

И. Кузьмин

**Экономическая оценка
авиационного двигателя**

**Москва
«Книга по Требованию»**

УДК 656
ББК 39.1
И11

И11 **И. Кузьмин**
Экономическая оценка авиационного двигателя / И. Кузьмин – М.: Книга
по Требованию, 2017. – 50 с.

ISBN 978-5-458-38293-9

ISBN 978-5-458-38293-9

© Издание на русском языке, оформление
«YOYO Media», 2017

© Издание на русском языке, оцифровка,
«Книга по Требованию», 2017

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

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

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

Поэтому мы предупреждаем о возможных погрешностях восстановленного репринтного издания. В издании могут отсутствовать одна или несколько страниц текста, могут встретиться невыводимые пятна и кляксы, надписи на полях или подчеркивания в тексте, нечитаемые фрагменты текста или загибы страниц. Покупать или не покупать подобные издания – решать Вам, мы же делаем все возможное, чтобы редкие и ценные книги, еще недавно утраченные и несправедливо забытые, вновь стали доступными для всех читателей.



Серия Книжный Ренессанс

www.samizday.ru/reprint

ВВЕДЕНИЕ

Из всех современных видов транспорта воздушный транспорт — самый дорогой. Себестоимость тонно-километра на воздушном транспорте приблизительно в 10 раз выше автомобильного, в 270 раз — железнодорожного и в 650 раз — водного транспорта. При этом 50% всех расходов, падающих на 1 т-км, и 65% прямых составляют расходы, связанные с эксплуатацией авиадвигателя (на горючее и смазочное, амортизацию, ремонт и обслуживание авиадвигателя).

Поэтому понятно, какое значение в повышении рентабельности воздушного транспорта имеет выбор наиболее экономичного типа авиадвигателя.

В данной работе поставлена задача — дать методику экономической оценки авиадвигателя.

Методика экономической оценки авиадвигателя разработана в данной работе с расчетом на возможность сравнения авиадвигателей различных систем, различных конструкций и различных мощностей, а также на возможность сравнивать различные режимы эксплуатации одного двигателя.

Если технические характеристики авиационных двигателей разработаны с достаточной полнотой, то совершенно обратную картину мы видим в отношении экономических характеристик.

До сих пор окончательно не выработаны показатели экономичности авиадвигателя, которые учитывали бы все факторы эксплуатации. Правда, такие технические показатели, как удельный расход горючего, сроки службы мотора и т. п., являются также и экономическими показателями, но все же для полной оценки экономичности двигателя их недостаточно.

Часто, определяя экономичность, учитывают лишь издержки на горючее, забывая о других видах издержек. Например, инженер Орлов в своей статье („Техника воздушного флота“ № 1, 1937 г.) заявляет, что „...единственным и окончательным критерием экономичности полета является количество горючего, израсходованного на полезную работу“. Распространение подобной точки зрения среди инженеров-мотористов объясняется, с одной стороны, тем, что расходы на горючее по удельному весу являются наибольшими, и, с другой стороны, — отсутствием разработанного унифицированного показателя экономичности.

Для правильной оценки экономичности авиационного двигателя необходимо учесть все виды расходов, вызываемых его эксплуатацией. В эти расходы входят: 1) стоимость горючего, 2) стоимость смазочного, 3) амортизационные отчисления, 4) стоимость ремонтов и 5) стоимость обслуживания. Кроме того, при выработке показателей экономичности необходимо учесть также и качественные данные двигателя: лобовую площадь, вес двигателя, расход горючего и смазочного (в данном случае с точки зрения не стоимости, а веса) и высотность.

Таким образом, определение экономичности авиадвигателя сводится к нахождению двух основных показателей: а) показателя стоимости эксплуатации авиадвигателя; б) показателя его технического совершенства и полезной отдачи.

Перейдем к подробному рассмотрению этих вопросов.

ПОКАЗАТЕЛЬ СТОИМОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Расходы, связанные с эксплуатацией авиадвигателя, необходимо взять в определенный промежуток времени его работы. Удобнее всего взять стоимость часовой эксплуатации, в которую входят следующие статьи расхода: 1) стоимость часового расхода горючего, 2) стоимость часового расхода смазочного, 3) амортизационные отчисления за час работы двигателя, 4) расходы на ремонт, приходящиеся на час работы двигателя, и 5) часовая стоимость обслуживания. Сравнивать стоимость часовой эксплуатации можно только у двигателей с равной мощностью.

Для сравнения стоимости эксплуатации двигателей с различными мощностями необходимо стоимость часовой эксплуатации двигателя отнести к единице мощности, т. е. получить стоимость эксплуатации 1 л. с. в час.

Обозначив: через $S_{ч. в. д.}$ стоимость часовой эксплуатации двигателя в рублях; N — мощность двигателя, соответствующую режиму, на котором определялась стоимость часовой эксплуатации; $S_{л. с. ч.}$ — стоимость эксплуатации 1 л. с. ч. в копейках, получим:

$$S_{л. с. ч.} = \frac{S_{ч. в. д.}}{N} 100. \quad (1)$$

В свою очередь:

$$S_{ч. в. д.} = g + c + a + p + o,$$

где:

- g — стоимость часового расхода горючего в рублях;
- c — стоимость часового расхода смазочного в рублях;
- a — амортизационные отчисления в час в рублях;
- p — стоимость ремонта, приходящаяся на час работы двигателя, в рублях;

o — стоимость часового обслуживания.
Развернутая формула примет следующий вид:

$$S_{\text{л. с. ч.}} = \frac{z + c + a + p + o}{N} 100. \quad (2)$$

Таким образом, мы получили стоимость эксплуатации единицы мощности — лошадиной силы в час. Это самый удобный показатель для характеристики стоимости эксплуатации авиадвигателя. Подобные показатели употребляются и при определении экономичности других видов силовых установок, например, стоимость киловатт-часа в динамомашине.

Проследим величину этого показателя, а также стоимость часовой эксплуатации на трех моторах: М17ф, М85 и МГ31.

Показатели	М17ф	М85	МГ31
Стоимость часовой эксплуатации двигателя ($S_{\text{ч. в. д.}}$), рубли . .	131,23	396,40	145,00
Стоимость эксплуат. лошадиной силы в час ($S_{\text{л. с. ч.}}$), копейки .	29,16	55,05	59,67

Из приведенных данных видно, что стоимость эксплуатации моторов М85 и МГ31 выше стоимости эксплуатации мотора М17ф. Это объясняется не только большим расходом горючего и смазочного на лошадиную силу в час, но и большей стоимостью часовой амортизации, что в свою очередь обуславливается высокой стоимостью самих моторов (М85 и МГ31), установленной в период освоения их производства при выпуске небольшими сериями.

Приведенные нами величины себестоимости отражают фактическую стоимость эксплуатации этих моторов в данный момент. Амортизационные отчисления приходится вносить по существующим ценам.

Трудно сравнивать эти моторы, не поставив их в одинаковые условия в отношении производства. Более правильно при сравнении принимать в расчет возможную стоимость моторов при одинаковом характере и масштабе производства. Можно на основании статистических данных по стоимостям аналогичных моторов приблизительно определить стоимость этих моторов, поставив их в одинаковые условия с мотором М17ф и с учетом этой поправки подсчитать стоимость их эксплуатации. Ниже приводим эти данные:

Показатели	М17ф	М85	МГ31
Стоимость часовой эксплуатации двигателя ($S_{\text{ч. в. д.}}$), рубли . .	131,23	353,06	101,77
Стоимость эксплуатации лошадиной силы в час ($S_{\text{л. с. ч.}}$), копейки . .	29,16	49,04	41,88

Картина несколько изменилась, но стоимость эксплуатации М85 и МГ31 продолжает оставаться выше стоимости эксплуатации М17ф из-за большого расхода горючего и смазочного, большей стоимости самих моторов, вызванной сложностью конструкций, по сравнению с М17ф, и сложности обслуживания и ремонта. В дальнейших расчетах будем пользоваться этими данными стоимости эксплуатации.

Предложенный выше показатель стоимости эксплуатации двигателя мог быть и показателем его экономичности, если бы речь шла о стационарной силовой установке, у которой в отличие от авиационного двигателя всю снимаемую мощность можно использовать на полезную работу. Авиационный же двигатель значительную долю снимаемой мощности вынужден тратить на преодоление собственного лобового сопротивления, на перенос собственной тяжести и тяжести горючего и смазочного. Эти затраты мощности должны быть учтены при оценке авиадвигателя с помощью показателя полезной отдачи или технического совершенства авиадвигателя. Разработке этого показателя посвящается следующий раздел данной работы.

ПОКАЗАТЕЛЬ ОТДАЧИ МОЩНОСТИ НА ПОЛЕЗНУЮ РАБОТУ

Конечный экономический эффект любого двигателя определяется не только стоимостью его эксплуатации, но и тем, какую долю мощности можно использовать на выполнение определенной полезной работы. Для авиадвигателя такой полезной работой можно считать работу по перенесению планера с полезной нагрузкой за вычетом тяжести горючего и смазочного. Работа же, затрачиваемая на преодоление лобового сопротивления двигателя, несение его тяжести и тяжести горючего и смазочного, — это работа, которую авиадвигатель тратит на себя, и она может быть названа работой „самообслуживания“. Таким образом, и мощность, затрачиваемая авиадвигателем на выполнение указанной работы, есть мощность самообслуживания. Рассмотрим отдельные слагаемые мощности самообслуживания и выйдем их удельный вес в общем балансе мощности авиадвигателя.

1. Мощность, затрачиваемая на преодоление лобового сопротивления авиационного двигателя в полете

На преодоление лобового сопротивления самого двигателя в полете потребляется определенная мощность, которая определяется по следующей формуле аэродинамики:

$$N_{\text{сопр.}} = \frac{1}{75} \rho C_{xл} F V^3, \quad (3)$$

где: $N_{\text{сопр.}}$ — мощность, затрачиваемая на преодоление лобового сопротивления двигателя в лошадиных силах;

F — лобовая площадь мотора;

C_{xm} — коэффициент сопротивления двигателя;
 ρ — плотность воздуха;
 V — скорость полета в м/сек.

Мощность сопротивления находится в кубической зависимости от скорости. Чтобы получить более полную картину, можно подсчитать эту мощность для определенного мотора по нескольким скоростям, и тогда мы получим данные для двигателей, установленных на самолетах с различными скоростями. Величина C_{xm} зависит от степени и качества капотирования мотора.

Для мотора, установленного впереди фюзеляжа, следует подсчитывать увеличение сопротивления фюзеляжа, вызванное установкой мотора, а не относить за счет мотора все сопротивление фюзеляжа. Это можно приблизительно учесть при выборе C_{xm} , взяв $C_{xm} = C_{x\phi} - C_{x\phi}'$, где $C_{x\phi}$ — коэффициент сопротивления фюзеляжа с двигателем, а $C_{x\phi}'$ — коэффициент сопротивления фюзеляжа без двигателя. В случае, когда двигатель увеличивает миделеву площадь фюзеляжа, можно это увеличение учесть, взяв несколько большее значение C_{xm} . Несколько сложнее обстоит дело с двигателем водяного и жидкостного охлаждения, где, кроме сопротивления самого мотора, существенную часть в сопротивлении занимает радиатор. При радиаторе, установленном впереди мотора, т. е. при лобовом радиаторе, можно взять увеличенное значение C_{xm} и считать сопротивление так же, как и при воздушном охлаждении сопротивление площади двигателя, так как площадь радиатора обычно вписывается в лоб мотора.

В случае, когда радиатор вынесен из площади лба мотора, нужно учесть отдельно сопротивление радиатора. Тогда мощность, идущая на преодоление сопротивления двигателя, выразится формулой:

$$N_{\text{сopr.}} = \frac{1}{75} \rho V^3 (C_{xm} F + C_{xp} S_p), \quad (4)$$

где: C_{xp} — коэффициент сопротивления радиатора;

S_p — фронтальная площадь радиатора.

Для удобства подсчетов и сравнения мощности сопротивления при различных C_x подсчитаем мощность сопротивления 1 дм² площади лба мотора, т. е. $F = 0,01$ м², или, как ее можно назвать, мощность удельного лобового сопротивления. Эта величина выразится формулой:

$$N_{\text{сopr. дм}^2} = \frac{1}{75} \rho C_{xm} 0,01 V^3. \quad (5)$$

При водяном и жидкостном охлаждении можно таким же образом подсчитать сопротивление 1 дм² радиатора, подставив в формулу C_{xp} вместо C_{xm} .

Мощность удельного лобового сопротивления радиатора отличается от мощности удельного лобового сопротивления мо-

тора только по величине C_x . Учитывая это, можно подсчитать мощность удельного лобового сопротивления по C_x в зависимости от скорости и составить таблицу удельной мощности лобового сопротивления в л. с. (мощность сопротивления 1 дм² лобовой площади, табл. 1).

Эта таблица облегчит подсчеты мощности лобового сопротивления, так как, выбрав величину мощности удельного лобового сопротивления по таблице соответственно C_x и скорости и умножив ее на лобовую площадь, получим мощность лобового сопротивления. Величина C_x в таблице дана от 0,32 до 0,035. Если требуется взять меньшую или большую величину C_x , следует подобрать по таблице величину C_x , увеличенную или уменьшенную по сравнению с требуемой в десять раз. Соответственно придется изменить и $M_{сопр. дм}$. Например, если $C_x = 0,015$, нужно брать цифры, стоящие напротив 0,15, соответственно уменьшая их в 10 раз.

Для оценки практического значения мощности, идущей на преодоление лобового сопротивления двигателя, надо подсчитать ее долю в общем балансе мощности двигателя. Для этого следует взять отношение мощности удельного лобового сопротивления к „лобовой мощности“¹.

Выразим формулой долю мощности, идущей на преодоление лобового сопротивления, в %:

$$P_{сопр} = \frac{N_{сопр. дм^2}}{N_{лоб}} 100, \quad (6)$$

где:

$P_{сопр}$ — процент мощности, идущей на преодоление лобового сопротивления двигателя от общей мощности;

$N_{лоб}$ — лобовая мощность, т. е. $\frac{N}{F}$.

Для мотора водяного и жидкостного охлаждения с вынесенным радиатором нужно подсчитать процент мощности, необходимой для преодоления лобового сопротивления как самого двигателя, так и для радиатора. Для этого случая формула примет вид:

$$P'_{сопр} = P_{сопр} + P_{сопр. р}, \quad (7)$$

где:

$P_{сопр}$ — процент мощности, необходимой на преодоление лобового сопротивления мотора без радиатора; эта величина определяется по формуле (6);

$P_{сопр. р}$ — процент мощности, необходимой для преодоления лобового сопротивления радиатора.

¹) Термин „лобовая мощность“ предложил инженер Орлов, называя так величину, обратную удельной площади двигателя, т. е. мощность двигателя, приходящуюся на 1 дм² лба двигателя.

γ C_x	100	150	200	250	300	350	400	450	500	550	600	650	700
0,32	0,115	0,386	0,915	1,787	3,086	4,899	7,319	10,417	14,293	19,020	24,693	31,396	39,213
0,30	0,107	0,362	0,858	1,675	2,893	4,593	6,859	9,766	13,899	17,831	23,150	29,434	36,762
0,28	0,100	0,338	0,800	1,563	2,700	4,287	6,401	9,115	12,506	16,642	21,607	27,471	34,311
0,26	0,093	0,314	0,743	1,452	2,507	3,981	5,944	8,464	11,613	15,454	20,063	25,509	31,861
0,24	0,086	0,289	0,686	1,340	2,316	3,674	5,487	7,813	10,720	14,265	18,520	23,547	29,410
0,22	0,079	0,265	0,629	1,228	2,122	3,368	5,030	7,162	9,826	13,076	16,977	21,585	26,959
0,20	0,072	0,241	0,572	1,117	1,929	3,062	4,572	6,511	8,933	11,887	15,433	19,622	24,508
0,18	0,064	0,217	0,515	1,005	1,736	2,756	4,115	5,859	8,040	10,699	13,990	17,660	22,057
0,16	0,057	0,193	0,457	0,893	1,543	2,450	3,658	5,208	7,146	9,510	12,347	15,698	19,607
0,15	0,054	0,181	0,429	0,837	1,447	2,296	3,429	4,883	6,700	8,916	11,575	14,717	18,381
0,14	0,050	0,169	0,400	0,782	1,350	2,143	3,201	4,557	6,253	8,321	10,803	13,736	17,156
0,120	0,043	0,145	0,343	0,669	1,157	1,793	2,793	3,901	5,357	7,129	9,257	11,770	14,700
0,100	0,036	0,121	0,286	0,558	0,964	1,532	2,286	3,255	4,466	5,944	7,717	9,811	12,254
0,080	0,029	0,096	0,229	0,447	0,772	1,226	1,829	2,604	3,573	4,755	6,173	7,849	9,803
0,060	0,021	0,072	0,172	0,335	0,578	0,897	1,371	1,950	2,678	3,565	4,628	5,885	7,350
0,055	0,020	0,066	0,157	0,307	0,530	0,843	1,257	1,790	2,457	3,269	4,244	5,396	6,740
0,050	0,018	0,060	0,143	0,279	0,482	0,766	1,143	1,628	2,233	2,972	3,858	4,906	6,127
0,045	0,016	0,054	0,129	0,251	0,434	0,689	1,029	1,465	2,010	2,675	3,472	4,415	5,514
0,040	0,014	0,048	0,114	0,223	0,386	0,598	0,914	1,300	1,786	2,376	3,086	3,923	4,900
0,035	0,013	0,042	0,100	0,195	0,338	0,536	0,800	1,139	1,563	2,080	2,701	3,434	4,289

Величина $\Pi_{сопр.р}$ определится из формулы:

$$\Pi_{сопр.р} = \frac{N_{сопр. дм^2. р}}{N_{лоб. р}},$$

где: $N_{сопр. дм^2. р}$ — мощность удельного сопротивления радиатора;

$N_{лоб. р}$ — лобовая мощность радиатора, т. е. мощность двигателя, приходящаяся на 1 дм² фронтальной площади радиатора $\left(\frac{N}{S_p}\right)$. Величина $N_{лоб. р}$

равная $\frac{N}{S_p}$, изменяется в зависимости от скорости, так как изменяется S_p . Изменение фронтальной площади радиатора в зависимости от скорости согласно опытным данным определяется отношением:

$$\frac{S_{1p}}{S_{2p}} = \left(\frac{V_2}{V_1}\right)^{0,8}$$

Если в формулу (7) подставить значение $\Pi_{сопр.}$ и $\Pi_{сопр.р}$, то получим:

$$\Pi'_{сопр} = \frac{N_{сопр. дм^2}}{N_{лоб}} 100 + \frac{N_{сопр. дм^2. р}}{N_{лоб. р}} 100. \quad (8)$$

Зависимость между $\Pi_{сопр}$ и $N_{лоб}$ видна из графиков № 1, 2, 3 и 4.

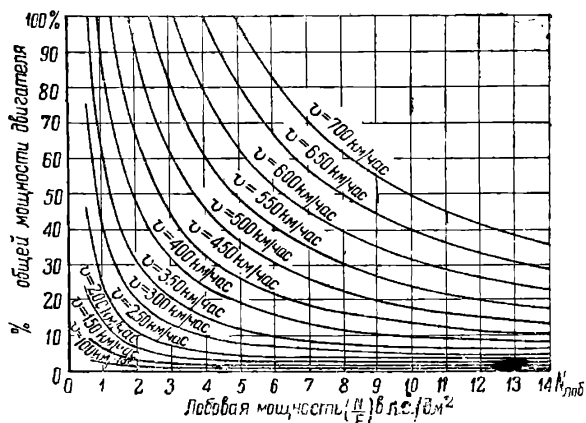


График. 1. Процент мощности, идущей на преодоление лобового сопротивления мотора в зависимости от лобовой мощности $\frac{N}{F}$ по скоростям при C_x мотора = 0,04.

Для иллюстрации сравним процент мощности, идущей на преодоление лобового сопротивления двигателя по моторам М17ф, М85 и МГ31.

Исходные данные:

а) Для мотора М17ф:

эксплуатационный режим $N_s = 450$ л. с.;

лобовая площадь мотора $F = 89,2$ дм²;

фронтальная площадь радиатора $S_p = 30$ дм² при $V = 200$ км/час;

коэффициент сопротивления фюзеляжа с мотором $C_{xf} = 0,055$;

коэффициент сопротивления фюзеляжа без мотора $C'_{xf} = 0,04$;

коэффициент сопротивления радиатора $C_{xp} = 0,20$;

лобовая мощность $N_{лоб} = 5,05$ л. с./дм².

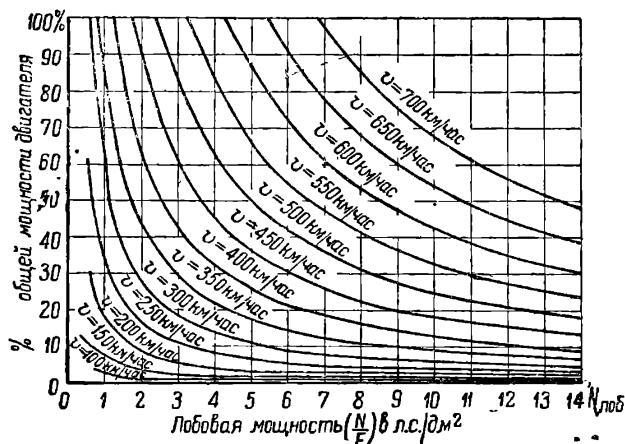


График 2. Процент мощности, идущей на преодоление лобового сопротивления мотора в зависимости от лобовой

мощности $\left(\frac{N}{F}\right)$ по скоростям при C_x мотора $= 0,055$.

б) Для мотора М85:

эксплуатационный режим $N_s = 720$ л. с.;

лобовая площадь мотора $F = 132$ дм²;

коэффициент сопротивления фюзеляжа с мотором $C_{xf} = 0,08$;

коэффициент сопротивления фюзеляжа без мотора $C'_{xf} = 0,04$;

лобовая мощность $N_{лоб} = 5,38$ л. с./дм².

в) Для мотора МГ31:

эксплуатационный режим $N_s = 243$ л. с.;

лобовая площадь мотора $F = 90,7$ дм²;

коэффициент сопротивления фюзеляжа с мотором $C_{xf} = 0,08$;

коэффициент сопротивления фюзеляжа без мотора $C'_{xf} = 0,04$;

лобовая мощность $N_{лоб} = 2,68$ л. с./дм².

Процент мощности, идущей на преодоление лобового сопротивления авиадвигателя по взятым нами для примера моторам в зависимости от V , приведен в табл. 2.

Таблица 2

V Тип мотора	100	150	200	250	300	350	400	450	500	550	600	650	700
M17ф . .	0,96	2,38	4,66	7,89	12,09	17,61	24,27	32,89	41,86	53,06	65,79	80,15	96,81
M85 . . .	0,27	0,90	2,12	4,15	7,17	11,11	17,00	24,17	33,19	44,17	57,35	72,92	91,08
МГ31 . . .	0,53	1,80	4,27	8,32	14,39	22,31	34,12	48,52	66,63	88,67	115,14	146,39	182,84

Из табл. 2 видно, какое большое значение имеет лобовое сопротивление двигателя. Например, мотор МГ31 уже при скорости полета в 580 км/час потреблял бы на преодоление собственного лобового сопротивления больше мощности, чем та,

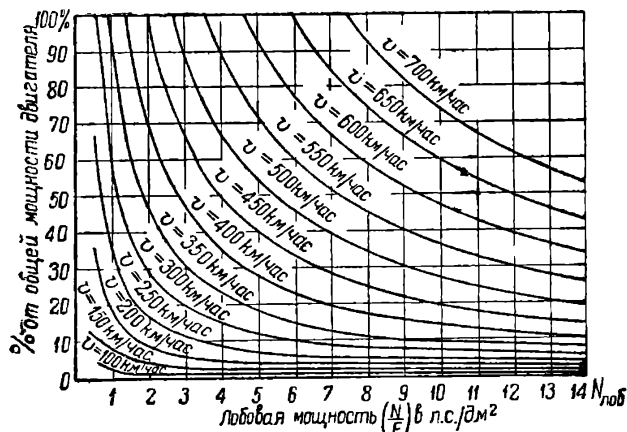


График 3. Процент мощности, идущей на преодоление лобового сопротивления мотора в зависимости от лобовой мощности ($\frac{N}{F}$) в л.с./дм² по скоростям при C_x мотора = 0,060.

которой вообще располагает данный двигатель. Большой процент мощности, идущей на преодоление лобового сопротивления у МГ31, объясняется малой „лобовой мощностью“ данного мотора ($N_{\text{лоб}} = 2,68$ л. с./дм²). У двигателя М17ф большое значение имеет сопротивление радиатора, а следовательно и C_x радиатора.

Приведенный процент мощности, идущей на преодоление лобового сопротивления по М17ф, подсчитан при $C_{xp} = 0,2$, что соответствует туннельному радиатору. При радиаторе выдвижного типа процент получился бы приблизительно в два раза больше.

В лучшем положении находится мотор М85, у которого даже при скорости в 700 км/час не вся мощность тратится на