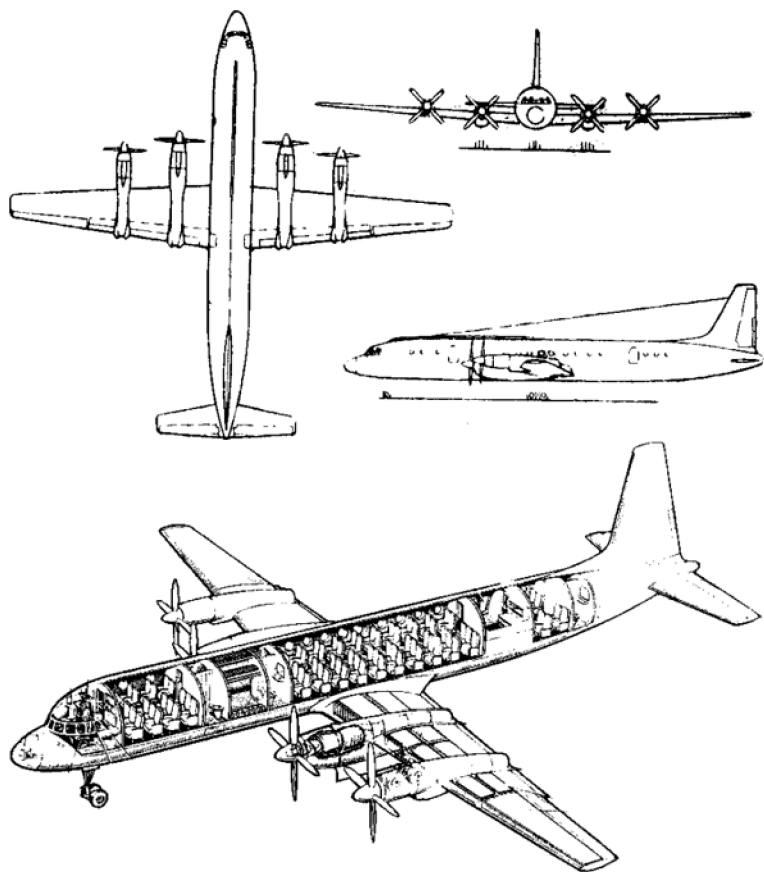


Рис. 12. Схема самолёта Ил-18 (схема 12, табл.1)

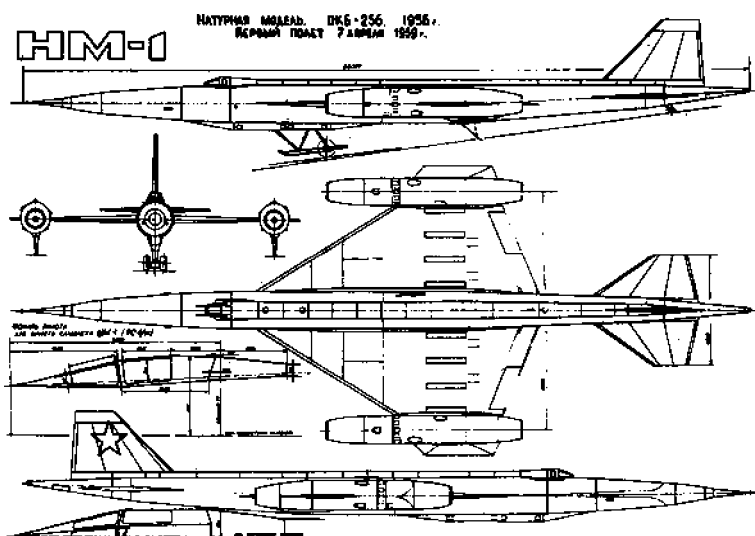


Рис. 13. Схема самолёта НМ-1 (схема 13, табл.1)

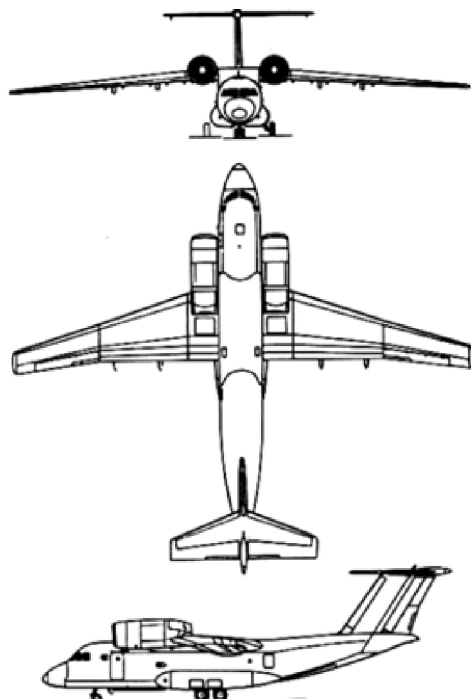


Рис. 14. Схема самолёта Ан-72 (схема 14, табл.1)

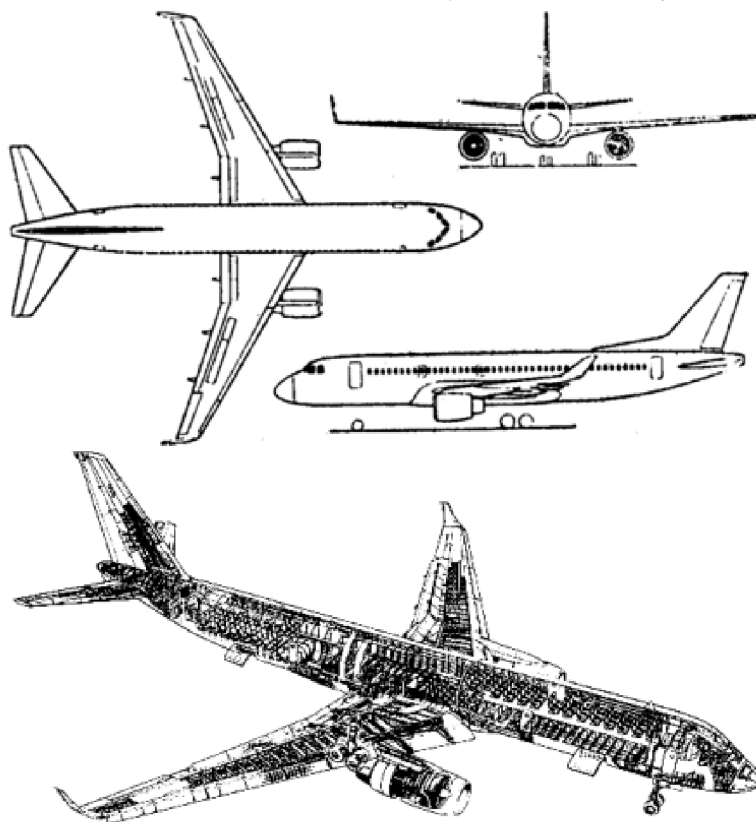


Рис. 15. Схема самолёта Ту-204 (схема 15, табл.1)

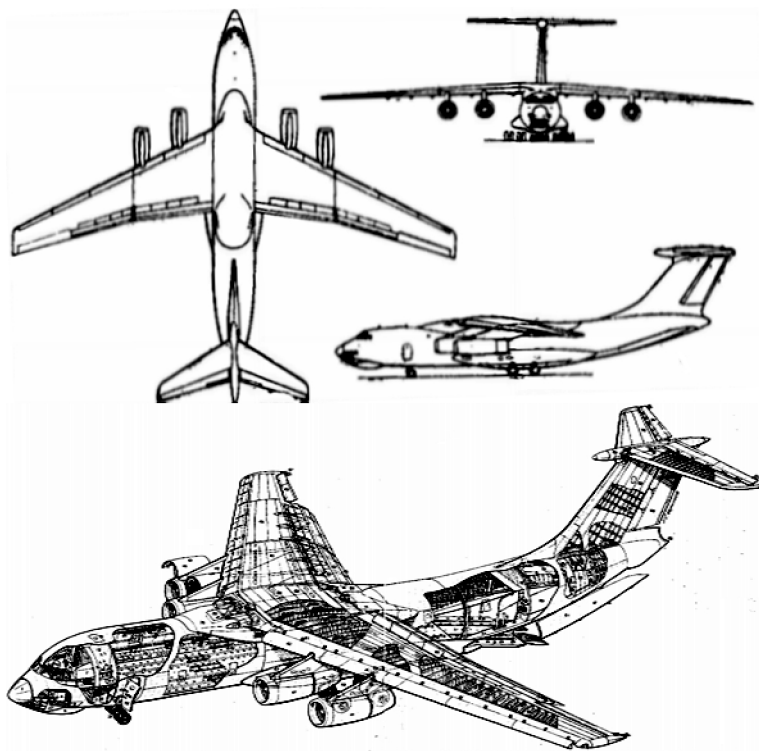


Рис. 16. Схема самолёта Ил-76 (схема 16, табл.1)

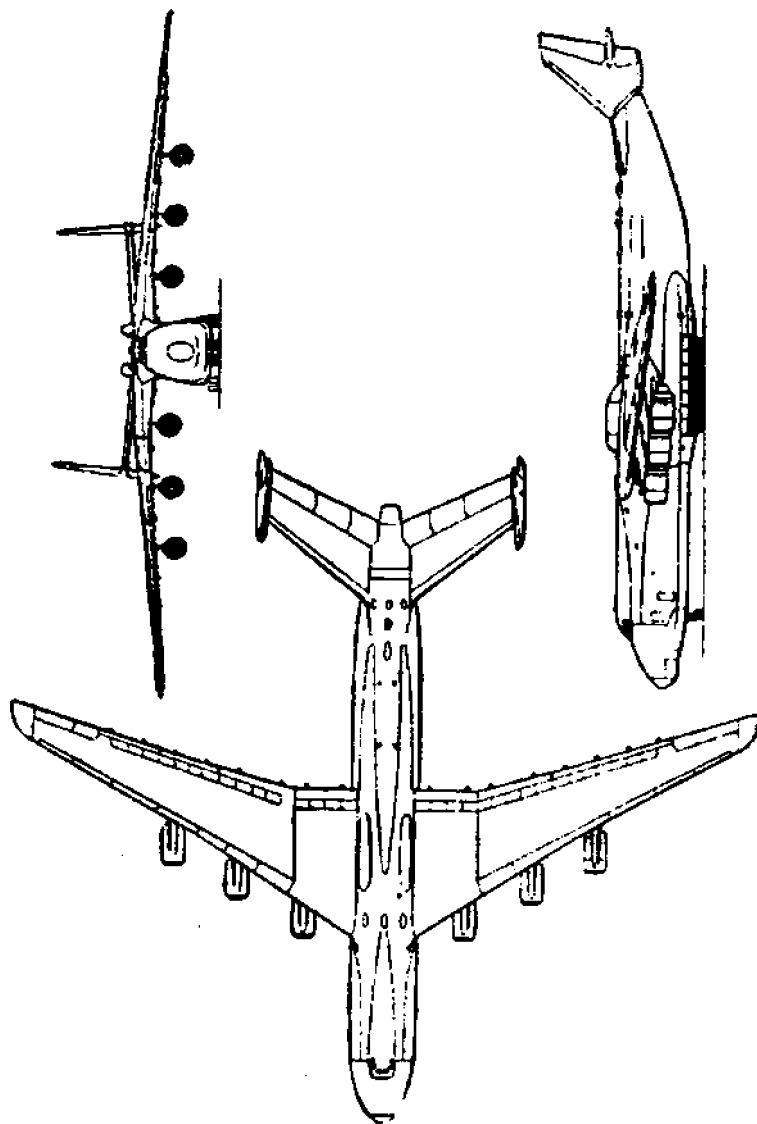


Рис. 17. Схема самолёта Ан-225 (схема 17, табл. 1)

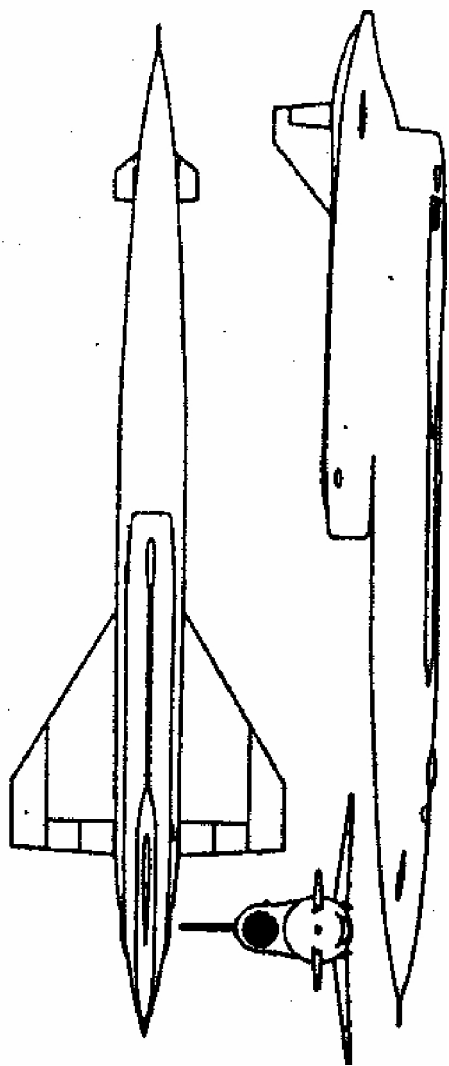


Рис. 18. Схема самолёта Ту-141 (схема 18, табл.1)

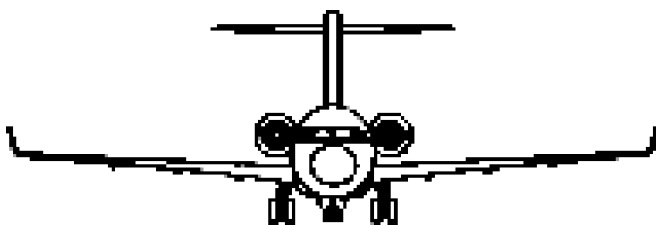
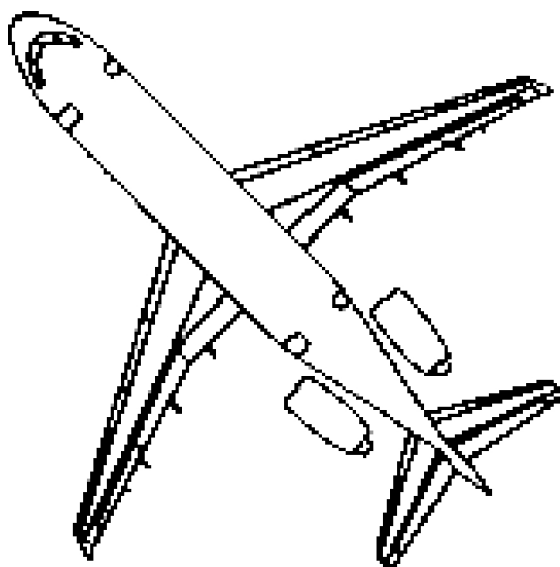


Рис. 19. Схема самолёта Ту-334 (схема 19, табл.1)



Рис. 20. Схема самолёта Ту-156 (схема 20, табл.1)

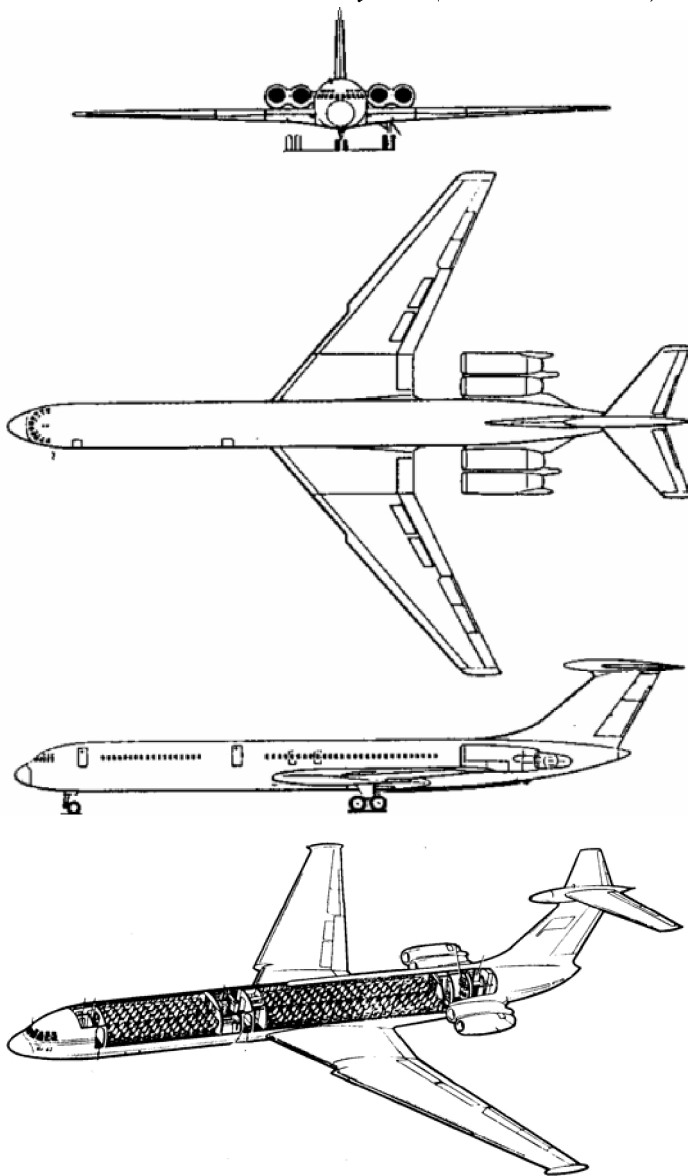


Рис. 21. Схема самолёта Ил-62 (схема 21, табл.1)

Как видно из приведенных примеров, компоновка авиационных силовых установок в составе самолёта весьма разнообразна и зависит от назначения самолёта и его летно-технических характеристик. Как известно, в силовую установку входят:

- двигатели (основные и вспомогательные) с агрегатами и системами запуска, управления и контроля работы;
- воздушные винты с коками для самолётов с поршневыми и турбовинтовыми двигателями;
- моторамы, пространственные стержневые фермы, узлы непосредственно на силовых элементах фюзеляжа, гондол, пилонов и крыла для установки и крепления двигателей;
- входные и выходные устройства двигателей;
- противопожарная система;
- система охлаждения двигателей и их агрегатов;
- противообледенительная система;
- система питания топливом и др., например маслосистема.

При выборе способа размещения двигателя на самолёте должны быть удовлетворены требования, предъявляемые к силовой установке (СУ).

2.1. Требования к силовой установке

К СУ предъявляются следующие требования:

- СУ должна создавать минимальное дополнительное сопротивление (здесь лучше применять расположение двигателей внутри фюзеляжей, как это делается на маневренных самолётах - схемы 1-5, табл. 1). Для уменьшения потерь от интерференции крыла и гондол двигателей последние устанавливают с большим выносом относительно крыла на пилонах (схемы 15-17, табл. 1).
- компоновка воздухозаборников должна обеспечивать, возможно, большее значение коэффициента восстановления полного давления перед входом в двигатель. Это требование удовлетворяется организацией отвода (слива или отсоса) пограничного слоя, образующегося на поверхности фюзеляжа (или крыла) перед входом в воздухозаборник;

- размещение воздухозаборников на самолёте не должно усложнять компоновку самолёта. Так, размещение воздухозаборника в носовой части фюзеляжа - лобовые воздухозаборники (схемы 1, 3, 4, табл. 1) - приводит к тому, что большие внутренние объёмы фюзеляжа оказываются занятыми воздушными каналами, затрудняя компоновку фюзеляжа. Размещение воздухозаборников по бокам фюзеляжа упрощает компоновку самолета, освобождая носовую часть фюзеляжа, например, для радиолокационной станции, и сокращает длину воздушных каналов;
- тяга двигателей должна как можно меньше влиять на характеристики устойчивости и управляемости самолета. В идеальном случае сила тяги должна проходить через центр масс (ЦМ) самолёта. С этой точки зрения лучше схемы 2, 4, 9, 10, табл. 1, хуже - схемы 5, 6, 7, 19-21 табл. 1;
- должно быть обеспечено удобство технического обслуживания. Это достигается достаточностью числа капотов, их легкосъемностью, удобствами подхода и, в частности, высотой установки двигателей. В схемах 15-21 (табл. 1) это требование реализуется наиболее просто;
- должно быть обеспечено предотвращение попадания частиц грунта во входное устройство двигателя. Это требование проще удовлетворить в схемах, где двигатели расположены высоко, экранированы крылом или фюзеляжем (схемы 14, 18-21, табл. 1). Однако и в низко расположенных двигателях это требование можно удовлетворить, используя специальные защитные устройства для воздухозаборников (перекрытие входного устройства перед началом взлета и организация входа воздуха через специальные клапаны в верхней части воздухозаборника; защита предохранительными сетками входного устройства и уборка их после взлета самолета; защита с помощью отсечной струи воздуха и др.);
- должна быть обеспечена противопожарная безопасность. В схемах 18-21 (табл. 1) это требование удовлетворяется наиболее просто, так как пламя в случае пожара выносится за хвостовую часть самолёта и не грозит топливным бакам, пассажирам, а так-

же агрегатам самолета, как это имеет место в схемах 9,10 (табл. 1). Для этой схемы требуются специальные меры защиты от пожара в отсеках двигателей и обрыва лопаток - бронированные противопожарные перегородки между двигателями и фюзеляжем. Отсеки двигателей должны быть защищены противопожарной системой, а топливные баки - системой нейтрального газа или пенополиуретаном;

- узлы крепления должны обеспечивать достаточную прочность крепления двигателя при их минимальной массе. Они должны быть снабжены демпфирующими элементами для поглощения вибраций двигателя, а также иметь возможность компенсировать тепловые деформации двигателя и перекосы при его установке;
- должны быть обеспечены монтаж и демонтаж двигателя с минимальными трудозатратами. В схемах 4,5 (табл. 1) задача замены двигателя решается отстыковкой хвостовой части фюзеляжа по усиленным шпангоутам, для обеспечения подходов к узлам подвески двигателя. В схемах 7,8, 15-17 (табл. 1) такая задача решается с меньшими трудозатратами: при открытии нижних крышек капотов двигателя с узлами их подвески полностью обнажаются. Замена двигателей в схемах 15-17 (табл. 1), закрепленных всего в трех точках на пилонах под крылом, требует значительно меньших трудозатрат из-за простоты узлов крепления. Двигатели с легкосъёмными гондолами на них в этих схемах расположены на небольшой высоте и к ним имеются удобные и свободные подходы.

2.2. Анализ вариантов размещения двигателей на самолете

Частично этот анализ уже приведен в разделе 2.1 при рассмотрении требований к СУ. Кроме того, целесообразно отметить:

- в схемах 2,4,5 (табл. 1) дополнительное сопротивление от СУ минимально и ее влияние на устойчивость и управляемость самолёта небольшое (даже при отказе одного из двигателей (схемы 5,7,8 (табл. 1). Крепление двигателей осуществляется непосредственно к силовым шпангоутам и продольным балкам фюзеляжа при небольшой массе узлов крепления. Крылья здесь аэродинамически чистые (свободны от СУ), что позволяет их эффективнее механизировать и использовать для подвески целевой нагрузки и дополнительных топливных баков. Но воздушные каналы в этих схемах имеют большую протяженность и, как следствие, большие потери скоростного напора. Большие объемы, занятые воздушными каналами, затрудняют размещение в фюзеляже топливных баков и оборудования, особенно в схемах 2,4,5 (табл. 1) с лобовым воздухозаборником. СУ из двух двигателей более надежна. Она при сравнительно небольшом увеличении массы может обеспечить требуемую тяговооруженность двумя двигателями вместо одного и возможность продолжить взлет при одном отказавшем двигателе. Такая СУ может обеспечить и большую живучесть, если одним разорвавшимся снарядом не могут быть выведены из строя сразу оба двигателя (двигатели разнесены в фюзеляже схемы 5,7,8 (табл. 1) и между ними есть перегородки-экраны). Однако удвоенный комплект двигателей на каждый самолёт значительно усложняет их эксплуатацию и обеспечение и повышает материальные затраты. Схемы 11-12 (табл. 1) с расположением двигателей в крыле выигрывают по сравнению со схемами 2,4,5 (табл. 1) наличием коротких лобовых воздухозаборников и разгрузкой крыла в полете за счет массы двигателей. В остальном указанная схема проигрывает, в частности, за счет большого разворачивающего момента при отказе одного двигателя. Кроме того, перерезывание основных силовых элементов крыла двигателя-

ми в схемах рис. 9, 10 приводит к усложнению этих элементов (например, к кольцевым лонжеронам) и повышению из-за этого массы крыла;

- размещение двигателей в корневой части крыла на тяжелых дозвуковых самолетах схемы 9, 10 (табл. 1) позволяет уменьшить значения разворачивающего момента при отказе двигателя. Однако при этой схеме существует большая опасность последствий пожара, который легко может перекинуться на пассажирскую кабину и топливные баки в крыле. Кроме этого существует опасность обрыва лопаток двигателя. В пассажирских салонах высок уровень шума от работающих двигателей, подход к двигателям затруднен, трудно осуществить их реверсирование. Корневую часть крыла нельзя использовать для механизации;
- в схемах 15-17 (табл. 1) с размещением двигателей на пилонах крыло разгружено в полете двигателями, что позволяет уменьшить его массу на 10...15 %. При такой схеме компоновки СУ увеличивается критическая скорость флаттера. Двигатели являются противофлаттерными балансиром, сдвигая ЦМ сечений крыла вперед. Двигатели в гондолах на пилонах имеют короткие лобовые воздухозаборники и меньшие потери скоростного напора. Их легче обслуживать и монтировать. Недостаток таких схем - большие разворачивающие моменты при отказе двигателей. Близость земли заставляет принимать меры для защиты воздухозаборников от пыли, песка и мелких камней. В этих схемах затруднена механизация крыла. Это затруднение преодолевается большим выносом гондол двигателей на пилонах по сравнению с передней кромкой крыла, выбором формы и расположения узлов крепления пилонов на крыле;
- в схемах 18-21 (табл. 1) крепления двигателей в хвостовой части фюзеляжа крыло свободно для механизации. Оно аэродинамически чистое и за счет этого его качество можно увеличить на 6...10 %. Двигатели расположены близко к оси и парировать отказ любого из них легче, чем в схемах 15-17 (табл. 1). Шум в кабинах и пожарная опасность уменьшены, ресурс двигателей

выше, акустическое воздействие выхлопной струи газов на конструкцию меньше, безопасность посадки с убраннным шасси выше. Минусы - надо усиливать хвостовую часть фюзеляжа для восприятия нагрузок от двигателей, т.к. растут изгибающие моменты на фюзеляже от двигателей. Масса фюзеляжа возрастает на 10...15 %. Масса крыла также возрастает на 15 %, так как нет его разгрузки от двигателей. В такой схеме центровка пустого и загруженного самолётов сильно различаются, что приводит к усложнению эксплуатации самолёта как на земле, так и в воздухе;

- схемам 6, 14 (табл. 1) с расположением двигателей над фюзеляжем или над крылом присущи преимущества и недостатки схем с высоким расположением двигателей. При такой схеме возможно увеличение подъемной силы за счет так называемого эффекта Коанда (поворота вниз струи из плоского сопла двигателя, «прилипающей» к верхнему обводу крыла и выпущенных закрылков, и создание за счет этого реактивной силы, направленной вверх);
- в схемах 7,8 (табл. 1) часть крыла, занятая СУ, не может быть использована для механизации. При полете на больших углах атаки возможно нарушение равномерности поля скоростей перед двигателем, а при полете с большими отрицательными углами атаки затенение воздухозаборника. В этих случаях возможны срыв потока на лопатках компрессора, помпаж или полная остановка двигателя. В таких схемах разворачивающий момент при остановке двигателя небольшой.

3. Крепление двигателя к самолёту

Крепление двигателя к летательному аппарату производится с помощью специальных узлов, монтируемых на силовом корпусе двигателя, и пространственных стержневых систем, относящихся к летательному аппарату. Двигатель крепится к летательному аппарату как двухопорная балка, которой является силовой корпус двигателя. Узлы крепления располагают в двух плоскостях, перпендикулярных к продольной оси двигателя. Одну плоскость узлов (плоскость основных узлов подвески) располагают возможно ближе к центру масс полностью снаряженного двигателя, а вторую плоскость (плоскость вспомогательных узлов) выбирают возможно дальше от первой, чтобы получить наименьшие величины реакций в узлах крепления от массовых нагрузок. Кроме того, месторасположение плоскостей опор выбирают с таким расчетом, чтобы деформации корпуса под действием опорных реакций не влияли на величину радиальных зазоров в турбине и компрессоре. Поэтому в качестве основной плоскости крепления принимают плоскость заднего подшипника ротора компрессора, близко расположенную к центру масс двигателя (ЦМ). В этой плоскости имеются внутренние перегородки, диафрагмы или ребра жесткости, усиливающие корпус и способные воспринимать сосредоточенные нагрузки в виде опорных реакций. В этой плоскости располагают как минимум два диаметрально расположенных узла крепления, воспринимающих тягу двигателя и основную часть силы тяжести. Вспомогательную плоскость опор с одним или двумя узлами крепления совмещают с плоскостью передней опоры ротора компрессора или с плоскостью опоры ротора турбины.

Узлы крепления должны обеспечивать устойчивое положение двигателя при различных условиях приложения внешних сил и моментов. В общем случае крепление уравнивает составляющие по трем осям координат полной нагрузки, приложенной к ЦМ двигателя, и моменты относительно этих трех осей.

Конструкция узлов должна обеспечивать свободу тепловых расширений корпуса в радиальном и осевом направлениях. В одном

из этих узлов предусматривают возможность радиального смещения корпуса, а в другом - осевого смещения.

Число узлов крепления стремятся свести к минимально необходимому и разместить их так, чтобы обеспечить удобство подходов при замене двигателя. С уменьшением числа узлов увеличивается сосредоточенная нагрузка, действующая на один узел. Места расположения узлов крепления на корпусе делают усиленными. Иногда предусматривают несколько вариантов крепления, расширяющих возможности установки двигателя на самолетах различного типа. Для того чтобы предотвратить нагружение корпуса двигателя при деформациях летательного аппарата, в узлах крепления устанавливают шарниры.

В турбовинтовых двигателях особую заботу вызывает крепление тяжелого редуктора с воздушными винтами. Для уменьшения деформаций корпуса компрессора часть нагрузки от редуктора и винтов передают непосредственно на узлы крепления двигателя к летательному аппарату с помощью специальной стержневой фермы. Шарнирная конструкция фермы обеспечивает свободные тепловые расширения корпуса компрессора.

3.1. Конструкция узлов крепления двигателей

Для крепления двигателя к силовым элементам крыла или фюзеляжа применяют специальные рамы, стержневые пространственные сварные ферменные и другие виды конструкций, которые позволяют надежно соединить двигатель с планером самолета и передать на него нагрузки от двигателя. Силовые схемы таких конструкций определяются типом двигателя и его расположением на самолёте.

Двигатель имеет шесть степеней свободы, поэтому, чтобы решить задачу крепления двигателя, в общем случае надо не менее шести стержней, направления которых не пересекали бы одну прямую. Часто для повышения живучести СУ число стержней крепления двигателя может быть увеличено. Высокая нагруженность элементов крепления двигателя предопределяет использование в этих целях высокопрочных сталей (например, 30ХГСА). Эти стержни

располагают обычно в двух плоскостях, перпендикулярных продольной оси двигателя, причем основные узлы крепления двигателя располагают вблизи ЦМ, а вспомогательные узлы - возможно дальше от ЦМ.

3.1.1. Крепление ТВД

Крепление ТВД к переднему лонжерону крыла может быть осуществлено с помощью пространственной фермы, соединяющейся с боковыми цапфами на корпусе компрессора двигателя с помощью демпферов. Две основные опоры - цапфы двигателя, расположенные вблизи его ЦМ, передают основную долю нагрузки от двигателя на стержни фермы, а цапфы на корпусе, расположенные по другую сторону от ЦМ двигателя и значительно удаленные от него, играют вспомогательную роль. В таких фермах для регулирования положения оси двигателя вилки на верхних и нижних подкосах имеют резьбовые наконечники. На рис. 22, *а* показано крепление ТВД к гондоле на крыле самолета Ил-18, которое отличается от описанного выше лишь тем, что здесь осуществлено ферменно-балочное крепление ТВД. Конструкция крепления состоит из двух балок 8, двух верхних 9, двух внутренних 7 и двух задних 5 подкосов. Балки 8 и подкосы 9 крепятся в узлах 6 и 3 на стыке переднего лонжерона крыла с усиленными нервюрами. Двигатель 1 крепится на четырех цапфах. Передние цапфы 12 (основные опоры двигателя) вставляются в амортизаторы (демпферы) 11 балок 8 (на рис. 22, *а* передний демпфер 11 обычной типовой конструкции условно не показан). Задние цапфы 4 соединены с подкосами - демпферами 5. На рис. 22, *а*: 10 - узел крепления подкоса 9 к балке 8.

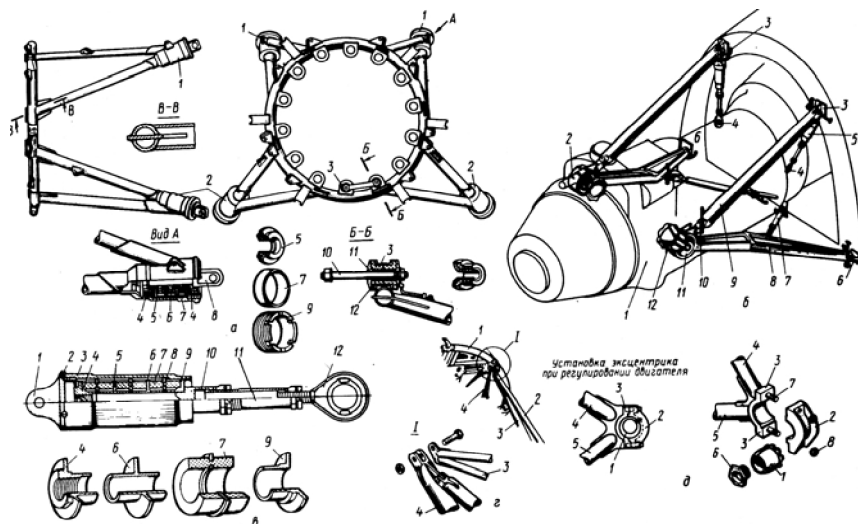


Рис. 22. Конструкция узлов крепления ТВД

Вибрационные нагрузки от ТВД на узлы их крепления возникают из-за несбалансированности винта, а для ПД еще и из-за неравномерности крутящего момента, которая тем больше, чем меньше число цилиндров. При совпадении возмущающих колебаний от двигателя с частотой собственных колебаний частей самолета возникает резонанс с увеличением амплитуды колебаний и разрушением конструкции. Для снижения частоты колебаний, передаваемых на конструкцию, в креплении двигателей и применяют упругие элементы - амортизаторы (демпферы). Эти элементы снижают усталостные напряжения в деталях конструкции крепления двигателей и в конструкции самолета, а также способствуют снижению неприятных ощущений у экипажа и пассажиров, вызываемых вибрациями самолета.

Конструкция подкоса-демпфера 5 (рис. 22,а) показана на рис. 22, б. Здесь: 1 - втулка; 2 - стопорный винт; 3 - корпус; 4 - гайка; 5, 6, 9 - втулки; 7 - дисковый демпфер; 8 - кольцо; 10 - шток демпфера; 11 - переходная втулка; 12 - ухо.

На рис. 22, г показан один из вариантов узлов крепления рамы - стержневой фермы (стержни 4, 3, 2) к усиленному шпангоуту 1

фюзеляжа, а на рис. 22, в - вариант конструкции узла 3 основного крепления двигателя. Здесь цапфа двигателя вставляется в эксцентриковую шаровую втулку 1, которая закрепляется на раме двигателя в узле 3 крышкой 2 на винтах 7 гайками 9. Эксцентриковая втулка 1 может разворачиваться в узле, чем и регулируется положение оси двигателя. На рис. 22, в: 4, 5 - стержни фермы; 6 - гайка.

3.1.2. Крепление ТРД на самолете

Крепление ТРД на самолете имеет свои особенности, связанные с тем, что на самом ТРД с осевым компрессором есть два силовых пояса (на корпусах компрессора I и турбины II (рис. 23). Это позволяет крепить двигатель в плоскостях I и II этих поясов. Однако есть варианты более простого и технологичного трехточечного крепления ТРД, когда два узла крепления располагаются вблизи ЦМ двигателя, а один (вспомогательный) узел расположен на большом удалении от ЦМ по другую от него сторону.

Крепление ТРД **внутри фюзеляжа** характерно использованием силовых шпангоутов и продольных балок в фюзеляже для непосредственного крепления кронштейнов основных узлов подвески двигателя. На рис. 23 показан один из вариантов крепления двигателя внутри фюзеляжа. Двигатель в этом случае закреплен в двух плоскостях I и II по обе стороны относительно ЦМ двигателя на усиленных шпангоутах 2 и 4 стержнями (тягами) 1 и 3 (сечения I и II, виды А и Б) и на продольной балке верхним узлом (вид В и сечение Д-Д). Верхний узел, воспринимающий тягу двигателя и вместе со стержнем 3 боковые силы, представляет собой штампованный штырь 9, оканчивающийся пальцем 8, который при монтаже входит в шаровой узел 7 на двигателе. Штырь крепится к верхнему поясу продольной балки 5 фюзеляжа болтом 4, а к гнезду на нижнем поясе этой балки прижимается стальным клином 6. Скользящая посадка пальца штыря 8 в шаровом узле 7 обеспечивает свободное перемещение двигателя в вертикальном направлении и поворот относительно шаровой поверхности при тепловом расширении или при nivelировке двигателя. Штырь 9, зажатый в поясах продольной балки фюзеляжа 5, от тяги двигателя работает на поперечный изгиб как

двухпорная балка с консолью - пальцем 8, входящим в шаровой узел 7. При этом продольная балка 5 (ее пояса и стенка) нагружается от силы тяги осевой силой, которую она передает на обшивку, и изгибающим моментом. Поэтому продольная балка 5 выполнена двухпоясной.

Боковые стержни *I* переднего крепления работают на сжатие-

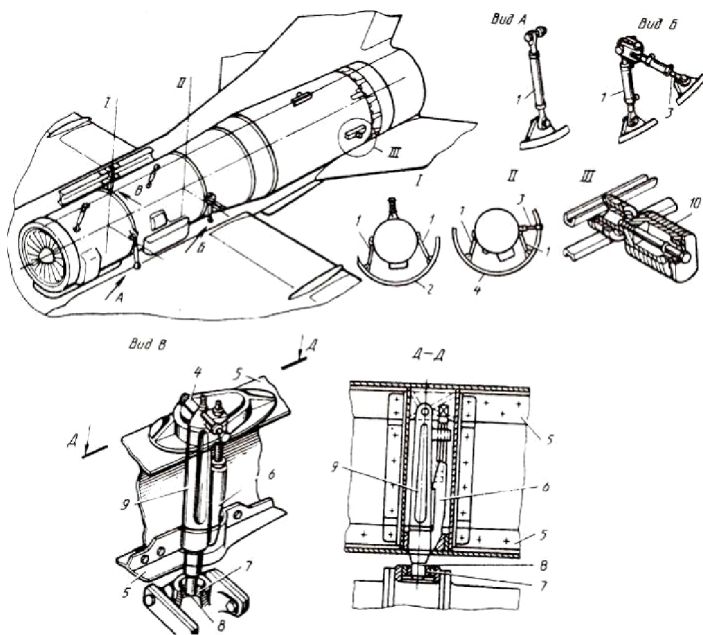


Рис.23. Конструкция узлов крепления ТРД в фюзеляже

растяжение, воспринимая вертикальные нагрузки от веса и сил от гироскопических моментов. Стержни *I* выполнены из стали и крепятся к кронштейнам на двигателе и на усиленном шпангоуте 2 в сечении *I*. Длина тяг может изменяться для нивелировки положения двигателя. Заднее крепление двигателя по усиленному шпангоуту 4 в сечении *II* воспринимает вертикальные (стержни *I*) и боковые (стержень 3) нагрузки (вид *Б*). Стержни *I* и 3, хромансильевые, танкерные с регулирующимися наконечниками, соединяются с кронштейнами на двигателе и на усиленном шпангоуте 4. По боковинам фюзеляжа для монтажа двигателя от эксплуатационного разъема

проложены рельсы, по которым двигатель вкатывают на место установки. Регулируемое сопло крепится к двигателю телескопическим соединением и рельсами опирается на ролики 10 в фюзеляже (вид III). Это позволяет соплу свободно перемещаться от нагрева в продольном и поперечном направлениях (ролик с одной стороны сопла не имеет ограничительной реборды). Нагрузки, приходящие на усиленные шпангоуты от тяг 1 и 3 подвески двигателя, уравниваются потоками касательных усилий на обшивке, а осевые усилия с продольной балки 5 - осевыми силами на обшивке.

На рис. 24 показан один из основных узлов еще одного варианта крепления двигателя внутри фюзеляжа. Двигатель крепится тремя узлами, из которых передний представляет собой регулируемую тягу - стержень 1, соединенную с кронштейнами в нижней части двигателя и на усиленном шпангоуте; два основных боковых узла (вид I) одинаковы по конструкции - каждый из них состоит из шарнирно закрепленного на шпангоуте 2 кронштейна 3 с распорной тягой 7 и цапфой 4, являющейся одной из основных опор двигателя. Тяга 7 крепится к кронштейну на шпангоуте 5. От действия тяги, приходящейся на один из узлов и равной $0,5P_x$ (рис. 24, вид A), тяга 7 работает на сжатие, а уравнивается сила $0,5P_x$ на продольной балке 6, связанной с обшивкой, потоком q_x и парой сил $T_1a = l/2(P_x h)$, действующих на шпангоуты 2 и 5 (a - расстояние между шпангоутами). Схема восприятия и уравнивания веса $0,5(G_{\text{дв}} n_{\text{max}} ** f) = 0,5P_y$, приходящегося на один из узлов, потоком усилий q_y и парой сил T_2b (b - расстояние между опорами кронштейна 3) показана на рис. 24 (вид B). Боковая сила P_z воспринимается кронштейнами 3, а силы от гироскопических моментов M_{ry} и M_{rz} - парами сил в основных боковых узлах крепления двигателя. Передняя опора 1 находится далеко впереди ЦМ двигателя, поэтому несет небольшие нагрузки. С её помощью может производиться нивелировка положения двигателя в вертикальной плоскости.

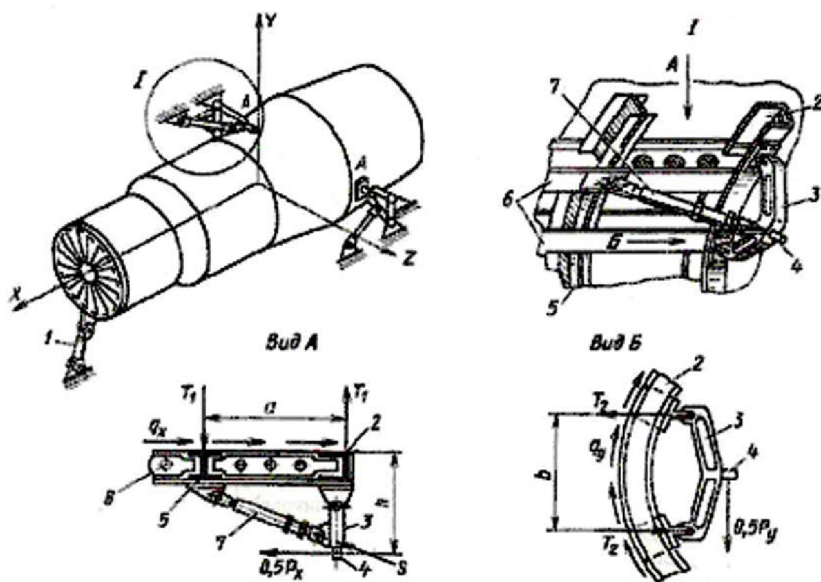


Рис. 24. Конструкция узлов крепления двигателя, схемы их нагружения и уравнивания на силовых элементах фюзеляжа

Крепление ТРД на пилонах хвостовой части фюзеляжа показано на рис. 25. Здесь: *а* - схема компоновки двигателей на самолете; *б* - конструктивно-силовая схема хвостовой части фюзеляжа с сечениями *А - А* по фюзеляжу, *В - В* по силовому шпангоуту 3, *Б - Б* по силовой поперечной балке 4 шпангоута 3 с узлами 1 подвески боковых гондол (вид *Г*); *в* - один из вариантов конструкции узла 1; *г* - вид в плане гондолы левого двигателя 12 с пилоном 2, продольной силовой балкой 11, воспринимающей тягу от двигателя, подкосами 10, силовым кронштейном 16 крепления гондолы (сечение *Г-Г*) к узлу 1 на силовом шпангоуте фюзеляжа 3 и тягами 13 подвески двигателя в гондole; *д* - конструктивно-силовая схема подвески двух боковых двигателей с вынесенными отдельно узлами крепления двигателей в гондолах (виды *Г*, *Д* и *А*) и узлами крепления гондол к силовым шпангоутам фюзеляжа (виды *В* и *Д*) с сечениями *Д-Д* и *Е-Е*, поясняющими конструкцию стыковых узлов *В* и *Д*. На рис. 25, *е* показана конструктивно-силовая схема гондол 12, представляющая

собой тонкостенную, подобную фюзеляжу, конструкцию, воспринимающую аэродинамические нагрузки, и общий вид гондолы 12 с подвешенными к ней створками 15 (рис. 25, ж).

Гондолы боковых двигателей расположены симметрично относительно оси самолета (рис. 25, а) и развернуты носовой частью в сторону фюзеляжа и вверх, чтобы уменьшить влияние тяги двигателей на характеристики устойчивости и управляемости самолета. Между гондолами 12 и хвостовой частью фюзеляжа находятся пилоны 2, опирающиеся на узлы 1 крепления гондол двигателей к силовым шпангоутам 3 фюзеляжа. Таким образом, с одной стороны, образуется достаточно надежный слив пограничного слоя от впереди лежащей боковой поверхности фюзеляжа, а с другой стороны, эта поверхность, тормозя воздушный поток перед входом в воздухозаборник, способствует повышению в нем давления. Для крепления гондол двигателя к фюзеляжу используют стальные штампованные кронштейны 1 на поперечных балках 4 усиленных шпангоутов фюзеляжа 3 и кронштейны 16, связанные силовыми арками 14 с гондолами двигателей (сечение $\Gamma - \Gamma$ рис. 25, з и д). Передние и задние стыковочные узлы гондолы к фюзеляжу (см. виды III и IV на рис. 25, д и сечение $\Delta - \Delta$ и $E - E$) близки по конструкции как по верхним стыковым болтам 24, так и по нижним стыковым болтам 25. Для центрирования мест стыка по верхним болтам 24 (см. сечение $\Delta - \Delta$) в стыковых узлах имеются завальцованные шаровые опоры 23, ж).

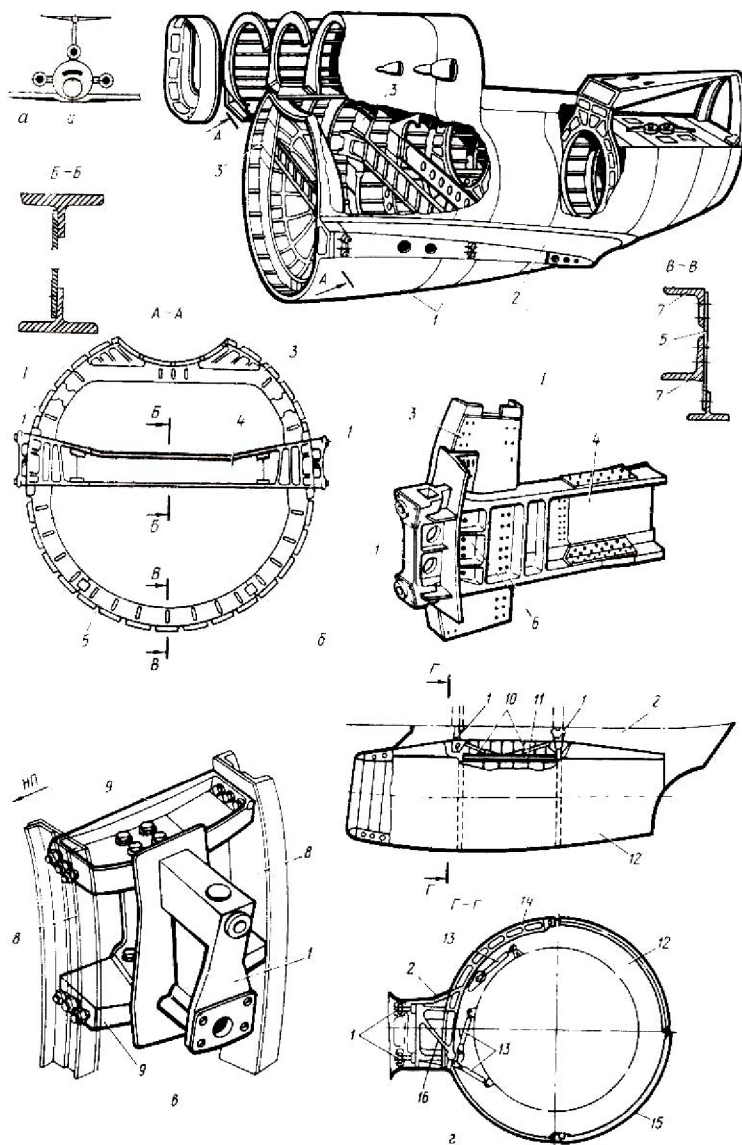


Рис. 25. Конструкция узлов крепления двигателей на пилонах в хвостовой части фюзеляжа. Конструкция гондол (начало)

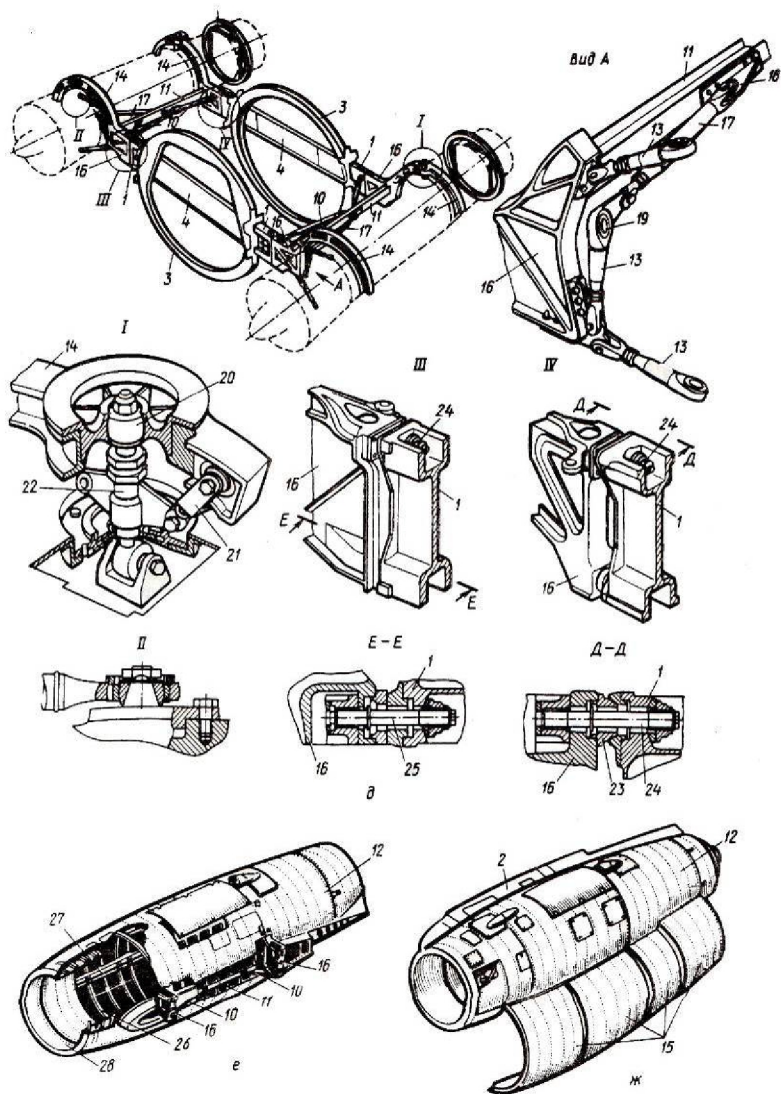


Рис. 25. Конструкция узлов крепления двигателей на пилонах в хвостовой части фюзеляжа. Конструкция гондол (продолжение)

Силовые шпангоуты 3 (сечения $A - A$ и $B - B$ на рис. 25, б) состоят из набора дюралевых листов (стенки 5) и мощных профилей (поясов 7), кронштейнов 1 на стыке шпангоутов с поперечными балками 4.

Для передачи на фюзеляж силы тяги двигателя используют: продольную балку 11 (см. вид A на рис. 25, д), несущую на себе кронштейн 18, связанный тягой 17 с проушиной 19 узла крепления двигателя; подкосы 10 (см. рис. 25, г и д), связывающие балку 11 с кронштейнами 16 гондолы и через них с кронштейнами 1 на силовых шпангоутах 3 фюзеляжа. Тяга двигателя передается через все эти элементы на фюзеляж и уравнивается потоком касательных сил q_x на его боковинах. Нагрузки от веса и сил от гироскопических моментов M_{ry} и M_{rz} через тяги 13 (вид A) переднего узла крепления двигателя и тяги 22 заднего узла (см. вид I на рис. 25, д), силовые арки 14 и кронштейны 16 приходят на узлы 1 на балках 4 силовых шпангоутов 3 фюзеляжа в виде поперечных сил и изгибающих моментов. Изгибающие моменты уравниваются на балках 4 (поэтому они имеют двутавровое сечение - см. сечение $B - B$ на рис. 25, б), а поперечные силы передаются этими балками на силовые шпангоуты 3 накладками 6 (вид I , рис. 25, б), связывающими их, и уравниваются на обшивке фюзеляжа потоками касательных сил q_y . Верхний задний узел крепления двигателя на силовой арке 14 (вид I , рис. 25, д) играет в восприятии сил роль вспомогательной опоры. Изменением длины тяги 22 можно регулировать положение оси двигателя. Тяга 22 фиксируется в гнезде арки 14 с помощью шаровой опоры 20 и дополнительных тяг 21. К силовым аркам 14 крепятся узлы створок 15 гондолы (рис. 25, г, ж).

На рис. 25, в приведен еще один вариант конструкции силового кронштейна 1 крепления гондол боковых двигателей. Кронштейн 1 поперечными корытообразными опорами 9 связан болтами с усиленными шпангоутами фюзеляжа 8 для передачи на них поперечных сил от двигателя.

Конструкция гондол 12 состоит из внешней и внутренней обшивки, подкрепленных диафрагмами 26 и продольными балками 27 (рис. 25, е). К этим балкам крепятся узлы крепления створок, конст-

рукция которых подобна конструкции гондолы. Сами гондолы силовыми арками 14 (рис. 25, *д, е*), заканчивающимися кронштейнами 16, крепятся болтами 24, 25 к кронштейнам 1 на балках 4 шпангоутов 3 фюзеляжа. В передней части гондолы расположен воздухозаборник 28 с дозвуковой геометрией. На гондоле имеется большое число люков и лючков, обеспечивающих доступ к агрегатам двигателя и узлам его подвески. Между фюзеляжем и боковыми гондолами расположены пилоны 2, опирающиеся на силовые кронштейны 1 и 16. Обшивка пилонов уголками связана с обшивкой фюзеляжа.

На рис. 26 показан еще один вариант установки трех двигателей в хвостовой части фюзеляжа. Компоновка двигателей, силовая увязка элементов конструкции фюзеляжа с узлами крепления двигателей поясняются на общем виде хвостовой части фюзеляжа и дополнительно на видах *А, Б, I, II, III*. Здесь: 1 - нижний боковой кронштейн; 2, 6, 10, 14 - траверсы; 3 - верхний боковой кронштейн; 4 - передняя балка пилон; 5 - штанга; 7, 13 - кронштейны; 8 - задняя балка пилон; 9, 11 - кронштейны; 12 - штанга; 16 - тяга; 15, 17, 18, 23 - серьги; 19 - вилка; 20 - заднее резьбовое гнездо штанги 5; 21 - подшипник; 22 - переднее резьбовое гнездо штанги 5; 24 - палец; 25 - такелажный узел.

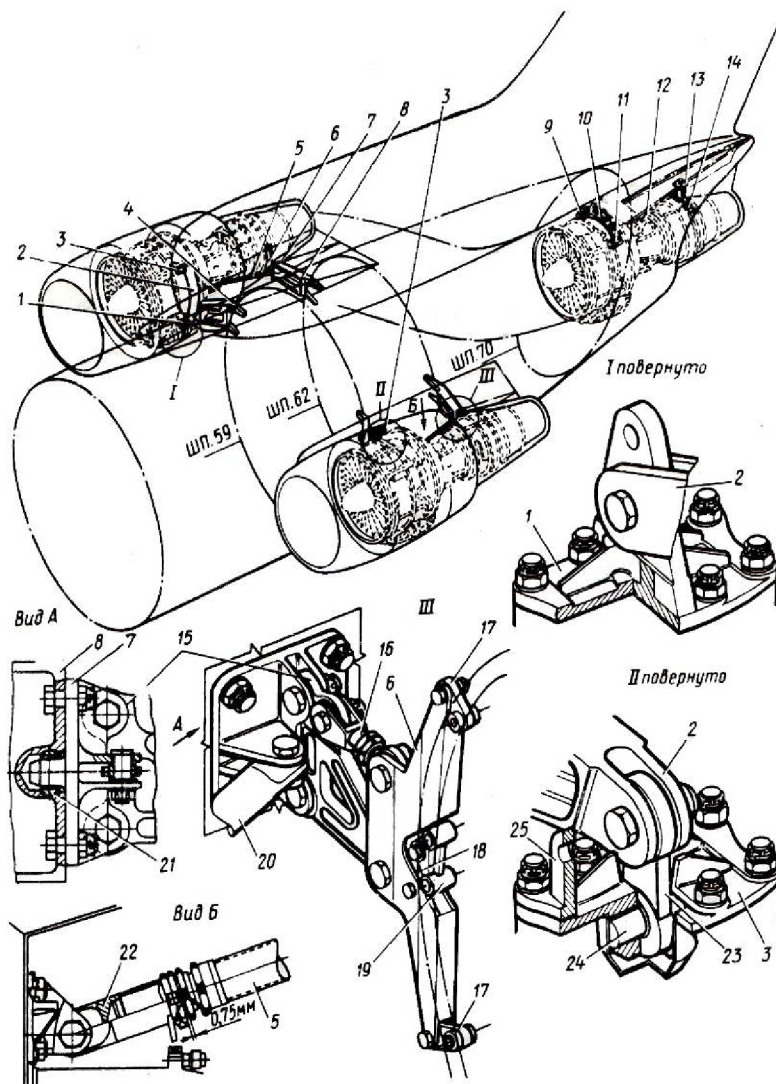


Рис. 26. Конструкция узлов крепления двигателей

3.1.3. Крепление ТРДД на пилонх хвостовой части фюзеляжа

На рис. 27 показаны спаренные гондолы ТРДД, размещенные по обоим бортам в хвостовой части фюзеляжа самолета. Силовой основой гондол двигателей являются кессоны. Они являются силовыми промежуточными звеньями между двигателями и фюзеляжем. В конструкцию кессонов входят две штампованные и механически обработанные стальные арочные балки 3 и 6, закрепленные на силовых шпангоутах фюзеляжа, нервюры, верхняя и нижняя панели. Обшивку нижней панели делают из титановых сплавов для увеличения тепло- и огнестойкости конструкции.

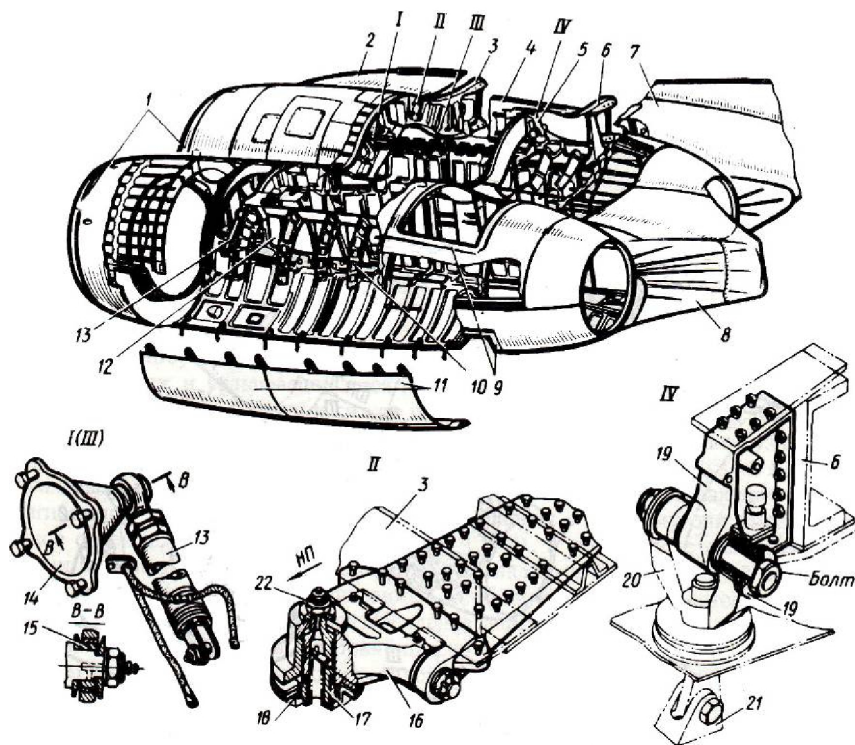


Рис. 27. Конструкция спаренных гондол и узлов крепления двигателей самолета Ил-62

На рис. 27: 1 - воздухозаборники; 2 - пилон; 3 - передняя балка; 4 - нервюра (противопожарная перегородка); 5 - задний узел крепления двигателя; 6 - задняя балка; 7 - зализ гондол; 8 - «бобровый хвост»; 9 - вырезы под решетки реверса; 10 - шпангоуты; 11 - створки; 12 - межгондольная перегородка; 13 - подкос-амортизатор переднего крепления двигателя.

Крепление каждого двигателя осуществляется в четырех точках: по три основных узла *I, II, III* на передней арочной балке 3 и по одному заднему узлу 5 (*IV*) на задней арочной балке 6, играющему роль вспомогательной опоры. На центральном узле *II*: 16 - шарнирный кронштейн, воспринимающий силу тяги двигателя и передающий ее на панель кессона гондолы. Этот же узел воспринимает силу *Z*. Сдвигом эта сила передается на боковину фюзеляжа, где и уравновесится потоком осевых сил q_x . Конструкция центрального узла *II* крепления двигателя (вид *II*) и его силовая завязка с кронштейном 16 аналогична рассмотренной и показанной выше на рис. 23 на виде *B* и сечении *Д-Д*.

Здесь на виде *II*: 18 - гнездо со сферическим подшипником 17. В кронштейне 16 закреплен гайкой 22 штырь, который входит в гнездо 18 и фиксирует таким образом двигатель от перемещений по осям *X* и *Z*. На видах *I* и *III*: боковые узлы крепления двигателя. Здесь 13 - подкосы амортизаторы; 14 - кронштейны крепления двигателя; 15 - сферические подшипники. На эти узлы передается вес двигателя. На заднем узле крепления двигателя (вид *IV*): 19 - кронштейн на задней арке 6 гондолы; 20 - промежуточная качалка; 21 - кронштейн на двигателе.

Задний узел совместно с узлами на арке 3 воспринимает вес двигателя, силы от гироскопического момента M_{rZ} и боковую силу *Z*. К кессону гондол присоединяются все остальные части гондол и пилона. Двигатели изолированы друг от друга в целях противопожарной безопасности перегородкой 12 из жаропрочных материалов. Воздухозаборный канал 1 съемный, спереди он крепится к носовой части шестью фитинговыми соединениями, а по задней кромке подвижно соединяется с передним фланцем двигателя при помощи кольцевого резинового профиля, стягиваемого хомутами. Передние

и задние створки гондолы состоят из штампованного листового каркаса и обшивки. Законцовка гондол в виде «бобрового хвоста» выбрана в результате продувок моделей гондол как наилучшая по аэродинамике.

3.1.4. Крепление ТРДД на пилонах под крылом

Крепление ТРДД на пилонах под крылом рассматривается на примере крепления двигателей на самолете Ил-86 и показано на рис. 28. Здесь: *а* - общий вид гондолы и пилона. Каждый из четырех ТРДД на этом самолете крепится к узлам на пилоне, пилон - к силовым элементам крыла, а каркас гондолы вместе с воздухозаборником - к двигателю; *б* - конструкция гондолы двигателя с воздухозаборником, створками и узлами крепления к двигателю; *в* - конструкция пилона с передними и задним узлами крепления двигателя к пилону и передними и задним узлами крепления пилона к крылу; *г* - общая схема подвески двигателя к пилону и конструкция узлов крепления двигателя с сечениями по узлам; *д* - общая схема подвески пилона к крылу и конструкция узлов крепления пилона с сечениями по узлам. Таким образом, в рассматриваемой схеме крепления двигателей пилоны являются силовыми промежуточными звеньями между двигателями и крылом, обеспечивая вместе с тем выполнение требований противопожарной безопасности. Поэтому детали основного каркаса пилона отвечают требованиям высокой прочности и огнестойкости при малой их массе и изготавливаются из титана и высокопрочной стали.

Конструкция пилона состоит из рам № 1, 2, 3, 7 (рис. 28, *в* поз. 34, 48, 46, 44); № 10 с проушинами 37 переднего крепления пилона к крылу; № 15 с проушиной 39 заднего крепления пилона к крылу, скрепленных сверху и снизу продольными балками 35 и профилями. С боков каркас пилона зашит панелями 40. Рама № 1 (поз. 34) имеет два боковых кронштейна 49 для боковых передних узлов 51 подвески двигателя (вид *В* на рис. 28, *г*). Кронштейны 49 воспринимают вертикальные нагрузки от двигателя 8 через амортизаторы 52 (вид *Г*) с вильчатыми резьбовыми наконечниками 68 для регулировки положения оси двигателя. Передний центральный узел крепления

двигателя под рамами № 1 (34) и 2 (48) (конструкция его показана на сечении $\Gamma - \Gamma$ рис. 28, z и на виде B) передает на пилон тягу двигателя, боковую силу Z и нагрузки от M_{ry} и M_{rz} . В нижней части рамы № 7 (поз. 44) - кронштейн 45, а на двигателе - узел 50 для задней подвески двигателя (вид B и рис. 23, e). Этот узел в восприятии веса двигателя играет роль вспомогательной опоры. Он же воспринимает силы от гироскопических моментов M_{τ} , $M_{\cdot z}$ и боковую силу Z , величина которой на гондолу двигателя при полете со скольжением может достигать больших значений.

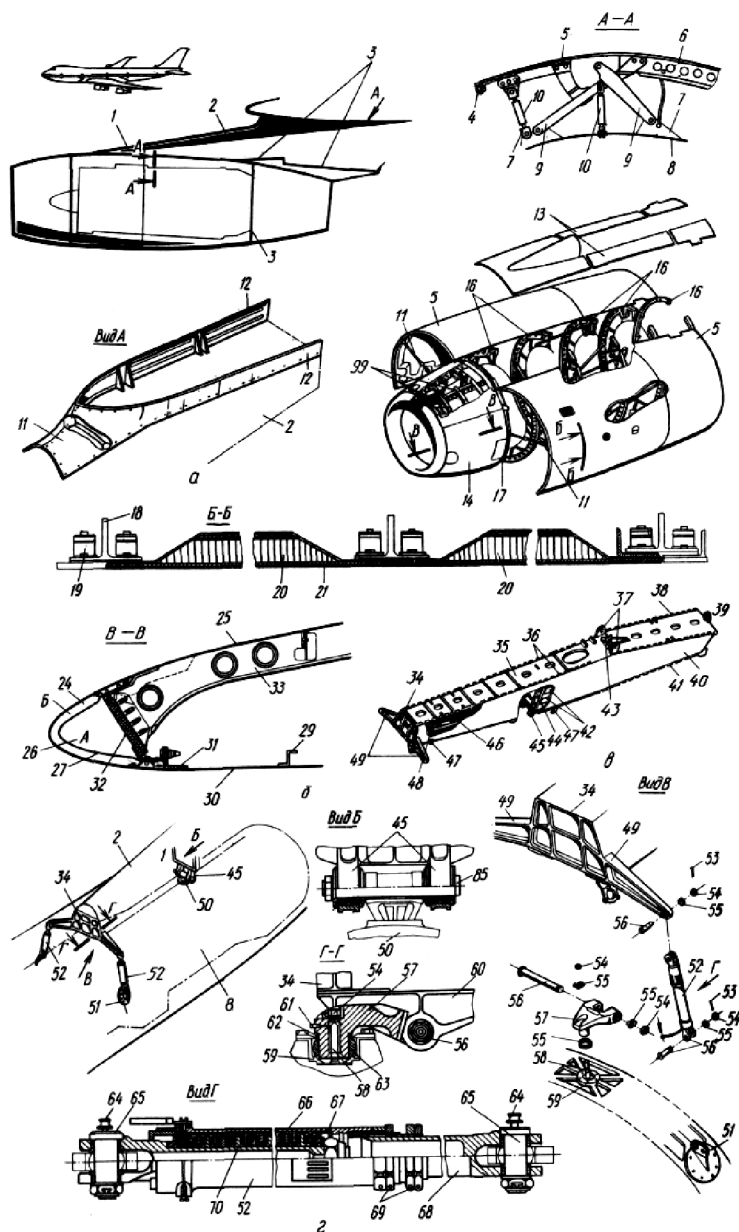


Рис. 28. Конструкция гондол двигателей, пилонов и узлов крепления пилонов к крылу, двигателей к пилонам, гондол к двигателям (начало)

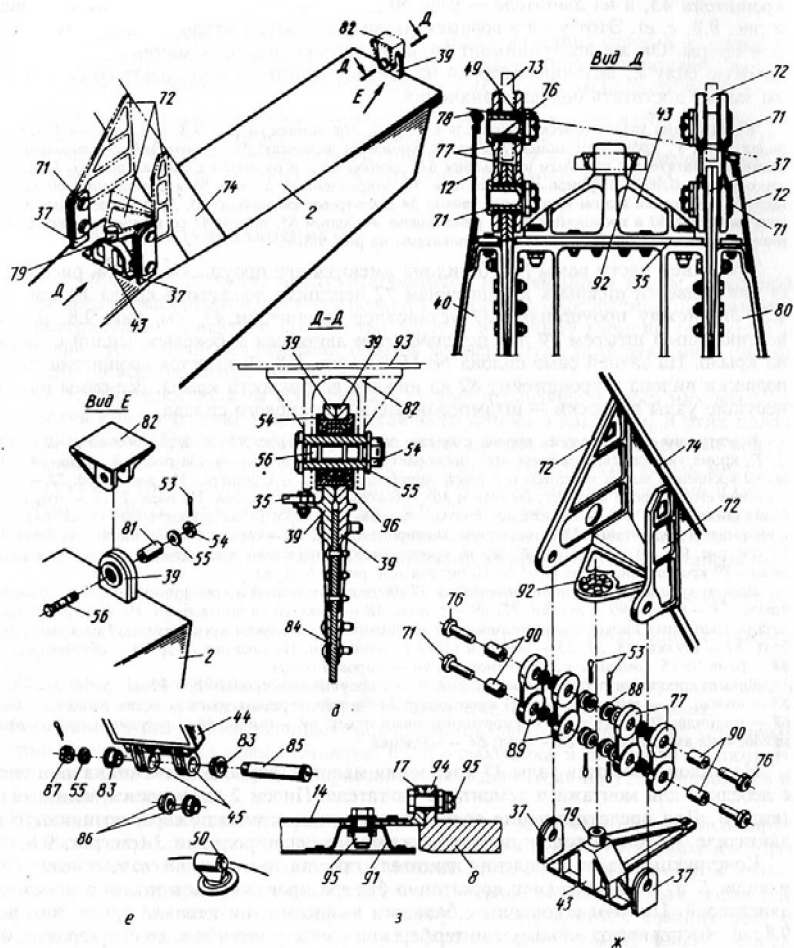


Рис. 28. Конструкция гондол двигателей, пилонов и узлов крепления пилонов к крылу, двигателей к пилонам, гондол к двигателям (продолжение)

Конструкция узлов подвески двигателя к пилону, показанная на рис. 28, в, г (сечение Г - Г) и на видах Б, В, Г, кроме описанных уже выше элементов включает: 59 - передний центральный узел подвески двигателя с шаровым вкладышем 63 и штырем 58. Штырь 58 этого узла входит в шарнирный кронштейн 57, закрепленный

болтом 56 в кронштейне 60 каркаса пилона, и крепится в этом кронштейне гайкой 54 с центровочной скобой 55. Детали крепления заднего узла двигателя 50 в кронштейне 45 на раме пилона 44 болтом 85, гайкой 87 со шплинтом 42 с использованием упорных втулок 86 и шайб 84 показаны на рис. 23, *е*.

В верхней части рамы № 10 пилона имеются две проушины 37 (рис. 28, *в* и *д*) для подвески пилона к кронштейнам 72 переднего лонжерона крыла 74 (рис. 28, *д*). Между проушинами 37 установлен кронштейн 43 (рис. 28, *жс*) с вертикальным штырем 79 для передачи тяги двигателя и боковых усилий с пилона на крыло. На раме № 15 имеется кронштейн 39 для подвески пилона к кронштейну 82 на нижней поверхности крыла. Все рамы пилона, несущие узлы подвески, штампованные из титанового сплава.

Конструкция узлов подвески пилона к крылу, показанная на рис. 28, *в*, *д*, *жс* сечении *Д - Д* и видах *Д. Е*, кроме уже описанных элементов, включает следующие элементы. На рис. 28, *в*: 36, 38, 41 - ленты крепления зализа хвостовой и носовой части пилона; 42 - стрингеры. На рис. 28, *д*: 73 - пилон с узлами его подвески к крылу. На виде *Д*: 35 - продольная балка пилона; 56 - профиль, 76 - зализ пилона; 71 - пустотелые болты, связывающие проушины кронштейна 37 на пилоне с проушинами кронштейна 72 на переднем лонжероне крыла; 77 - серьги; 78 - резиновое уплотнение; 92 (рис. 28, *жс*) шарнирный узел на кронштейнах 72 переднего лонжерона 74 крыла, куда входит штырь 79 кронштейна 43 на раме № 10 пилона (см. рис. 28, *д*, *жс*). Детали крепления проушин кронштейна 37 пилона к проушинам кронштейнов 72 лонжерона крыла: 71 - болты, 90 - втулки; 77 - серьги; 88 - гайки со шплинтами 53. На виде *Е* показаны детали крепления проушины кронштейна 39 на пилоне к проушинам кронштейна 82 на крыле: 56 - болт; 81 втулка; 53, 54, 55 - шайба и гайка со шплинтом. На сечении *Д - Д*: 98 - обшивка крыла; 84 рама № 15 пилона с кронштейном 39; 97 - шаровая опора. Детали крепления проушин кронштейна 39 - с проушинами кронштейна 82 на крыле: 56 - болт; 55 - шайба; 54 - гайка. На виде *Г* - амортизатор 52 боковых передних узлов подвески двигателя. Здесь: 67 - цилиндр; 70 - шток;

66 - амортизационный пакет; 69 - гайки; 68 - регулируемый по длине наконечник амортизатора; 65 - болт; 64 - масленка.

На пилоне имеются узлы 43 и 47 крепления малогабаритного подъемника двигателя с лебедкой для монтажа и демонтажа двигателя. Пилон 2 закрывается зализми 11, 12 (вид *А*). Для предотвращения распространения на крыло пожара, возникшего на двигателе, пилон защищен противопожарными перегородками 3.

Конструкция узлов крепления двигателя (см. рис. 28, в, г, сечение *Г - Г* и виды *Б* и *В*) позволяет достаточно быстро производить монтаж и демонтаж двигателей. Пилоны и гондолы с большим выносом относительно крыла (см. рис. 28, а) обеспечивают минимум интерференции между ними и хорошие аэродинамические характеристики.

Конструкция гондол двигателей показана на рис. 28, а, б, з и сечениях *А - А*, *Б - Б* и *В - В*. Она включает основной каркас для крепления створок и крышек гондолы и воздухозаборник. Элементы каркаса и воздухозаборник крепятся к фитингам 7 двигателя при помощи кронштейнов 9 и регулируемых по длине тяг 10 (сечение *А - А*). Каркас гондолы состоит из шпангоутов 16, в верхней части которых имеются узлы подвески передних и задних створок 5 гондолы и полки с замками для крепления крышек гондолы 13. Все гондолы взаимозаменяемы. Для уменьшения массы планера и получения аэродинамически гладкой поверхности гондол створки и крышки сделаны сотовыми (см. сечение *Б - Б* на рис. 28, б). Площадь сотовых обшивок составляет 100 м². Для удержания створок в открытом положении они снабжены штангами 11 телескопического типа с шариковым замком и в закрытом состоянии запираются натяжными замками.

Конструкция гондол двигателей кроме описанных выше элементов включает: 4 - резиновый уплотнительный профиль на створке 5; 6 - профиль; 8 - двигатель; 14 - воздухозаборник; 17 - опорный профиль; 18 - силовые элементы створок гондолы; 19 - унифицированные замки; 20 - сотовый наполнитель; 21 - обшивка.

4. Нагрузки на узлы крепления двигателей

На узлы крепления двигателя действуют тяга, массовые силы и реактивный момент. Величина, направление и расчетное значение каждой из этих сил зависят:

- от типа двигателей (ТВД, ТРД или ТРДД);
- расположения двигателей на самолёте (т. е. от расстояния между ЦМ самолёта и двигателя и от того, установлен двигатель в фюзеляже или в гондоле);
- маневренных характеристик самолёта (значений максимальных эксплуатационных перегрузок и угловых скоростей вращения самолёта) и рассматриваемого расчетного случая нагружения.

4.1. Тяга P

Значение стартовой тяги двигателя P_0 для современных ТРДД может составлять величину от нескольких сотен до 25 000...30 000 даН и более.

4.2. Массовые силы

Массовые силы включают в себя вес двигателя $G_{\partial в} = m_{\partial в}g$, инерционные силы $m_{\partial в}dV/dt$ и $m_{\partial в}V^2/R$ и силы от гироскопических моментов, возникающих при маневрах самолёта (вращении самолёта относительно осей Z , X , Y).

Величина расчетной силы на узлы крепления двигателя от его веса равна $P_y = m_{\partial в}gn^3*f$ и может достигать значений 25 000...30 000 даН. Здесь n^3* и f соответственно - максимальная перегрузка в ЦМ двигателя и коэффициент безопасности для каждого из расчетных случаев, предусмотренных нормами прочности.

Величины расчетных сил от гироскопических моментов $M_{eY} = J_{хром}(\dot{\omega}_{хром}\dot{\omega}_z$ относительно оси Y или $M_{mZ} = J_{хром}\dot{\omega}_{хром}\dot{\omega}_y$ относительно оси Z зависят от расчетных значений угловых скоростей вращения самолета $\dot{\omega}_z$ и $\dot{\omega}_y$, от типа и числа узлов крепления двигателя, их расположения и расстояний между ними. Здесь $J_{хром}$ и $\dot{\omega}_{хром}$, соответственно, момент инерции вращающихся масс (ротора) двигателя (для ТРДД), вращающихся масс двигателя и винта (для ТВД)

относительно оси их вращения, и угловая скорость вращающихся масс. Значения M_{ry} и M_{rz} могут достигать $10^4 \dots 1,5 \cdot 10^4$ Дж и более.

4.3. Реактивный крутящий момент

Реактивный крутящий момент M действует на узлы крепления двигателя от вращающегося винта ТВД. Величина $M_x = 5,1 \cdot 10^3 N/n$ Дж, где N - мощность двигателя, развиваемая на валу винта, кВт, n - число оборотов винта в минуту.

4.4. Аэродинамическая нагрузка

Аэродинамическая нагрузка на гондолы двигателя невелика. Однако боковая сила (P_z), возникающая при скольжении самолета, может вызывать большие силы в элементах конструкции пилонов, к которым крепятся гондолы. Учитывается аэродинамическая нагрузка при расчетах местной прочности гондол, пилонов, воздушных каналов, капотов и люков.

Максимальное значение вертикальной силы $P_y = P_{y\max}$ действует на узлы крепления двигателя в криволинейном полете в вертикальной плоскости с максимальной перегрузкой ($n_y = n_{y\max}^3$). Наибольшее значение продольной силы $P_x = P_{x\max}$ получается при опробовании двигателя на стоянке на максимальных оборотах. Большие перегрузки действуют на узлы крепления двигателей при грубой посадке самолёта (особенно опасны боковые силы, действующие на гондолы двигателей, возникающие при посадке со сносом, для элементов конструкции пилонов, на которые эти силы передаются), при рулении самолёта по неровному грунту, при возникновении вибраций частей самолёта, к которым крепится двигатель. Ниже на различных схемах крепления двигателей будет рассмотрено восприятие нагрузок, действующих на узлы их крепления к агрегатам планера.

5. Основы расчета элементов крепления двигателя

Расчет крепления двигателя состоит в определении усилий, действующих в элементах крепления и подборе требуемых сечений

этих элементов. Масса и положение центра тяжести двигателя обычно заданы в его техническом описании.

Порядок выполнения расчета следующий:

- 1) определение расчетных нагрузок, регламентированных нормами прочности для крепления двигателя;
- 2) выбор расчетной схемы (статически определимой для стержневых систем крепления);
- 3) определение усилий в элементах;
- 4) подбор требуемых сечений в элементах и определение запаса прочности.

Определим усилия в элементах крепления внешнего двигателя, установленного в гондole на хвостовой части фюзеляжа (схема 21 табл. 1). Внешние нагрузки P_y и P_x и расчетная схема представлены на рис. 29, а (расчетный случай $A_D + T_D$).

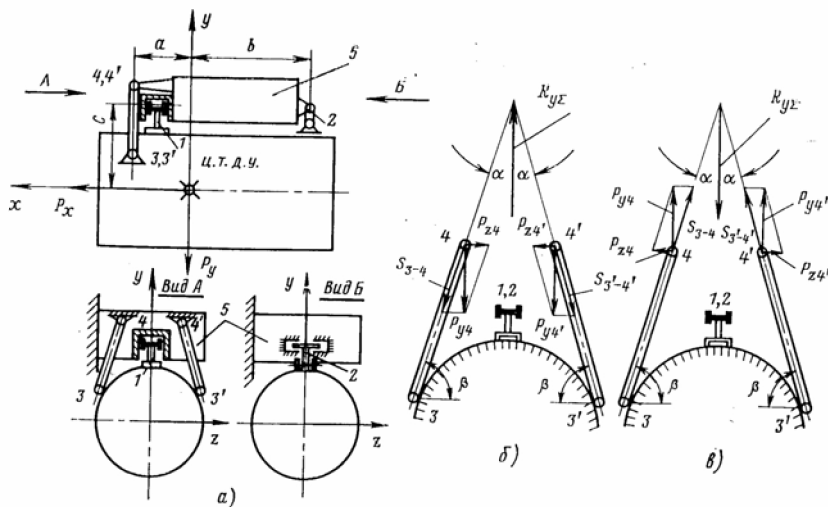


Рис. 29

Расчётная схема крепления двигателя к самолёту

Действие сил P_y

Заднее крепление. Опорную реакцию заднего узла 2 определяем из условия равновесия

$$P_y a - R_{y2}(a + b) = 0; R_{y2} = \frac{P_y a}{a + b}.$$

Переднее крепление. Примем, что суммарная опорная реакция переднего крепления $R_{y\Sigma}$ проходит через его плоскость в направлении оси y . Из условия равновесия определим суммарную реакцию

$$-P_y b + R_{y\Sigma}(a + b) = 0; R_{y\Sigma} = \frac{P_y b}{a + b}.$$

Вертикальные усилия в элементах переднего крепления численно равны этой реакции, но имеют обратные знаки. На рис. 29,б представлена схема распределения усилий по элементам крепления: вертикальные составляющие усилий в узлах 4, 4'

$$P_{y4} = P_{y4'} = \frac{R_{y\Sigma}}{2} = \frac{P_y b}{2(a + b)};$$

горизонтальные составляющие усилий в узлах 4, 4'

$$P_{z4} = -\frac{P_{y4}}{\operatorname{tg}\beta}, P_{z4'} = -\frac{P_{y4'}}{\operatorname{tg}\beta};$$

осевые усилия в боковых подкосах 3-4 и 3'-4'

$$S_{3-4} = \frac{P_{y4}}{\cos\alpha}, S_{3'-4'} = \frac{P_{y4'}}{\cos\alpha}$$

Действие силы P_x

Момент $M_z = P_x c$ уравнивается на креплении опорными реакциями в виде пары сил R_{y2} и $-R_{y\Sigma}$. Здесь $R_{y\Sigma}$ – суммарная реакция переднего крепления для данного случая нагружения.

Заднее крепление. Опорную реакцию заднего угла 2 определим из условия равновесия

$$P_x c - R_{y2}(a + b) = 0; R_{y2} = \frac{P_x c}{a + b}.$$

Переднее крепление. Конструкция переднего среднего узла *1* предусматривает восприятие всей осевой нагрузки и, следовательно, $R_{x1}=P_x$. Усилия в элементах передних боковых креплений определим аналогично случаю нагружения их силой P_y (рис. 29, в)

вертикальные составляющие усилий в узлах *4* и *4'*

$$P_{y4} = P_{y4'} = -\frac{R_{y\Sigma}}{2} = -\frac{P_x c}{2(a+b)};$$

горизонтальные составляющие усилий в узлах *4* и *4'*

$$P_{z4} = -\frac{P_{y4}}{\operatorname{tg}\beta}, \quad P_{z4'} = -\frac{P_{y4}}{\operatorname{tg}\beta};$$

осевые усилия в боковых подкосах *3-4* и *3'-4'*

$$S_{3-4} = \frac{P_{y4}}{\cos\alpha}, \quad S_{3'-4'} = -\frac{P_{y4}}{\cos\alpha}.$$

При боковом нагружении крепления силой P_z опорные реакции R_{z2} и $R_{z\Sigma}$ определяем из условия равновесия относительно узлов *1* и *2*. Момент $M_x=P_z c$ полностью воспринимается передним креплением.

Суммарные усилия в элементах крепления двигателя определяем алгебраически сложением усилий от раздельного действия сил P_x , P_y , P_z .

6. Примеры реализации крепления двигателей на отечественных самолетах

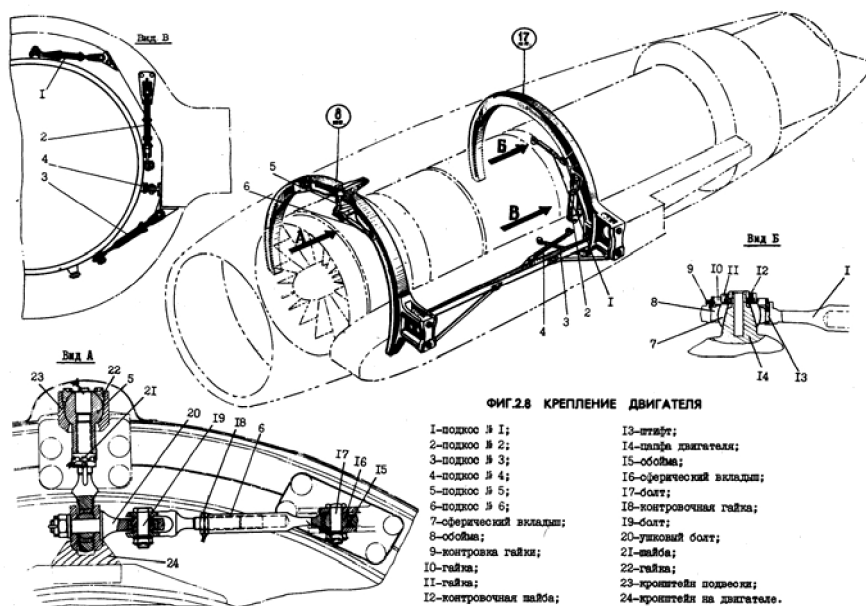


Рис. 30. Крепление двигателя Д-30 на самолёте Ту-134

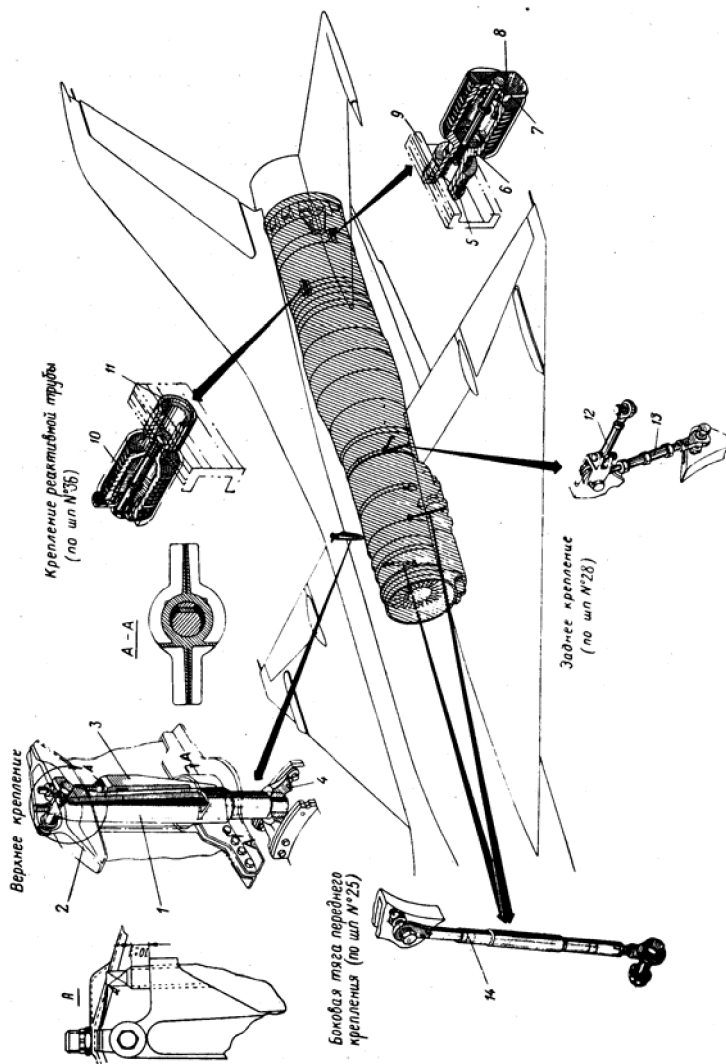


Рис. 31. Крепление двигателя Р11Ф2-300 на самолёте МиГ-21:

1-штырь; 2- узел крепления на фюзеляже; 3- клин; 4- узел крепления на двигателе; 5- вращающаяся часть ролика; 6- неподвижная часть ролика; 7- болт; 8- контролочная пробка ролика; 9- левый рельс; 10- правый ролик; 11-правый ролик; 12- горизонтальная тяжка; 13- наклонная тяга; 14- боковая тяга

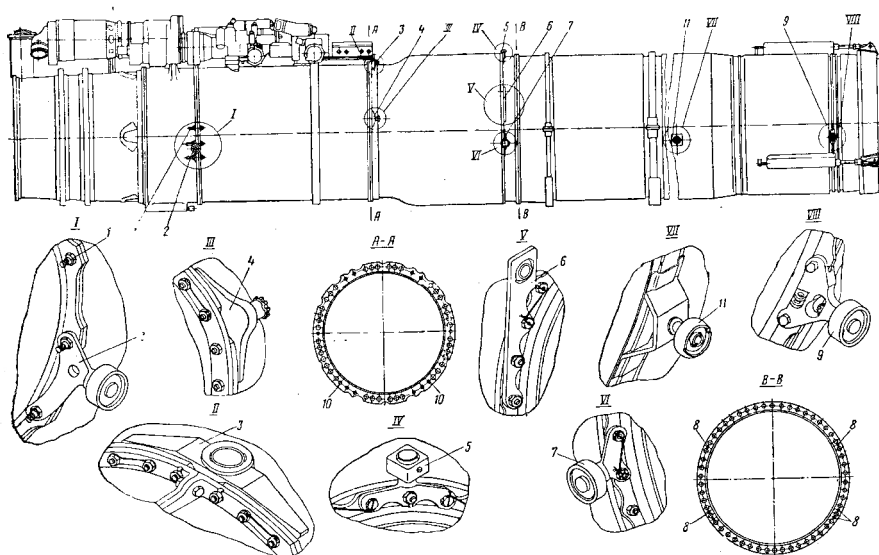


Рис. 33. Крепление двигателя РД-9Ф-300 на самолёте МиГ-19

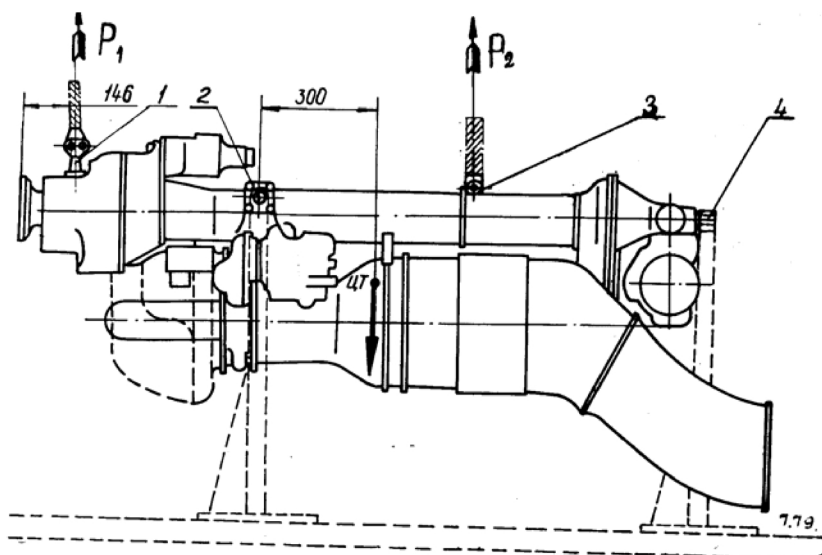
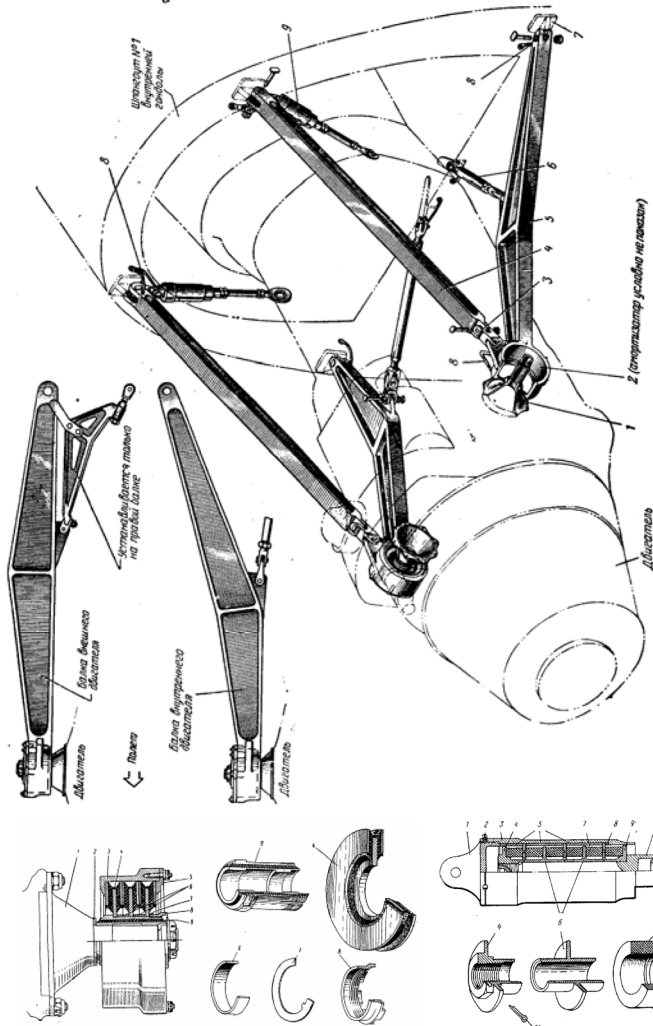


Рис. 34. Узлы крепления двигателя ТВД-10Б на самолёте Ан-38



Фиг. 19. Крепление двигателя.
1—передняя цапфа; 2—передний амортизатор; 3—серьга; 4—верхний подкос; 5—балка; 6—внутренний подкос; 7—кронштейн; 8—перемычка мембризации; 9—задний амортизатор.

Рис. 36. Крепление двигателя АИ-20К на самолёте Ил-18

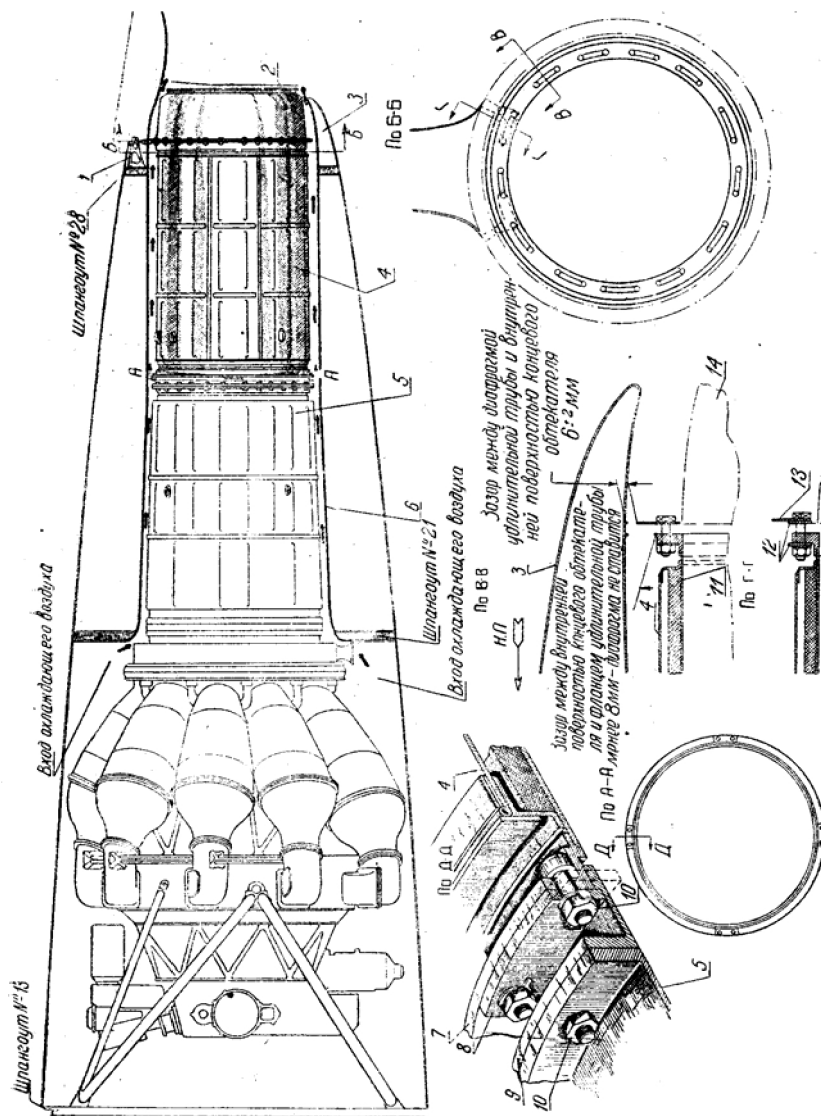


Рис. 37. Крепление двигателя ВК-1 на самолёте МиГ-15

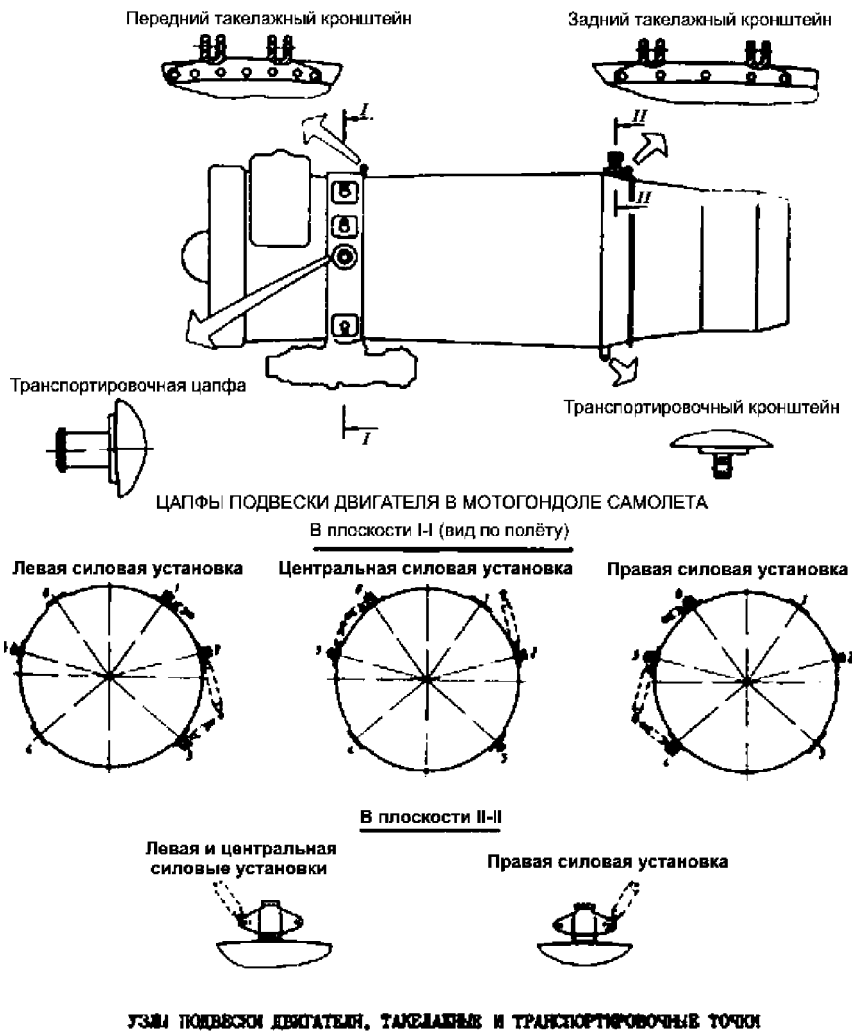
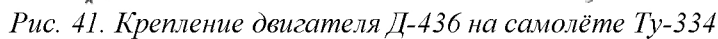
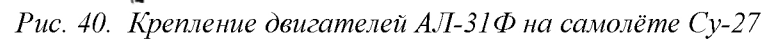


Рис. 39. Крепление двигателя НК-8-2У на самолёте Ту-154Б



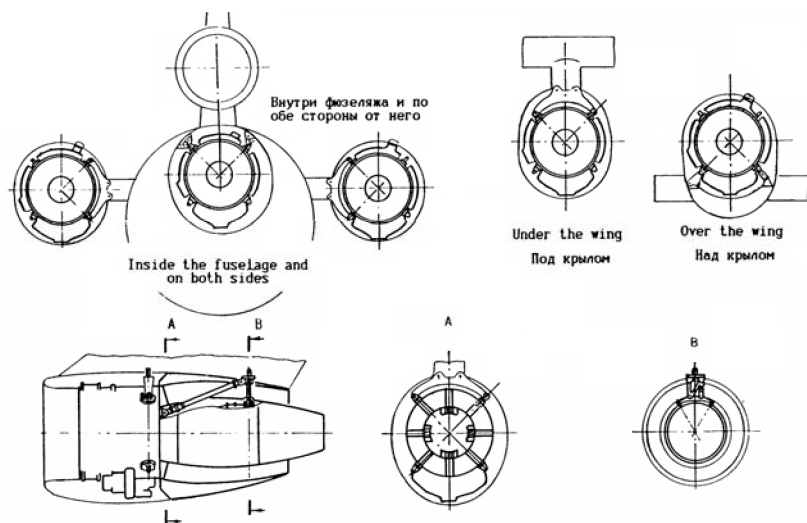


Рис. 42. Различные варианты крепления двигателя Д-436

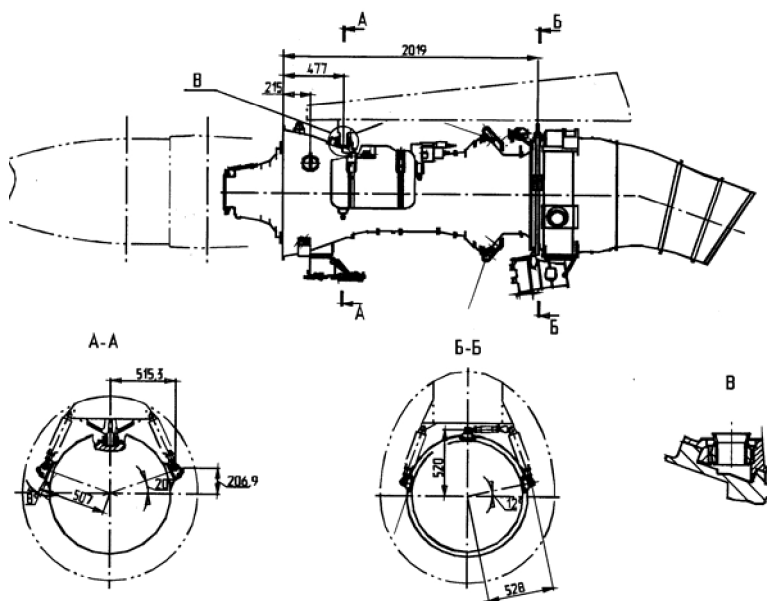
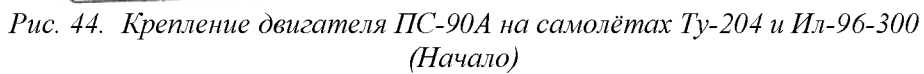


Рис. 43. Узлы крепления двигателя Д-27 на самолёте Ан-70



Крепление двигателя на самолёте Ил-96-300

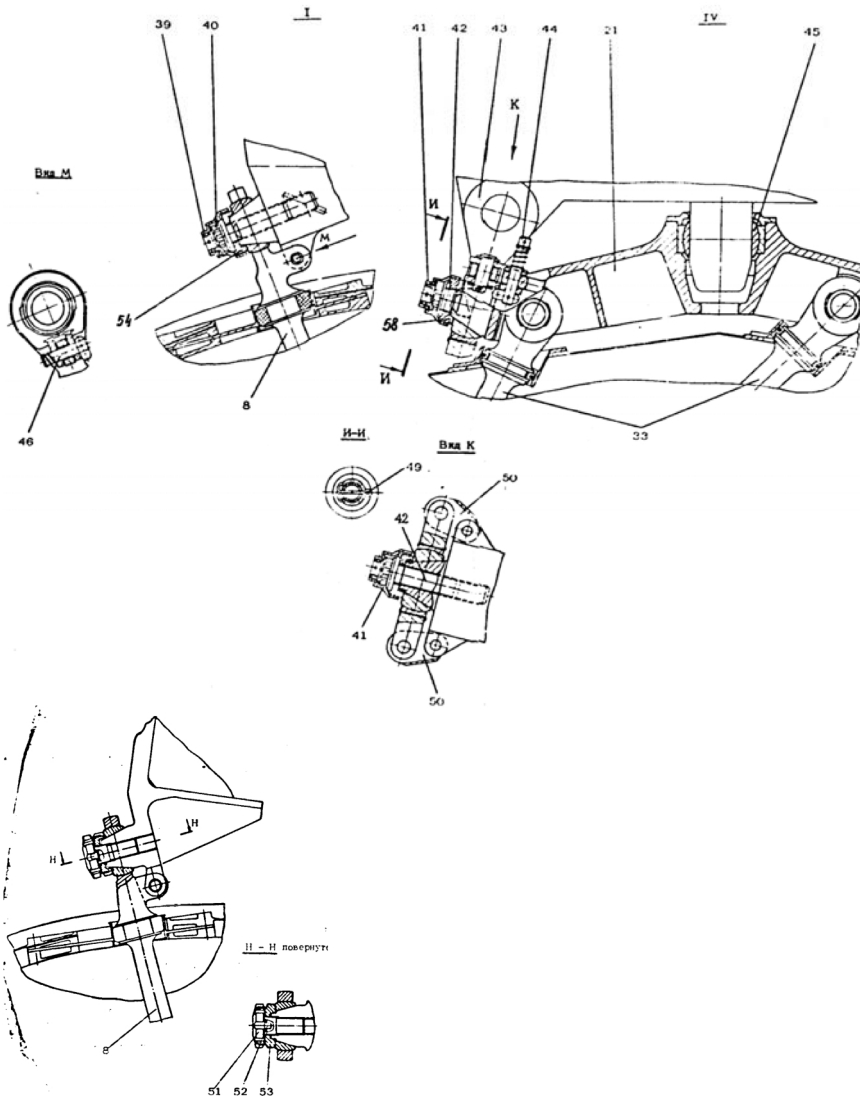


Рис. 44. Крепление двигателя ПС-90А на самолётах Ту-204 и Ил-96-300
(Продолжение)

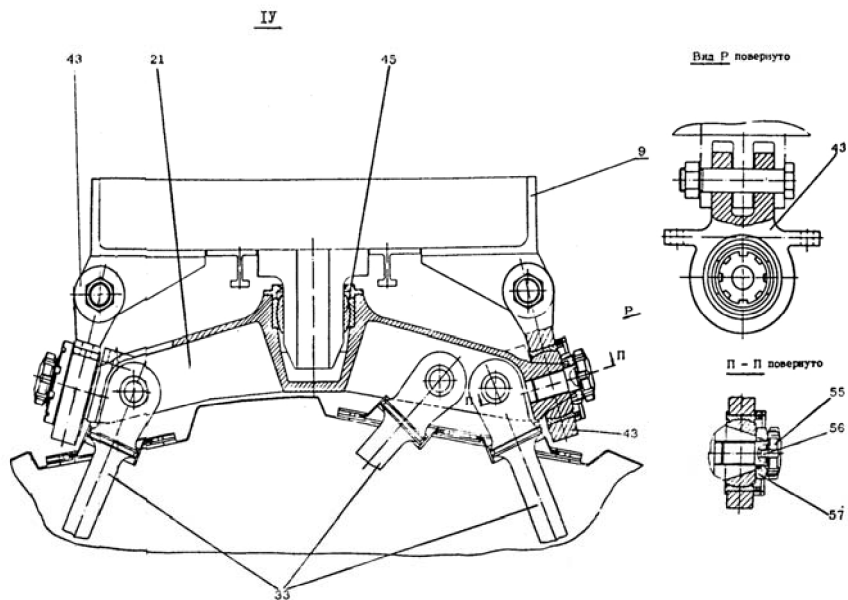


Рис. 44. Крепление двигателя ПС-90А на самолётах Ту-204 и Ил-96-300
(Окончание)

Список литературы

1. Зрелов В.А. Отечественные авиационные ГТД. Основные параметры и конструктивные схемы: Учебное пособие – М.: Машиностроение, 2005.-336с.
2. Житомирский Г.И. Конструкция самолетов: Учебник для студентов авиационных специальностей вузов. – М.: Машиностроение, 1991.- 400с.
3. Глаголев А.Н., Гольдинов М.Э., Григоренко С.М. Конструкция самолетов. - М.: Машиностроение.1975.-480с.
4. Авиационные двухконтурные двигатели Д-30КУ и Д-30КП. Конструкция, надежность и опыт эксплуатации. - М.: Машиностроение, 1988. – 228 с.
5. Авиационный двухконтурный турбореактивный двигатель АИ-25: Инструкция по эксплуатации и техническому обслуживанию. – М.: Машиностроение, 1980. – 185 с.
6. Авиационный двухконтурный турбореактивный двигатель Д-30: Техническое описание. – М.: Машиностроение, 1971. – 132 с.
7. Авиационный турбовинтовой двигатель АИ-20.–М.: Оборонгиз, 1959.-102 с.
8. Авиационный турбовинтовой двигатель АИ-24: Техническое описание. – М.: Внешторгиздат, 1962. – 124 с.
9. Авиационный турбовинтовой двигатель НК-12: Техническое описание.- М.: Оборонгиз, 1957. – 264 с.
10. Авиационный турбовинтовой двигатель ТВД-10: Временное техническое описание. – Омск: МКБ, 1970. – 257 с.
11. Авиационный турбореактивный двигатель ВК-1: Техническое описание. – М.: Оборонгиз, 1950. – 120 с.
12. Авиационный турбореактивный двигатель Д-20П: Техническое описание. – М.: Машиностроение, 1971. – 132 с.
13. Авиационный турбореактивный двигатель РД-9Б. - М.: Оборонгиз, 1962.-149 с.
14. Авиация: Энциклопедия / Гл. ред. Г.П. Свищев. - М.: Большая Российская энциклопедия, 1994. - 736 с.
15. Беляков Р. А., Мармен Ж.. Самолеты "МиГ" 1939-1995.- М.: АВИК-ПРЕСС, 1996. -288 с.
16. Ильин В. Боевые самолеты ВВС России // Авиация и космонавтика. 1999. № 8. С.1-61.

17. Ильин В. Штурмовики и истребители-бомбардировщики. – М.: Виктория АСТ, 1998. – 232с.
18. Гуля А.А., Пнев В.П. Силовая установка самолета Ил-86. – М.: Машиностроение, 1985. – 216 с.
19. Двигатель НК-8-2У: Руководство по технической эксплуатации. Ч.1. – Куйбышев: КМЗ, 1973. –246 с.
20. Двигатель НК-86. - М.: Машиностроение, 1978. – 496 с.
21. Краткий справочник по российским и украинским самолетам и вертолетам // Авиация и космонавтика. Вып. 5-6. 1995. Техническая информация ЦАГИ. Вып. 1-2. 1995. Совместный выпуск.
22. Зуенко Ю.А., Коростелев С.Е. Боевые самолеты России. - М.: Элакос, 1994. – 192 с.
23. Из истории советской авиации: Самолёты ОКБ имени С.В. Ильюшина / Г.В. Новожилов, Д.В. Лещинер, В.М. Шейнин и др.; Под ред. Г.В. Новожилова. – М.: Машиностроение, 1990. – 384 с.
24. История конструкций самолетов в СССР 1951-1965 гг. / Е.В. Арсеньев, Л.П. Берне, Д.А. Боев и др.; Редакторы-составители Ю.В. Засыпкин, К.Ю. Косминков. – М.: Машиностроение, 2000. – 824 с.
25. Крюков А.И. Некоторые вопросы проектирования ГТД: Учеб. пособие. - М.: Изд-во МАИ, 1993. – 336 с.
26. Крюков А.М. Конструкция и летная эксплуатация авиадвигателя Д-30 2 серии. – М.: Машиностроение, 1977. – 144 с.
27. Конструкция турбокомпрессора ТРДДФ: Учеб. пособие / Кунбутаев Л.М., Луценко В.Н., Прозоров А.Б. и др. – М.: МАИ, 1996. – 40 с.
28. Леванович Б. Дальний ракетноносец-бомбардировщик Ту-22М3 – зарубежных аналогов нет // Военный парад. Июль-август 1995. С. 68 – 72, 163 – 164.
29. Лунев Ю. Як-38 - тернистый путь первопроходца // Авиация и Время. 1995. № 6. С.2-17.
30. Марковский В. "Бэкфайр". Прорыв из неизвестности. // Аэрохобби. 1993. № 1. С. 2–13.
31. Пивоваров В.А. Авиадвигатель ПС-90А (особенности конструкции, расчета и эксплуатации): Учеб. пособие. – М.: МИИГА, 1989. – 92 с.
32. Полная энциклопедия мировой авиации (пер. с англ.). - Самара: Корпорация "Федоров", 1997. - 962 с.
33. Ригмант В. Под знаками «АНТ» и «Ту» // Авиация и космонавтика. 2000. № 3. С. 35-44, № 4. С.36-42.

34. Стратегический долгожитель. История самолётов Ту-95, Ту-114, Ту-142 // Авиация и космонавтика. 1995. Вып. 10. Техника и оружие. Вып. 2. 1995. Совместный номер. С. 2-43.
35. Таликов Н.Д. Полвека – первый. – М.: Авико Пресс, 1999. – 112 с.
36. Тимофеев Н.И. Конструкция и летная эксплуатация двигателя НК-8-2У. – М.: Машиностроение, 1978. – 144 с.
37. Трехвальный турбореактивный двухконтурный двигатель Д-36: Руководство по технической эксплуатации. Кн.1. – Запорожье: МКБ «Прогресс», 1978. – 328 с.
38. Торчук Ф.В., Шевчук Н.В. Конструкция и летная эксплуатация двигателя АИ-24. – М.: Машиностроение, 1983. – 112 с.
39. Турбореактивный двигатель Р11Ф-300: Инструкция по эксплуатации и техническому обслуживанию. - М.: Машиностроение, 1970. - 128 с.
40. Штода А.В., Секистов В.А., Кулешов В.В. Конструкция авиационных газотурбинных двигателей. – Киев: КВВАИУ, 1982. – 436 с.
41. Яковлев А.С. Советские самолеты. – М.: Наука, 1982. – 398 с.
42. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: Учебник / В.И. Бакулев, В.А. Голубев, Б.А. Крылов и др.: Под ред. В.А. Сосунова, В.М. Чепкина – М.: Изд-во МАИ, 2003. – 688 с.

Учебное издание

*Зрелов Владимир Андреевич
Проданов Михаил Евгеньевич
Цой Александр Юрьевич*

**ФОРМИРОВАНИЕ ДАННЫХ
ПО ПАРАМЕТРАМ И ПРИМЕНЕНИЮ
ДВИГАТЕЛЕЙ-ПРОТОТИПОВ
ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ
АВИАЦИОННЫХ ГТД**

Учебное пособие

Научный редактор *В.А. Комаров*
Редакторская обработка *Н.С. Куприянова*
Корректорская обработка *В.С. Теленова*
Доверстка *Е.А. Ларионова*

Подписано в печать 28.12.06. Формат 60x84 1/16.

Бумага офсетная. Печать офсетная.

Усл. печ. л. 5,8. Усл. кр.-отг. 5,9. Печ. л. 6,0

Тираж 50 экз. Заказ . ИП – 56/2006

Самарский государственный
аэрокосмический университет.
443086 Самара, Московское шоссе, 34.

Изд-во Самарского государственного
аэрокосмического университета.
443086 Самара, Московское шоссе, 34.