

628.43
К83

0290
К-83

Инж. Кроль Л.А.

ПЕРС. Л

Конструкции самолетов

Вып. 8

МОТОРНЫЕ УСТАНОВКИ

Проверено
1947 г.

3852

Т
ПРОВЕРЕНО
1952 г.

Научно-техническая библиотека "ХАИ"



kn0003852

БИБЛИОТЕКА
ХАИ
г. Харьков

ПЕРЕСЪЛК 20/19 р.

1939 г.
г. Харьков

Настоящий раздел

составлен инж. Клячкиным А. Л.

под моей редакцией

Л. Краль

Глава I

Состояние и перспективы развития современного авиамоторостроения

Динамика роста скоростей, «потолка» и дальностей самолетов за последние 10 лет, в свете последних рекордов, позволяет определить теперешнее состояние авиации, как последний этап на пути осуществления стратосферных полетов на высотах 15000-20000 м. со скоростями в 800-1000 км/час, беспосадочных полетов вокруг земли и т.д.

(По мнению Бреге, Фармана - известных французских авиаконструкторов - стратосферные полеты станут реальностью к 1943-1945 гг.)

Своими успехами авиация в значительной степени обязана наличию передовой и развитой базы - авиамоторостроению, могущей полностью удовлетворить запросы и потребности авиационной техники.

Авиационный мотор за последние 10 лет прошел большой путь. Создан ряд первоклассных моторов малых, средних и больших мощностей, звездообразных и рядных, жидкостного и воздушного охлаждения, надежных в работе, экономичных и удобных в эксплуатации. Создан ряд сверхмощных двигателей «Уникум» мощностью до 3000 HP в одном агрегате. (Мотор Рольс Ройс).

Разрешена проблема высотных полетов путем постановки нагнетателя и турбокомпрессора на мотор.

Разрешена проблема жидкостного охлаждения рядных двигателей путем перехода на высоко-кипящие жидкости и испарительное охлаждение.

Накануне разрешения проблема создания авиадвигателя, работающего на тяжелом топливе (Авиадизель Юнкерса

юмо").

Достижения современного авиамоторостроения (основные количественные и качественные характеристики) отражены на таблицах 1 и 2.

Возникает кардинальный вопрос - каковы же пути развития современного авиадвигателя для реализации насущных задач авиации завтрашнего дня?

Что будет представлять собой авиадвигатель будущего?

Таблица №1.

(По данным Миддлтона, Юнга, Прескотта)

№	Основные характеристики мотора	Средние данные		Рекордные данные 1938г.
		1928 г.	1938 г.	
1	2	3	4	5
1	Литровая мощность (N/V)	18 HP/L	35 HP/L	68 HP/L V-обр мотор Рено „Кубок Гэтч“
2	Число оборотов (n)	1900 об/мин	2800 об/мин	10000 об/мин. мотор Яспин
3	Среднее эффе́к. давление (P _e)	8,7 кг/см ²	12 кг/см ²	21,4 кг/см ² . Установка Рикарда
4	Удельный вес мотора (G/N)	0,7 (звезда) 0,8 (рядный мотор)	0,5 (звездобр. мотор) 0,6 (рядный мотор)	0,318 кг/HP Мотор „Фиат А-6“
5	Удельная мощность мотора $\frac{N}{F}$		1,450 HP/м ² (рядн. мотор) 1000 HP/м ² (звезда)	2890 HP/м ² мотор „Фиат А-6“
6	Продолжительность работы мотора без переборки (T)	300 час.	600 час.	1000 час. Мотор „Джипси Мейджер“
7	Октановое число топлива (O)	67	87	105

№	Фирма и тип	Охлаждение и число цилиндров	Мощность, число оборотов	Мощность на высоте	Максимальная мощность	Расчетная высота	Удельный вес	Сухой вес	Габариты или лоб	Описание (источник)
1.	Гном Рон 18 L (Двойная звезда)	$\frac{14}{\text{возд}}$	2170 об/м	1300 HP	1410 HP	4000 м.	0,512	722 кг	$D=1390 \text{ мм}$	ТВФ № 5/37
2.	Гном Рон 14 M (Двойная звезда)	$\frac{14}{\text{возд}}$	3000	650 HP	705 HP	4000 м.	0,532	376 кг	$D=950 \text{ мм}$	ТВФ № 5/37
3.	Даимлер Бенц Д. В. 600 (рядный) Λ	$\frac{12}{\text{эт/гл}}$	2200	$N_H=0$ 800 HP	910	4000 м.	0,55	655	$F=0,8$	ВВФ № 4/38
4.	Юнкерс Юко 211 (рядный) Λ	$\frac{12}{\text{эт/гл}}$	2300	$N_H=0$ 1000 HP	975	4000 м.	0,525	585	$F=0,8$	ВВФ № 4/38 ТВФ № 4/38
5.	Ролкс-Ройс Мерин (рядный) Λ	$\frac{12}{\text{эт/гл}}$	3000	$N_H=0$ 1030 HP	1350 HP	4900 м.	0,525	608	$F=0,75$	ВВФ № 4/38
6.	Нэллор Дэггер (рядный) H	24	-	730 HP	-	3700	-	595 кг	$F=0,5 \text{ м}^2$	ТВФ № 4/36
7.	Рено Кубок Дегу (рядный) Λ	$\frac{12}{\text{воздушн}}$	4500	$N_H=0$ 500 HP	-	-	0,625	317	$F=0,75$	ТВФ № 2/37
8.	Даллисон V-71C (P.V.)	$\frac{12}{\text{эт/гл}}$	2600	1000	-	-	0,58	580 кг	-	ТВФ № 4/38

Последние авиационные выставки в Париже (1936г.) и Милане (1937г.), дискуссия в мировой технической прессе о путях развития авиамотора, высказывания виднейших специалистов по этому вопросу и, наконец, уроки воздушных боев в Испании и Китае позволяют с достаточной определенностью дать ответ на этот вопрос.

Классификация моторов по мощностям.

Еще не так давно, крупнейшие авиационные фирмы выпускали моторы самых разнообразных мощностных категорий начиная от мотоциклетного двигателя в 4-6 HP и кончая мотором гигантом „Рольс-Ройс“.

В последнее время многие фирмы (Рено, Испано, Бристоль и т.д.) начинают отказываться от необычайного многообразия категорий, типов и схем моторов. Делаются определенные шаги в направлении унификации типов моторов, дальнейшего усовершенствования определенных двигателей.

В частности фирма Испано-Сюиза сейчас выпускает главным образом моторы-двойные звезды 2^х типов-больших мощностей свыше 1000 HP и средних мощностей 600+700 HP с диаметром около 1 м.

Заслуживает внимания высказывание Фреддена, главного инженера крупнейшей английской моторостроительной фирмы Бристоль.

По его мнению для удовлетворения потребностей гражданского и военного самолетостроения, при скоростях полета в диапазоне 400+720 км/час, достаточно иметь моторы следующих 4^х категорий (см. табл. №3). (Категории моторов по Фреддену).

Таблица №3

1.	Категория	I	II	III	IV
2.	Мощность (HP)	≈ 750 HP	≈ 1150	≈ 1500	≈ 2000
3.	Вес (кг)	≈ 380 кг	≈ 570	≈ 700	≈ 950

Причем моторы мощностью до 1500 HP будут представлять собой усовершенствованные современные звездообразные и рядные конструкции.

Что же касается двигателя мощностью около 2000 HP, то здесь придется, очевидно, отказаться от классической схемы современного двигателя и пойти на ряд принципиальных конструктивных изменений.

Против Фреддена можно выдвинуть одно серьезное возражение.

Из таблицы №3 явствует, что Фредден считает минимальной мощность двигателя около 750 HP.

С этим нельзя согласиться, т.к. спортивная, учебная, а также истребительная авиация нуждается и с успехом использует моторы мощностью в 400-450 HP.

Такие моторы (типа Рено-Белгалли) получили мировую известность своими блестящими данными при их малом весе, простоте конструкции (воздушного охлаждения) и удобстве эксплуатации.

Поэтому, в основном соглашаясь с классификацией Фреддена следует иметь в виду необходимость развития моторов малых (400-450 HP) мощностей. Мнение Фреддена одобрительно встречено в мировой авиа-прессе.

Ряд авторитетов (Мид, Юнг, Орлов, прескотт) придерживается подобных же взглядов.

О схеме двигателя мощностью 1500-2000 HP.

Критерием при выборе схемы мотора должны являться требования:

1. Динамической уравновешенности двигателя.
2. Удовлетворительного охлаждения.
3. Правильного газораспределения.

4. Обеспечение прочности конструктивных элементов мотора.

Кроме того, схема будущего двигателя должна удовлетворять требованиям аэродинамики - обеспечения возможности вписать мотор в габариты конструкции крыла или фюзеляжа.

Этим требованиям удовлетворяют следующие схемы моторов:

1. Двойная звезда (с числом цилиндров от 14 и выше)
2. Многорядная звезда (с числом цилиндров 28-36)
3. 24^х цилиндровый H-образный
4. " " "X" " двигатели.
5. "Плоские" двигатели

(проекты Рено, Гаду и др.)

Если же сравнить предполагаемые типы моторов по их эксплуатационным, производственным качествам (удельный вес, удобство обслуживания, стоимость производства, охлаждение, лоб и т.д.), то преимущество окажется на стороне многорядных звездообразных моторов (рис. 434).

Тип двигателя	А	Б	В	Г
Удельный вес				
Удобство обслуживания				
Стоимость обслуживания				
Стоимость производства				

Сравнительная оценка различных форм двигателя мощностью 2000 л.с. (по Феддену)

А - 2^х ряд. 14 цилиндровая звезда
 Б - многорядная " "
 В - 24^х цилиндр. Нобр
 Г - 24^х цилиндр. X-образный двигатель

Черт. 434

«Плоским двигателем» называется конструкция двигателя с расположением цилиндров в одной плоскости с валом винта.

Схема плоского двигателя с расположением цилиндров, допускающим применение 2^х соосных винтов, вращающихся в разные стороны, обещает большие аэродинамические выгоды.

В этом отношении весьма интересен проект технического директора Французской фирмы «Гном-Рон».

Гаду - 12 цилиндрового двигателя этилен гликолевого охлаждения в 900 HP с двумя соосными полыми валами для установки 2^х винтов и пушки. Число оборотов $n = 3000$ об/мин.
(см. фиг. 215).

Этот двигатель отличается очень своеобразным расположением цилиндров. Они находятся внутри барабана, составленного из 2^х круглых блоков. Общее число цилиндров 12, но каждая пара соединена в одну кривошипно шатунную группу. Каждый из двойных цилиндров соединен с трехколенчатым валом, имеющим одно большое колесо и два маленьких. Шестерни, сидящие на конце коленчатых валов, планетарным образом соединены с 2-мя шестернями, сидящими на концах пропеллерных валов. Двигатель Гаду отличается крайне скромными габаритами - 100 см в длину и 28 по диаметру.

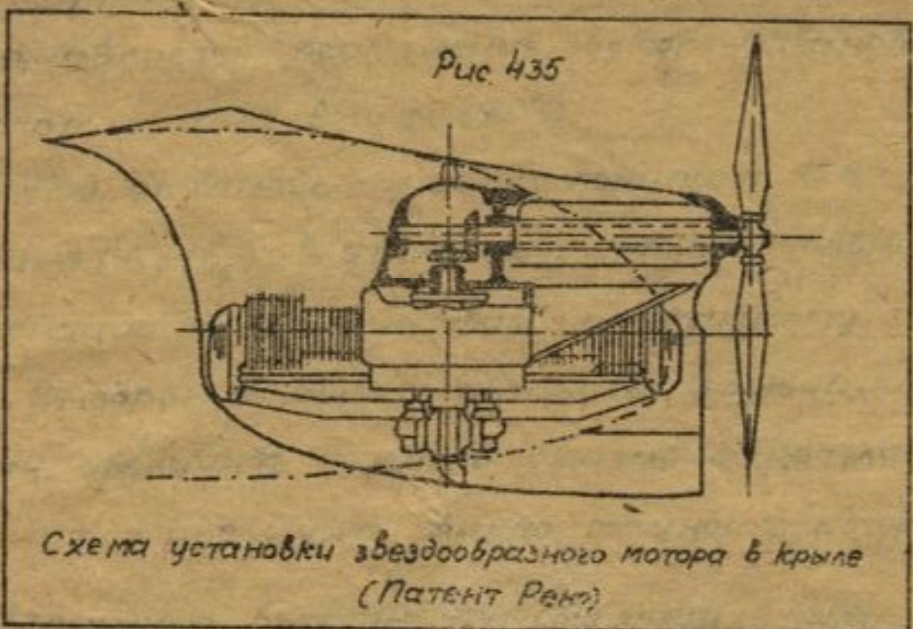
Благодаря наличию 2^х валов, можно пользоваться винтами небольших диаметров, что значительно увеличивает КПД, уменьшает моменты инерции винтов а следовательно и их гироскопический момент. Кроме того вращение винтов в разные стороны полностью

устраняет эффект реактивного момента, и по мнению 'Flight' обеспечивает равномерное обтекание фюзеляжа. В то время, как при одном винте воздушный поток спирально завихряется вокруг фюзеляжа.

Благодаря малому "D" винтов, самолеты с мотором Гаду могут иметь сравнительно низкое шасси. Двигатель Гаду предназначен для одномоторных самолетов

Журнал "Флюгспорт" сообщает, что фирма Рено запатентовала установку звездообразного мотора в передней части крыла в горизонтальном положении. Охлаждающий воздух подводится к мотору снизу и уходит вверх.

(рис 435)



Пути усовершенствования современных авиамоторов

С точки зрения общих требований самолетостроения, усовершенствование авиамоторов будет происходить в следующих направлениях:

1. Повышение мощности двигателя

Повышение мощности двигателя может быть достигнуто посредством уменьшения диаметра цилиндра и увеличения числа цилиндров агрегата.

Уменьшение диаметра цилиндра дает возможность, вследствие улучшения теплоотвода камеры сгорания -

увеличить степень сжатия двигателя, а, следовательно, увеличить обороты и мощность мотора.

Увеличение числа цилиндров при неизменных габаритах двигателя ведет к увеличению общего литража мотора, что при неизменности литровой мощности агрегата означает увеличение общей мощности двигателя.

В рядных двигателях число цилиндров может быть увеличено до 18+24 и выше, в 2^х рядной звезде оно равно 14+18.

Увеличение числа цилиндров 2^х рядной звезды с 14 до 18 означает увеличение мощности мотора на 25-30%. Другим эффективным способом увеличения мощности мотора, является применение высоко-октанового топлива (с числом октана выше 100^{*)}).

Под октановым числом понимают % содержание изооктана (C₈H₁₈) в эталонном топливе, равного по антидетонационным качествам испытываемому топливу.

Внедрение высоко октановых горючих дает возможность увеличить степень сжатия двигателя ε до ε=9, а значит и увеличить общую мощность мотора на 25-50%^{*)}

2. Увеличение высотности двигателя и взлетной мощности.

Увеличение высотности (мощности на высоте) двигателя можно достигнуть дальнейшим усовершенствованием наддува. Нагнетатель обычного типа (одноступенчатый) обладает тем существенным недостатком, что увеличивая мощность на расчетной высоте, он весьма значительно уменьшает взлетную мощность и мощность мотора на малых вы-

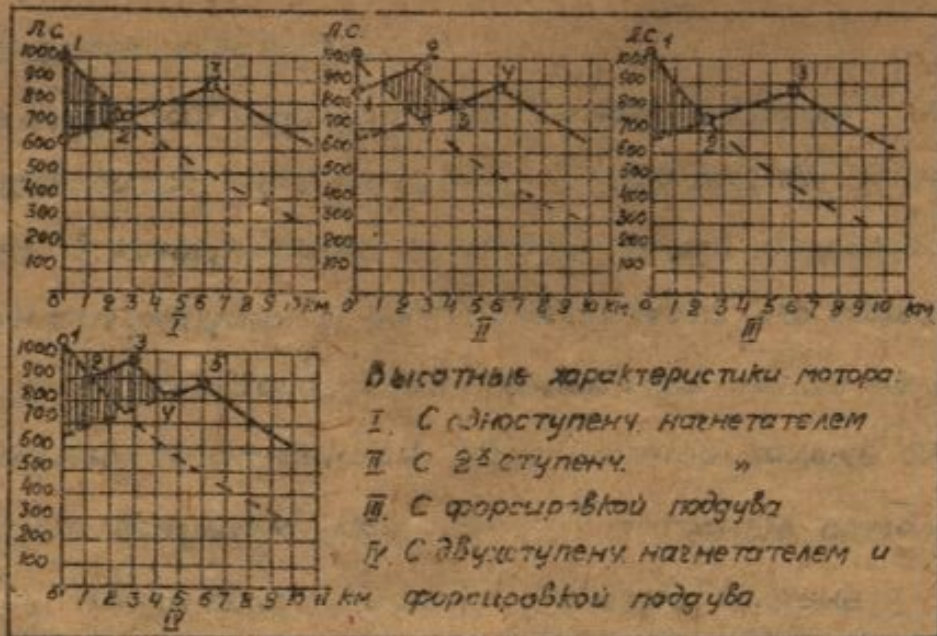
*) Примером топлива со 100⁺ октановым числом, является 50% смесь авиационного бензина с изооктаном и 3 см³ Т.Э.С.

**) Увеличение степени сжатия на единицу эквивалентно повышению мощности ≈ на 5%.

мотора (из-за опасности их чрезмерного возрастания) в одноступенчатых нагнетателях с автоматическим регулированием $P_k = \text{const}$, падение мощности на малых высотах тоже имеет место, вследствие регулирования заслонки компрессора. Известно, что наддув при поименении винта регулируемого шага дает возможность увеличить мощность мотора при сохранении числа максимальных оборотов двигателя. Однако, развитие наддува до последнего времени тормозилось значительным повышением температуры (на $120^\circ + 130^\circ$) во всасывающем трубопроводе за нагнетателем.

Развитие наддува сейчас идет по линии форсировки мотора на земле (повышения давления на всасывании на $30 + 40\%$) и постановки 2^х ступенчатого нагнетателя в комбинации с промежуточным радиатором для охлаждения горячей смеси.

Форсированные моторы с 2^х ступенчатым нагнетателем значительно улучшают взлетную и высотную характеристики мотора, но требует применения топлив, обладающих высокой теплотой испарения, понижающих t° горячей смеси (высоко-октановые горючие). Зато заметно понижается мощность мотора на средней высоте, промежуточной между расчетными высотами обеих ступеней нагнетателя (см. рис. 435, стр. 11). Этот недостаток особенно чувствителен для тяжело-груженых коммерческих самолетов, обычно летающих на высотах $2000 + 3000$ метров. Идеальным был бы нагнетатель, который потреблял бы на любой высоте только такую мощность, которая требуется для создания определенного постоянного давления во всасывающем трубопроводе на этой высоте. Это - нагнетатель с бесконечным числом ступеней скорости, крыльчатке которого можно



придавать произвольное число оборотов независимо от числа оборотов коленчатого вала мотора. Т° сильно, при этом, не должна повышаться.

Этому условию полностью соответствует турбокомпрессор, работающий от выхлопных газов с наддувателем, расположенным до карбюратора или работающего в сочетании с непосредственным впрыском. В этом направлении во всех странах ведутся старательные изыскания. Т.к. особенно важно увеличить мощность мотора на взлете, то целесообразно поставить вопрос о переходе самолетов на питание 2^м сортами бензина один из них - с высоким октановым числом используется при взлете, после чего питание мотора переключается на другие баки, содержащие более дешевое горючее с меньшим октановым числом. Подобное комбинирование питания сейчас применяется на некоторых опытных самолетах в США.

3. Уменьшение габаритов двигателя.

Тенденция современного моторостроения к уменьшению габаритов (миделя) двигателя находится в полном соответствии с общим стремлением авиации - уменьшить вредное

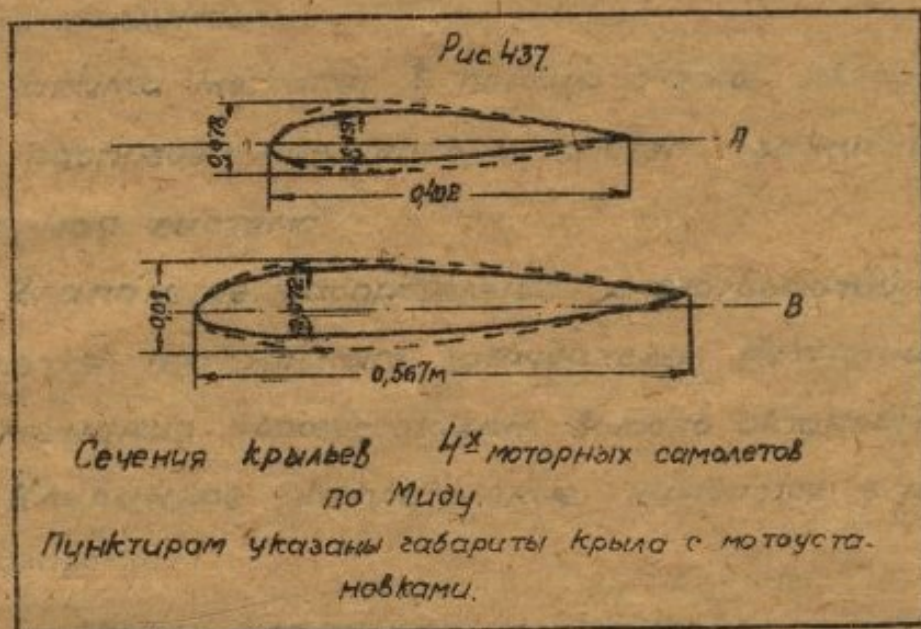
сопротивление самолета.

Лучшим разрешением этой задачи является такое уменьшение габаритов, при которых мотор мог бы полностью вписаться в конструкцию самолета (крыла, фюзеляж) не нарушая конфигурацию и удобообтекаемость его форм.

По мнению Мида, главн. инженера Юнайтед Эйркрафт Корпорейшен - крупнейшей авиационной фирмы США, в ближайшем будущем крупные 4х моторные самолеты будут иметь двигатели, целиком укрытые в крыле

(На рис. 437 показаны габариты сечений крыла с м/у, современных 4х моторных американских самолетов)

Следует указать, что минимальное сечение фюзеляжа



одноместного самолета с точки зрения расположения в нем летчика, ограничено величиной площади приблизительно в $0,75 \text{ м}^2$ (при $D \approx 4,1 \text{ м}$), и что к этому пределу ($F_{\text{мин}} \approx 0,75 \text{ м}^2$) должны стремиться габариты современного двигателя, установленного на одноместный одномоторный самолет.

При современных значениях удельной мощности (мощности на 1 м^2 площади мотора)

$$\frac{N}{F} \approx \begin{cases} 1000 \text{ л.с./м}^2 & \text{для звездообразного двигателя} \\ 1450 \text{ л.с./м}^2 & \text{» рядного} \end{cases}$$

Это будет означать возможную мощность звездообразного мотора $\approx 700+750$ HP и рядного мотора $\approx 1000+1100$ HP

Дальнейшее сокращение габаритов моторов средних мощностей пойдет по пути:

1. Уменьшения диаметра звезды

2. Развития рядных моторов воздушного и этилен-гликолевого охлаждения.

4. Повышение надежности и экономичности двигателей, общее улучшение эксплуатационных качеств

Существующие бензиновые двигатели имеют целый ряд слабых мест, весьма снижающие его надежность в работе и экономичность.

Такими местами, в первую очередь, являются: клапанное распределение мотора, система зажигания и карбюраторная система.

Клапанное распределение, с его высотой t° нагребавляется постоянным возбудителем детонации, требует применения дорогостоящих высокооктановых топлив.

Клапанное распределение нуждается в постоянной регулировке.

Наконец, клапанное распределение означает конструктивную усложненность двигателя и его большой вес.

Все это поставило на повестку дня вопрос о внедрении так наз. золотникового распределения, простого в эксплуатации, практически бесшумного, гарантирующего, вследствие устранения „горячих точек“ в цилиндре, возможность повышения степени сжатия, а следовательно, и мощности двигателя, и применения топлив высшего качества.

Система зажигания мотора, с капризами в работе

свечей, приводит к частым переборам в эксплуатации.

На современном самолете высоко оснащенном электрооборудованием, в том числе радиооборудованием, система зажигания представляет собой большую помеху в радиосвязи самолета.

Недостатки системы карбюрации также очевидны

Значительный расход горючего, неравномерность подачи горючего во время фигур высшего пилотажа, опасность обледенения всасывающего трубопровода или карбюратора. Все это заставляет перейти к непосредственному впрыску горючего внутрь цилиндра при помощи специальных форсунок-распылителей, перейти к созданию авиационных дизелей, работающих на тяжелом топливе.

По американским данным переход на непосредственный впрыск может повысить мощность агрегата до 24% и уменьшить расход горючего до $C_e = 170 \text{ г/лр}$ в час

5. Усовершенствование охлаждения

Усовершенствование охлаждения будет происходить по линии:

а) дальнейшего внедрения этилен-гликолевого и испарительного охлаждения рядных двигателей;

б) улучшения охлаждения двигателя воздушного охлаждения, в особенности двухрядной звезды, путем дальнейшего развития капота ЛЯСЯ;

в) уменьшения мощности мотора, затрачиваемой на обдув (уменьшение сопротивления мотора);

г) развития туннельных радиаторов, включенных в общую систему крыла или фюзеляжа.

В Американском журнале "Технологическое обозрение"

(за декабрь 1936г.) - помещена статья Хунсавера и Мида - Ближайшее будущее авиации, в которой приведены следующие данные распределения мощности самолета с мотором воздушного охлаждения мощностью в 2160 HP

- 1. Потери на винте 300 HP - 14%
- 2. Лобовое сопротивление крыльев 800 " - 37%
- 3. " " " " фюзеляжа и оперения . . 600 " - 28%
- 4. Сопротивление от пробивки охлаждающего воздуха - 460 " - 21%

Последняя статья представляет заманчивые перспективы для дальнейшего сокращения

6. Стандартизация моторной установки.

Необходимо добиться такого положения, чтобы моторостроительный завод выпускал мотор со всеми агрегатами в состоянии, пригодном для немедленной установки на самолет. Самолетостроитель должен заниматься только созданием стандартных точек подвеса, на которых может быть укреплен мотор любой марки, конечно, известной прочностной категории. Такой порядок в огромной степени упростит сборку $\frac{1}{m}$ группы, сократит время холостого простоя самолетов при замене моторов и даст крупные экономические выгоды.

Стандартизованная система подвески мотора применяется сейчас в США на самолете Дугласа.

Установка двигателя на самолете занимает 2 часа.

7. Использовать систему охлаждения мотора, как тепловой двигатель.

Увеличение скорости самолета позволяет, при правильной проектировке капотов мотора и радиаторов, утилизировать, отдаваемое системой охлаждения двигателя, тепло для создания полезной тяги. При больших скоростях полета с выче

600 км/час, эта дополнительно развиваемая тяга может оказаться настолько значительной, что она превысит силу лобового сопротивления винт-моторной группы вместе с радиатором и даже несколько увеличит основную силу тяги от двигателя.

Реализация этого положения означала бы решение важнейшей проблемы моторостроения - создание двигателя без лобового сопротивления.

В этом направлении во всех странах сейчас ведутся усиленные исследования, причем достигнутые успехи достаточно ощутимы.

Так, например, современный капот ЛЯСЯ моторов воздушного охлаждения уже представляет собой своеобразную тепловую машину, создающую тягу.

Сопротивление в моторной установке при обтекании ее воздушным потоком складывается из сопротивления наружного обтекания (т.н. сопротивление формы) и сопротивления внутреннего обтекания (через систему капота или радиатора), т.н. сопротивление через охлаждение.

Докажем, что сила сопротивления внутреннего обтекания может быть сведена к нулю при больших скоростях полета.

Пусть количество движения воздушного потока при прохождении через радиатор или капот на данном режиме полета постоянно.

Тогда

$$P \cdot t = m(V_0 - V_B),$$

где P - сила сопротивления воздушного потока,

t - время обтекания,

m - масса воздушного потока

V_0 - скорость набегающего потока

V_B - скорость воздушного потока на выходе из капота или радиатора.

Если $V_0 > V_B$, то импульс силы сопротивления потока отрицателен, т.е. воздушный поток создает сопротивление.

При $V_0 < V_B$, воздушный поток создает полезную тягу.

Усовершенствованием конструктивных форм капота при больших скоростях можно „ V_B “ увеличить.

В самом деле: Пусть скоростной напор набегающего потока равен „ P_0 “ ($\text{кг}^2/\text{м}^2$), где $P_0 = \frac{\rho V_0^2}{2}$, а удельное сопротивление (сопротивление отнесенное к единице поверхности) капота или радиатора „ P_c “ ($\text{кг}^2/\text{м}^2$), тогда скоростной напор воздуха на выходе из капота (радиатора) равен „ P_B “ ($\text{кг}^2/\text{м}^2$), причем

$$P_B = P_0 - P_c \quad (1)$$

Скорость на выходе из капота определится из формулы

$$P_B = \frac{\rho V_B^2}{2} \quad \text{отсюда} \quad V_B = \sqrt{\frac{2 P_B}{\rho}}$$

При наличии в капоте или радиаторе перепада температур изменится плотность выходящего потока обратно пропорционально изменению температуре потока.

Пусть T_0 - абсолютная температура набегающего потока,

T_B - " " " на выходе

Тогда

$$\rho_B = \rho_0 \frac{T_0}{T_B} \quad \text{или} \quad \rho_B = \rho_0 \frac{T_0}{T_0 + \Delta T} \quad (2)$$

Скорость на выходе V_B , при том же значении скоростного потока возрастет

$$V_B = \sqrt{\frac{2 P_B}{\rho_B}} = \sqrt{\frac{2 P_B (T_0 + \Delta T)}{\rho_0 T_0}}$$

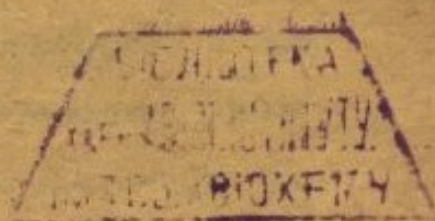
Сравним значения V_B и V_0 . Условием создания положительной тяги при охлаждении, является

$$V_B > V_0 \quad \text{или} \quad \sqrt{\frac{2 P_B}{\rho_B}} > \sqrt{\frac{2 P_0}{\rho_0}}$$

Отсюда

$$\frac{P_B}{\rho_B} > \frac{P_0}{\rho_0}$$

Заменим ρ_B через $\rho_0 \frac{T_0}{T_0 + \Delta T}$



Тогда

$$\frac{P_B \cdot (T_0 + \Delta T)}{S_0 \cdot T_0} > \frac{P_0}{S_0} \quad \text{или} \quad P_B \left(\frac{T_0 + \Delta T}{T_0} \right) > P_0 \quad (3)$$

Хотя $P_B < P_0$, но при больших перепадах температур произведение $P_B \frac{T_0 + \Delta T}{T_0}$ может оказаться равным и даже большим P_0 , а следовательно V_B будет больше V_0 .

Для усиления эффекта создания дополнительной тяги следует, очевидно, использовать тепло выхлопных газов, для нагрева потока на выходе.

Пример. Пусть T_0 (Температура на входе) = $273^\circ + 15^\circ = 288^\circ\text{C}$
 $\Delta T = 300^\circ$ (с учетом тепла от выхлопных газов)

Из формулы (3) следует, что для создания тяги необходимо условие:

$$P_B \frac{T_0 + \Delta T}{T_0} > P_0$$

Подставив значения получим:

$$P_B \frac{288 + 300}{288} > P_0$$

или

$$P_B > 0,49 P_0,$$

т.е.

$$\boxed{P_B \approx \frac{P_0}{2}} \quad (4)$$

Очевидно при больших значениях скоростного потока, требование (4) может быть вполне осуществлено.

Примечание: вывод формулы (3), мы произвели пренебрегая явлением сжимаемости воздуха.

Проблема авиационного дизеля.

Недостатки всех бензиновых моторов, заключающиеся в ограничении степени сжатия из-за опасности детонации, в необходимости применять дорогостоящие высоко-октановые топлива (при большом их удельном расходе до 270 г/лр в час при наличии системы электро-зажигания), направили развитие

конструкторской мысли на создание двигателя свободного от этих недостатков.

Таким двигателем является авиационный двигатель

Над проблемой применения дизеля в авиации ведется упорная работа в течение долгих лет

Наиболее настойчиво ведет работу в этом направлении немецкая фирма Юнкерс

Попытки ряда авиамоторных фирм (Паккард, Бристоль, Клерже) - приспособить существующие типы моторов к дизелю, путем применения непосредственного впрыска и соответствующей переделки камеры сгорания, потерпели неудачу из-за неизученности процесса сгорания топлива и ненадежности работы поршней

Совершенно другой путь избрал пр. Юнкерс, положив в основу создания авиадизеля 2^е тактный двигатель с прямой продувкой и поршнями в разбежку

За 20 лет работы фирма Юнкерс создала ряд двигателей (Юмо 202 Юмо-204, 205, 206), которые в отношении веса и надежности уже приблизились к бензиновым двигателям.

Характерные конструктивные особенности авиадизелей Юнкерса

1. Высокий массивный, литой алюминиевый блок, служащий одновременно картером для 2^е коленчатых валов.

2. Очень легкие и эластичные цилиндрические гильзы с двумядвигающимися в противоположные стороны поршнями

3. Зубчатая передача из цилиндрических шестерен, связующая оба коленчатых вала

4. Передача работы на пропеллер упругим валом, соединенных с гасителем крутильных колебаний

5. Продувка отработанных (сгоревших) газов и наддув от центробежного компрессора.

6. Две системы топливных насосов, расположенные с обеих сторон цилиндров.

Высокие степени сжатия, допускаемые в дизелях, приводят к чрезвычайно высоким давлениям вспышки. В авиадизелях Юнкерса они достигают 100 атм. Естественно что при таких внутренних давлениях приходится значительно увеличивать прочность всех конструктивных элементов, что приводит к утяжелению агрегата.

Основным недостатком авиадизеля является его большой удельный вес. Юнкерсу удалось последовательно весьма существенно уменьшить удельный вес своих двигателей.

В самом деле:

Год выпуска	1933г.	1934г.	1936г.
Марка дизеля	ЮМО-5	ЮМО-205	ЮМО-80Е
Удельный вес kg/HP	1,18	0,945	0,63

(см. фиг. 216)

В настоящее время авиадизель строится во многих странах (в Англии - фирма Нэллор, во Франции фирма Лилуаз и т.д.)

Сейчас фирма Юнкерс разрабатывает проект дизеля мощностью в 2000 HP с предположительным удельным весом 0,5 kg/HP .

Основные преимущества дизеля заключаются не только в низком удельном расходе и дешевизне потребляемого топлива ($Ce = 160 \text{ } ^\circ P/HP \text{ в час}$), а и в значительной простоте конструкции, легкости обслуживания, меньшей опасности в пожарном отношении. Кроме того, отсутствие

зажигания улучшает радиосвязь самолета. Журнал "Les Ailes" приводит новый довод в пользу дизеля.

Авианосец должен иметь самолеты с дизелем, чтобы при первом же снаряде, попавшем в него, не погибнуть (из-за взрыва запасов бензина).

Одно время в буржуазной прессе сообщалось о попытках электро-магнитного воздействия специальными "лучами" на зажигания мотора летящего самолета с целью его выключения (остановка же мотора приведет самолет к вынужденной посадке). Об успешности этих изысканий достоверных сведений нет.

Как-бы то ни было, во всяком случае дизель, свободный от системы зажигания, в случае удачных подобных опытов, будет значительно неуязвимей обычного бензинового мотора.

Все же, пока что дизель, из-за своего большого веса, значительного распространения не получил.

Вес дизеля начинает окупаться преимуществами в расходе горючего лишь в длительном полете, после 5-6 часов полета.

В самом деле: Пусть 2 самолета одинаковых полетных весов и скоростей, снабжены двигателями разной мощности (один - дизелем, а второй - бензиновым мотором).

Обозначим через:

$N(NP)$ - мощность двигателей самолетов

σ'_m (кг) - вес дизеля

σ''_m (кг) - " бензинового мотора

ce' (гр/HP в час) удельный расход горючего дизеля

ce'' " " " " бензинового мотора

Дизель тяжелее бензинового мотора на $\Delta \sigma_m$ (кг)

$$\Delta \sigma_m = (\sigma'_m - \sigma''_m)$$

но имеет меньший удельный расход горючего на ΔC_e ($\frac{2P}{HP}$ в час)

$$\Delta C_e = C_e'' - C_e'$$

Через T часов полетного времени, самолет с дизелем сэкономит горючего, по сравнению со вторым самолетом $\Delta Q_{гор.}(кг)$, где $\Delta Q_{гор.} = \Delta C_e \cdot N \cdot T$ (кг)

До тех пор, пока экономия в горючем (выигрыш в весе) не покроет избыток в весе дизеля, полет с бензиновым мотором выгодней.

Если же экономия в горючем станет больше разницы в весе двигателей, то полет будет более выгодным с дизель-мотором.

Следовательно, условие выгодности дизель-мотора записывается:

$$\Delta Q_{гор.} \geq \Delta Q_M$$

или

$$T \cdot N \cdot \Delta C_e \geq \Delta Q_M$$

Отсюда

Минимальное время полета (T), при котором дизель в весовом отношении становится выгодней бензинового мотора, равно:

$$T \geq \frac{\Delta Q_M}{N \cdot \Delta C_e}$$

или

$$T \geq \frac{Q_M' - Q_M''}{N(C_e'' - C_e')}$$

Пример:

$$Q_M' = 900 \text{ кг};$$

$$C_e' = 160 \frac{2P}{HP} \text{ в час}$$

$$Q_M'' = 500 \text{ кг};$$

$$C_e'' = 240 \frac{2P}{HP} \text{ в час}$$

$$N = 1000 \text{ HP}$$

$$T \geq \frac{\sigma_{п'} - \sigma_{п''}}{N(C_e'' - C_e')} \geq \frac{(900 - 500)}{1000(0,240 - 0,160)} \geq \frac{400}{1000 \cdot 0,08} \geq 5 \text{ часов}$$

$$\underline{T \geq 5 \text{ часов}}$$

Анализ экономичности двигателя весьма удобно производить графически.

Обозначим:

полную нагрузку самолета - $\sigma_{п}$ (кг)

платную " " - $\sigma_{пл}$ (кг)

запас горючего " " - σ_2 (кг)

удельный расход горючего - C_e (кг/НР в час)

мощность мотора - N (НР)

тогда продолжительность полета "Т" равна:

$$T = \frac{\sigma_2}{C_e N} = \frac{\sigma_{п} - \sigma_{пл}}{C_e N}$$

Отсюда

$$\underline{\sigma_{пл} = \sigma_{п} - T \cdot C_e \cdot N}$$

Если считать для данного самолета величину полной нагрузки заданной ($\sigma_{п} = \text{const}$), то при данном удельном расходе горючего (C_e) и мощности мотора (N), величина платной нагрузки ($\sigma_{пл}$), очевидно, являясь функцией продолжительности полета (T), меняется по закону прямой.

Для 1-го самолета

$$\underline{\sigma_{пл} = \sigma_{п}' - T \cdot C_e' \cdot N} \quad \text{от} \quad (1)$$

Для 2-го самолета

$$\underline{\sigma_{пл} = \sigma_{п}'' - T \cdot C_e'' \cdot N} \quad (2)$$

Графически уравнения (1) и (2) выражают прямые с разными углами наклона к оси T . (см. рис. 438)

Точка пересечения обеих прямых на графике укажет при какой продолжительности полета (или дальности)

Платная нагрузка, как функция продолжительности полета.

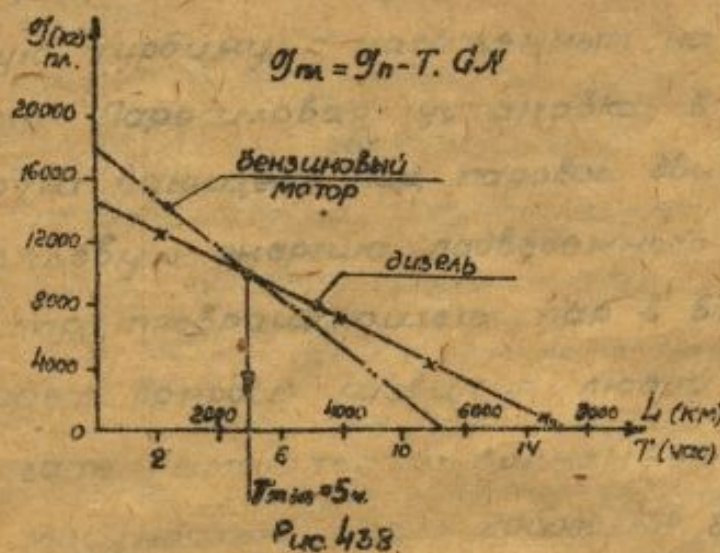


Рис 438.

Безличина платной на грузки самолета с ди- зелем будет больше платной нагрузки са- молета с бензиновым мотором. График так- же покажет, что мак- симальная продолжи- тельность и дальность полета самолета с ди- зелем больше, чем у

самолета с бензиновым мотором.

Проблема парового двигателя в авиации

Существенными недостатками внешнего двигателя внут- реннего сгорания (и дизеля и бензинового мотора) являются:

1. Ограниченность мощности в одном агрегате (макси- мальная мощность осуществленных моторов 3000 лр)
2. Большое количество возвратно-поступательно движу- щихся масс, связанных с кривошипно-шатунными меха- низмами, что ведет к невозможности полного уравнове- шивания двигателя и, следовательно, предопределяет виб- рационный характер нагрузки двигателей внутреннего сгорания (снижает надежность в работе).

3. Зависимость мощности винтомоторной группы от оборотов винта, ^{что} является одной из причин, обуславливаю- щих необходимость применения винта автомата, поддержи- вающего постоянное число оборотов мотора)

Отсюда понятен рост за последнее время многочислен- ных изысканий по новым типам двигателей, в частности по паровым.

В паровом двигателе в качестве рабочего тела используется пар, движущая сила которого вращает специальную турбину, с насаженным на ее оси воздушным винтом. Паросиловая установка, в основном состоящая из котла, дающего пар, парового двигателя, превращающего тепловую энергию подведенного пара в работу и конденсатора, превращающего пар в воду, принципиально решает вопросы развития любой мощности в одном агрегате (имеются выполненные стационарные турбины с мощностью около 20000 HP в одном агрегате), причем, чем больше мощность отдельного агрегата, тем экономичнее он работает и тем меньше его вес.

В паросиловой установке могут полностью отсутствовать детали с возвратно-поступательным движением и имеется чрезвычайно малое количество (независимо от мощности) вращающихся деталей, что в большой степени обеспечивает надежность работы двигателя.

Паросиловая установка весьма невзыскательна к виду топлива, причем КПД установки может быть равным КПД бензинового двигателя.

Паровая турбина обладает следующим свойством: при изменении оборотов в широком диапазоне, мощность агрегата остается практически неизменной. По мнению некоторых конструкторов паровых турбин, это обстоятельство дает возможность избежать необходимости установки В.Ц.Ш. автомата.

Однако, такое утверждение неправильно, т.к. необходимость установки В.Ц.Ш. диктуется не столько зависимостью мощности двигателя от изменения оборотов, сколько зависимостью угла атаки лопасти

(а, следовательно, и тяги винта) от скорости полета самолета.

При современных больших диапазонах скоростей ($\frac{V_{\text{полет}}}{V_{\text{взлета}}} = 3-4$), это обстоятельство становится решающим.

Следовательно, паросиловая установка должна быть снабжена винтом изменяемого шага.

Хотя идея применения в качестве рабочего тела в авиации пара не новая, но реальных агрегатов, могущих войти в нормальную эксплуатацию, нет.

Главные недостатки этой системы:

1. Необходимость иметь специальные конденсаторы, отличающиеся большим весом, громоздкостью, что ведет к повышенному лобовому сопротивлению.

2. Необходимость возмещения неизбежной потери воды.

3. Несколько больший удельный расход топлива.

Однако, работы в этом направлении не прекращаются. Журнал А.Т.Э №24 за 1937г. сообщает, что в США сконструирована паровая установка для самолета в 1000 HP. Габаритный размер установки - 450 мм. Конденсатор расположен на наружной поверхности крыла. КПД установки на высоте 10000 м - 35%.

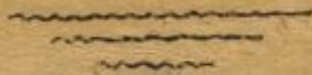
Примечание: Журнал АТЭ сообщает, что предположительный удельный вес установки равен 0,1 кг/HP, мы советуем с осторожностью отнестись к этой рекордной цифре.

По данным журнала "Flight" №1529, одним английским конструктором разработан проект авиационного парового двигателя мощностью в 2000 HP, с удельным весом около 0,9 кг/HP, рассчитанный на расход горючего в 150 г/HP в час, число оборотов в минуту $n = 10000$. Проект преду-

сматривает конструкцию парового котла ротационного типа, соединенного с паровой турбиной. Турбина и котел вращаются во взаимно противоположных направлениях, причем, вращение производится за счет напора струи пара на лопатки турбины. В качестве топлива можно пользоваться самыми дешевыми и низкосортными фракциями перегонки нефти.

Горючее подается в камеру смешения кольцевого типа, откуда попадает в камеру сгорания, в которой воспламеняется с помощью проволоки, нагреваемой током (см. фиг. 217).

Примечание: Следует относиться с осторожностью к цифре расхода горючего $C_e = 150 \text{ }^2\text{P/HP}$ в час.



Глава II

Выбор мотора на самолете.

Прошли те времена, когда основным критерием при выборе мотора служила его мощность.

Построенные в свое время (в 1933г.) моторы „Унккумы“, моторы „монстры“ типа Фиат А-6 мощностью в 2800 HP и Рольс-Ройс мощностью в 3000 HP на побитие мирового рекорда скорости, распространения не получили и являются лишь внешним, количественным, выражением достижений моторостроения, используемых в целях буржуазной рекламы. Эти сверхмощные моторы были сконструированы по принципу „Все для рекорда“, прочностные элементы агрегатов мотора были чудовищно напряжены, все было рассчитано и работало на пределе.

И действительно, жизнеспособность этих моторов насчитывала лишь единицы часов.

Если же сравнить данные 2х моторов, с которыми были поставлены мировые рекорды скорости в 1934г. и 1938г.:

1. мотор Фиат А-6 мощностью в 2800 HP на самолете MS-72 - рекорд скорости - $709,2 \text{ км/час}$;
 2. мотор Даймлер-Бенц мощностью в 1000 HP на самолете He-112U - рекорд скорости 634 км/час ,
- то станет очевидным, что в свете современных требований самолетостроения, одной мощности далеко недостаточно для выполнения всех задач, стоящих перед развитием моторостроения.

Это не значит, что моторостроение отказывается

от построения сверхмощных двигателей, это значит, что наряду с мощностью агрегата следует учитывать многие другие факторы, в том числе взаимно противоречивые (мощность и вес мотора, мощность и лоб, вес и надежность)

1. Определение мощности силовой установки самолета

Прежде чем выбрать определенный тип мотора, следует определить требуемую мощность силовой установки самолета.

В этой начальной стадии проектирования конструктор ограничен рядом исходных данных

Заказчик, обычно, обуславливает летно-тактическое назначение самолета (истребитель, разведчик, транспортный и т.д.), вес самолета (G), максимальную (V_{max}) и посадочную (V_{pos}) скорости

Задавшись нагрузкой на m^2 поверхности крыла $p = \frac{G}{S}$ легко определить площадь крыла „ S “.

Таким образом, конструктор знает: вес, площадь крыла самолета, максимальную и посадочную скорости

При первом приближении, требуемую мощность можно определить из статистики однотипных самолетов, по коэффициентам энерговооруженности на единицу поверхности крыла и нагрузке на единицу мощности

Коэффициент энерговооруженности $K_H = \frac{N \text{ (HP)}}{S \text{ (m}^2\text{)}}$
различен для разных самолетов и имеет тенденцию к повышению.

Коэффициент нагрузки на единицу мощности
 $K_G = \frac{G \text{ (кг)}}{N \text{ (HP)}}$ различен для разных самолетов и имеет тенденцию к понижению.

В таблице №4 приведены значения коэффициентов K_N и K_{σ} для самолетов разных типов.

Таблица №4

№№	Тип самолета	$K_N = \frac{N}{S}$	$K_{\sigma} = \frac{\sigma}{N}$
1	Истребитель	40-60	≈ (2,5-3,5)
2	Разведчик и Чб	25-35	4-5
3	Средний и тяжелый бомбардировщики	15-25	5-7,5

Задавшись значениями K_N и K_{σ} и зная $\sigma_{с-та}$ и $\sigma_{с-та}$, легко подобрать необходимую мощность „N“

Полученное значение „N“ следует проверить по известной формуле максимальной скорости (из аэродинамики)

$$V_{max} = 3,6 \sqrt[3]{\frac{\rho \cdot N_{max} \cdot 75}{\rho \cdot S \cdot C_{x\ min}}} \cdot \sqrt[3]{\frac{1}{\Delta}}$$

или по приближенной формуле Пышнова

$$V_{max} = K \sqrt[3]{\frac{N}{S}} \cdot \sqrt[3]{\frac{1}{\Delta}},$$

где: η - коэффициент полезного действия в/м группы

N_{max} - потребная максимальная мощность

ρ - плотность воздуха на земле

S - площадь крыла

$C_{x\ min}$ - коэффициент сопротивления самолета.

Δ - отношение плотностей на расчетной высоте и земле.

K - экспериментальный коэффициент, для лучших самолетов $K=1,40$

Пример: Определить потребную мощность в/мото группы,

если

$$\sigma_{с-та} = 2000 \text{ кг}$$

$$2 \quad V_{\text{max}} = 600 \text{ км/час (на высоте 4000 м)}$$

$$3 \quad V_{\text{посад}} = 110 \text{ км/час.}$$

Назначение самолета - истребитель.

По формуле посадочной скорости определяю площадь крыла

$$V_{\text{пос.}} = 3,6 \cdot 0,94 \sqrt{\frac{G}{S C_{y_{\text{max}}} \rho}}$$

Задаюсь $C_{y_{\text{max}}} = 1,1$, тогда

$$S_{\text{кр}} = \frac{G(\text{кг}) \cdot 3,6^2 \cdot 0,94^2}{V^2(\text{км/час}) \cdot C_{y_{\text{max}}} \rho} = \frac{2000 \cdot 3,6^2 \cdot 0,94^2}{110^2 \cdot 1,1 \cdot 0,125} = 13,7 \text{ м}^2$$

При этом удельная нагрузка на 1 м^2 крыла

$$\rho = \frac{G}{S} = \frac{2000}{13,7} = 145 \text{ кг/м}^2,$$

что для истребителя допустимо.

Задаемся

$$K_N = \frac{N}{S} \approx 60 \text{ и } K_G = \frac{G}{N} \approx 2,5$$

$$N = S \cdot K_N = 13,7 \cdot 60 = 820 \text{ HP}$$

$$N = \frac{G}{K_G} = \frac{2000}{2,5} \approx 800 \text{ HP}$$

берем $N = 820 \text{ HP}$

проверяем V_{max}

$$V_{\text{max}} = K \sqrt[3]{\frac{N}{S}} \cdot \sqrt[3]{\frac{1}{\Delta}} = 140 \sqrt[3]{60} \cdot \sqrt[3]{\frac{1}{\Delta}} = 110 \sqrt[3]{60} \cdot \sqrt[3]{\frac{1}{0,669}} = 140 \cdot 3,92 \cdot 1,15 = 630 \text{ км/час}$$

2. Выбор типа мотора.

Выбор типа мотора прежде всего зависит от его мощностной категории

При малых значениях необходимой мощности (до $400 \div 500 \text{ HP}$) преимущество, очевидно, полностью находится на стороне мотора воздушного охлаждения,

рядного или звездообразного, т.к. громоздкая охлаждающая система (при малых мощностях) мотора жидкостного охлаждения может сильно увеличить удельную нагрузку (вес мотора), а значит и вес всего самолета.

При сравнении мотора звездообразного или рядного. Выбор обычно падает на рядный мотор воздушного охлаждения, дающий целый ряд аэродинамических и летно-тактических преимуществ самолету (обзор, обстрел, малый лоб, высокое расположение винта) К таковым следует причислить моторы:

1. Джипси, Меиджер" $N=220$ HP
2. Рено, Бенгали" $N=370$ HP
3. Saltnson, 12 Vats" $N=450$ HP и др

При средних и больших значениях необходимой мощности (от 400-1200 HP в одном агрегате), приходится более тщательно анализировать преимущества и недостатки моторов воздушного и жидкостного охлаждения, прежде чем остановить свой выбор на одном из них.

Господствующее* сейчас положение моторов воздушного охлаждения (однорядной и 2^х рядной звезды) в указанном диапазоне мощностей, объясняется следующими их весьма важными преимуществами.

1. Минимальный удельный вес (отсутствие тяжелой охлаждающей системы)
2. Простота конструкции и эксплуатации
3. Большая "живучесть" мотора, что особенно важно во

* В 1938 г. из числа выпущенных моторов, звездообразные составляют
 в США - 95%
 в Италии - 100%
 во Франции - 90%

время военных действий. Повреждение обрезающей поверхности одного из цилиндров мотора, не вызовет аварии, а повреждение системы жидкостного охлаждения, выводит из строя мотор. Рядные двигатели воздушного охлаждения, в особенности перевернутые Y-образные (типа *Salmson 12 Vars*), кроме того имеют преимущество малого лба, что уменьшает мощность на обдув; рядные перевернутые двигатели обеспечивают хороший обзор пилоту и возможность постановки низкого шасси (вследствие высокого положения винта).

Однако, условия их охлаждения (в особенности задних цилиндров) значительно хуже, чем у звездообразных моторов. Это обстоятельство лимитирует мощность современных рядных моторов воздушного охлаждения величиной в 400 - 500 HP.

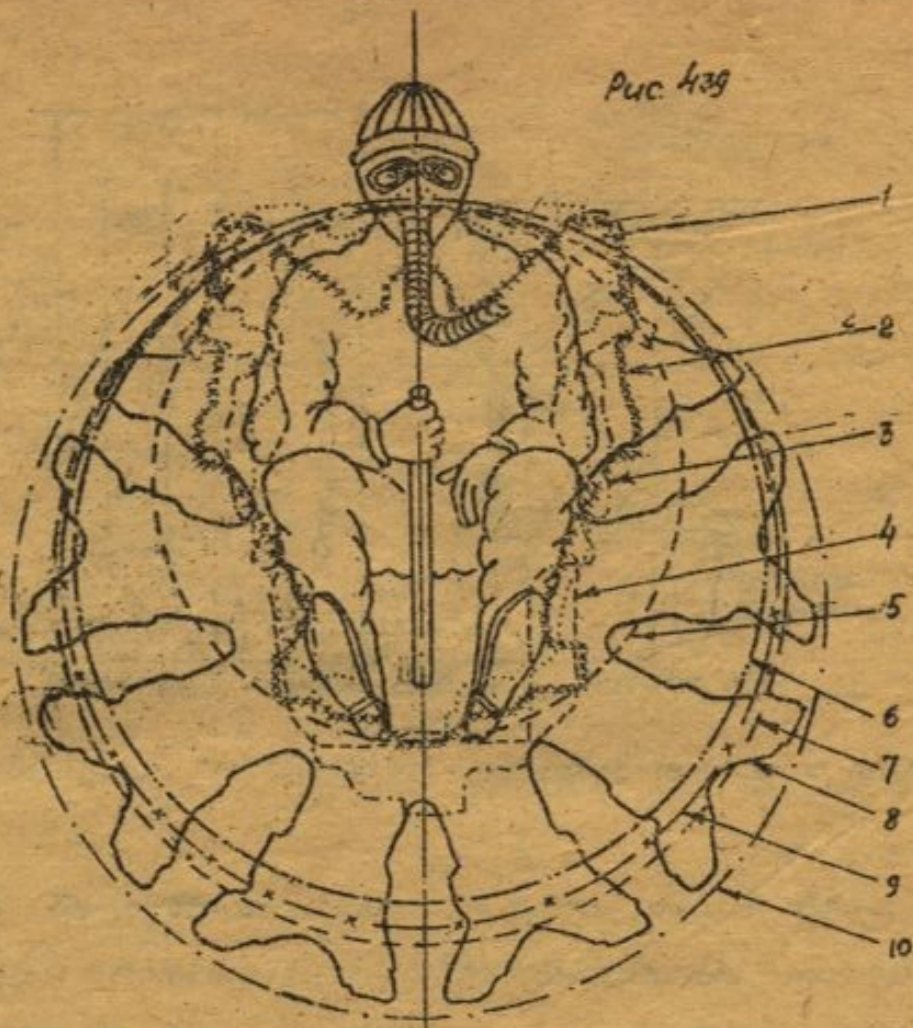
Большим недостатком звездообразных двигателей воздушного охлаждения является их большой лоб (площадь миделя). Однако в последнее время в направлении уменьшения лба мотора достигнуты большие успехи.

Создание мотора Испано-Сюиза M-14 номинальной мощностью в 650 HP при диаметре звезды в 950 мм это полностью подтверждает (рис. 439)

Сравним удельную мощность (мощность, отнесенную к миделю мотора) 2-х лучших Французских звездообразных моторов M-14 и L-18.

	$N_{\text{ном}}(\text{HP})$	$D_{\text{лба}}(\text{мм})$	$F_{\text{мид}}(\text{м}^2)$	$\frac{N}{F} \left(\frac{\text{HP}}{\text{м}^2} \right)$
M-14	650	950	0.71	915
L-18	1300	1390	1.51	860

Рис. 439



Габариты современных истребительных и гоночных моторов и габарит многорядного звездообразного двигателя воздушн. охлажден. мощн. 705 HP (Мотор М-14) Рост летчика 172 см.

Обозначения к рис 439:

1.	Мотор Фриат А86	2800 HP	$F = 47 \text{ дм}^2$
2.	» Испано 12 ЧВгс	860 HP	$F = 50$ »
3.	» Рольс-Ройс H	840 HP	$F = 54$ »
4.	» Мэллор „Дэггер“	750 HP	$F = 50$ »
5.	» М-14	705 HP	$F = 71$ »
6.	Пратт и Уитней „Уосп“	800 HP	$F = 119$ »
7.	Гном и Рон „14К“	900 HP	$F = 133$ »
8.	Райт „Циклон“	750 HP	$F = 118$ »
9.	Испано 14 Натс	1000 HP	$F = 125$ »
10.	Пратт и Уитней „Хорнет“	750 HP	$F = 150$ »

(Габариты мотора М-14 даны на рис. 440)

Таким образом мотор М-14 имеет явное преимущество

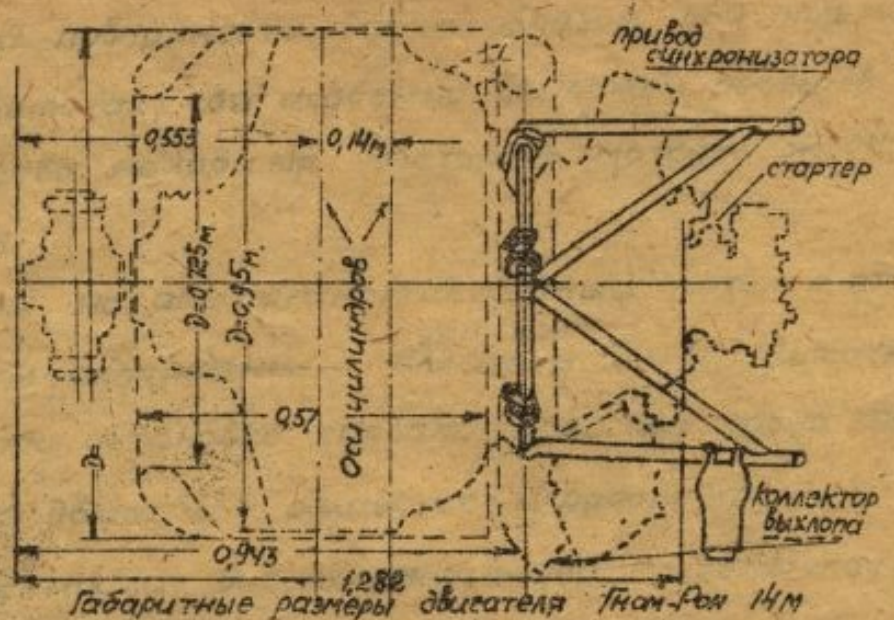


Рис. 440

В смысле удельной мощности по сравнению с мотором "L-18"

Однако, было бы ошибкой думать, что в связи с господствующим положением звездообразных моторов, двигатель жидкостного охлаждения сходит со сцены.

Моторы жидкостного охлаждения обладают целым рядом достоинств:

1. t° цилиндров более равномерная, вследствие этого термический коэффициент полезного действия более высок
2. Меньший лоб (с учетом радиатора), что дает возможность вписаться в габариты крыла и фюзеляжа.
3. Менее чувствителен к низким температурам.
4. Возможность установки пушки, проходящей через вал редуктора рядного мотора, что не может быть выполнено на звездообразном моторе.
5. Следует указать на одно очень важное преимущество двигателей жидкостного охлаждения - возможность регулировки в широких пределах охлаждения за счет радиаторов.

На моторах воздушного охлаждения эти возможности ограничены, в виду необычайно уже сейчас развитой

оребряющей поверхности. Таким образом, при полетах на больших высотах, где особенно возможен перегрев мотора, преимущество находится на стороне моторов жидкостного охлаждения.

Укажем на американский рядный мотор с этилен-гликолем охлаждением Аллиссон V-1710, высотность которого при установке турбокомпрессора равна 9000 м.

Рядные двигатели обладают и рядом крупных недостатков. В частности, вес охлаждающей системы достигает 20% общего веса мотора.

Внедрение пароконденсационного и этилен-гликолевого охлаждения значительно уменьшило вес охлаждающей системы. Однако, дороговизна (большая стоимость) этилен-гликоля (или престона) и трудности создания надежного уплотнения (для испарительной системы) препятствуют широкому распространению этих систем охлаждения.

Применение этилен-гликоля означает и дополнительную загрузку транспорта (для подвоза баллонов с этилен-гликолем), что весьма неудобно в военной обстановке.

Водяное же охлаждение двигателей, может быть полностью удовлетворено запасами воды на месте.

Значительным недостатком всех рядных моторов, является их протяженность (длина), создающая ряд неудобств при центровке. Эти затруднения (в связи со смещением ит самолета вперед), появляются особенно на одноместных одномоторных истребителях (типа Кодрон), где из условий центровки пилот расположен почти у хвоста самолета и имеет минимальный обзор.

Следует указать, что лучшие одномоторные самолеты (Хаукер, Хурринен, Хейнкель 112-Н, Мессершмидт BF-113

и др) снабжены рядными моторами жидкостного охлаждения

Изложенные факторы

1. Удовлетворительность охлаждения
2. Обеспечение обзора и обстрела
3. Возможность постановки низкого шасси и винта большого диаметра
4. Идеальный вес мотора
5. Живучесть "
6. Высотность "
7. Лоб (мидель) мотора и удельная мощность
8. Экономичность
9. Легкость центровки самолета вместе с основным назначением и целеустремленностью самолета являются критерием при выборе мотора на самолет.

3 Анализ мощности мотора с учетом его лба

В настоящее время развитие авиационного мотора идет в 2^х направлениях: по линии повышения мощности и по линии создания моторов меньшей мощности, но и значительно меньшего лба. Эта тенденция имеет особенно резкое выражение при конструировании звездообразных двигателей. Так, например, известная авиационная фирма Испано-Сюиза за последние два года построила ряд звездообразных моторов различных габаритных и мощностных категорий (начиная от мотора M-14 с $D=950$ мм и $N=705$ HP и включая гигант L-18 - 18-ти цилиндровый звездообразный мотор мощностью $N_{\max} = 1410$ HP и $D=1390$) (см рис 439 и 440)

Несомненно что при современной очень высокой

аэродинамике самолетов, большая лобовая площадь мотора приводит к тому, что значительная часть мощности расходуется на преодоление собственного лобового сопротивления мотора. На одномоторном самолете габарит мотора большей частью предопределяет модель фюзеляжа, вследствие чего, величина сопротивления фюзеляжа, а значит и всего самолета находится в полной зависимости от габарита мотора

Проиллюстрируем это примером. Самолет истребитель с мотором $\mathcal{L}-18'' - 1410 \text{ HP}$ и $D=1390 \text{ мм}$ имеет полетный вес $\Pi=2000 \text{ кг}$, площадь крыла $S=15 \text{ м}^2$, площадь оперения $S_{\text{вер}}=1,05$, $S_{\text{гор}}=2,25 \text{ м}^2$ и развивает на высоте $H=4000$ максимальную скорость $V_{\text{max}}=550 \text{ км/ч}$

Составим сводку лобовых сопротивлений:

$N_{\text{л}}$	Наименование	F	C_x	FC_x
1	Фюзеляж с м/у	1,47	0,07	0,103
2	Вертикальное оперение	1,05	0,008	0,00735
3	Горизонтальное оперение	2,25	0,007	0,0157
			Σ	$FC_x 0,1261$

С учетом интерференции: $1,1 \Sigma FC_x = 1,1 \cdot 0,126$

Предположим, что крыло имеет профиль ЛАСЯ 2302 при $\lambda=6$, имеющий $C_x=0,00375$

Тогда $C_{x_{с-та}}$ (полное сопротивление) =

$$= C_{x_{\text{м/у}}} + C_{x_{\text{вер}}} = C_{x_{\text{м/у}}} + \frac{1,1 \Sigma FC_x}{S_{\text{кр}}} = 0,00375 + \frac{1,1 \cdot 0,126}{15} = 0,01302$$

Сопротивление мотоустановки составляет 8 % от сопротивления всего самолета

$$100 \cdot \frac{C_{x_{\text{м/у}}}}{C_{x_{с-та}}} = \frac{1,1 \cdot 0,103}{15 \cdot 0,01302} 100\% = 58\%$$

Постараемся, пользуясь элементарными уравнениями аэродинамики, вывести зависимость между мощностью и габаритом мотора Q^2 самолетов, при условии равенства их максимальных скоростей полета ^{*)}

Основное уравнение мощностей

$$75 N_{\max} h = \rho C_{x_{c-та}} S_{кр} V_{\max}^3 \quad (1)$$

где N_{\max} - максимальная мощность мотора.

$C_{x_{c-та}}$ - коэффициент лобового сопротивления самолета

Для свободонесущего моноплана с убирающимся шасси

$$S_{кр} C_{x_{c-та}} = C_{x_{кр}} S_{кр} + C_{x_{оп}} S_{оп} + C_{x_{ф}} S_{ф},$$

где индексами обозначено соответственно коэф. сопротивления крыла, оперения и фюзеляжа (с мотоустановкой)

С известным допущением примем, что $C_{x_{кр}} = C_{x_{оп}}$ и введем коэффициент „ K “

$$K = \frac{S_{кр} + S_{оп}}{S_{кр}}$$

Тогда

$$C_{x_{c-та}} S_{кр} = C_{x_{кр}} (S_{кр} + S_{оп}) + C_{x_{ф}} S_{ф} = K S_{кр} C_{x_{кр}} + C_{x_{ф}} S_{ф}$$

Назначив полетный вес самолета через $\sigma_{c-та}$ и нагрузку на m^2 крыльев через „ p “ получим:

$$S_{кр} = \frac{\sigma_c}{p} \quad \text{и} \quad C_{x_{c-та}} S_{кр} = K \frac{\sigma_c}{p} C_{x_{кр}} + S_{ф} C_{x_{ф}}$$

Подставляем в формулу (1) значение $C_{x_{c-та}} S_{кр}$ и оставляя слева только мощность мотора „ N “, получим:

$$N = \frac{\rho V_{\max}^3}{75 h} \left(\frac{K \sigma_c}{p} S_{кр} C_{x_{кр}} + S_{ф} C_{x_{ф}} \right) \quad (2)$$

Полетный вес самолета разбиваем на вес полной нагрузки σ_n , вес конструкции самолета σ_k и вес мотора σ_m

Тогда

$$\sigma_c = \sigma_n + \sigma_k + \sigma_m$$

Для исключения σ_k вводит коэффициент „ u “, равный

*) Горющенко. „Скорость полета“ Оборон ГИЗ 1938г.

отношению полетного веса к сумме весов мотора и полной нагрузки

$$u = \frac{\sigma_c}{\sigma_n + \sigma_m}$$

Обозначив вес мотора на 1HP через m' и произведение $m \cdot u$ через q' , получим:

$$\sigma_c = u \cdot \sigma_n + u \cdot \sigma_m = u \cdot \sigma_n + q' \cdot N$$

Обозначив

$$\frac{\rho V^3}{75 \eta} = A$$

и подставив A в полученное выражение для σ_c в формулу (2), найдем:

$$N = A \left[\frac{k}{\rho} (u \sigma_n + q' N) C_{xHP} + S_{\varphi} \cdot C_{x\varphi} \right] = A \left[\frac{k u \sigma_n C_{xHP}}{\rho} + \frac{k q' N C_{xHP}}{\rho} + S_{\varphi} \cdot C_{x\varphi} \right]$$

откуда

$$N - A \frac{k q' N C_{xHP}}{\rho} = A \left(\frac{k u \sigma_n C_{xHP}}{\rho} + S_{\varphi} \cdot C_{x\varphi} \right)$$

$$A \cdot N \left(\frac{1}{A} - \frac{k q' C_{xHP}}{\rho} \right) = A \left(\frac{k u \sigma_n C_{xHP}}{\rho} + S_{\varphi} \cdot C_{x\varphi} \right)$$

или

$$N = \frac{\frac{k u \sigma_n C_{xHP}}{\rho} + S_{\varphi} C_{x\varphi}}{\frac{1}{A} - \frac{k q' C_{xHP}}{\rho}} = \frac{T + S_{\varphi} \cdot C_{x\varphi}}{D} \quad (3)$$

Посмотрим какие члены в формуле (3) окажутся постоянными, когда конструктор остановился на определенной нагрузке на m^2 крыльев, выбрал их профиль, выбрал тип винта, проектирует самолет под заданную скорость и стоит перед выбором того или иного мотора.

Очевидно это будут

$$A = \frac{\rho V^3}{75 \eta} = \text{const}$$

$$* \quad \frac{k q' C_{xHP}}{\rho} = B, \quad \frac{1}{A} - B = D$$

$$\frac{k \cdot g \cdot C_{x_{кр}}}{\rho} = \text{const} \quad (\text{при условии постоянства } u \text{ и } m')$$

u мало зависит от мощности мотора, она определяется в основном конструктивным совершенством самолета, постоянство m' требует при выборе моторов одинакового веса на HP. При соблюдении последнего условия мы видим, что замена мотора не изменяет знаменателя (D) правой части формулы (3). 1-й член числителя также остался постоянным, обозначим его через T

$$\frac{k \cdot u \cdot \sigma_{лп} \cdot C_{x_{кр}}}{\rho} = T$$

Тогда для 2х моторов разной мощности и лобовой площади, не дающих самолету одинаковые скорости, можно написать:

$$\frac{N}{N_1} = \frac{T + C_{x_{ф}} S_{ф}}{T + C_{x'_{ф}} S'_{ф}} \quad u$$

$$N_1 = N \frac{T + C_{x'_{ф}} S'_{ф}}{T + C_{x_{ф}} S_{ф}} \quad (14)$$

Проанализируем формулу (3)

$$N = \frac{T + S_{ф} C_{x_{ф}}}{D}$$

Если полагать, что для данного самолета определены или заданы:

1. скорость " u ";
2. вес: самолета, мотора и полной нагрузки G_c -та, G_m , G_p ;
3. площадь крыла " S' ,"

и что замена мотора не влияет на коэффициент лобового сопротивления фюзеляжа (что справедливо для звездообразных моторов), то зависимость между потребной мощностью мотора и имеющимся индексом мотора (фюзеляжа) выражается графически из уравнения (3) по закону прямой

(см. рис 441^а)

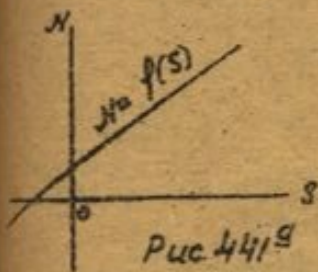


Рис 441^а

Прямая $N=f(V)$ показывает нам, какой мощностью (N) должен обладать мотор, чтобы при данном режиме (V) обеспечить исходную максимальную скорость (V)

Если же замена мотора вызывает и изменение характера обтекания фюзеляжа (изменение $S_{хф}$), что имеет место при замене звездообразного мотора рядным, то новому типу мотора (рядному) соответствует прямая $N=f(V)$ с другим наклоном к оси абсцисс (V)

(см. рис 441^б)

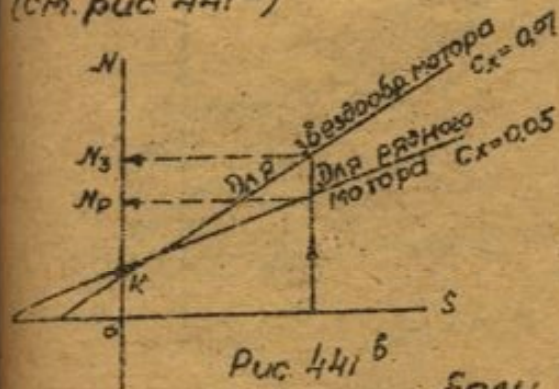


Рис 441^б

Из графика следует, что замена звездообразного мотора, рядным того же режима, позволяет уменьшить необходимую мощность

$$N_p < N_3$$

Если замена мотора изменяет полетный вес самолета (моторы различных весов), то прямые $N=f(V)$ для веса самолета G_1 и G_2 не пересекаются в точке 'к', при этом в случае равенства мощностей моторов и неизменности характера обтекания фюзеляжа, прямые $N=f(V)$ располагаются параллельно (эквидистантно) (см. рис 441^в)

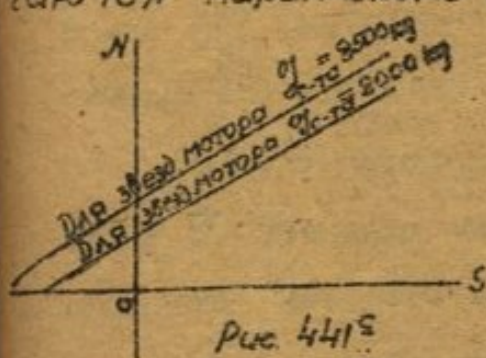


Рис 441^в

Действительно

$$N = A \left(\frac{k \cdot G \cdot C_{хкр}}{\rho} + \frac{k \cdot q \cdot N \cdot C_{хкр}}{\rho} + S_{ф} \cdot C_{хф} \right)$$

но

$$\frac{k \cdot q \cdot C_{хкр} \cdot N}{\rho} = \frac{k \cdot C_{хкр} \cdot G \cdot \sigma_m}{\rho} = T \cdot \frac{\sigma_m}{\sigma_n}$$

Следовательно

$$N = A \left(T + T \cdot \frac{\sigma_m}{\sigma_n} + S_{ф} \cdot C_{хф} \right)$$

Так как $C_{хф}$ обеих самолетов равны, то при разных значениях

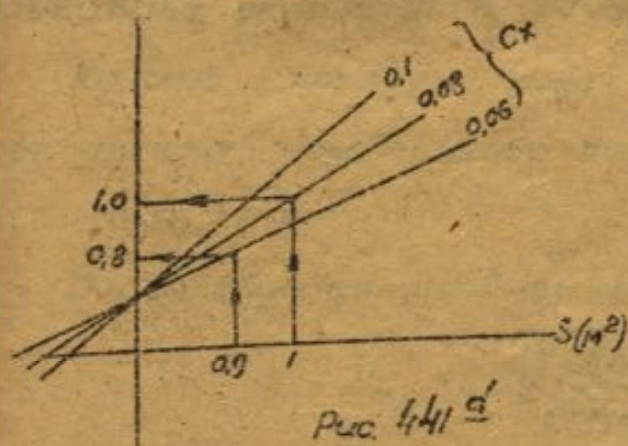
$T + T \frac{\sigma_M}{\sigma_n}$, уравнения принимают вид:

$$N = A \left(T + T \frac{\sigma_M}{\sigma_n} + S \varphi C_{x\varphi} \right)$$

и
$$N = A \left(T' + T' \frac{\sigma_M'}{\sigma_n'} + S \varphi C_{x\varphi} \right)$$

при постоянстве $T + T \frac{\sigma_M}{\sigma_n}$ и $T' + T' \frac{\sigma_M'}{\sigma_n'}$ для отдельных категорий моторов, прямые $N = f(S)$ будут эквидистантны.

Графики (441^а, 441^б, 441^в) удобно совместить в виде номограммы, построенной в координатах N и S (см. рис. 441^д)



Введем понятие так наз. "эквивалентного" мотора.

Эквивалентным мотором данному будем называть такой мотор (с другим миделем (S), другим весом (σ_M) и другой мощности (N)), который будучи

установлен на самолет, может обеспечить ту же самую максимальную скорость и дальность полета.

Можно графически решить следующую общую задачу пользуясь предыдущими приемами:

Пусть самолет полетного веса σ_0 , с мотором мощностью в N_0 HP, миделем S_{φ_0} и коэффициентом лобового сопротивления фюзеляжа $C_{x\varphi_0}$, развивает скорость V_{\max} км/час

Какую скорость может развить самолет полетного веса σ , мотора мощности N_1 (HP), миделя S_{φ} и коэффициента лобового сопротивления $C_{x\varphi}$?

Пользуясь номограммой, можно найти данному мотору эквивалентный с миделем S_{φ} , коэффициентом лобового сопротивления $C_{x\varphi}$, и весом σ_M . Пусть мощность такого мотора равна N_2 (HP).

Если бы мощность нового мотора была N_2 , то скорость самолета не изменилась бы от замены мотора в действительности же мощность нового мотора не N_2 (НР), а скажем, меньше - N_1 (НР).

Тогда мы можем задачу сформулировать следующим образом.

Самолет веса G , миделя мотора $S_{\text{ф}}$, коэффициента лобового сопротивления фюзеляжа $C_{x_{\text{ф}}}$ и мощности $N_{\text{экв}}$ развивает скорость V_0 км/час

Какую скорость может развить самолет, если при всех прочих неизменных данных, мощность мотора упадет до N_1 (НР).

Вспользуемся уравнением V_{max}

$$V_{\text{max}} = 3,6 \sqrt[3]{\frac{75 N_{\text{ф}}}{\rho C_{x_{\text{ф}}} S}}$$

Отсюда

$$N = K V^3$$

Следовательно

$$N_{\text{экв}} = K V_0^3 \quad \text{и}$$

$$N_1 = K V_1^3$$

Отсюда

$$\frac{N_{\text{экв}}}{N_1} = \left(\frac{V_0}{V_1}\right)^3$$

или

$$V_1 = V_0 \sqrt[3]{\frac{N_1}{N_{\text{экв}}}}$$

т.е. изменение скорости самолета с новым мотором, пропорционально корню кубическому из отношения мощности нового мотора к эквивалентной мощности.

Пример. Истребитель полетного веса $G = 2000$ кг с мотором „L-18“ мощностью в 1300 НР развивает на уровне земли скорость $V_{\text{max}} = 560$ км/час

Какую скорость может развить проектируемый истребитель при замене мотора „Л-18“ на мотор „М-14“ мощностью в 650 НР (с соответствующим изменением габаритов фюзеляжа)

Напишем данные обеих моторов:

Назв. мотора	N (НР)	D (м/м)	σ (кг)	F (м²)
Л-18	1300	1390	722	1,43
М-14	650	950	376	0,707

и данные самолета с мотором „Л-18“

С-п	S _{кр} (м²)	S _{оп} (м²)	σ _п (кг)	σ _{с-та} (кг)	ρ = σ/s	σ _м	σ _г	S _ф
Л-18	15	5	600	2000	133	722	450	143

Для самолета с мотором „Л-18“

$$N = A \left(T + T \frac{\sigma_m}{\sigma_n} + S_{ф} \cdot C_{xф} \right) \quad (I)$$

где

$$T = \frac{k \cdot \sigma_n \cdot C_{хкр}}{\rho} = \frac{1,3 \cdot S_{кр} \cdot C_{хкр} \cdot \sigma_n \cdot \sigma_{с-та}}{\sigma_{с-та} (\sigma_n + \sigma_m)}$$

$$k = \frac{S_{кр} + S_{оп}}{S_{кр}} = 1,3$$

$$T = \frac{1,3 \cdot 15 \cdot 0,00375 \cdot 600}{1322} = 0,0331; \quad \frac{\sigma_m}{\sigma_n} = \frac{722}{600} = 1,22$$

Из формулы (I), находим „А“

$$A = \frac{N}{T \left(1 + \frac{\sigma_m}{\sigma_n} \right) + S_{ф} \cdot C_{хф}} = \frac{1300}{0,0331 (1 + 1,22) + 0,07 \cdot 1,43} = 7520$$

Следовательно

$$A = \frac{\rho V^3}{75 \eta} = 7520;$$

Отсюда скорость

$$V = 3,6 \sqrt[3]{\frac{7520 \cdot 75 \cdot \eta}{\rho}} = 3,6 \sqrt[3]{\frac{7520 \cdot 75 \cdot 0,83}{0,125}} = 560 \text{ км/час}$$

Формулу (I) можно записать, как

$$N = 7520 (0,0331 \cdot 2,21 + 0,07 S_{\text{ф}})$$

т.е.

$$N = 548 + 527 S_{\text{ф}}$$

(Прямую $N = 548 + 527 S_{\text{ф}}$ смотреть на рис. 441)

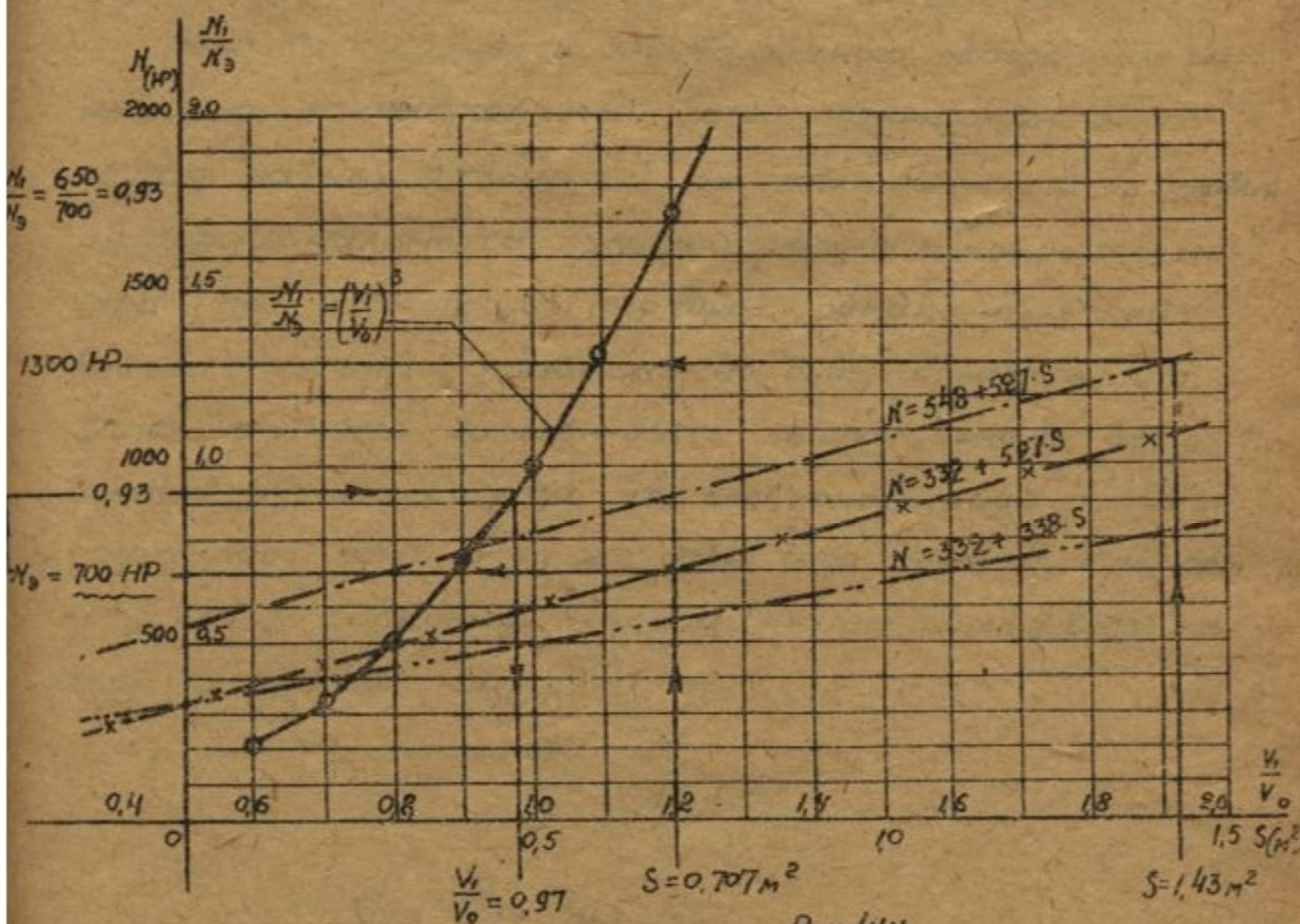


Рис 441

Если на самолет поставить мотор М-14, то уравнение мощности эквивалентного мотора запишется

$$N = A \left(T' + T' \frac{\sigma_{\text{м}}'}{\sigma_{\text{н}}'} + S_{\text{ф}} \cdot C_{\text{хф}} \right),$$

где $A = 7520$ (при неизменной скорости $V = 560$ км/час)

$C_{\text{хф}} = C_{\text{хф}} = 0,07$ (предполагаем, что замена мотора не изменяет характер обтекания)

Значения T' и $\frac{\sigma_{\text{м}}'}{\sigma_{\text{н}}'}$ для самолета с мотором М-14 иные чем для самолета с „Л-18“

Мотор „М-14“ значительно легче мотора „Z-18“ Кроме того, т.к. мощность мотора „М-14“ меньше, самолету для обеспечения одинаковой дальности с прежним вариантом нужен и меньший запас горючего. От этого полная нагрузка, а значит и вес самолета, еще уменьшится.

Если бы мощность эквивалентного мотора была бы известна, то необходимый запас горючего для обеспечения равных дальностей мы могли бы найти из условия пропорциональности запаса горючего и мощности мотора (при равных „Св“ моторов), однако $M_{экв}$ неизвестно, поэтому приближенно будем полагать, что запас горючего должен быть пропорционален весу самолета, или считая, что вес конструкции самолета составляет одну и ту же долю веса самолета, полагаем, что запас горючего пропорционален сумме весов мотора и полной нагрузки; т.е.

$$\frac{G_2}{G_{2,1}} = \frac{G_0}{G_{0,1}}$$

или

$$\frac{G_2}{G_{2a}'} = \frac{G_m + G_{пл} + G_2}{G_m' + G_{пл} + G_2'}$$

Отсюда составляем производную пропорцию

$$\frac{\Delta G_2 + \Delta G_m}{G_n + G_m} = \frac{\Delta G_2}{G_2}$$

и получаем

$$\Delta G_2 = \frac{\Delta G_m \cdot G_2}{G_n + G_m - G_2}$$

Очевидно, что для самолета с новым мотором, полная нагрузка (G_n') равна $G_n' = G_n - \Delta G_2$

и

$$T = T \frac{G_2 - \Delta G_1}{G_1}$$

Для нашего случая (переход от мотора L-18 к мотору L-14)

$$G_2 = 450 \text{ kg}$$

$$\Delta G_M = 722 - 376 = 344 \text{ kg}$$

$$G_1 = 600 \text{ kg}$$

$$\Delta G_2 = \frac{\Delta G_M \cdot G_2}{G_1 + G_M - G_2} = \frac{344 \cdot 450}{600 + 722 - 450} = 177 \text{ kg}$$

$$G_1' = 600 - 177 = 423 \text{ kg}$$

$$T' = T \cdot \frac{423}{600} = 0,0331 \cdot \frac{423}{600} = 0,0234$$

Тогда

$$N = A \left(T + T' \frac{G_M'}{G_1'} + S_{\text{ф}} C_{x\text{ф}} \right) = 7520 \left(0,0234 + \frac{376}{423} \right) + 0,07 S_{\text{ф}}$$

$$N = 332 + 52,7 S_{\text{ф}} \quad (II)$$

(прямую $N = 332 + 52,7 S_{\text{ф}}$ см рис 441)

Из сравнения уравнений (I) и (II) следует, что потребная мощность (в случае самолета с более легким мотором, при той же площади крыла и сопротивлении фюзеляжа) уменьшилась.

Очевидно, уменьшение потребной мощности объясняется уменьшением ^{площади} крыла, ибо при выводе уравнения мощности мы исходили из постоянства удельной нагрузки на крыло.

Следовательно, уменьшение веса самолета, сказавшись на величине суммарного сопротивления самолета, уменьшило и мощность необходимую для полета /

По графику 441 находим эквивалентную мощность мотора самолета с новым весом

$$\text{при } S_{\text{ф}} = 0,707 \text{ м}^2, \quad N_{\text{экв}} = 700 \text{ HP}$$

Однако, мощность мотора „М-14“ не 700 HP, а меньше --
всего 650 HP

Следовательно, мотор „М-14“ не эквивалентен мотору
„L-18“ и скорость самолета с мотором „М-14“ несколько
снизится.

Построив кубическую параболу

$$\frac{N_1}{N_2} = \left(\frac{V_1}{V_0}\right)^3 \quad \text{и зная} \quad \frac{N_1}{N_2} = \frac{650}{700} = 0,93$$

находим для $\frac{N_1}{N_2} = 0,93$, величину $\frac{V_1}{V_0}$; $\frac{V_1}{V_0} = 0,97$ или

$$V_1 = 0,97 V_0,$$

т.е. скорость самолета уменьшится на 3% ($V_1 = 540 \text{ км/час.}$)

Если же самолет снабдим рядным мотором такой
же мощности и лба что и „М-14“, то $S_{\text{эф}}$ уменьшится.

Пусть $S_{\text{эф}}$ с рядным мотором равно:

$$S_{\text{эф}} = 0,045$$

Тогда

$$N_{\text{экв}} = 332 + 0,045 \cdot 7520 S_{\text{эф}}$$

$$N_{\text{экв}} = 332 + 338 S_{\text{эф}} \quad (\text{см. график 441})$$

$$\text{при } S_{\text{эф}} = 0,707 \text{ м}^2; \quad N_{\text{экв}} = 570 \text{ HP}$$

В этом случае скорость самолета возросла бы

$$V_1 = V_0 \sqrt[3]{\frac{650}{570}} = 1,14 V_0$$

на 14%;

$$V_1 = 1,14 V_0 = 1,14 \cdot 560 = 636 \text{ км/час.}$$

Можно сделать вывод, что самолет с мотором мень-
шей мощности, при меньшем весе и площади ми-
деля, может развить такие же максимальн. скорости, что
и с мощным мотором больших габаритов.

Этим теоретически подтверждаются блестящие

показатели самолетов типа „Кодрон“ с моторами средних и малых мощностей.

Однако, надо иметь в виду, что более мощный мотор, обладает большим избытком мощности на высоте, чем мотор малой и средней мощности. Поэтому потолок и скороподъемность самолета с мощным мотором значительно выше.

Из этих соображений, истребительная авиация снабжается, главным образом, моторами больших мощностей.

Примечание: Указанный способ определения полетной скорости самолета с моторами разной мощности, веса и лба не претендует на универсальность.

Однако, составив номограмму для переменных: σ_m , $S_{кр}$, L_m , σ -та, можем легко, для самолета любого полетного веса, с любым типом мотора при данной нагрузке на крыло ($P = \frac{\sigma}{S} = \text{const}$), найти максимальную скорость σ -та.

4. Влияние высотности мотора на летно-тактические свойства самолета.

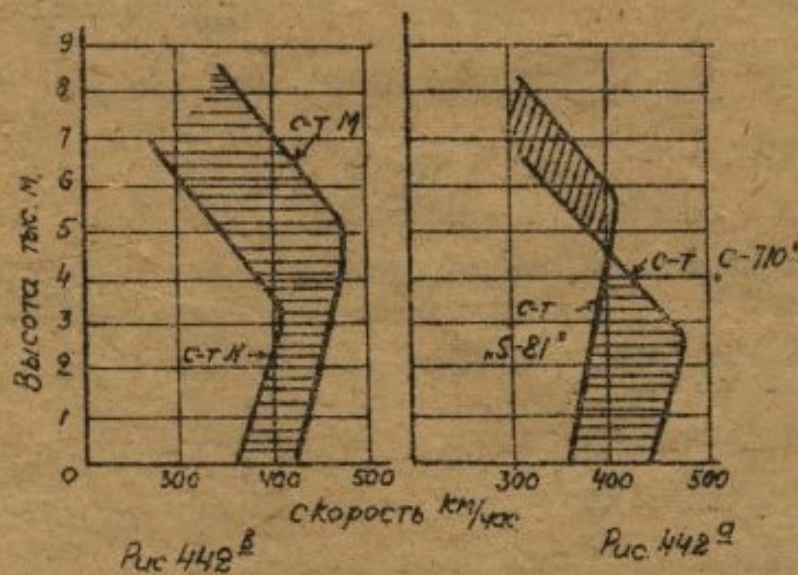
Часто оценка летно-тактических свойств различных самолетов (в особенности в отношении максимальных полетных скоростей) производится без надлежащего анализа высотности мотора. Между тем, высотность в боевых условиях подчас имеет решающее значение.

Для пояснения приведем пример: Истребитель Кодрон „С-710“ с мотором Рено 12 Roi имеет максимальную скорость 460 км/час. У бомбардировщика Савойя-Маркетти „S-81“ с мотором Изатта Фраскини

максимальная скорость только 380 км/час. Казалось бы, что все преимущества на стороне истребителя. Однако, высотность мотора Рено „12 Ро1“ - 3600 м., а мотора Изотта Фраскини „АССФ“ - 5000 м. Поэтому, если обратиться к кривым $V_{max} = f(H)$ (см. рис 442^а), то из их анализа следует, что с высотой преимущества С-710 в скорости уменьшаются и на высоте близкой к расчетной для S-81 (5000 м) они вообще отсутствуют. Наоборот - летные качества бомбардировщика S-81 теперь выше истребителя. Летя на высоте 5000 м, он будет вне сферы досягаемости огня истребителей типа С-710. Решающее слово осталось за высотностью.

Из сказанного следует, что для летно-тактического преимущества самолета требуется кроме больших скоростей полета и большие высотности.

Высотность мотора должна быть таковой, чтобы



обеспечить самолету преимущество в скорости на возможно большем диапазоне высот, в особенности это относится к расчетным высотам.

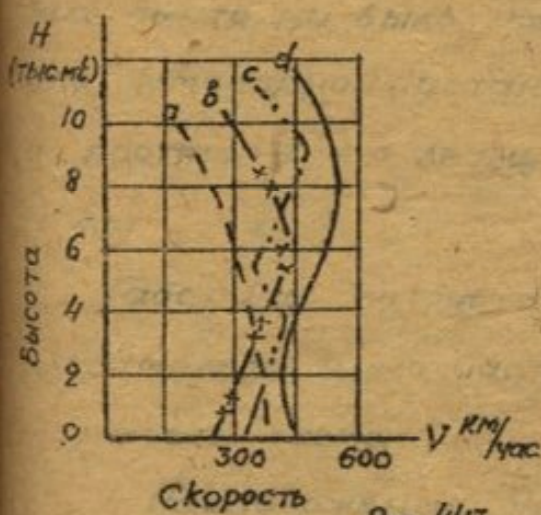
Самолет, обладающий безусловным превосходством над противником, должен иметь характеристику $V_{max} = f(H)$,

показанный на рис. 442^в - с-т. М.

Какова же должна быть высотная характеристика мотора для обеспечения самолету преимуществ на возможно большем диапазоне высот. Проанализируем четыре типа кривых $V_{max} = f(H)$. В зависимости от характера высотности моторов:

- а) Мотор не высотный.
- б) » с одноступенчатым нагнетателем
- в) » с двуступенчатым нагнетателем
- г) » с турбокомпрессором

(см. рис. 443)



Как видно, наиболее широким диапазоном избыточных скоростей обладает мотор, снабженный турбокомпрессором (кривая „г“ на больших высотах является огибающей всех остальных кривых).

ГЛАВА III

Расположение мотоустановки на самолете.

При анализе этого вопроса следует отдельно рассмотреть одномоторные самолетные схемы и многомоторные. Однако, общим принципом для всех мотоустановок при размещении их на самолете является соблюдение следующих весьма важных требований

1. Расположение и устройство мотоустановки должно обеспечить возможно лучшие условия работы винта
- уничтожение или уменьшение вредной интерференции

винта и фюзеляжа, винта и крыла). Это обстоятельство предопределяет необходимость достаточного выноса винта впереди фюзеляжа или крыла.

2. Расположение в/м установки должно по возможности улучшать тактические свойства самолета - маневренность обзор. Это значит, что мотоустановки следует размещать по-ближе к центру тяжести самолета и в идеальном случае - располагать в месте центра тяжести. Большая компактность размещения масс по самолету, уменьшая момент инерции, сильно увеличивает маневренность самолета.

3. Следует по возможности избегать сооружения каких бы то ни было надстроек на фюзеляже или крыле для в/моторной установки, увеличивающие вес самолета и портящие его летную характеристику (гондолы, пилоны и т.д.)

Габариты мотоустановки должны вписываться в габариты самолета и его частей, не ухудшая общую аэродинамичность схемы.

4. Расположение в/м установки не должно ухудшать прочность самолета и его частей, и по возможности улучшать условия работы соседних конструкций.

Одномоторная схема самолета

На преобладающем большинстве современных одномоторных самолетов винтомоторная установка крепится к передней части фюзеляжа (обычно у 1-го шпангоута).

Такое, казалось бы, простое решение задачи размещения в/м группы связано, однако, с большими осложнениями при составлении общей компоновочной схемы самолета.

Винтомоторная группа современного одномоторного самолета составляет примерно 50-55% общего веса пустого самолета.

Размещение такого значительного по весу агрегата впереди фюзеляжа затрудняет проведение центровки самолета. Кроме того ухудшается обзор, уменьшается маневренность и т.д.

Конструктор, с целью достижения благоприятной (удовлетворительной) центровки (минимум 26%), вынужден жертвовать обзором и маневренностью самолета, располагая экипаж и отдельные грузы назад, ближе к хвосту самолета. Особенно ярко это проявляется в одноместных истребителях (см. рис. 444).



Схема одноместного истребителя
Кертисс Р-37

Рис. 444

Естественно, что усилия конструкторов все время направлены к тому, чтобы устранить эти недостатки.

Безусловно, лучшим решением этого вопроса является помещение мотоустановки в ц.т. (центр тяжести) самолета (внутри фюзеляжа) и соединение вала с мотором посредством длинного вала.

Появление таких самолетов, как биплана Вэстленд 7/30 с мотором Рольс-Ройс - 650 НР, истребителя моноплана Кольховен F.K.-55 с мотором Лоррен Петрель - 860 НР, самолета Дурнье Do-18 и др. (все эти самолеты снабжены промежуточными длинными валами) подтверждают реальность такого требования (см. фиг. 219 и 220). На этих самолетах пилот, будучи расположен впереди в/м установки, имеет почти сферический обзор.

Кроме всего указанного, помещению мотора в середине

фюзеляжа дает возможность устранить аэродинамически нелепый факт образования миделя самолета непосредственно за винтом, а следовательно улучшить удобообтекаемость формы фюзеляжа (см. схему самолета FK-55, рис. 445).

Продольный разрез самолета Кольховен FK-55



Рис. 445.

Этим объясняется необычайно высокие летные данные самолета FK-55, которому удалось еще в 1936 г. при сравнительно малой нагрузке на

$m^2/p = 106 \text{ кг/м}^2$) и средней мощности мотора, добиться максимальной скорости полета в 530 км/час.

Многомоторные схемы самолетов

Многомоторный самолет имеет, обычно, четное число моторов (2, 4, 6 и т.д.). Моторы в таком случае, располагаются в крыле, фюзеляж самолета больше или меньше выдвигается вперед, обеспечивая пилоту и стрелку, наилучший обзор и обстрел (см. рис. 446).

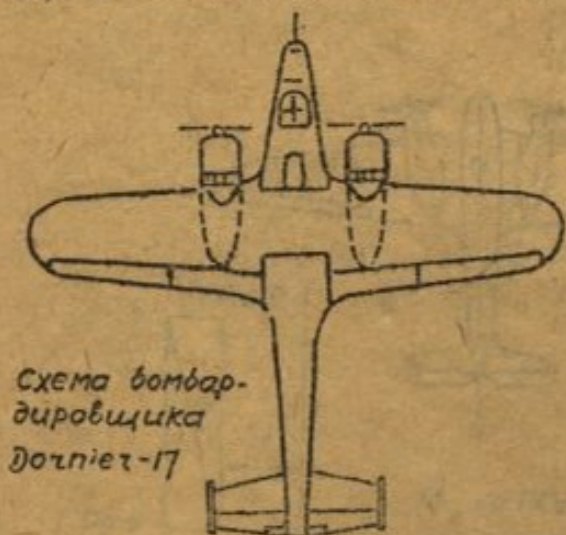


Схема бомбардировщика
Doornik-17

Рис. 446.

С точки зрения прочности, расположение моторов в крыле, облегчает условия работы конструкции (крыла).

Действительно, в полете, вся мотоустановка действует сверху вниз, разгружает крыло от аэродинамических сил (см. рис. 447) при посадке, в случае 2-мотор-

ного самолета, шасси, расположенное в одном сечении крыла

Разгрузка крыла при посадке

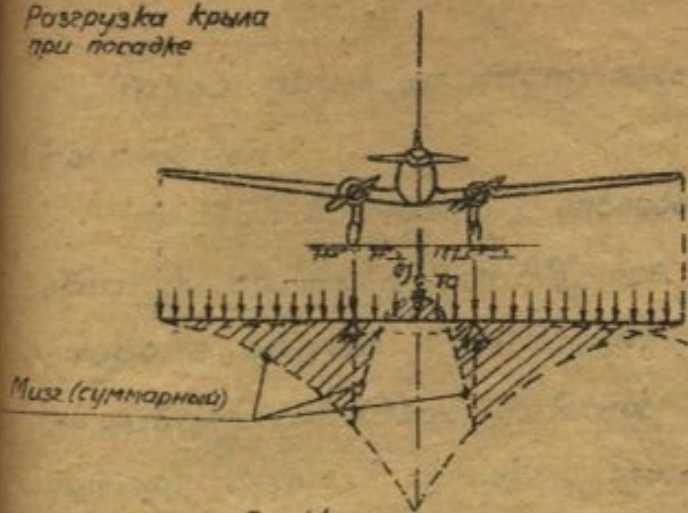


Рис 447

с мотоустановкой воспринимает действие инерционных сил веса мотора, как упругая опора. Общий изгибающий момент крыла, при таком расположении шасси, уменьшается (см рис 448)

Примечание В случае 4-х и 6-ти моторной схемы, крайние крыльевые моторы при посадке догружают инерционными силами крыло.

Разгрузка крыла в полете

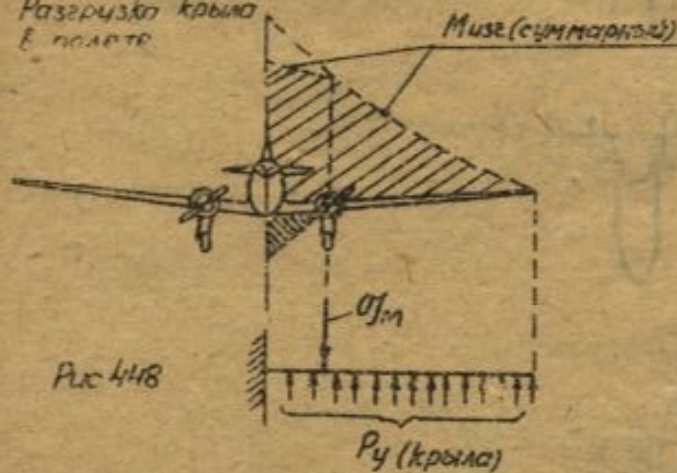


Рис 448

Возможны три основные схемы расположения моторов

1-я схема - расположение моторов в ряд

В этом случае, оси моторов или параллельны и

образуют небольшое продольное V ($5^\circ-7^\circ$) для парирования заворачивающего момента, возникающего при остановке одного из моторов (рис 449)

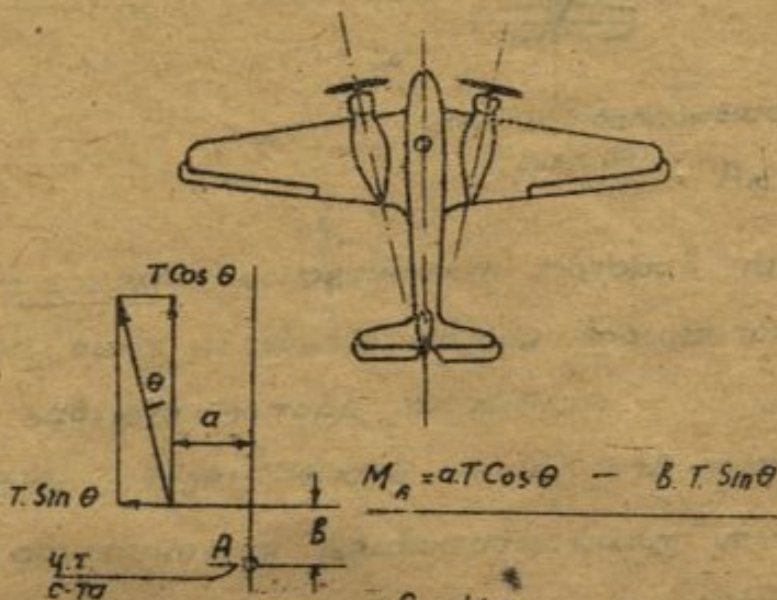
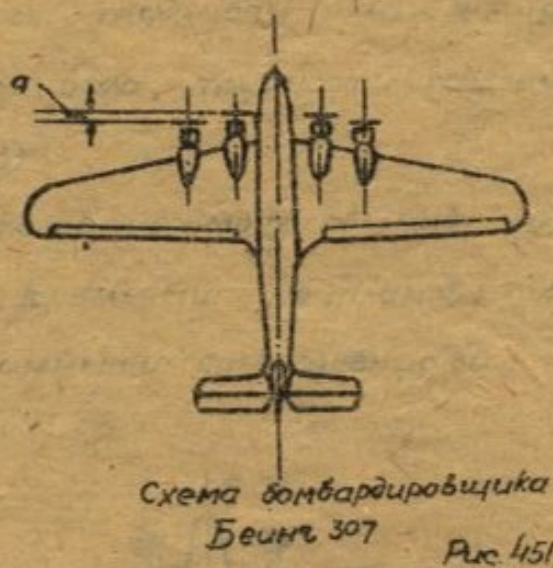
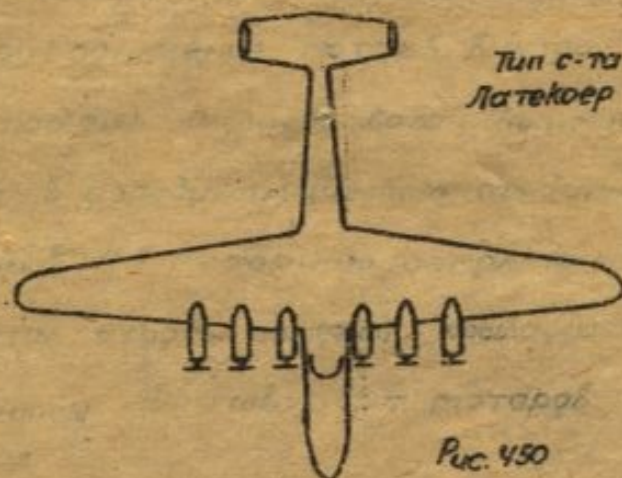


Рис 449

$$M_A = aT \cos \theta - bT \sin \theta$$

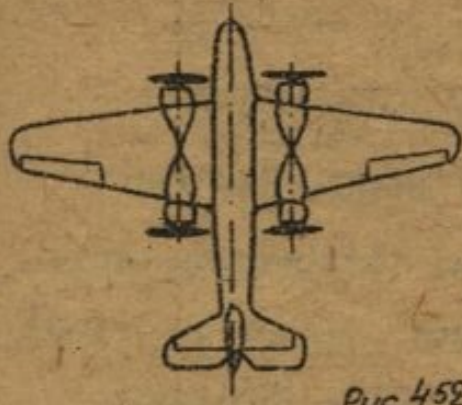
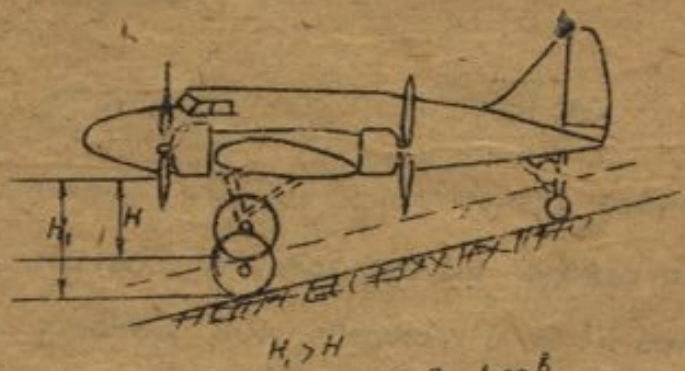
Такой принцип расположения моторов наиболее распространен.

Из двух возможных способов размещения моторов, показанных на рис. 450 и 451, все преимущества оказываются на стороне второго. Одинаковая длина моторных установок обеспечивает одинаковый вынос всех винтов относительно передней кромки крыла и экономию в весе моторных рам.



2-я схема - расположение моторов тандем (в затылок), причем винт переднего мотора вращается впереди крыла, винт заднего мотора за крылом.

Такая схема, однако, неудовлетворительна с точки зрения обеспечения наилучших условий работы заднему винту, кроме того требует устройства высокого шасси (см. рис. 452^а и 452^б)

Рис 452^АРис 452^В

3-я схема - расположение моторов внутри крыла (фюзеляжа), оба винта при помощи длинного вала выносятся впереди крыла. Наиболее выгоднейшая в аэродинамическом отношении схема расположения моторов 4-х моторного самолета. При этом минимально нарушены отводы профиля крыла и созданы оптимальные условия работы винтов. Ц.т. моторов совпадает с ц.т. самолета.

Недостатки схемы трудности охлаждения, необходимость постановки длинного вала, трудности размещения моторов в крыле (см. рис. 453)

Примечание. Расположение моторов над крылом (у гидросамолетов) и между крыльями (у бипланов) производится, руководствуясь аналогичными соображениями.

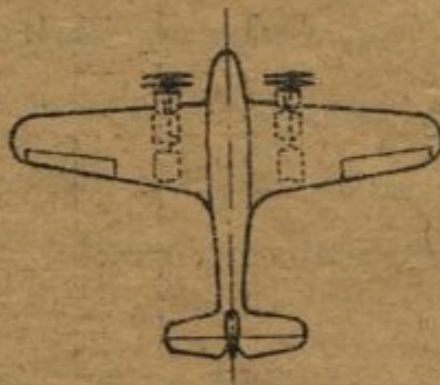


Рис 453

ГЛАВА IV

Конструкция моторных установок

Под моторной установкой следует понимать совокупность устройств, необходимых для крепления агрегатов винтомоторной группы (мотор, винт, капот и т.д.) к самолету.

Специфичность условий работы и эксплуатации винтомоторной группы, подтвержденная данными многолетнего опыта и исследований, обуславливает перед моторной установкой ряд требований. Эти требования вытекают прежде всего из напряженности характера работы мотоустановки. Моторная установка подвержена действию инерционных сил веса мотора, направление и величина которых переменны, соответственно полетному режиму самолета. Эти инерционные силы достигают больших значений (до 9 крат веса мотора).

Кроме того, моторная установка воспринимает силу тяги и реактивный момент вращения мотора, причем эта нагрузка имеет резко выраженный колебательный и вибрационный характер.

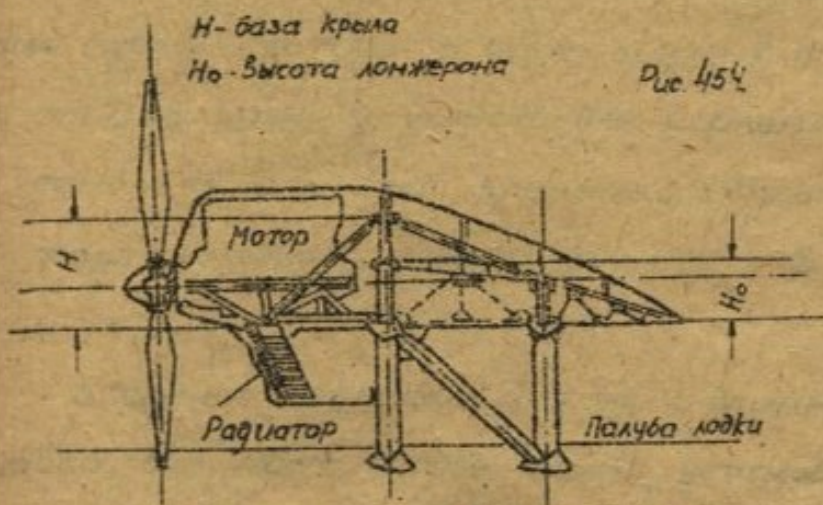
Таким образом, моторная установка подвергаясь действию этой суммарной, динамичной, знакопеременной и вибрационной нагрузки, должна быть исключительно жесткой и прочной, т.к. назначение ее - обеспечить надежность работы винтомоторной группы на всех полетных режимах.

Это требование в принципе предопределяет конструкцию моторной установки, как сооружения, геометрическая неизменяемость которого должна быть полностью обеспечена, и деформации которого под действием больших

внешних нагрузок были бы существенно малы. Таким сооружением, очевидно, является пространственная ферма, стержни которой работают на растяжение и сжатие (но не на изгиб).

Т.к. моторная установка является передатчиком нагрузки, от мотора к отдельным конструктивным элементам самолета, то ее конструктивная схема должна быть таковой, чтобы наиболее выгодным образом передавать и распределять эту нагрузку на основные силовые элементы самолета (лонжероны, шпангоуты и т.д.)

Винтомоторная группа обычно вынесена на специальной ферме (мотоферме) впереди конструкции самолета с целью уменьшения нагрузки передающейся на самолет, мотоустановка в месте крепления должна иметь достаточно широкую базу (разнос углов крепления) (см. "Н" на рис. 454)



Вибрационная нагрузка мотора пагубно влияет на прочность соединений отдельных узлов мотофермы и самолета.

Соединения расшатываются, увеличивая износ.

Установка мотора в носке крыла, возникает опасность резонансных колебаний.

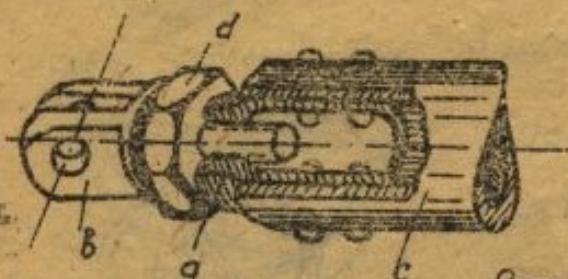
Моторная установка должна быть снабжена специальными демпфирующими и амортизационными устройствами. Это обстоятельство привело к созданию специальных эластичных прокладок во всех соединениях и креплениях мотора к мотоустановке.

В условиях боевой эксплуатации самолета часто бывает необходимым заменять поврежденные моторы или мотоустановки новыми.

Поэтому мотоустановка должна быть обязательно съемной.

Конструкция мотоустановки должна обеспечить легкий доступ к мотору и его агрегатам, возможность осмотра, съемки карбюратора, помпы и т.д.

Требования легкой сборки и регулировки привели к созданию в конструкции м/у установки отдельных разъемных и регулируемых по длине стержней (рис. 455).



Обозначения:

- а - стакан с нарезкой
- б - вильчатый болт
- с - труба тяги
- д - контргайка

Регулируемый стержень м/у

Рис 455

Схема.

Таким образом мотоустановка состоит из:

1. Моторной фермы (рамы) с брусьями или кольцом для крепления мотора.
2. Эластичных соедине-

ний (узлов) мотора к раме и рамы к самолету.

3. Специальных устройств для усиления местной прочности самолета в местах крепления в/моторной группы (раскосы, ферма между л-нами крыла - в крыльевой установке и т.д.)

В случае монтажа мотора с длинным валом, мотоустановка включает в себе также установку длинного вала, с муфтой, креплениями и т.д.

Классификация мотоустановок.

Мотоустановки разделяются в зависимости от места крепления мотора на

1. Фюзеляжные (на одномоторных сухопутных самолетах), фиг. 221.
2. Крыльевые (наиболее распространенная схема, применяется на многомоторных самолетах), фиг. 222.
3. Надкрыльевые (главным образом на гидросамолетах), фиг. 223.
4. Подвесные (на некоторых многомоторных бипланах и с-тах (подкрыльевые))

с Верхним расположением крыла) фиг 224

(Рис 456^а, 456^б и 457)

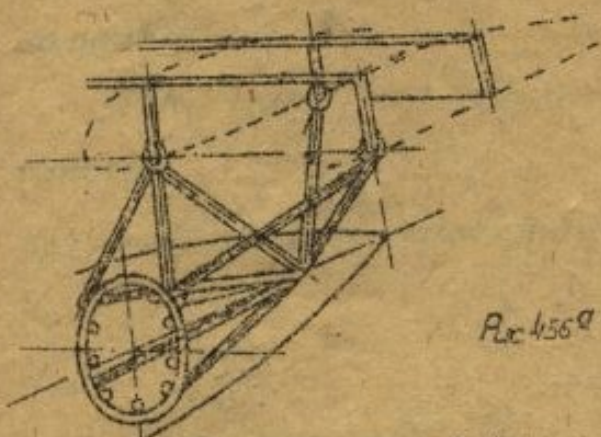
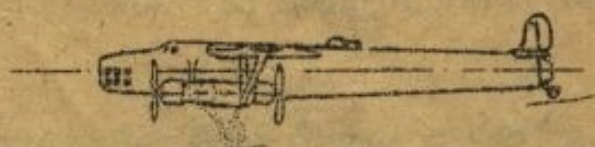


Рис 456^а

Схема подвески мотора под крылом



Подвесные гондолы бомбардировщика
Фарман 223

Рис 456^б

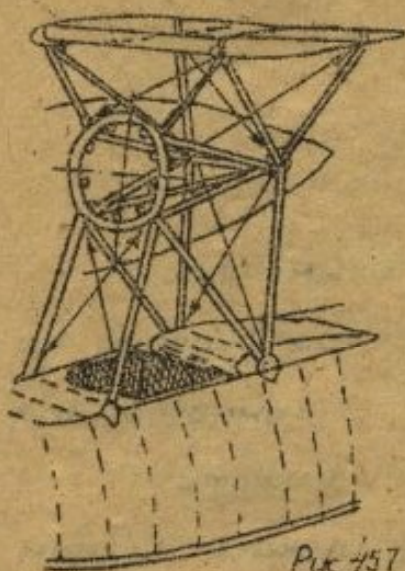


Рис 457

Примечание: Последние 2 типа мотоустановок вследствие неудовлетворительной аэродинамической схемы, применяются редко

В зависимости от типа мотора, мотоустановки разделяются на:
1. Мотустановки звездообразных моторов

2. Мотустановки рядных (нормальных и перевернутых) моторов в том числе Т, У, W, H и X-образных
3. Специальные мотоустановки (под авиадвигатель, паровую и газовую турбину и т.п.)

В зависимости от применяемого материала и способа изготовления (технологии) моторамы подразделяются на:

1. Деревянные
2. Дюралевые
3. Стальные и
4. Комбинированные конструкции

Изготовление моторных рам из дерева неэкономично, по следующим соображениям:

1. Дерево обладает значительными анизотропными свойствами (различной прочностью в зависимости от характера и направления внешней нагрузки).

Так, например, прочностные свойства авиационной сосны таковы:

K_p (разрушающее напряжение растяжения вдоль волокон) $\approx 950 \text{ кг/см}^2$

K_c (" " сжатия " ") ≈ 350 "

$K_{изг.}$ (" " изгиба) ≈ 680 "

Следовательно

$$\frac{K_{раст.}}{K_{сж.}} \approx \frac{950}{350} \approx 2,7$$

и

$$\frac{K_{изг.}}{K_{сж.}} \approx \frac{680}{350} \approx 1,95$$

Приведенные цифры означают, что дерево сравнительно хорошо работает на поперечный изгиб, и весьма неравномерно - на осевую нагрузку (сжатие и растяжение).

Учитывая, что в пространственной ферме мотоустановки стержни работают именно на осевые усилия, применение дерева в качестве материала моторамы означало бы необходимость изготовления стержней больших сечений, что привело бы к увеличению веса конструкции.

Резюмируя, можно сказать, что в применении к мотоустановке удельная прочность дерева (прочность на единицу веса) ниже, чем у высококачественных металлов (см. табл. № 4).

Таблица № 4. Значения удельной прочности некоторых авиаматериалов.

№	материал	$K_{разр.} (\text{кг/см}^2)$	$\gamma (\text{кг/см}^3)$	$\frac{K}{\gamma}$
1	Хромомолибден	14000	7,8	1750
2	Супердюраль	4400	2,6	1700
3	Авиасосна $K_{сж.} =$	350	0,6	≈ 583
	$K_{раст.} =$	950	0,6	≈ 1583

2. Требование разъемности мотоустановки означает непременное наличие металлических узлов (для крепления к мотору и самолету) на деревянной раме.

Крепление же металлических узлов к дереву конструктивно усложняет и значительно утяжеляет мотораму.

3. Дерево обладает меньшей вибрационной устойчивостью по сравнению с металлами, легче подвержено порче, воздействию атмосферных условий и т.д.

Учитывая все эти обстоятельства деревянные мотоустановки сейчас не изготавливаются.

Целиком дюралевые рамы выполняются в виде кессона-пространственной коробки, составленной из клепанных профилей и жесткой обшивки. Такой кессон весьма прочен, жесток, но отличается повышенным весом.

Эксплуатационные неудобства кессонной конструкции - трудности доступа к агрегатам мотора - препятствуют ее распространению в самолетостроении.

Больше всего распространены стальные моторамы, состоящие из цельно сварных или разъемных круглых хромомолибденовых труб.

Простота конструкции, малый вес, и достаточная жесткость - вот достоинства стальных трубчатых рам. Кессонным они уступают только в жесткости.

Преобладающее большинство рам звездообразных моторов выполнены таким образом.

Большинство же рам рядных моторов изготавливаются комбинированным способом: подмоторные брусья - из клепанных составных профилей, а стержневая система из стальных труб.

Такое сочетание элементов удовлетворительно и в

прочностном и в весовом отношении

Конструкция моторных ферм звездообразных авиадвигателей.

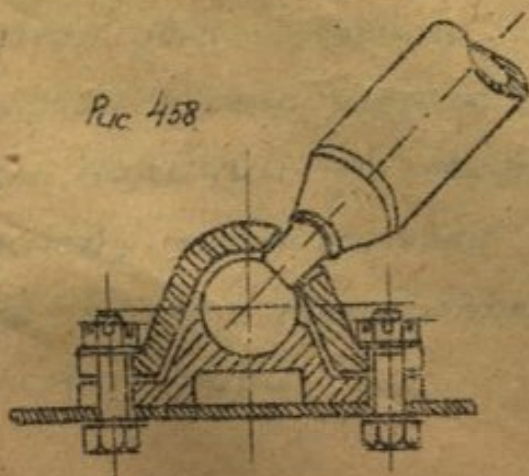
Моторные рамы звездообразных моторов состоят из кольца или круглой вертикальной пластины эквивалентно расположенными по внутренней окружности кронштейнами для крепления картера мотора и фермы для крепления мотоустановки к самолету.

Идеальной конструкцией мотоустановки является пространственная ферма, стержни которой закреплены на шаровых опорах.

В этом случае, очевидно, деформации системы были бы минимальными, сами же опоры (узлы крепления мотофермы к самолету) несколько были бы разгружены, т.к. в них возникали бы только опорные реакции, но не моменты.

Простота идеальной схемы в смысле определенности характера опорных креплений, дала бы возможность весьма точно определить величины отдельных усилий в стержнях, т.е. точно произвести расчет, что весьма важно, и мер в виду напряженности конструкции.

Примером осуществления шаровых опор является конструкция мотора самолета Авиа ВН-21 (см. рис. 458).



Однако, выполнение узлов соединений в виде шаровых шарниров связано с конструктивными осложнениями.

Поэтому, обычно, узлы крепления мотора к фюзеляжу или крылу выполняются в виде

плоскостных шарниров, а соединение стержней к кольцу и между собой осуществляется в большинстве случаев посредством сварки. Мотоферма обычно крепится в конструкции самолета в 4х точках.

Из скольких стержней должна состоять мотоустановка для того, чтобы обеспечить ее геометрическую неизменяемость?

Из строительной механики известно соотношение между количеством узлов и стержней в случае статически определимой жесткой пространственной фермы.

Если обозначим через S - необходимое количество стержней, m - количество имеющихся узлов крепления, то

$$S = 3m - 6.$$

Полагая, что одним своим концом стержни крепятся неподвижно к мотору, как к твердому телу, и беря число узлов крепления моторамы $m = 4$, получим

$$S = 3 \cdot 4 - 6 = 6.$$

Таким образом, минимальное число стержней моторамы, равно

$$S = 6.$$

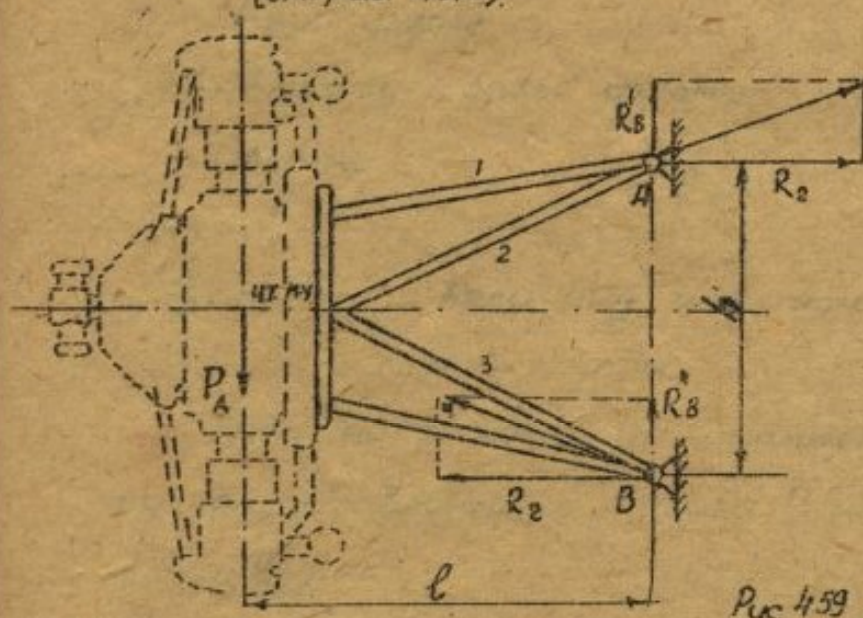
Обычно, моторама звездообразного мотора набирается из 7, 8 и больше стержней, т.е. представляет собой статически неопределимую конструкцию, при этом конструктор руководствуется соображениями большей надежности.

В самом деле, при 6-ти стержневой конструкции, разрушение одного стержня превращает раму в механизм и приводит к разрушению всей мотоустановки.

При наличии же одного и нескольких „лишних“ стержней, мотоустановка в этом случае продолжает работать за счет перераспределения усилий внутри самой конструкции.

Количество стержней и расположение их (компоновки моторамы), также зависит от габаритов мотора, удобства обслуживания отдельных его агрегатов, установки дополнительных устройств (например, водяных и масляных радиаторов).

Примечание: При компоновке моторных рам следует стремиться к тому, чтобы оси стержней в узлах пересекались в одной точке. При этом, как известно, конструкция будет свободна от вторичных изгибных напряжений (см. рис. 461^Б).



Рассмотрим принципиальную схему работы 8-ми стержневой моторамы под звездообразный мотор (см. рис. 459)

Моторама нагружена инерционными силами веса агрегатов винтомоторной группы, приложенными в ц.т. (винтомоторной группы)*)

Примечание: Ц.т. винтомоторной группы определяется по статическим моментам отдельных агрегатов винтомоторной группы.

Нормы прочности различают 2 варианта нагружения моторамы инерционными силами:

1. Симметричное, когда внешняя сила действует в вертикальной плоскости симметрии моторамы. Случаи А.м.у, Д.м.у, Е.м.у.

2. Несимметричное, когда внешняя сила не лежит в

*) Под весом агрегатов винтомоторной группы следует понимать вес всех агрегатов крепящихся к мотораме (включая собственный вес моторамы)

плоскости симметрии рамы. Случаи M_{ny} , N_{ny} .

Для рамы расчетным случаем, большей частью, является случай „Ат.у.“, когда перегрузка достигает максимальной величины (на 9 крат сил веса).

Для простоты примем направление инерционной силы перпендикулярным к оси самолета „х“.

Обозначим через:

„ l “ - расстояние от ц.т. в/м группы до плоскости шарнирных узлов;

„ h “ - высоту „базы“ фермы.

Обычно $l > h$

„ $P_A = n_A \cdot G_{в/м}$ “ - величину инерционной силы веса винтомоторной группы.

Тогда на каждый из шарнирных узлов крепления придутся составляющие от силы P_A , направленные вертикально (R_B' и R_B'')

и составляющие от момента $M = P_A \cdot l$ направленные горизонтально (R_2), где

$$R_2 = \frac{P \cdot l}{2 \cdot h}$$

Так как R_2 больше R_B , то горизонтальная составляющая реакции в узлах определяет направление равнодействующей этих сил; поэтому равнодействующая сил R_B и R_2 растягивает стержни верхнего узла „А“ и сжимает стержни нижнего узла „В“.

Таким образом, верхние стержни будут работать на растяжение, а нижние на сжатие и продольный изгиб.

Расчетным оказывается наиболее длинный сжатый стержень

Таким, обычно, является стержень №3. На практике

стержень №3 выполняется усиленного сечения.

Действие реактивного момента от мотора (случай $M_{м.у}$) сказывается в виде догрузки для одной половины фермы и разгрузки для другой.

При совместном действии случаев $A_{м.у}$ и $M_{м.у}$, эта догрузка и разгрузка достигает 20+30% величины основной нагрузки от инерционных сил веса.

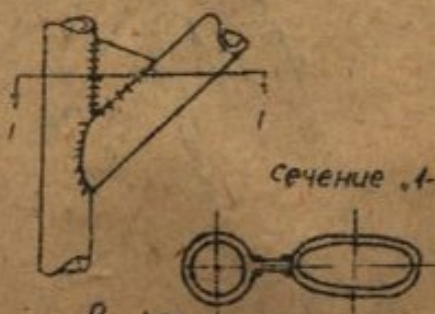
Рассмотрим отдельные конструктивные элементы сварной моторамы.

На основании многочисленных расчетов, а также данных статистики, можно отметить, что мотоустановки под звездообразные моторы мощностью в диапазоне от 400 - 1200 НР и нормальном выносе (вперед конструкции крыла или фюзеляжа) набираются из труб диаметром от 25 до 35 мм при толщинах стенок от 1+2 мм.

Трубы диаметром меньше 20 мм не применяются в конструкции даже в том случае, если это допускает прочность. При этом руководствуются соображениями большей надежности рамы от случайных механических повреждений в эксплуатации (удар молотком по трубе, рабочий оперся на раму и т.д.)

Сварка отдельных стержней к кольцу (бутлицу) может быть выполнена двумя способами:

1. Посредством угольников (см. рис. 460)
2. Посредством охватывающих накладок (см. рис. 461^а и 461^б).



сечение "1" сварочного шва.

Рис 460

И угольники, и накладки применяются для увеличения площади

2-й способ сварки лучше, т.к. площадь сварки значительно больше

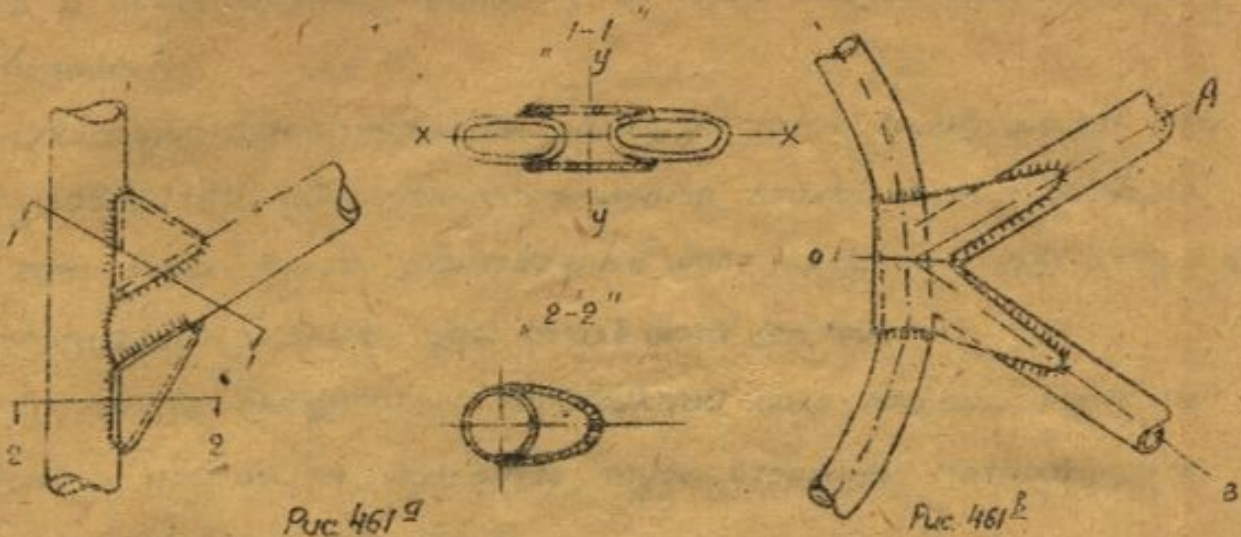


Рис. 461^а

Рис. 461^б

Кроме того, накладки увеличивают жесткость узла в 2^х плоскостях (относительно осей „х-х“ и „у-у“) (рис. 461^а)

Следует, однако, предостеречь от чрезмерного развития накладок. Чрезмерное увеличение жесткости сварочных узлов превращают пространственную ферму в статически неопределимую раму, с большими изгибающими моментами, причем по исследованиям ЦАГИ обнаружено, что появляющиеся при этом вторичные изгибные напряжения достигают 80÷100% основных (осевых) напряжений, т.е. прочность рамы падает на 50%.

Узлы подвески (вашмаки) моторамы к самолету выполняются:

1. в виде стальных, механически обработанных, поковок, изготовленных в виде вилки или ушка (рис. 462^а и 462^б)

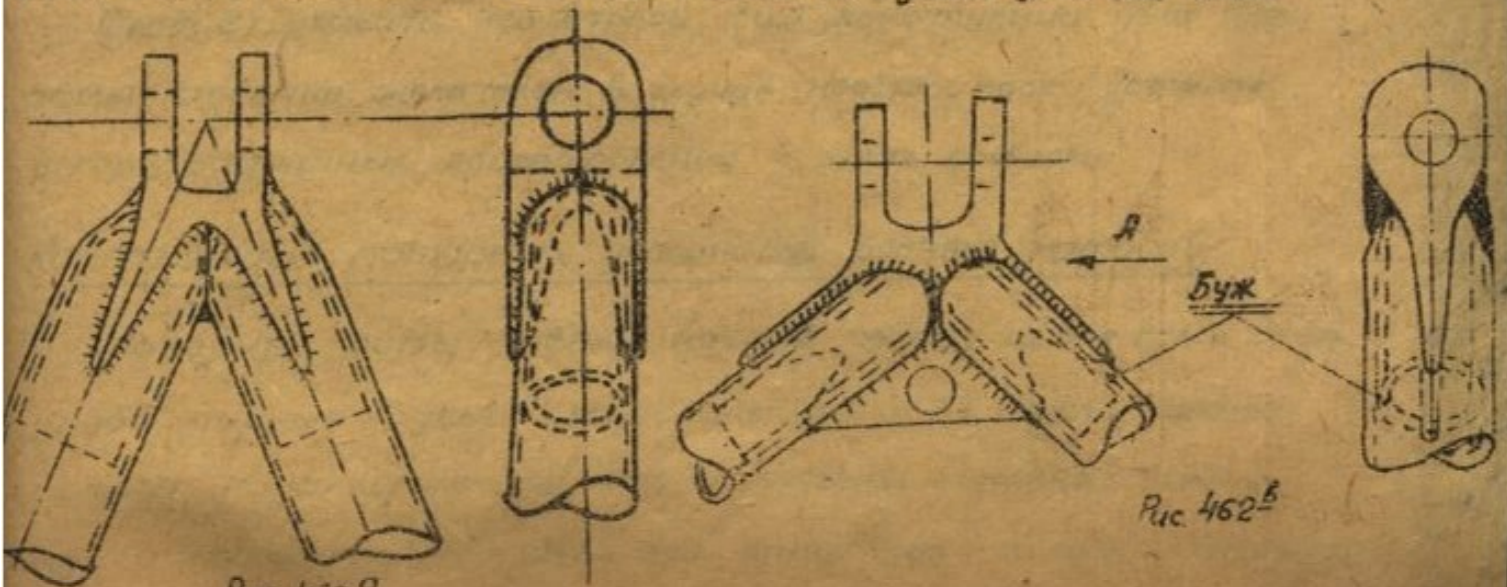


Рис. 462^а

Рис. 462^б

2. В виде сварных накладок из стали, охватывающих стержни моторамы.

Охватывающие накладки образуют полую втулку, внутри которой заводится либо амортизационная втулка со стыковочным болтом, либо просто стыковочный болт, крепящий узел моторамы к кронштейну крыла или фюзеляжа (см. фиг.).

В случае выполнения конструкции узла подвески рамы из поковки, приходится разрезать трубы стержней моторамы, что сильно ослабляет крепление.

Вторым существенным недостатком такой конструкции является неоднородность толщин свариваемых элементов и различия материалов, из которых изготовлены эти элементы (трубы и башмаки).

Это обстоятельство приводит к большим производным дефектам (неравномерный нагрев материала, приводит к пережогу труб, сварке „нахолодно“ и т.д.).

Для повышения качества сварки приходится в местах сварки внутри стержней моторамы закладывать „бужи“ (короткие трубы), что в свою очередь утяжеляет конструкцию.

От этих недостатков свободна конструкция, изготовленная по второму способу. Толщина и материал накладок подбирается соответственно сечениям и материалу труб моторамы.

Следует указать, что второй тип конструкции узла моторамы особенно желателен в случае необходимости устройства амортизационных приспособлений в узлах подвески.

Конструкция моторных установок рядных моторов.

Моторные рамы рядных моторов состоят из 2-х балок (т.наз. „подмоторных брусьев“), расположенных с 2-х сторон картера мотора параллельно его тяге и системы стержней (продольной и поперечной), для связи этих балок друг с другом и крепления

их к конструкции самолета.

Выше, при разборе конструкций рам звездообразных моторов мы отметили единообразие типов и конструктивных схем рам для звездообразных моторов.

В самом деле, рама звездообразного мотора представляет собой пространственную трубчатую ферму с числом стержней обычно от 6 до 8.

Рамы рядных моторов обладают значительно большим разнообразием конструктивных форм и выполняются чаще всего в виде комбинированных сооружений, включающих ферменные и рамные элементы и связи.

Так, например, продольный набор стержней иногда удобно выполнить в виде плоскостных ферм, поперечные соединения балок имеют обычно криволинейные очертания (в зависимости от конструкции мотора) и делаются в виде рамных связей или арок.

При выборе материалов стержневых элементов рамы рядного мотора, руководствуются следующими соображениями

Подмоторные брусья следует выполнять значительно прочнее остальных элементов рамы, т.к. они являются основными несущими элементами. Изготавливаются они чаще всего или из сварных хромомолибденовых труб, или из составных клепанных профилей.

Дополнительные стержни крепятся к балкам или наглухо в виде неразъемных соединений (посредством клепки или сварки), или посредством разъемных шарнирных (на болтах) связей.

Отдельные стержни рядной мотоустановки выполняются регулирующимися по длине (для облегчения сборки).

Иногда рядные мотоустановки выполняются в виде замкнутых жестких и горизонтальных рам, с системой вертикальных отъемных стержней. Подробно описание рядных мотоустановок смотреть в гл.

—*—

ГЛАВА V

Узлы крепления мотоустановок на фюзеляже и крыле

Конструкции узлов крепления мотоустановок должны удовлетворять следующим условиям:

1. Узлы моторамы и фюзеляжа (крыла) должны быть по возможности равнопрочными.
2. Должна быть обеспечена взаимозаменяемость узлов, допускающая легкую замену кронштейна в случае его повреждения).
3. Кронштейн подвески мотора должен крепиться к основным силовым элементам фюзеляжа (крыла), к лонжерону, шпангоуту и т.д.
4. Так как кронштейны подвески передают значительные усилия от мотора на конструкцию самолета, то местная прочность конструкции должна быть усилена.

В случае крепления мотора к фюзеляжу или крылу типа моноблок, узлы крепления мотора следует развить с тем, чтобы передать часть нагрузки на обшивку конструкции.

5. Для обеспечения возможности сборки мотора к фюзеляжу (или крылу) следует узлы крепления (поверхности стыка) мотора на мотоустановке и фюзеляже (крыле) делать перпендикулярными к плоскости разбега.



Рис. 464 А.

В виду большого разнообразия конструкций узлов подвески рассмотрим наиболее типичные

Примеры узлов крепления мотора подробно рассмотрены в главе VIII.

Глава V

Демпфизационные устройства моторных установок.

Причиной вибрационного характера работы винтомоторной группы является неуравновешенность инерционных масс 1-го и 2-го порядка мотора и винта (проявляющейся в виде т.н. изгибных и крутильных колебаний).

Эта вибрационная нагрузка передается через моторную установку на каркас самолета. Опасность возникновения резонанса в отдельных звеньях конструкции самолета делает колебательный характер этой нагрузки весьма нежелательным.

Всякий конструктивный элемент (ферма, рама, кессон и т.д.) вследствие упругости имеет свой определенный период так наз. собственных колебаний (соответствующий определенной частоте).

В случае совпадения периода собственных колебаний конструкции с периодом колебаний инерционных масс мотора (напр. крутильных колебаний) наступает явление резонанса, т.е. взаимное наложение колебаний со все возрастающей амплитудой, что может привести к прямому разрушению сооружения (конструкции).

Особенно велика опасность резонанса в передней части фюзеляжа, жесткость которой, вследствие местных вырезов, обычно ослаблена.

Следует указать, что число оборотов вала мотора достигло в отдельных двигателях величины в 3500-4000 об/мин. и имеет тенденцию к дальнейшему росту, что означает и повышение критической частоты вынужденных колебаний.

Каким же образом можно устранить опасность резонанса для всех элементов конструкции на основном рабочем режиме

матура, на его рабочих оборотах?

Существующие в технике методы борьбы с вибрациями сводятся к следующему:

1. Увеличение жесткости конструкции с тем, чтобы критическая частота оказалась выше рабочего числа оборотов.
2. Понижение жесткости конструкции с тем, чтобы критическая частота оказалась ниже рабочего числа оборотов.
3. Применение демпферов, поглощающих работу вибрации.
4. Применение конструкций не подчиняющихся закону Гук и поэтому неспособных колебаться (муфта Фальк-Бибби).

Рассмотрим каждый из этих методов в отдельности.

1. Увеличение жесткости конструкции.

Увеличение жесткости конструкции может быть достигнуто путем применения более качественных материалов (с повышенным модулем упругости) или путем увеличения габаритов конструкции (увеличение сечений).

Известно, что в самолетостроении уже сейчас применяются самые высококачественные металлы.

Таким образом, возможности в этом направлении достаточно ограничены.

Увеличение же габаритов конструкции связано с увеличением веса агрегата (что, вообще говоря, нежелательно). Кроме того, такое мероприятие не всегда оказывается достаточно эффективным. В самом деле, значительное увеличение габаритов удлиненного вала моторной трансмиссии может в большой степени увеличить вес установки; при этом деформации вала будут все же очень большими.

Пример:

Угол поворота φ' при кручении равен

$$\varphi = \frac{m\ell}{GJ}$$

Для мотора мощностью $N=700$ HP при $n=2000$ об/мин

$$M_{кр.} = 71620 \frac{N}{n} = 71620 \frac{700}{2000} = 25000 \text{ кг/см}$$

пусть l (длина вала) = 200 см.

$$\sigma = 8,5 \cdot 10^5 \text{ кг/см}^2$$

$$J_p = 108,24 \text{ см}^4$$

(при $D=70$
 $d=60$)

Тогда

$$\varphi = \frac{Ml}{\sigma J} = \frac{25000 \cdot 200}{8,5 \cdot 10^5 \cdot 108,2} = 0,054 \text{ радиана} =$$
$$= 0,054 \cdot 57,3^\circ = 3,1^\circ$$

Для того, чтобы увеличить жесткость в 2 раза, следует взять вал сечением не 70×60 , а 80×66 ; при этом вес увеличится на 60% однако деформация вала останется все же слишком значительной.

2. Уменьшение жесткости конструкции.

Уменьшение жесткости конструкции обычно ведет к ослаблению прочности, что при напряженности работы элементов современного самолета совершенно недопустимо. Кроме того уменьшение жесткости конструкции означает допущение больших деформаций, что может привести к нарушению регулировки самолета. Поэтому этот способ вообще неприемлем.

Наиболее эффективным способом борьбы с вибрациями от мотора является 3-й способ - демпфирование колебаний, применение так наз. упругой подвески мотора.

Упругая подвеска служит своего рода фильтром, который пропускает вибрации лишь сильно ослабленные, неопасные для каркаса самолета или могущие быть обезопасенными дальнейшими конструктивными мерами вроде перераспределения масс или увеличения жесткости каркаса.

Упругая подвеска означает помещение эластичных элементов в креплениях изолируемого агрегата, в узлах крепления

мотоустановки). Эластичность этих элементов должна быть достаточной, чтобы их собственная частота колебаний была ниже возмущающей частоты.

Увеличение эластичности снижает частоту и амплитуду вибраций. Таким образом, вследствие искусственного снижения частоты возмущающих колебаний, опасность резонанса конструкции исключается.

В качестве упругих материалов следует применять материалы с высоким гистерезисом (высокой способностью рассеивать, превращать в тепло часть воспринятой энергии). Таким материалом в частности является резина, у которой коэффициент гистерезиса достигает до 30-35%.

Следовательно, упругая подвеска представляет собой как бы трансформатор, превращающий одну часть энергии вибрации в тепловую энергию, а вторую часть в ослабленные колебания частоты и амплитуды.

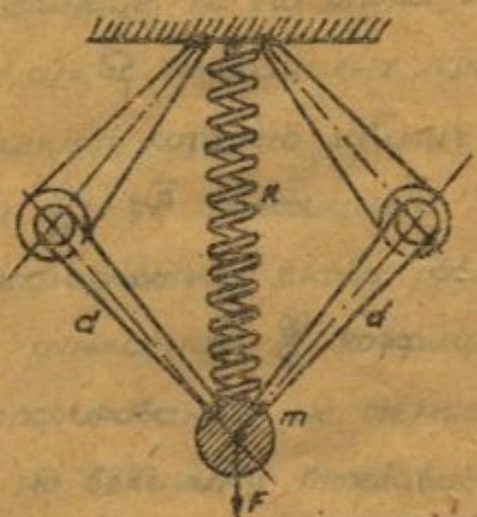


Рис. 465. Схема пружинной упругой системы с гашением колебаний.

На рис. 465 изображена схема упругой системы. Здесь m — масса, подверженная периодически меняющейся силе F и подвешенная к опоре при помощи пружины k символизирующей упругость системы; d — демпферы, заглушающие колебания массы и представляющие собой две пары рычагов, соединенных шарнирами,

трение которых можно регулировать в широких пределах. При отсутствии трения в демпферах система превращается в абсолютно упругую систему; при весьма сильно затянутых демпферах система становится абсолютно жесткой.

Сила, передаваемая опорам, равна алгебраической сумме реакции

от упругих и от демпфирующих элементов системы. Коэффициентом трансформации называется отношение реакции на опоре к возбуждающей первичной силе.

На рис. 466 изображено значение коэффициента трансформации в функции отношения периода возбуждающей силы ω к



Рис. 466 Коэффициент трансформации в функции отношения $\frac{\omega}{\Omega}$ для различных степеней демпфирования при $F = A \cos(\omega t + \varphi)$

периоду собственных колебаний системы Ω для случая, когда возбуждающая сила F не зависит от периода

$$F = A \cos(\omega t + \varphi)$$

где $A = \text{const.}$

Анализ рис. 466 позволяет сделать следующие выводы. При $\frac{\omega}{\Omega} = 0$, т.е. при постоянстве возбуждающей силы, коэффициент трансформации

равен единице, т.е. на опоры действует сила F .

При $\omega = \Omega$ коэффициент трансформации достигает максимума, величина которого зависит от степени демпфирования.

При $\frac{\omega}{\Omega} = \sqrt{2}$ коэффициент трансформации при любой степени демпфирования снова равен единице. С дальнейшим увеличением отношения $\frac{\omega}{\Omega}$ коэффициент трансформации уменьшается.

Демпфирование не меняет общей картины явления, но влияет на величину передаваемого опорам усилия, причем роль его в диапазоне значений $\frac{\omega}{\Omega} < \sqrt{2}$ и $\frac{\omega}{\Omega} > \sqrt{2}$ противоположна. В первом случае гашение уменьшает и против весьма ощутительной реакции на опоры, во втором — несколько увеличивает ее.

Аналогичный характер имеет явление и в том случае, если первичная сила F является функцией периодичности „ ω “. Такой случай представляет, например, сила инерции поступательно движущихся масс двигателя.

В таком случае выражение для возбуждающей силы имеет следующий вид:

$$F = k \omega^2 \cos(\omega t + \varphi)$$

Если демпфирование невелико, то при $\frac{\omega}{\omega_0} = 0$ передаваемые на опоры усилия равны нулю (рис. 467). За пределами резонанса



Рис. 467. Коэффициент трансформации в функции отношения $\frac{\omega}{\omega_0}$ для различных степеней демпфирования при $F = k \omega^2 \cos(\omega t + \varphi)$

коэффициент трансформации стремится к некоторой определенной величине. Следовательно, полностью устранить реакции на опоры здесь невозможно, передаваемые опорам усилия вообще говоря тем меньше чем больше упругость подвески.

Введение демпфирования уменьшает коэффициент трансформации

в области резонанса, но увеличивает его за пределами этой области, притом тем сильнее, чем больше степень демпфирования.

Сделаем некоторые выводы на основании изложенного, полезные при изучении основных принципов конструирования упругих подвесок.

1. На моторную установку действуют силы, возбудители колебаний двух родов:

а) не зависящие от периода вынужденных колебаний (ω)-силы инерции веса в моторной группе [$F' = A \cos(\omega t + \varphi)$];

б) зависящие от периода вынужденных колебаний (ω)-силы инерции поступательно-вращающихся масс кривошипно-шатунного механизма [$F'' = k \omega^2 \cos(\omega t + \varphi)$].

2. Если жесткость моторной рамы и фюзеляжа таковы, что частота собственных колебаний конструкции выше частоты вынужденных (случай, когда $\frac{\omega}{\omega_0} < 1$), то применение упругой подвески (демпфирование колебаний) уменьшает опорные реакции, причем, тогда следует стремиться к возможному увеличению

упругости подвески (минимальные реакции)

3. Если жесткость моторной рамы и фюзеляжа таковы, что частота собственных колебаний ниже частоты вынужденных (случай, когда $\frac{\omega}{\Omega} > 1$), то применение демпфирования увеличивает опорные реакции, т.е. следует воздержаться от постановки черезчур упругих подвесок.

Тем не менее, демпфирование и в этом случае необходимо, чтобы избежать резонансных колебаний на основном режиме работы мотора.

Основные принципы конструирования упругих подвесок

1. Следует избегать резонанса на рабочих режимах. Это значит, что эластичность подвески должна быть достаточно, чтобы снизить частоту и амплитуду вынужденных колебаний. Как эластичный материал, резина полностью удовлетворяет этому требованию.

2. Упругость подвески в плоскости амортизации колебаний должна быть возможно большей. За пределами резонанса, чем больше упругость подвески, тем меньше величина опорных реакций в опорах. Чем мягче подвески, тем безопасней работа агрегата.

3. Подвеска должна быть упругой только в направлениях возможных колебаний. В других направлениях подвеска по возможности должна быть жесткой, с тем, чтобы предупредить возникновение опасных вибраций на этих направлениях.

4. Подвеска должна быть малой по весу и габаритам и допускать возможно большее удобство обслуживания.

5. Подвеска должна быть так расположена, чтобы изолировать конструкцию от вибраций, непосредственно за возбудителем их, не допуская распространения вибрационной нагрузки на промежуточные звенья.

Для иллюстрации этих положений разберем подвеску звездообразного мотора воздушного охлаждения.

Мотор, будучи подвешен на конце более или менее упругих опор «а», имеет 6 степеней свободы: мотор может вращаться вокруг осей X, Y и Z и перемещаться параллельно самому себе относительно этих же осей (см. рис. 468).

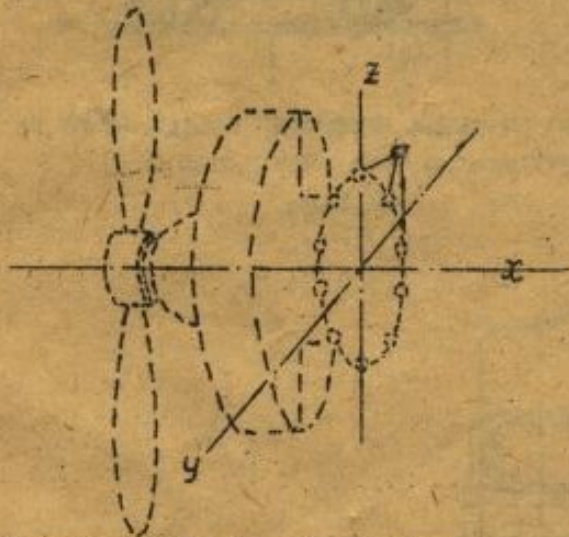


Схема подвески звездообразного мотора
Рис. 468.

Рациональная подвеска должна обеспечить свободу перемещения по осям Y и Z и вращения относительно оси X , совпадающей с осью мотора, и предупредить угловые перемещения относительно осей Y и Z , могущие вызвать опасные вибрации благодаря эфирскопическому эффекту винта и

вращающихся с ним деталей. Этому требованию удовлетворяет конструкция упругих подвесок Динафлекс (во Франции) и Лорд Манюфенчуринг (в США). В этих подвесках использовано свойство резины значительно легче деформироваться под действием срезающих усилий, чем под действием сил сжатия или растяжения.

Конструкция подвески Динафлекс под мотор М-14 (фиг. 226).

Упругий элемент подвески с ограниченным числом степеней свободы состоит из 2-х металлических пластин (а) (щетки), зажимающих посредством 2-х прямоугольных резиновых прокладок (б) промежуточный, также, металлический диск (с) (рис. 469, стр. 82)

Диск, при помощи центрального крепежного болта (д) крепится к картеру мотора. Щетки крепежного узла при помощи 2-х периферийных болтов (е) крепятся к кольцу моторамы (рис. 470, стр. 82). В резиновых прокладках помещены стальные шарики (ф) диаметр которых равен толщине прокладок (рис. 469).

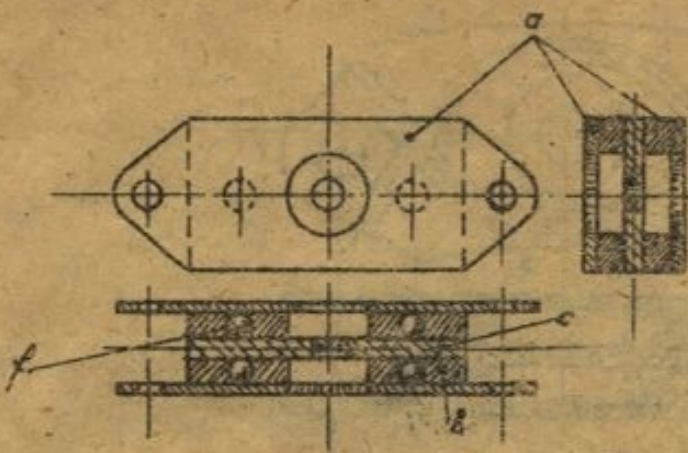
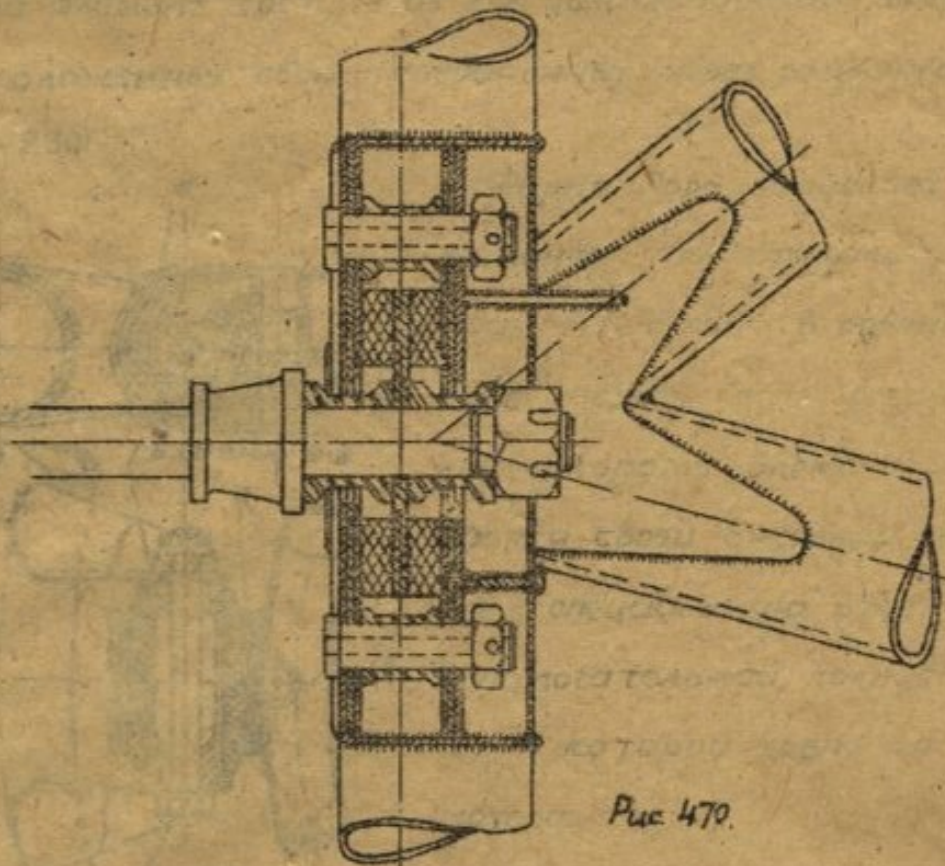


Рис. 469. Схема упругого элемента подвески с ограниченным числом степеней свободы.

Всех узлов подвески - 14.
 При повороте мотора относительно оси „х“ (скрутильные колебания) резиновые прокладки работают на срез, амортизируя неравномерность крутящего момента.

Аналогичное явление имеет место при перемещениях



мотора вдоль осей „у“ и „z“ . Перемещения мотора вдоль оси „х“ вследствие наличия стальных шариков, совершенно исключены. Если же стальные шарики убрать (рис. 471), то и в этом случае амортизация вдоль оси „х“ значительно более жесткая, чем в других направлениях, т.к. в этом случае резина будет работать на сжатие и растяжение.

Очевидно шариками можно регулировать необходимую жесткость системы.

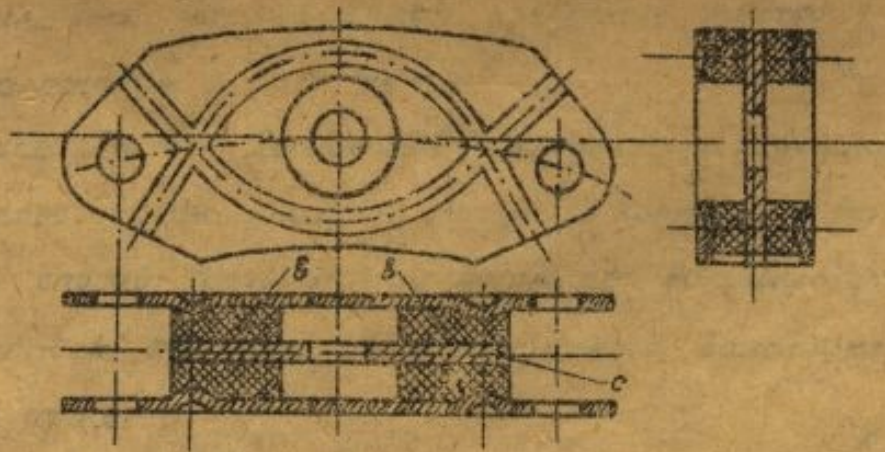


Рис. 471. Упругий элемент подвески

Конструкция подвески Лорд (мотор Райт Циклон фиг. 227 и 228)

Упругий элемент состоит из 2-х цилиндрических, концентрически расположенных обойм, соединенных через резину (рис. 472, фиг. 229 и 230).

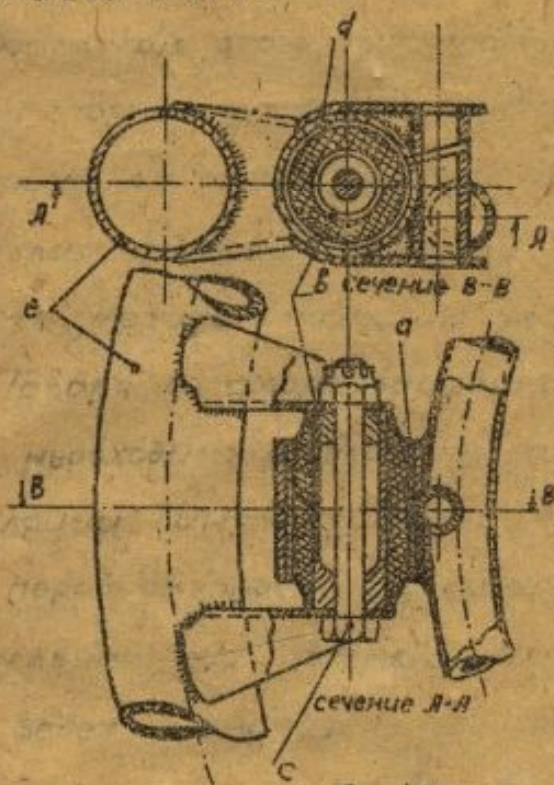


Рис. 472

Фирма Лорд выпускает такие элементы стандартными сериями, причем элемент в собранном виде может быть установлен на мотораму. Элемент запрессовывается своей внешней обоймой (а) в специальную втулку (а) вспомогательной кольцевой дуги (е), к которой крепится картер мотора.

Внутренняя обойма элемента (б) посредством аксиального болта (с) крепится к кронштейну кольца моторамы. Все упругие элементы-9, по 3 на каждую кольцевую дугу.

Крутильные колебания мотора выражаются в виде аксиальных усилий в креплении, от которых резина работает на срез по кольцевому сечению. В этом направлении, следовательно, установка эластична.

В радиальных направлениях крепление жестко, т.к. резина работает на сжатие и растяжение

В подвеске Лорд и Динафлекс амортизация вибрации происходит непосредственно у самого мотора (в креплениях мотора к раме). Такой способ амортизации допускает большую эластичность прокладок. Но установка получается конструктивно сложной и тяжелой.

В случае амортизации вибраций в узлах крепления рамы к конструкции самолета (фюзеляжу, крылу) (фиг. 231 и 232). Упругие подвески получаются более мягкими (только 4 узла), кроме того обеспечена лучшая возможность их обслуживания (контроль). Этот тип подвесок особенно рекомендуется для малых двигателей. Недостатком этого типа подвески является то обстоятельство, что моторная установка полностью подвергается вибрационной нагрузке от мотора (демпфирование колебаний происходит лишь в узлах подвески мотора к конструкции), а поэтому прочность мотоустановки понижается.

Говоря об амортизационных устройствах моторной установки, необходимо отдельно осветить чрезвычайно важную проблему изоляции винта от вибрационной нагрузки мотора.

Неравномерность крутящего момента мотора (особенно значительная при современных степенях сжатия) передаваемая винту ведет к значительным перегрузкам вала и к возникновению крутильных колебаний.

Сложность установки амортизационных устройств для уравновешивания моментов кручения от мотора, вес винта, ставит перед конструкторами проблему осуществления таких устройств внутри винта (в полости его втулке).

Без реализации этой проблемы, передача больших мощностей от мотора к винту - невозможна.

ГЛАВА VII

Моторные трансмиссии

Требования полной уборки мотора внутрь конструкции (крыла, фюзеляжа) с одной стороны, и достаточного вынесения винта впереди конструкции с другой стороны, вызвали необходимость постановки так наз. моторных трансмиссий (удлиненный вал). Помимо аэродинамических и летно-тактических преимуществ, применение удлиненного вала дает возможность доступа к моторам в полете. Это чрезвычайно важное обстоятельство значительно увеличивает безопасность полета. Действительно, немалое число вынужденных посадок и вибраций происходит из-за мелких дефектов, как отказ свечи, поломка тяг управления - дефектов вполне устранимых, в случае доступности детали.

Однако, (если не считать опытных самолетов F4U-55, MC-72, Вестленд 7/30, Do-18) моторные трансмиссии до сих пор широкого распространения не получили, вследствие целого ряда конструктивных затруднений, связанными с обеспечением достаточной прочности и жесткости удлиненного вала, а также сравнительно большим весом погонного метра длины вала.

Рассмотрим принципиальную схему установки удлиненного вала (см. фиг. 233).

Установка удлиненного вала состоит из:

1. Собственно удлиненного вала, являющегося естественным продолжением коленчатого вала мотора.
2. Упругой муфты, соединяющей коленчатый вал с удлиненным.
3. Упругого подшипника, установленного у втулки винта и соединенного при помощи пружины с фермой установки.
4. Фермы установки, одним концом крепящейся к

силовым элементам конструкции самолета (лонжероны, шпангоуты, и т.д.), с другой конец является опорой для удлиненного вала,

К силам, действующим на эту систему, относятся:

1. Вес передачи и винта (с учетом, соответствующей по летному случаю, инерционной перегрузки).
2. Крутящий момент мотора и тяга винта.
3. Жироскопический момент винта.

Вся эта нагрузка имеет резко выраженный вибрационный характер.

Примечание: На режим вибраций можно воздействовать подбором жесткости муфты. Однако, совсем избавиться от них нельзя, т.к. мотор и без удлиненного вала подвержен крутильным колебаниям.

При расчете вала, коэффициенты запаса прочности должны быть выбраны порядка 6-8 (против обычных 1,5-2, применяемых в самолетостроении), для того, чтобы избежать явления усталости материала.

При расчете жироскопического момента винта следует учесть максимально возможные угловые перемещения самолета. Предельной величиной угловой скорости для самолета можно считать, указываемую английскими источниками, величину

$$\omega_{\max} = \frac{2\pi}{\text{sec}}$$

Эта угловая скорость получается при штопоре.

Расчет вала от означенных сил должен обеспечить необходимую прочность и жесткость вала на основном рабочем режиме мотора и всех летных режимах самолета.

Конструкция моторной трансмиссии.

1. Вал.

Обычные трансмиссионные валы - сплошные и сверленные - непригодны для моторных передач, т.к. имеют большой вес и

весьма малую жесткость на поперечный изгиб при заданных напряжениях

Наиболее подходящими для моторных передач являются валы тонкостенные. Изготовление таких валов из болванок сопряжено со значительными трудностями и является нерациональным.

Вполне возможно изготавливать валы из авиационных хромоникелевых труб. При этом оказывается, что незначительная кривизна оси трубы, которая сохраняется даже после правки, вполне допустима и не препятствует нормальной работе.

II Гибкая муфта

Назначением гибкой муфты является во-первых - осуществление крепления коленчатого вала с удлиненным; во-вторых - обеспечение работы угловых и боковых передач при наличии смещений ведомого вала относительно ведущего вследствие малой жесткости установки; в третьих - демпфирование крутильных колебаний

Наиболее совершенной муфтой, несомненно, в данное время является муфта Гарди, представляющая собой шарнир, работающий без трения. Будучи выполнена из листов, эта муфта способна передавать значительные крутящие моменты при весьма незначительном собственном весе и габаритах. Однако эта муфта не всегда может быть применена, т.к. при большой гибкости она не допускает параллельного смещения осей и, кроме того, очень жестка на кручение

Наиболее употребительной эластичной муфтой, является в данное время муфта типа Фальк-Биби (см. фиг. 234 и 235)

Описание муфты Фальк-Биби

На концы валов - ведущего (А) и ведомого (В) насаживаются наглухо два барабана (С) и (D), имеющие по своим поверхностям зубья (К). Валы устанавливаются так, чтобы зубья барабанов при ходились друг против друга.

Зубья барабанов имеют криволинейные очертания (см. рис. 472А)

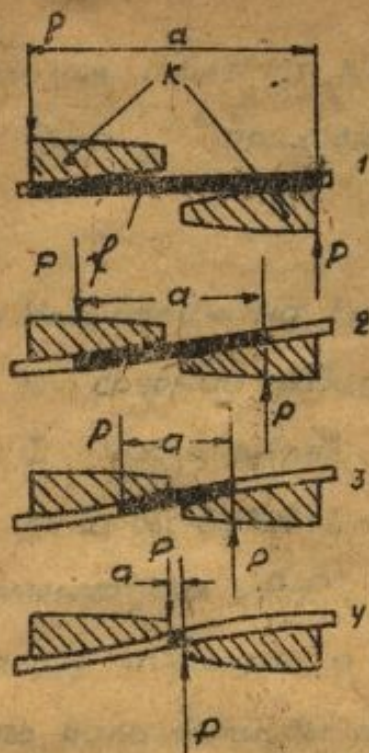


Рис. 472 Я.

причем, как это следует из дальнейшего описания, форма зубьев — весьма существенно влияет на упругие и демпфирующие свойства муфты. В пазы между зубьями барабанов параллельно оси валов закладываются стальные пластины (f) (соответственно форме зубьев, пазы также имеют криволинейные очертания). К барабанам 1 (С) и (Д) привернут специальный кожух (М) для удержания пластин на муфте во время быстрого вращения, тогда пластины стремятся выскочить под

влиянием развивающихся в них центробежных сил.

Во время работы муфты на зубьях ведущего барабана С возникает усилие P , которое заставляет зубцы прижиматься к пластинам, с другой стороны на зубцах ведомого барабана Д будет возникать реактивная сила P' , с которой пластины прижимаются к зубьям ведомого барабана.

Таким образом на пластины будет действовать пара сил $P-P'$ под влиянием которой (вначале) пластина будет изгибаться, чем и обуславливается эластичность муфты.

На рис. 472 Я показаны различные моменты работы муфты:

1 Муфта находится без нагрузки. Пластина не деформирована (прямолинейна). Пластина находится на «весе» не касаясь зубьев.

2 Муфта находится под нормальной нагрузкой. Пластина прилегает к зубу примерно на одной трети его длины. Заштрихованная часть пластины находится на «весе».

3 Муфта находится под максимальной нагрузкой. Пластина прилегает к зубу примерно на две трети его длины.

4 Муфта находится под внезапной перегрузкой. Пластина

целиком прилегает к зубу.

Сила „ P “, приходящаяся на один зуб, равна

$$P = \frac{M_{кр}}{R \cdot Z}$$

где $M_{кр}$ - величина крутящего момента на валу мотора.

R - средний радиус зубьев.

Z - число зубьев.

Если бы зубья имели прямолинейную форму, то под влиянием момента сил „ $P-P$ “, действующем на постоянном плече „ a “, деформация пластин, а следовательно, поворот и деформации ведомого вала были бы пропорциональны величине $M_{кр}$.

Иначе говоря, колебательная нагрузка от мотора полностью передавалась бы на удлиненный вал.

В действительности же, вследствие криволинейности контура зубьев, пластина, будучи нагружена переменной по величине парой „ $P-P$ “, будет охватывать контур зуба, причем плечо „ a “ пары „ $P-P$ “, изгибающей пластину, будет меняться.

Изменение же плеча „ a “ не будет пропорциональным изменению силы P , а полностью зависит от формы кривой зуба.

Таким образом, упругая ось, а значит и деформация пластины (и угол поворота муфты), не будут пропорциональны крутящему моменту вала.

Из сказанного следует, что муфта „Биби“ является примером конструкции, не подчиняющейся закону Туга, а следовательно не способной гармонически колебаться.

Эти муфты весьма удобны для моторных передач. Их широкое распространение в различных областях машиностроения (см. фиг.) указывает на их высокую надежность при работе со значительными переносами и смещением осей.

Кроме того, жесткость этих муфт может быть изменена в весьма широких пределах без значительных изменений

конструкции путем изменения толщины пластинок.

Качество муфты как шарнира тоже весьма высоко, т.к. при перекосе одного диска муфты относительно другого, пластинки легко изгибаются в плоскости наименьшей жесткости, а в направлении наибольшей жесткости они проскальзывают в пазах. Муфта работает при смазке таботом. Пластины следует изготавливать из рессорной стали.

В американских конструкциях помимо муфт Фальк-Биби, применяется муфта Алсона, по своим качествам близкая к муфте Фальк-Биби.

В случаях передачи мощности от нескольких моторов на один вал, помимо описанных здесь муфт, необходимо ставить муфты свободного хода у каждого из моторов.

Необходимость применения таких муфт вызывается, прежде всего, запуском мотора, т.к. на многомоторном самолете невозможно произвести одновременный запуск всех моторов.

Другим обстоятельством, требующим установку муфт свободного хода, является различие режима рабочих оборотов (обороты в минуту) отдельных моторов самолета.

Необходимо отметить, что сейчас в самолетостроении не наблюдается тенденции к передаче тяги на один винт от нескольких моторов, т.к. при значительных мощностях современных силовых установок это означало бы необходимость установки винта весьма большого диаметра, что уменьшило бы КПД установки.

Наоборот, сейчас наблюдается тенденция к передаче тяги от мотора на несколько винтов потребителей (спаренные винты, Мокки-Кастольди, МС-72, Кольховен FK-55 и т.д.).

В случае передачи от нескольких моторов тяга винта может оказаться настолько значительной, что ни один из существующих

подшипников качения не сможет ее воспринять

В этом случае вполне допустимым является применение упорных подшипников Митчеля, основанных на принципе трения жидких тел (см. фиг. 236).

Известно, что наличие жидкостного трения предполагает возрастание давления в смазочном слое, которое в таком случае будет так велико, что вполне сможет противостоять нагрузке, испытываемой скользящими частями.

Возникновение больших давлений смазки, так наз. "смазочного клина" достигается применением клиновых (наклонных) поверхностей. В виде насосов, использующих вязкость смазки, действие которых основано на искусственном вращении зазоров (см. рис. 472 Б)

В подшипнике Митчеля, упорная поверхность складывается из отдельных упорных сегментов или вкладышей, расположенных так, что они могут слегка опрокидываться в направлении движения.

Благодаря этому достигается клинообразный смазочный слой между упорным кольцом и упорной колодкой, способный воспринимать весьма большие давления.

Сегментные подшипники Митчеля обладают способностью автоматического регулирования. Это качество открывает подшипнику Митчеля почти безграничную область применения, ибо его можно одинаково хорошо применять как при больших, так и при малых скоростях для весьма больших диапазонов осевых давлений.

К недостаткам подшипника Митчеля надо отнести его конструктивную усложненность, однако в некоторых случаях, такой подшипник может оказаться более легким по весу, чем любой другой.

Примечание: Подробней о муфтах свободного хода см. "Hütte" том II стр. 500 - "Муфты свободного хода".

Образование смазочного клина при движении поперуна,
снабженного скосом

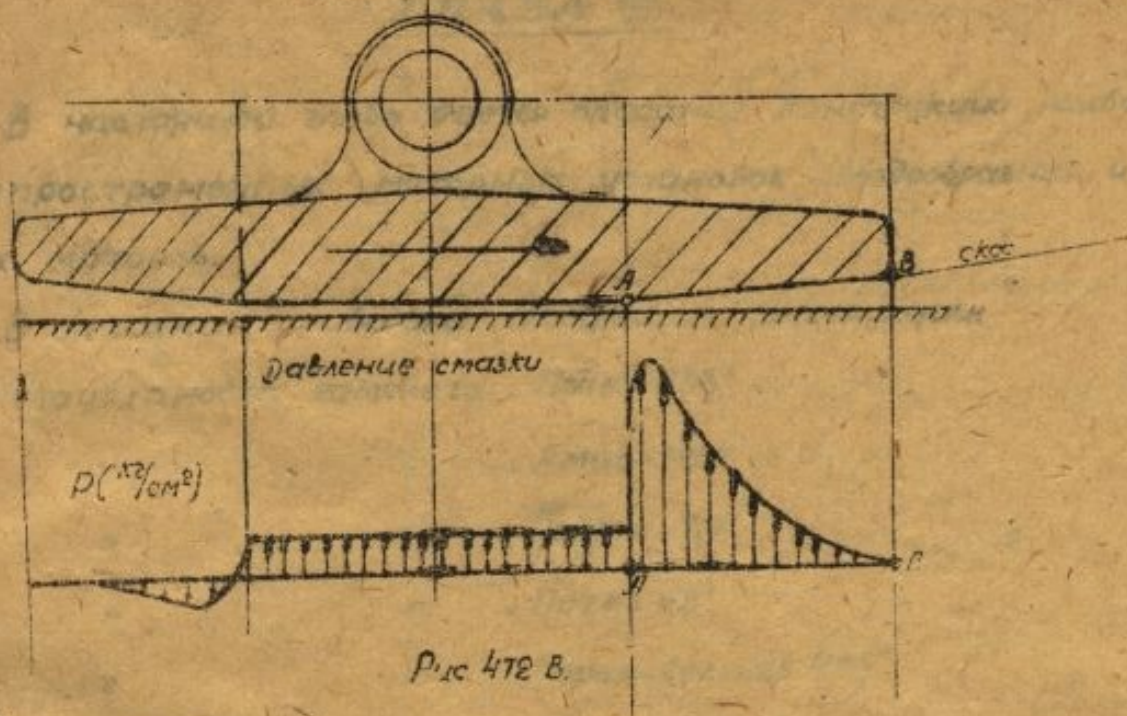


Рис 472 В.

III. Редуктор.

В последнее время получили большое распространение соосные удлиненные валы с передачей на 2 ванта.

В этом случае редуктор, в обрассность которого входило изменить передаточное число от вала мотора к валу ванта, теперь должен обеспечить вращение соосных валов в разные стороны с равными числами оборотов.

Редуктор в такой передаче состоит из двух групп шестеренок: в 1-й группе из 2-х шестерен, во 2-й из 3-х шестерен, включая одну паразитную.

Редуктор также применяется в случае передачи на вал от 2-х и больше моторов.

Шестерни таких редукторов обычно оказываются в 2-3 раза больше чем шестерни обыкновенных редукторов.

ГЛАВА V.

В настоящей главе дается описание конструкций наиболее распространенных моторных установок звездообразных и рядных моторов.

В описании приведены следующие конструкции:

1. Мотоустановка самолета „Потез 533“
2. „ „ „ „Амшо-140“
3. „ „ „ „Модром-710“
4. „ „ „ „Потез 63“
5. „ „ „ „Моран-Сольнье 405“
6. „ „ „ „Мюро С-190“
7. „ „ „ „Лео О-Н-47“ и др.

Мотоустановка истребителя „Потез-533“ с мотором воздушного охлаждения.

Мотоустановка представляет собой классическую 8-ми стержневую раму под звездообразный мотор (см. фиг. 238).

Стержни из круглых сталейных хромо-молибденовых труб к кольцу (бублику) стержни привариваются в 4^х узлах по два в каждом.

Для большей надежности сварки применены охватывающие накладки (см. фиг. 239). На фиг. 239 видны узлы крепления мотора и капота к кольцу моторамы.

Узлы крепления моторамы к фюзеляжу осуществлены следующим образом. В узел крепления сходятся два стержня рамы. Стержни разрезаны по общей плоскости симметрии и в них приварена стальная поковка в виде уха. Сверху и снизу к стержням приварены дополнительные накладки (см. фиг. 240).

Кронштейны крепления моторамы на 4-м шпангоуте фюзеляжа расположены так, что оси болтов крепления моторамы направлены по касательной к окружности 4-го шпангоута.

Кронштейн представляет собой стальную коробку Г-образного сечения, крепящуюся к деревянному шпангоуту и лонжерону фюзеляжа посредством стальных болтов и пистонов.

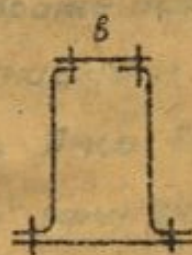
Моторные рамы самолетов семейства Ям-140 под рядный мотор "12 Cub" (см. фото 241)

Мотоустановка крыльевого типа состоит из 2-х жестких дюралевых брусьев и системы разъемных хромомолибденовых стержней.

Связь между брусьями осуществлена посредством двух жестких клепанных арок, охватывающих мотор снизу. Сечение брусьев и арок коробчатого типа (см. рис. 473, фиг. 242)



Сечение рамы



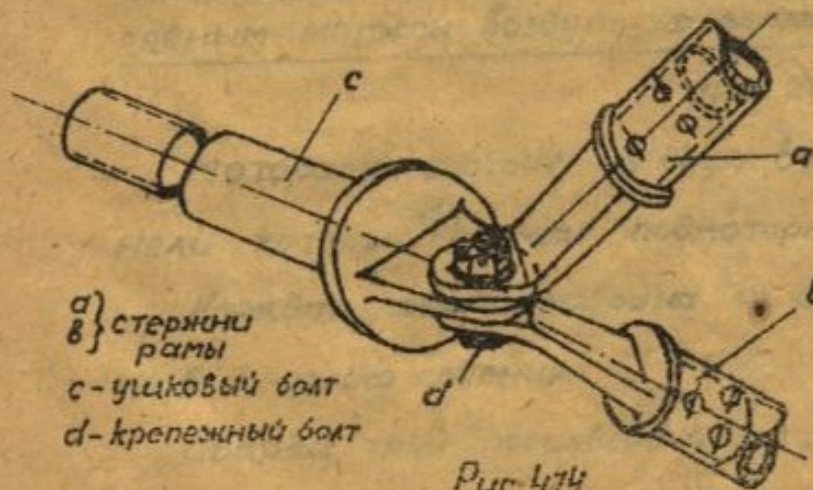
сечение арки

Рис. 473

Каждая арка соединяется с 4-мя стержнями вертикального набора при помощи 2-х горизонтальных ушковых болтов "с" на рис. 474. (см. фиг. 243).

Всех стержней 8. Стержни попарно крепятся к лонжеронам крыла в 4-х узлах.

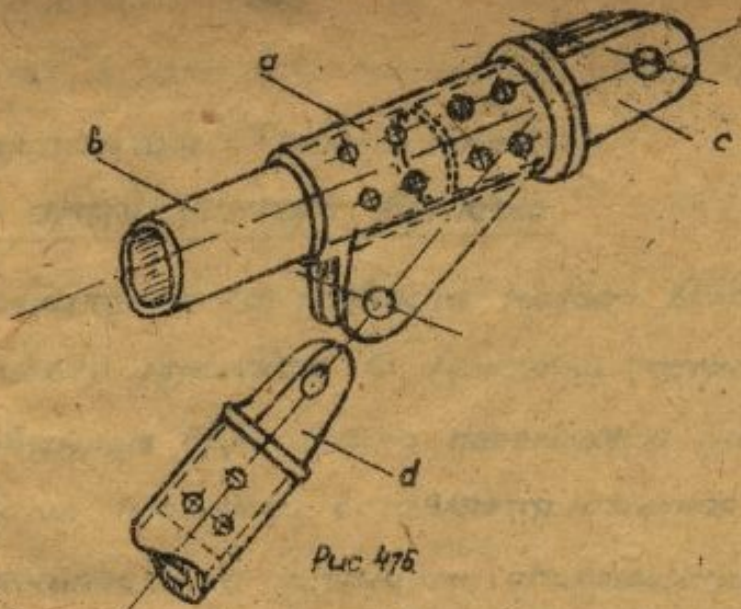
Узел крепления к крылу (рис. 475, стр. 95) состоит из фланцевого трубчатого стакана "а" с выфрезерованными



а) стержни рамы
б) ушковый болт
с - крепежный болт

ушками

Рис. 474



Во внутрь стакана вклепываются: с одной стороны - труба стержневая рамы (b), с другой - стакан крепления к кронштейну крыла (c). Второй раскос фермы (d) крепится к ушкам фрасонного стакана болтом.

В боковых стенках подмоторных брусьев сделаны дыры облегчения. Рама, изображенная на фиг 241, недостаточно хорошо работает при боковых нагрузках. Поэтому, в последующих типах мотоустановок, фирма Амио ввела два дополнительных раскоса, сходящихся в узле "e" (фиг. 242).

Моторама самолетов Амио принадлежит к комбинированному типу мотоустановок.

Мотустановка истребителя Каэрон С-710 с перевернутым рядным мотором Воздушного охлаждения Рено 12 Roi N=450 HP
(фиг. 244)

Моторама состоит из двух вертикальных ферм, верхние панели которых служат подмоторными брусьями.

Каждая ферма набрана из стальных (хромомолибденовых) труб круглого сечения.

Сварка труб произведена при помощи охватывающих каждый узел накладок. Связь вертикальных ферм между собой осуществляется в местах крепления мотора при помощи про-

странственной трубчатой арки.

Мотор крепится к раме 4-мя болтами. В узлах крепления поставлены амортизаторы Ренюссо (фиг. 245).

Описание амортизатора Ренюссо.

В гнездо кронштейна (а) подвески мотора вкладывается резиновая кольцевая прокладка (б). Прокладка состоит из 2-х частей, изолированных друг от друга перегородкой гнезда. В кольцевое отверстие прокладки вставляется стальная втулка (с) с концевыми коническими флянцами, опирающимися на концевые поверхности прокладок. Во внутрь втулки (с) вставляется фасонная трубка, болтики которой развальцовываются и тем самым затягивают и прижимают конические втулки к резиновым прокладкам.

Крепление мотора к раме осуществляется посредством длинного фасонного болта (а), проходящего внутрь фасонной трубки через специальное отверстие в подмоторном брусе (е).

Затяжка резиновых прокладок производится до установки мотора на раме.

Боковая нагрузка мотора воспринимается деформацией резины на сжатие

Вертикальные же усилия в амортизаторе от крутящего момента мотора воспринимаются в виде деформации резины на срез по кольцевому сечению (см. рис. 476)

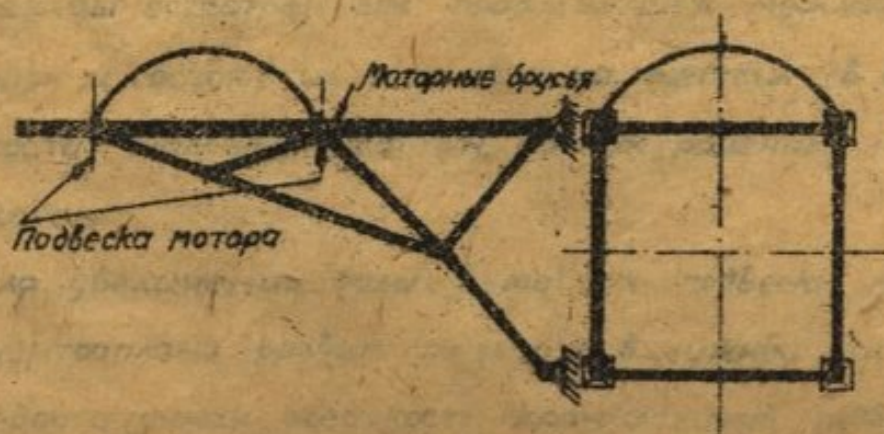


Рис 476. Схема подмоторной с-та Копрон „С-710“

Моторная установка самолета многоцелевого назначения Потез-63 (2 мотора Испано-Сюиза М-14)

Описанная ниже моторная установка крыльевого типа (рис. 246)

Моторная рама крепится к полкам переднего лонжерона центроплана посредством 4-х специальных кронштейнов.

Конструкция ее несколько отличается от обычной рамы под звездообразный мотор.

Моторная рама представляет собой пространственную ферму, боковые панели которой набраны из 3-х стержней, а верхняя и нижняя фермы - из 6 стержней. Всех стержней 12 (см. рис. 247). Стержни - стальные, хромомолибденовые трубы.

К моторному кольцу стержни привариваются в 4-х узлах, образуя эксцентричные розеткообразные на раме выступы. Верхние узлы крепления к кольцу состоят из 2-х стержней каждый, нижние узлы из 3-х стержней.

Амортизирующее устройство моторамы типа Динафлекс.

К моторному кольцу по внутренней его окружности приведены две кольцевые пластины, в промежутке между которыми вложены в количестве 14 штук амортизационные прокладки "Динафлекс". В наиболее ответственных узлах моторамы применены, как усилительный элемент, накладки.

Кронштейны крепления моторамы на центроплане являются как бы естественным продолжением межлонжеронных частей нервюр и состоят из ряда весьма жестких (в вертикальной плоскости) стальных пластин, распространенных на всю высоту лонжерона.

Для увеличения базы в местах подвески моторамы лонжерон центроплана развит (по высоте) в нижней части крыла.

Недостаточная жесткость кронштейнов подвески моторамы в горизонтальной плоскости компенсируется постановкой допол.

нительных стержней (распорок) горизонтального набора моторамы.

Таким образом, от боковых усилий кронштейны работают независимо друг от друга, а совместно, как плоскостная рамка. Оси болтов крепления моторамы - параллельны.

Примечание: Отличие стержневой схемы верхней фермы от нижней объясняется, очевидно, размещением агрегатов мотора.

Моторная установка истребителя "Моран-Сольнье 405"

(Мотор этилен-гликолевого охлаждения 129-923)

Моторная установка самолета M.S. 405 (фиг. 248) является представителем рамной конструкции, составленной из клепанных дюралевых просрилей. Такие рамы особенно распространены во Франции.

Остов моторной рамы состоит из 2-х подмоторных брусьев "Т" образного сечения, соединенных между собой, снизу, рамным каркасом с двумя мощными клепанными раскосами, служащими верхними стержнями подвески мотора.

Нижние стержни подвески мотора представляют собой стальные разъемные стержни, крепящиеся к остову рамы на болтах (см. фиг. 249).

Узел подвески моторамы на фюзеляже устроен следующим образом (см. фиг. 250). Шпангоут фюзеляжа самолета M.S. 405 фасонного коробчатого сечения.

Кронштейн подвески моторамы представляет собой литой дюралевый подшипник. Лапы подшипника крепятся 4-мя одинаковыми болтами к шпангоуту (см. рис. 477).

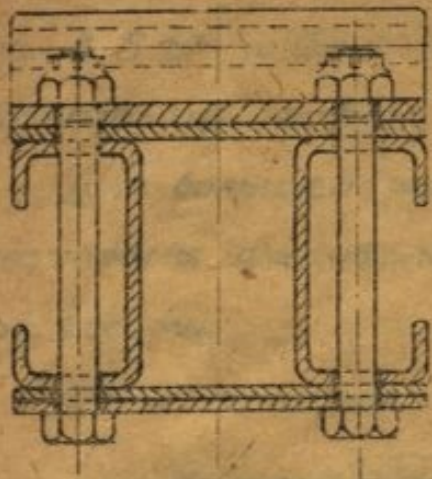


Рис 477

При монтаже мотоустановки, подшипник охватывается вилкой стержневой моторамы и стягивается длинным горизонтальным болтом.

Болты крепления подшипника к шпангоуту работают в основном на разрыв, и в меньшей степени на смятие и срез.

Мотустановка истребителя Мюро, С-190° (Перевернутый мотор Воздушного охлаждения Sa-Elton 12 Vars)

Особенностью конструкции мотоустановки Мюро „С-190° (фиг. 251) является удачное сочетание клепанных фасонных дюралевых профилей со стальными трубами, а также полное отсутствие сварки.

Подмоторные брусья представляют собой клепанные профили коробчатого сечения с накладками для крепления стержневых элементов рамы.

Стальные стержни крепятся к накладкам посредством пистонов, а поперечная соединительная рамка обеих вертикальных ферм болтами (см. фиг. 252).

Моторная рама крепится к 4-му шпангоуту фюзеляжа в 6 узлах. Мотор подвешен на моторной раме в 4 узлах посредством 8-ми болтов.

Крыльевая мотоустановка гидросамолета Le O-47 (мотор

(см. фиг. 253)

Моторная рама самолета Le O-47 - цельно-сварная. Отличаясь большим выносом от обычных конструкций, она включает в себе для большей жесткости и прочности систему дополнительных стержней, раскосов и распорок.

Моторная рама крепится к переднему лонжерону кры-

ла в 5-ти точках (2 верхних и 3 нижних узла) в местах крепления нервюр к лонжерону.

Для большей жесткости среднего нижнего узла подвески моторамы ферма лонжерона усилена в этом месте двумя раскосами.

Схема моторамы приведена на рис. 478 (стр. 100).

Мотоустановка „А“ (см. фиг. 251).

Мотор расположен в крыле между 1-м и 2-м лонжеронами. Моторная установка является составной частью конструктивной схемы крыла. Состоит он из 2-х горизонтальных поясов (труб), приваренных обеими концами к лонжеронам.

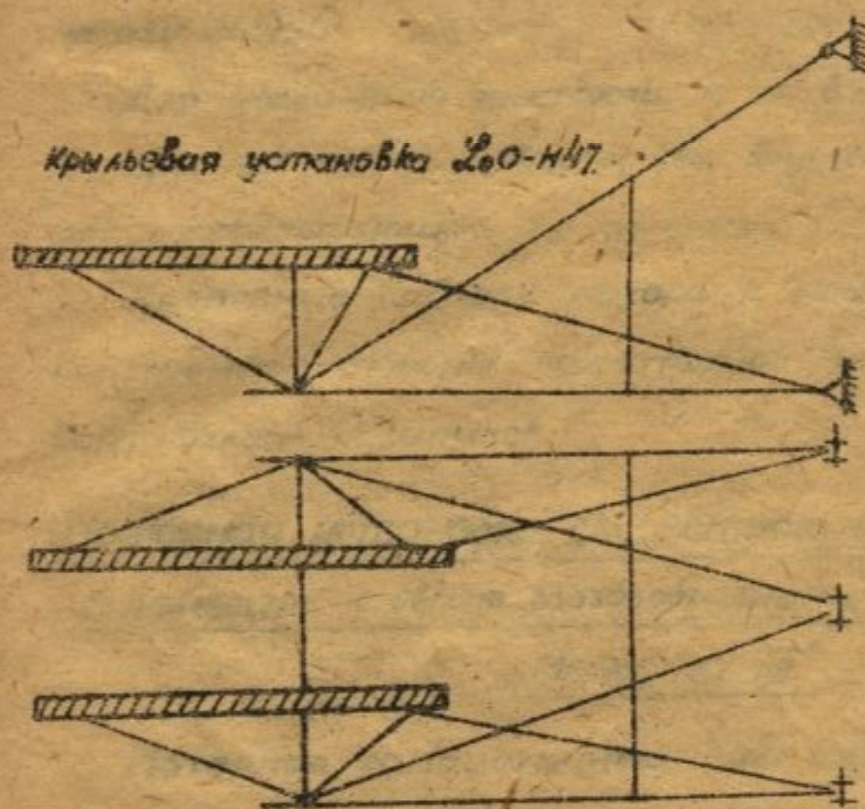


Рис. 478

К этим 2-м поясам, образующим базу моторной установки, приварены остальные стержни, образующие собственно моторную раму.

Горизонтальные пояса установки соединяются между собой стальными кольцевыми дугами.

Для усиления моторамы в поперечном

направлении к подмоторным брускам приварены боковые подкосы.

Крепление мотора осуществляется следующим образом. В подмоторные стальные бруска вварены 8 вертикальных втулок (по 4 с каждой стороны). Эти втулки и представляют собой гнезда для крепежных шпилек. Мотоустановка-неразъемна.

Моторная установка под мотор „М-34“ (см. фиг. 255)

Моторная рама состоит из жесткой горизонтальной „П“-образной рамы и трубчатых раскосов.

Рама набрана из дюралевых профилей. Сечение рамы (см. „В-В“ на фиг. 255) состоит из 2-х „Г“-образных профилей, обшитых с 2-х сторон листами с обривкой. Через определенные промежутки листы подкреплены специальными профилями-диафрагмами.

Подвеска мотора к фюзеляжу осуществляется посредством узлов „В“ (фиг. 255) и 4^х раскосов по 2 с каждой стороны мотора. (На фиг. 255 подкосы не показаны).

Для крепления подкосов к „П“-раме приклепаны 4 уха („а“ на фиг. 255).

Для увеличения жесткости рамы в поперечном направлении к передней части подмоторных брусьев, приклепана клепанная арка, охватывающая мотор снизу.

Крепление картера мотора к раме осуществляется с внутренней стороны подмоторных брусьев посредством 8-ми вертикальных шпилек.

Моторная установка скоростного бомбардировщика

„Бленгейм“ с двумя звездообразными моторами Бристоль

„Меркурий VIII“

Моторная рама обычного типа состоит из стальных овальных труб.

Для увеличения базы крепления моторной рамы и облегчения распределения усилий моторной установки на крыло, передний лонжерон крыла развит по высоте при помощи системы стальных трубчатых стоек. К полученной таким образом плоской ферме крепятся с одной стороны моторная

рама, а с другой - две дополнительные вертикальные фермы, связывающие передний лонжерон с задним (см. фиг. 256).

Дополнительные фермы также используются, как база для крепления стоек убирающегося шасси.

Моторная установка пассажирского самолета „Майльс Переграйн“ с двумя перевернутыми однорядными моторами

Воздушного охлаждения „Джипси-Сикс“ 205 HP (см. фиг. 257)

Моторная рама представляет собой две вертикальные фермы, составленные из стальных труб.

Отдельные стержни рамы соединяются между собой посредством стальных накладок. Крепление же труб к накладкам производится при помощи клепки (а не сварки, как обычно).

Достоинством клепанных соединений узлов моторамы является возможность обеспечения большей точности при сборке, отсутствие поволок, короблений (что имеет место при сварке).

Недостатком клепанных узлов является их несколько больший вес по сравнению со сварными.

Моторная рама крепится к верхней полке переднего лонжерона двумя узлами и к вынесенной к низу ферме (также из стальных труб) крепления шасси.

Для обеспечения прочности и жесткости конструкции, узлы крепления моторной рамы и шасси связаны с передним и задним лонжеронами при помощи системы раскосов (распорок). Мотор крепится к мотораме в 4х разъемных узлах типа осевых подшипников.

Горизонтальные болты, крепящие моторамы к верхней полке деревянного лонжерона, используются и для крепления распорок крыла.

Моторная установка имеет минимальный вынос-мотор установлен почти вплотную к лонжерону крыла.

Моторная установка истребителя „Хаукер-Хуррикен“ с V-образным мотором Ройльс-Рольс „Мерлин“ 1030 НР (см. фиг. 258)

Моторная рама самолета „Хаукер-Хуррикен“, состоит из 2-х вертикальных ферм, набранных из стальных труб. Трубы соединяются между собой клепкой.

Моторная рама охватывает мотор снизу в 2-х местах соединительной поперечной связью.

Моторная рама крепится в 4-х узлах к 1-му шпангоуту фюзеляжа и к нижним порсам переднего лонжерона крыла.

По своей конструкции моторная рама является как бы естественным продолжением ферменного фюзеляжа самолета.

На фиг. 259 виден каркас из дюралевых профилей капота мотора, крепящийся к стержням моторной рамы, и стрингерам и шпангоутам фюзеляжа.

Моторная установка пассажирского самолета „Брее-Вибро 570“ с 2-мя крыльевыми звездообразными моторами „К-14“ (фиг. 260)

Моторная рама с большим выносом впереди крыла состоит из обычной 8-ми стержневой стальной рамы с кольцом приваренной зацело к выносной дополнительной стальной ферме.

Дополнительная ферма крепится в 4-х узлах к верхней и нижней полке переднего лонжерона крыла.

Объем дополнительной фермы используется для установки масляного бака (см. фиг. 260)

Оси болтов крепления рамы к крылу - параллельны

Моторная установка гоночного 2-х моторного самолета „Амио-370“ с V-образными моторами Испано-Сюэза - 12 Ч 175 по 860 НР (см. фиг. 261)

Самолет „Амио-370“ был спроектирован для скоростных

онюк по трассе Нью-Йорк - Париж и побил в 1938 году 3 мировых рекорда скорости на 5000 км.

Моторные установки самолета замечательны тем, что они совершенно не нарушают габариты верхнего контура крыла и таким образом дают возможность полностью использовать подъемную силу крыла, создаваемую за счет разрежения над профилем.

Конструкция моторамы - цельно сварная из стальных труб. За моторами расположены масляные баки (см. фиг. 261^а).

Мотоустановка самолета В* под рядный мотор 12 У Вгс* (см. фиг. 262)

Мотоустановка состоит из 2-х дюралевых клепаных подмоторных брусьев с клепанной поперечной связью (для восприятия боковой нагрузки) и системы разъемных стержней для крепления рамы к фюзеляжу.

Для большей жесткости в поперечном направлении подмоторные брусья соединены дополнительной наклонной фермой, составленной из сварных стальных труб. Дополнительная ферма к подмоторным брусьям приклепана.

Моторная установка трансатлантического гидросамолета Глен-Мартин 130* с 4-мя моторами Пратт-Уитней по 800 НР

Моторные установки самолета Глен Мартин-130* примечательны своим большим выносом. Расстояние от передней кромки крыла до плоскости вращения винта равно 1,6 м, что составляет 30% хорды крыла. Кроме того, для удобства обслуживания мотора полете, носок крыла откидывается как указано на фиг. 263.

Применение таких разъемных легко откидывающихся секций на крыле весьма удобно на самолетах большой грузоподъемности с крыльевыми мотоустановками.

Описание винтомоторной установки самолета "ФК-55"

(см. фиг. 237)

На самолете ФК-55 установлен специальный мотор Лоррен "Петрель" 12 Начь, развивающий 860 HP на высоте 4000 м. Возможна установка и другого мотора жидкостного охлаждения такой же мощности. Мотор установлен внутри фюзеляжа на нижних полках лонжеронов центроплана крыла и находится в центре тяжести самолета. Мотор вращает в разные стороны два винта, приводимых в движение трансмиссионным валом длиной в 1,75 м.

Трансмиссионный вал проходит под сидением пилота и закрыт специальным кожухом, крепящимся к картеру мотора и фюзеляжа редуктора.

Передняя часть фюзеляжа выполнена в виде пространственной фермы из стальных труб. В носовой суженной части к ферме крепится редукторная коробка мотора. Передача к винтам осуществлена следующим образом.

Вал переднего винта проходит внутри полого вала заднего винта. На обеих валах насажены шестерни; причем шестерня переднего винта непосредственно в зацеплении с передней шестерней коленчатого вала; шестерня заднего винта (меньшего диаметра) в зацеплении с задней шестерней удлиненного вала при помощи паразитного (промежуточного) зубчатого колеса.

Передаточное число обеих винтов одинаково, (что обеспечивает одинаковое число оборотов обеих винтов) $i = \frac{3}{4}$

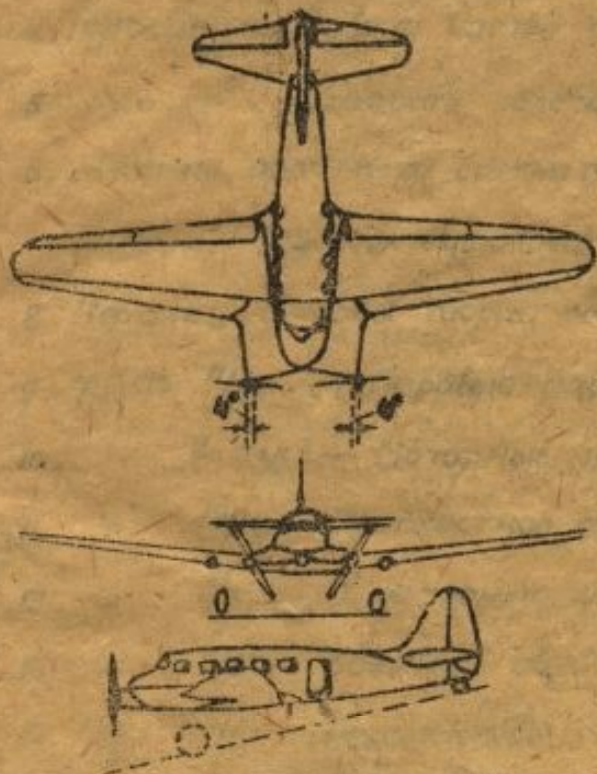
Максимальная скорость самолета 530 км/час.

Моторная установка самолета Алькор

С-6-1 с

двумя перевернутыми моторами Воздушного охлаждения Меласко

СВЗ-4 (фиг. 264, рис. 479).



Самолет Алькор С-6-1
(Моторы Меласко СВЗ-4
(250 HP)

наены к продольной оси самолета под углом в 4°

Моторные установки образуют с передним лонжероном крыла и каркасом фюзеляжа весьма жесткую пространственную форму, очень хорошо воспринимающую нагрузку от винтомоторной группы.

Удачные аэродинамические формы самолета позволяют ему при весе в 2480 kg и малой суммарной мощности мотора (500 HP) развивать большую скорость (до 400 км/час)



Пассажирский самолет, Алькор С-6-1 с полетным весом в 2480 kg отличается весьма оригинальным размещением моторов в крыле.

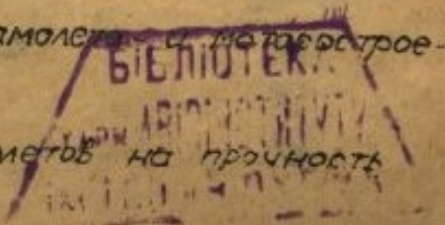
Два однорядных мотора "Меласко" горизонтально установлены в центропланной части крыла и фюзеляжа, полностью вписываясь в габариты крыла.

Моторы достаточно вынесены впереди крыла и установлены так, что оси их тяг наклонены

Указатель литературы

1. Ланглей - Металлические самолеты.
2. Самсонов - Проектирование и конструкции гидросамолетов
3. Гольдич - Сборка самолетов
4. Горьщенко - Работа частей самолета.
5. " " Скорость полета.
6. "Нормы прочности самолета" за 1934г.
7. Мухин - Мучрты сцепления.
8. Паральц - Основы теории смазки.
9. ТВФр 11/34 - ст. Паровые машины в авиации.
10. " " 8-9/36 - ст. Моторные трансмиссии.
11. " " 12/36 - Жидкостное охлаждение моторов.
12. " " 1/37 - О моторных установках при высоких скоростях.
13. " " 4/37 - Военный авиадвигатель будущего.
14. " " 5/37 - Перспективы развития авиадвигателей воздушного охлаждения.
15. " " 7/37 - Моторы воздушного охлаждения в скоростной авиации.
16. " " 8/37 - Винтомоторные установки двигателей воздушного охлаждения.
17. " " 2/38 - Завтрашний день авиадвигателей воздушн. охлаждения.
18. " " 4/38 - Тенденции развития авиадвигателей.
19. " " 8/38 - Упругая подвеска мотора.
20. Самолет 9/37 - Дизель-моторы Юнкера
21. В.В.Фр 8/38 - Тенденции в развитии иностранного моторостроения.
22. " " 4/38 - Сравнительное описание моторов жидкостного охлаждения.
23. XV - Парижская авиационная выставка.
24. Хроника Советского и Иностранного самолетостроения.
25. Дубровин - Справочник по расчету самолетов на прочность

3852



Глава I.

Состояние и перспективы развития современного авиамотора	1-27.
Классификация моторов по мощностям	1.
О схеме двигат. мощн. 1500-2000 HP	5.
Пути усовершенствования современных авиамоторов	8.
Проблема авиационного дизеля	18.
Проблема парового двигателя в авиации	24.

Глава II.

Выбор мотора на самолет	28-52
Определение мощности силовой установки самолета	29
Выбор типа мотора	31.
Анализ мощности мотора с учетом его лба	37.
Влияние высотности мотора на летно-тактические свойства самолета	50.

Глава III.

Расположение мотоустановки на самолете	52-58
Одномоторная схема самолета	53
Многомоторные схемы самолетов	55.

Глава IV.

Конструкция моторных установок	59-73.
Классификация мотоустановок	61
Конструкц. моторных ферм звездообразных авиадвигателей	65
» » установок рядных моторов	71

Глава V.

Крепление мотоустановок к фюзеляжу и крылу	75
--------------------------------------------	----

Глава VI.

Амортизационные устройства моторных установок	74-84
Основные принципы конструирования упругих подвесок	80.
Конструкция подвески „Динафлекс“	81
» » „Лорд“	83

Глава VII.

Моторные трансмиссии	85-92
Конструкция моторной трансмиссии I Ваш.	86
Гибкая муфта	87
Редуктор	92

Глава VIII.

Мотоустановка самолета „Потез 533“	93
------------------------------------	----

Мотоустановка самолета „Амио 140“	94
» » „Кодрон С-170“	95
» » „Потез 63“	97
» » „Моран-Сольнье 405“	98
» » „Мюро С-190“	99
» гидросамолета „LeO-47“	99
Мотоустановка „Л“	100
» под мотор „М-34“	101
» самолета „Бленгейм“	101
» „Майльс-Переграун“	102
» „Хаукер-Хуррикен“	103
» „Бреге-Виво 670“	103
» „Амио-370“	103
» „В“	104
» гидросамолета „Глен-Мартин 130“	104
» самолета „Кольховен FK-55“	105
» „Алькор С-6-1“	106
Указатель литературы	107

*

*

*