

В.П. Кузнецов

Определение расхода топлива для полета

**Москва
«Книга по Требованию»**

УДК 656
ББК 39.1
В11

В11 **В.П. Кузнецов**
Определение расхода топлива для полета / В.П. Кузнецов – М.: Книга по Требованию, 2021. – 74 с.

ISBN 978-5-458-37400-2

Определение расхода топлива для полета

ISBN 978-5-458-37400-2

© Издание на русском языке, оформление
«YOYO Media», 2021
© Издание на русском языке, оцифровка,
«Книга по Требованию», 2021

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 первоизданном 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.

ОТ АВТОРОВ

Директива начальника ВВС РККА т. Алксниса о борьбе за каждый грамм экономии в весе мотора и самолета и значительной степени относится также и к борьбе за каждый грамм экономии топлива. Грамотно эксплуатировать, экономно летать, покрывать с одним и тем же количеством топлива большие расстояния — вот пути, по которым надо идти, борясь за экономию топлива.

Стремясь к разрешению этой задачи, авторы ставили себе целью на основе практических данных, полученных в результате целого ряда летных испытаний по замеру расхода топлива, выработать методику быстрой оценки летных данных самолета с точки зрения его экономичности, с точки зрения наиболее выгоднейших скоростей и высот полета и дать способ подсчета загрузки самолета горючим и боеприпасами для решения тактических задач в условиях работы строевых частей.

ОТ РЕДАКТОРА

Работа инженеров В. П. Кузнецова и А. В. Каширина является крупным вкладом в дело определения летных данных самолетов и обеспечения грамотной эксплуатации мотора с точки зрения экономного расхода наличного количества горючего на самолете.

Методы получения данных о расходе горючего, применявшиеся до сих пор, либо требовали весьма значительного летного времени (до 30 — 40 часов) для определения расходов на разных высотах и с различными полетными весами, либо в случае отвода малого количества времени были неточны и не давали ответа на все вопросы. Кроме того для проведения полных испытаний требовалось специальное оборудование самолета, отнимавшее довольно много времени.

Все это исключается при тех методах определения расхода топлива, которые предлагаются авторами настоящей книги и в ре-

в результате которых получаются данные с точностью, практически вполне достаточной.

Метод расчета, разработанный гг. Кузнецовым и Кашириным, основан на допущении отсутствия изменения кручения винта при работе на одном и том же режиме.

Для деревянных винтов, принятых в настоящее время, это допущение вполне справедливо. что подтверждается полетными испытаниями.

Для металлических винтов на скоростях, близких к максимальным, это может внести ошибки, выходящие за пределы допустимого; однако путем подбора подходящих эмпирических коэффициентов этих ошибок можно избежать.

Для того чтобы получить данные о расходе горючего, а следовательно и о дальности полета, вполне соответствующие действительным условиям, необходимо при проведении основных летных испытаний самолета уделять большое внимание точному знанию полетного веса, которому соответствуют кривые потребных оборотов, и при испытании мотора на стенке давать кривую расхода по дроссельной кривой как минимально допустимую, при которой обеспечивается нормальная работа мотора и требуемая надежность.

Приведенные в конце книги примеры применения полученных данных для решения оперативных задач в минимально кратчайший срок делают работу гг. Кузнецова и Каширина особенно ценной и подлежащей широкому изучению не только инженерно-техническим составом, но и командирами.

Изложение этого трудного вопроса в настоящей книге настолько простое, что работа может быть рекомендована для изучения всем лицам, имеющим среднее техническое образование.

Методика, предлагаемая авторами, должна явиться необходимым руководством по определению расхода горючего для всего инженерно-технического, летного и командного состава ВВС РККА и гражданского воздушного флота.

Инженер-летчик *Филин.*

Введение

Современное развитие авиационных моторов, характеризующееся изменением соотношения их мощности и веса, повышением их надежности, до сего времени еще не сопровождается соответствующими достижениями в области экономного расхода горючего. Между тем вопрос экономии расхода горючего в полете, а следовательно и вопрос увеличения радиуса действия самолета приобретают в настоящих условиях актуальнейшее значение.

Задача эта может быть разрешена в основном двумя путями: первый путь, это — улучшение аэродинамической эффективности самолета, т. е. уменьшение количества энергии, потребного для того, чтобы привести в движение этот самолет в воздухе;

второй путь — улучшение термодинамической эффективности мотора и следовательно уменьшение количества горючего, потребного для производства данного количества работы; другими словами, обеспечение наилучшего использования имеющегося горючего.

Увеличение радиуса действия имеет большое практическое значение для самолетов как гражданского, так и военного назначения. Для гражданских самолетов радиус действия является весьма важным элементом, так как основная задача воздушного транспорта — преодоление больших расстояний, экономия в расходе горючего — не только снижает стоимость перелета, но и позволяет соответственно увеличивать размер перевозимого груза.

Что же касается самолетов военного назначения, то с увеличением экономии в расходе топлива становится возможным производить более глубокие разведки, поднимать большой груз бомб, перебрасывать на данное расстояние большее количество людей и т. п.

Задача увеличения радиуса действия самолета и уменьшения расхода горючего в полете естественно повышает требования к эксплуатирующему самолет личному составу в отношении знания им возможностей и путей получения экономии в расходе топлива и всех проблем, связанных с решением этой задачи.

Проблема увеличения радиуса действия путем улучшения термодинамической эффективности мотора является проблемой получения наибольшего количества работы из данного количества горючего, т. е. сводится к достижению низкого удельного расхода горючего. Поэтому для действительно экономичного полета необходимо прежде всего определить, какие условия требуются для обеспечения низкого расхода горючего, а затем озаботиться, чтобы эти условия были проведены в жизнь.

1. Факторы, влияющие на расход горючего

Факторов, от которых зависит расход топлива, много, но большая часть их связана с конструкцией мотора. Поэтому остановимся только на тех, которые могут быть изменены летчиком во время полета.

Таким фактором является прежде всего соотношение горючего и воздуха, поступающего в цилиндр. Для любого горючего есть определенная пропорция воздуха, которая необходима для полного его сгорания, т. е. количество воздуха, теоретически необходимое для полного сгорания определенного количества топлива. Обычно смесь для максимальной мощности берется несколько более богатая, т. е. с некоторым избытком горючего, по сравнению с нормальной (теоретически правильной) смесью. Дальнейшее обогащение смеси ведет к потере мощности, и смесь становится с точки зрения экономики невыгодной, хотя и необходимой по другим причинам (уменьшение тепловой нагрузки, приемистость и т. д.); с другой стороны обеднение смеси ведет вначале к небольшой потере мощности и одновременно к значительному сокращению расхода; другими словами расход топлива падает быстрее, чем мощность, и следовательно удельный расход топлива будет более низким на более бедной смеси. Дальнейшее обеднение смеси ведет к быстрому падению мощности и повышению удельного расхода.

Поэтому с точки зрения экономии топлива желательна работа на бедных смесях, но их бедность на практике ограничивается способностью мотора к нормальной работе, так как сгорание бедной смеси будет более медленным и тепловое состояние мотора — повышенным. Кроме того при сильном обеднении смеси нарушается равномерное распределение ее по цилиндрам. Все же, как показали испытания, можно получить значительную экономию в расходе горючего при работе мотора на смеси, отрегулированной на незначительное падение мощности (числа оборотов).

2. Корректор состава смеси

Конструкции всех современных авиационных карбюраторов позволяют менять по желанию состав смеси во время работы мотора; для авиационных карбюраторов это условие особенно необходимо, потому что по мере уменьшения плотности воздуха с под-

нятием на высоту смесь сильно обогащается и следовательно летчик или механик должен делать то, чего карбюратор не может делать сам, т. е. надлежащим образом регулировать состав смеси и добиваться наибольшей практической экономичности (когда это потребуется).

Регулировка состава смеси или высотная регулировка карбюратора может быть осуществлена двумя способами. Наиболее прямой путь — это уменьшение количества топлива непосредственным изменением сечения жиклера. Такой способ регулировки применен например в карбюраторе Бристоль-Триплекс.

Он осуществляется иглой с треугольными канавками, которая для этого опускается вниз, уменьшая сечение для прохода топлива. Аналогичное устройство имеется в карбюраторе BMW-VI, где на боковых карбюраторах имеется по 2 калиброванных отверстия, которые могут переставляться рукояткой с сиденья летчика. Большие отверстия обеспечивают нормальную смесь на земле. Меньшие отверстия дают на земле переобедненную смесь, которая по мере поднятия на высоту приближается к нормальной.

Второй способ высотной регулировки заключается в уменьшении расхода горючего посредством изменения напора, под которым оно вытекает, т. е. в уменьшении разности давлений в поплавковой камере и над жиклером. Для карбюратора, у которого жиклеры помещены в центре диффузора, в этом случае необходимо создать разрежение в поплавковой камере. Такой способ применен в карбюраторе „Зенит“ 52-ДС.

Необходимо отметить, что высотный корректор действует не всегда одинаково на разных режимах двигателя. Так практика показывает, что наиболее значительные результаты действия корректора при работе с карбюратором „Зенит“ получаются на режимах, близких к полному газу, когда решающее значение имеет расход через главный жиклер. На малом же и среднем газе действие высотного корректора ослабляется, так как здесь большое значение имеет расход через пусковой жиклер и компенсатор.

Высотный корректор обычно устанавливается на самолетах для того, чтобы летчик или механик мог регулировать тенденцию обогащения смеси при подъеме самолета на высоту. В действительности же высотный корректор нельзя рассматривать только как приспособление для использования на высоте. Он может быть вполне успешно использован и на земле в тех случаях, когда начальная регулировка карбюратора дает слишком богатую смесь. Таким образом в руках опытного обслуживающего персонала корректор может дать экономию горючего даже на земле и может быть использован для корректирования смеси при различных условиях работы карбюратора (лето, зима) без замены жиклера.

В действительности же до сего времени высотный корректор и совершенно не используется или используется очень осторожно даже на больших высотах полета. Это положение можно изменить лишь отсутствием у летного состава правильной оценки значения и пользы применения высотного корректора, боязнию зашить или повредить мотор. Необходимо поэтому детальное изучение этого вопроса летным составом и разъяснение ему всех выгод, получаемых от применения корректора при различных условиях полета.

Использование корректора для регулировки состава смеси в дальних полетах приводит к экономии топлива, достигающей

Увеличение длины пути в зависимости от времени полета за счет правильного пользования высотным корректором на высоте 4000 м

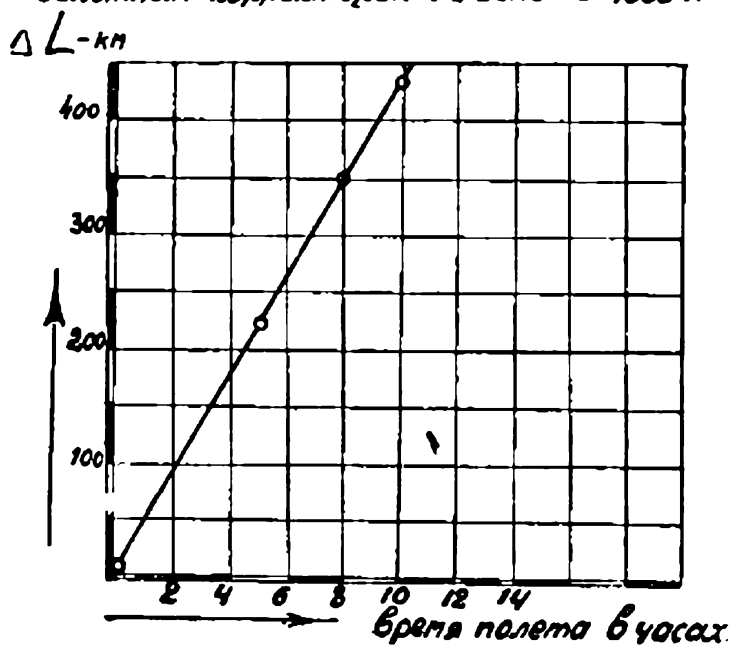


График №1

на высоте 4000 м. На графике 1 показано увеличение радиуса действия в зависимости от времени полета за счет правильного пользования высотным корректором.

Для достижения возможно большей экономии, например при полетах с большим радиусом действия, регулировка корректором должна производиться с еще большей точностью, чем при обычных повседневных полетах.

3. Регулировка момента зажигания

Хотя при проведении испытаний по замеру расхода топлива в полете и не занимались специально вопросом о регулировке момента зажигания, все же следует отметить, что при работе на богатых смесях для улучшения сгорания необходимо увеличение

опережения зажигания. Кроме того, так как обычно экономическая скорость полета для большинства самолетов лежит на средних режимах работы мотора (BMW-VI — 1280 — 1300), то для получения максимальной экономии весьма важно обеспечить правильную регулировку момента зажигания для этих режимов, что при условии установки магнето с постоянным моментом зажигания (автоматическое магнето) не может быть достигнуто, тогда как, казалось бы, именно для этих режимов необходимо максимальное увеличение опережения зажигания.

4. Определение невыгоднейшего режима полета способом непосредственного замера расхода горючего

Задача увеличения радиуса действия с помощью наиболее эффективного использования горючего, т. е. улучшения термодинамики двигателя, ставит наряду с этим вопрос о выяснении изменения расхода горючего в полете на различных режимах работы мотора, на различных высотах и полетных весах. Только наличие всех этих данных даст полную возможность выяснить наибольший радиус действия самолета и его зависимость от высоты и режима полета.

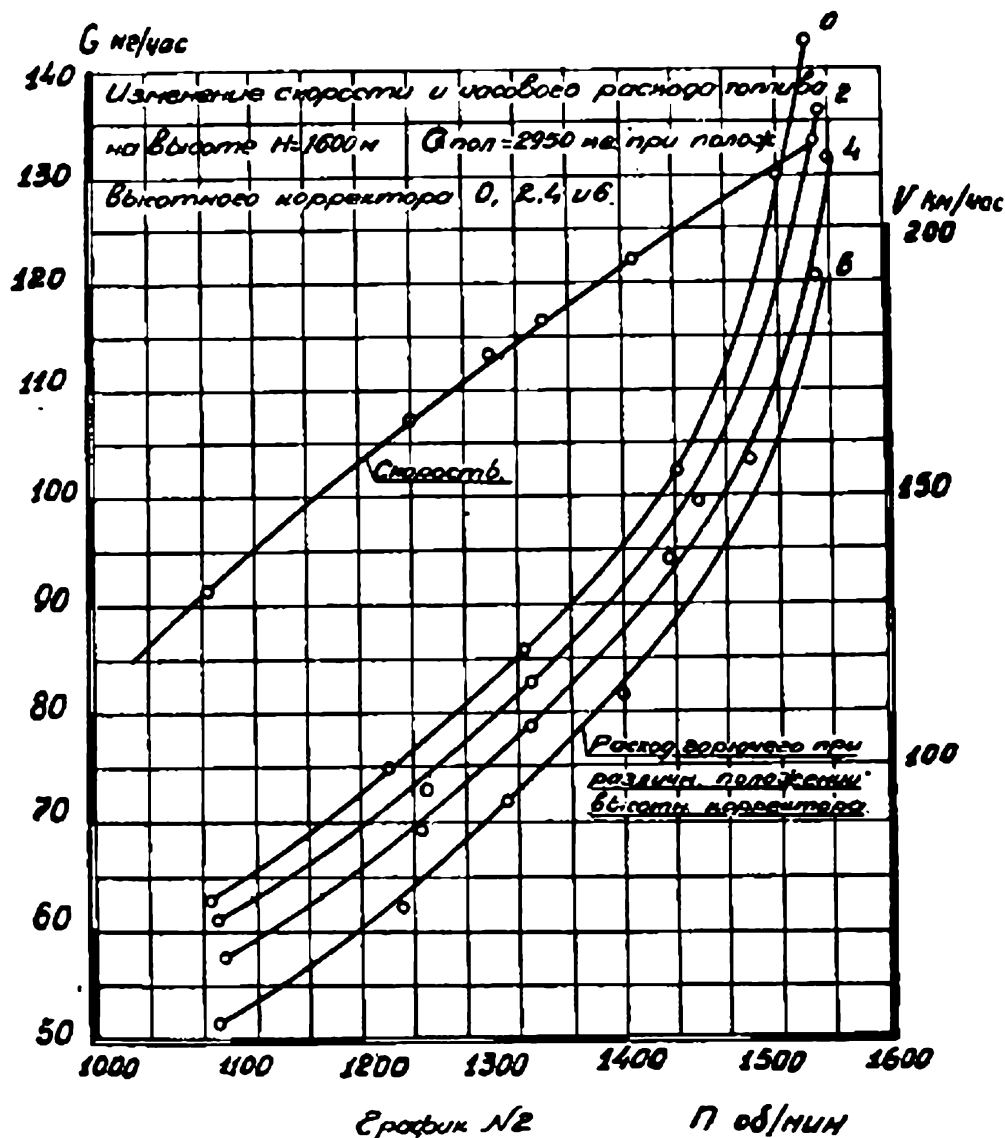
Для этой цели были проведены специальные испытания по замеру расхода топлива в полете на нескольких самолетах. Избранный метод замера расхода топлива в полете был основан на принципе замера объема горючего при помощи специальной колбы.

На самолет устанавливался „тестер“ (колба объемом 1 500 см³), включенный последовательно в бензиновую магистраль. Тестер помещался в кабине наблюдателя, где кроме обычных приборов монтировались: суммарный счетчик оборотов, барограф и прибор для замера температуры выхлопа. Ход высотного корректора разбивался на 10 равных частей от положения закрытия до полного открытия. Кроме того для ведения самолета строго горизонтально он оборудовался для этой цели статоскопом. Полетный вес выбирался от минимального до максимально возможного, и самолет испытывался таким образом на трех-четыре полетных весах и на различных высотах (0, 1 000, 2 000, 3 000, 4 000 м).

На каждой высоте замер расхода топлива производился на четырех-пяти режимах горизонтального полета, начиная с минимально возможного и до максимального. На каждом режиме замер производился при различном открытии высотного корректора, начиная с закрытого до максимально возможного его открытия. При каждом замере расхода топлива одновременно записывались обороты мотора по суммарному счетчику, скорость по прибору, температура окружающего воздуха, температура выхлопа, положение высотного корректора и высота полета.

Обработка этих записей дала возможность иметь для каждого полетного веса и высоты кривые изменения скорости и расхода горючего при различных положениях корректора карбюратора по оборотам мотора (график 2).

Наличие этих данных позволяет выбрать наиболее выгодную высоту для данного полетного веса, наиболее выгодный режим и наиболее выгодное положение высотного корректора.



Наиболее выгодное положение корректора для каждой высоты выбиралось регулировкой с помощью корректора по максимальному числу оборотов мотора для каждого режима.

Этот метод испытаний по замеру расхода горючего имеет тот недостаток, что он является слишком сложным, так как для него приходится специально оборудовать самолет и кроме того очень трудно вести самолет строго горизонтально на определенном числе оборотов и в то же время изменять состав смеси действием корректора.

Замер расхода горючего при помощи тестера, имеющего небольшой объем (1 500 см³), уменьшает точность измерений. Кроме того замер времени расхода объемного количества топлива, зависящего от изменения температуры воздуха, также ведет к неточностям.

Для проведения всего испытания по замеру расхода горючего обычно нужно затратить около 30—40 летных часов, что удлиняет срок испытаний и требует большой затраты средств. Кроме того на самолетах одноместных (истребители) такой метод вовсе не может быть использован. На самолетах же с многомоторными установками замер расхода горючего для одного мотора будет сильно снижать точность измерений. Произвести одновременно замер для всех моторов невозможно вследствие сграниценного объема прибора (тестера), установка же тестера для каждого мотора сильно усложнит оборудование самолета.

Сложность этого метода испытаний по замеру расхода горючего в полетах, а также и некоторая неточность в измерении расхода побудили искать на основе полученных практических результатов способы подсчета расхода горючего теоретическим путем. Соответствующая обработка полученных практических результатов по замеру расхода горючего в полете подтвердила полную возможность получить все данные о расходе горючего в полете на основе лишь теоретических подсчетов без производства специальных замеров расхода топлива в полете, исходя лишь из указанных ниже основных характеристик самолета и мотора.

5. Расход топлива и высотная регулировка

Разберем вопрос применительно к элементарному карбюратору. Характеристическое уравнение такого карбюратора будет (см. „Курс авиационных двигателей“, изд. ВВА):

$$\alpha = \frac{\mu_a F_a}{\mu_m f_m L_0} \cdot \sqrt{\frac{\Delta P \gamma_a}{(\Delta P - h) \gamma_m}}$$

μ_a — коэффициент расхода воздуха,

F_a — сечение диффузора,

ΔP — перепад давления,

γ_a — плотность воздуха,

μ_m — коэффициент расхода топлива,

f_m — сечение жиклеров,

L_0 — количество воздуха, теоретически необходимое для сгорания 1 кг топлива,

γ_m — плотность топлива,

h — гидростатический напор.

Рассмотрим влияние атмосферных условий на величины, входящие в характеристическое уравнение.

Величина μ_0 , как показали опыты, от атмосферных условий не зависит. F_0 можно также считать независимой от атмосферных условий.

μ_m — коэффициент расхода топлива — зависит от температуры (см. Маркс, „Авиадвигатели“, стр. 168, и Гедлер, „Курс автомобиля“), изменяясь на каждые 10°C в среднем на 3% (хотя достаточно точных цифр не имеется); кроме того коэффициент расхода зависит от формы канала жиклера и от действующего напора. Изменение коэффициента расхода при подъеме самолета на высоту будет уменьшать расход топлива.

γ_m — плотность топлива — зависит от температуры окружающей среды. Эта зависимость может быть выражена формулой:

$$(\gamma_m)_h = (\gamma_m)_0 (1 - 0,001 \Delta t),$$

где

$$\Delta t = t - 15^\circ.$$

Рассматривая характеристическое уравнение элементарного карбюратора в первом приближении, считая, что величины μ_m , γ_m остаются постоянными с подъемом на высоту, и отбрасывая член h , имеющий значение лишь при малых величинах разрежения (ΔP), получим:

$$\alpha \cong C \sqrt{\gamma_0},$$

где C — постоянная величина, т. е. смесь с поднятием на высоту будет обогащаться пропорционально корню квадратному из плотности воздуха.

Обозначая величины, отнесенные к нормальным стандартным условиям, через индекс 0, а величины, отнесенные к условиям высоты, через h , будем иметь:

$$\alpha_0 = C \sqrt{(\gamma_0)_0},$$

$$\alpha_h = C \sqrt{(\gamma_0)_h},$$

или

$$\alpha_h = \alpha_0 \sqrt{\frac{(\gamma_0)_h}{(\gamma_0)_0}}.$$

Расход воздуха на земле можно определить по зависимости

$$(Q_0)_0 = \mu_0 F_0 \sqrt{\Delta P_0 (\gamma_0)_0} = C_1 \sqrt{\Delta P_0 (\gamma_0)_0},$$

где C_1 — постоянная величина.