

Инж. БЕНИНГ П. Г.

К ВОПРОСУ О СВЕРХЗВУКОВОЙ СКОРОСТИ ПОЛЕТА

Настоящая статья является изложением первой главы моей диссертационной работы „Сверхзвуковая скорость полета“.

Проблема скорости при ее разрешении встречает довольно большие трудности, которые в основном заключаются:

- 1) в повышении коэффициента лобового сопротивления на звуковых скоростях,
- 2) в повышении необходимой для полета мощности и
- 3) в необходимости иметь двигатели более легкие и менее объемистые, чем существующие бензодвигатели.

Эти требования связаны с целым рядом дополнительных трудностей, в результате чего дальнейший рост скорости немислим без существенных изменений самолета.

В данной главе выясняется, от каких параметров и в какой степени зависит максимальная скорость полета, какого числового значения достигли эти параметры и как они должны быть изменены для дальнейшего повышения скорости.

В остальной части работы (здесь не приводится) рассматривается вопрос, как следует изменять основные параметры самолета для получения сверхзвуковых скоростей, намечаются методы по улучшению форм самолета и в заключение приводится краткий расчет самолета.

Общие соображения

За несколько последних лет максимальная скорость самолета, в зависимости от типа, увеличилась процентов на 30—60.

Анализ дальнейшего роста скорости, основанный на экспериментальных и теоретических исследованиях, обнаруживает большие трудности, встречающиеся при увеличении скорости полета. Эти трудности заключаются в следующем:

- 1) повышение коэффициента сопротивления на звуковых скоростях для обычных форм самолета,
- 2) предел повышения окружных скоростей винта вследствие падения коэффициента полезного действия винта.
- 3) предел повышения посадочной скорости,
- 4) предел повышения мощности и высотности бензодвигателей,
- 5) вес конструкции и т. д.

Перечисленные параметры связываются между собой двумя основными аэродинамическими формулами: 1) формулой максимальной скорости полета

$$V_{\max} = \sqrt[3]{\frac{75 \cdot N \eta_B}{C_{x\min} \rho_n S}}, \quad (1)$$

где: N — мощность мотора на валу в л. с.,

η_B — коэффициент полезного действия воздушного винта,

$C_{x\min}$ — минимальный коэффициент сопротивления самолета, соответствующий максимальной скорости полета,

ρ_n — плотность воздуха на высоте полета,

S — площадь крыла самолета в м².

2) формулой посадочной скорости (без учета влияния земли)

$$V_{\text{пос}} = \sqrt{\frac{G_{\text{пол}}}{C_{y\max} \rho_0 S}}, \quad (2)$$

где: $G_{\text{пол}}$ — полетный вес самолета в кг.

$C_{y\text{max}}$ — коэффициент максимальной подъемной силы крыла,

ρ_0 — плотность воздуха у земли.

В эти формулы входит площадь крыла S . Если формулу (2) решить относительно S , т. е.

$$S = \frac{G_{\text{пол}}}{C_{y\text{max}} \rho_0 V_{\text{пос}}^2}$$

и это значение S подставить в формулу (1), то будем иметь:

$$V_{\text{max}} = \sqrt[3]{\frac{75 \cdot N \eta_{\text{в}} C_{y\text{max}} V_{\text{пос}}^2}{C_{x\text{min}} \rho_{\text{н}} G_{\text{пол}}}}$$

Произведя некоторые преобразования получим:

$$V_{\text{max}} = 4,22 V_{\text{пос}}^{2/3} \sqrt[3]{\frac{C_{y\text{max}}}{C_{x\text{min}}} \eta_{\text{в}} \frac{\rho_0}{\rho_{\text{н}}} \frac{N_{\text{max}}}{G_{\text{пол}}}} \quad (3)$$

Эта формула показывает, что чем больше $V_{\text{пос}}$, тем больше может быть и V_{max} при прочих равных условиях. Но пределом увеличения $V_{\text{пос}}$ являются условия безопасности при посадке на аэродромах. Обычно посадочная скорость военных самолетов лежит в пределах 90—130 км/час.

Выражение $\frac{C_{y\text{max}}}{C_{x\text{min}}}$ является аэродинамической характеристикой самолета (профиля, фюзеляжа и проч.). При наличии посадочных приспособлений величина этого выражения лежит в пределах $\frac{C_{y\text{max}}}{C_{x\text{min}}} = 8—15$.

Коэффициент полезного действия винта $\eta_{\text{в}}$ зависит от аэродинамических качеств лопасти винта, скорости самолета и т. д. Количественное значение для обычных самолетов лежит в пределах $\eta_{\text{в}} = 0,75—0,85$.

Максимальная подъемная сила крыла обычно не превосходит величины 0,7—0,75. Если же применить закрылки и щитки (Цапа, Шренка и т. д.), то $C_{y\text{max}}$ можно повысить до величины $C_{y\text{max}} = 1,0—1,2$.

Лобовое сопротивление самолета на максимальной скорости с убирающимся шасси лежит в пределах $C_{x\text{min}} = 0,008—0,012$. Меньшее значение $C_{x\text{min}}$ дают бомбардировщики, а большее — истребители.

Величина $\rho^0/\rho_{\text{н}} = h$ есть отношение плотностей воздуха у земли и на высоте, при которой получаем максимальную скорость. Эта величина может характеризовать собою высотность мотора, так как обычно на высоте высотности мотора последний имеет наибольшую мощность, а самолет, примерно, максимальную скорость. Современные моторы имеют высотность от 2 до 8 кл/ч, а специальные и выше.

Отношение максимальной мощности к полетному весу $\frac{N_{\text{max}}}{G_{\text{пол}}}$ представляет собою обратную величину нагрузки на лошадиную силу. Для хороших истребителей величина этой нагрузки колеблется в пределах 2—4 кг/л. с., для бомбардировщиков и гражданских самолетов — в пределах 4—10 кг/л. с. Если принять эти величины, то наше отношение будет равно:

$$\frac{N_{\text{max}}}{G_{\text{пол}}} = 0,5—0,26 \text{ для истребителей}$$

$$\frac{N_{\text{max}}}{G_{\text{пол}}} = 0,25—0,1 \text{ для бомбардировщиков.}$$

Допустим, что у нас имеется самолет типа истребитель, у которого все величины, входящие в формулу (3), имеют следующие значения:

$$V_{\text{пос.}} = 120 \text{ км/ч}; \quad \frac{C_{y\text{max}}}{C_{x\text{min}}} = \frac{1,2}{0,012} = 10; \quad \eta_{\text{в}} = 0,8; \quad \frac{N_{\text{max}}}{G_{\text{пол}}} = 0,50 \text{ и}$$

$$\rho_0/\rho_{\text{н}} = \frac{0,125}{0,067} = 1,86.$$

Подставив принятые значения в формулу (3) будем иметь:

$$V_{\text{max}} = 4,22 \cdot 36,2^{2/3} \sqrt[3]{\frac{1,2}{0,012} \cdot 0,8 \frac{0,125}{0,067} \cdot 0,5} = 196 \text{ м/с} = 705 \text{ км/ч.}$$

Такая скорость получена на гоночном самолете и возможно в недалеком времени будет осуществлена на истребителях*.

Как видно из приведенной формулы (3) самым радикальным способом для повышения V_{max} является увеличение посадочной скорости, так как последняя входит в степени $2/3$, тогда как остальные величины находятся под кубическим корнем и, следовательно, будут влиять на V_{max} в степени $1/3$. Например, увеличение $C_{y\text{max}}$ или N_{max} в 2 раза дает увеличение V_{max} всего в $\sqrt[3]{2} = 1,26$ раза. Если же увеличить посадочную скорость в 2 раза, то V_{max} увеличится в $2^{2/3} = 1,59$ раза. Таким образом увеличение посадочной скорости выгоднее.

Допустим теперь, что наш самолет осуществляет посадку по геликоптерному принципу, что является довольно реальной возможностью. Тогда в формуле (3) $V_{\text{пос.}}$ будет иметь уже другое значение, а именно: значение той минимальной скорости полета V_{min} , при которой самолет не будет снижаться с работающим мотором. Крыло самолета при этом полете будет на режиме близком к коэффициенту максимальной подъемной силы. При таких условиях посадки мы можем в довольно широких пределах изменять V_{min} .

Но увеличение V_{min} при $G = \text{const}$, влечет за собою уменьшение площади крыла, последнее же отражается на повышении $C_{x\text{min}}$ (если габариты фюзеляжа не изменяются).

Если принять минимальную скорость полета у земли равную $V_{\text{min}} = 500 \text{ км/ч} = 139 \text{ м/с}$, коэффициент максимальной подъемной силы без механизации крыла $C_{y\text{max}} = 0,6$, коэффициент лобового сопротивления самолета на максимальной скорости $C_{x\text{min}} = 0,02$, коэффициент полезного действия винта $\eta_{\text{в}} = 0,8$, высотность мотора 6000 м, и соответственно этому $h = 1,86$, а отношение мощности к весу самолета $\frac{N_{\text{max}}}{G_{\text{пол}}} = 0,5$, то по формуле (3) получим максимальную скорость полета на высоте 6000 м

$$V_{\text{max}} = 4,22 \cdot 139^{2/3} \sqrt[3]{\frac{0,6}{0,02} \cdot 0,8 \cdot 1,86 \cdot 0,5} = 320 \text{ м/с} = 1150 \text{ км/ч,}$$

т. е. скорость, близкую к скорости звука.

Приведенный пример наглядно демонстрирует большое влияние посадочной скорости на максимальную скорость.

Кроме посадочной скорости увеличения максимальной скорости можно достигнуть посредством изменения и других параметров, входящих в формулу (3). Например:

- 1) Увеличением коэффициента максимальной подъемной силы,
- 2) Уменьшением коэффициента лобового сопротивления,
- 3) Увеличением коэффициента полезного действия винта,
- 4) Увеличением мощности и высотности авиадвигателя,
- 5) Уменьшением полетного веса самолета.

*) В настоящее время истребители уже имеют скорость больше 705 км/ч.

Первые три фактора являются факторами чисто аэродинамического порядка.

В нашем примере мы получили величину, близкую к околосонной скорости, но мы не учитывали влияния сжимаемости и волнового сопротивления. Очевидно, при детальном рассмотрении необходимо учитывать и эти факторы.

Четвертый фактор — мощность и высотность авиадвигателя — является фактором термодинамическим (превращение тепла в работу) и аэродинамическим (сопротивление лба мотора).

Пятый фактор — определяется строительным материалом и методами расчета на прочность силовых конструкций самолета.

В следующих параграфах мы постараемся дать краткий обзор достижений по этим вопросам и по возможности наметить пути улучшения их.

Коэффициент максимальной подъемной силы крыла

Обычное, немеханизированное крыло имеет $C_{y_{max}} = 0,6—0,75$. Для уменьшения $V_{пос}$, или же для увеличения максимальной скорости, необходимо, как это следует из формул (2) и (3), увеличить $C_{y_{max}}$.

В настоящее время существует много способов увеличения $C_{y_{max}}$, а именно: а) увеличение площади крыла при посадке (крыло Махонины), б) применение предкрылков и закрылков (крыло Хендли Пейдж), в) применение крыла со щитками Шренка и Цапа, г) применение крыла Холла, д) применение крыла Фаулера, е) сдувание или отсасывание пограничного слоя. Наибольшее распространение получили щитки Шренка и Цапа.

При посадке большой C_x имеет положительную сторону, так как быстро гасит скорость при подходе на посадку и во время пробежки после посадки.

Для увеличения диапазона полетных скоростей с работающим мотором, большое увеличение C_x при механизированных крыльях требует и большой мощности мотора, что нежелательно. Поэтому выгодно применять способ сдувания или отсасывания пограничного слоя, так как он не даст большого повышения C_x (вследствие отсутствия срыва потока), а также не потребует большой затраты мощности на отсасывание.

Но способ отсасывания пограничного слоя еще не имеет широкого практического применения; поэтому при определении диапазона полетных скоростей с работающим мотором необходимо будет ориентироваться на крыло немеханизированное, причем брать не $C_{y_{max}}$, а величину на 15—20% меньшую, так как даже у немеханизированного крыла на $C_{y_{max}}$ коэффициент сопротивления имеет довольно большую величину.

Однако, увеличение $C_{y_{max}}$ все же желательно, так как с увеличением $C_{y_{max}}$ увеличивается и диапазон скоростей. Следовательно, в некоторых случаях можно пойти на механизированное крыло, невзирая на увеличенную потребляемую мощность при минимальных скоростях.

Все вышесказанное о $C_{y_{max}}$ относится к исследованию профилей на обычных скоростях, т. е. в пределах 20—100 мс. Исследования, произведенные (Стеком, Стентоном) на до и сверхзвуковых скоростях показывают, что $C_{y_{max}}$ от некоторой величины V_a (относительной скорости), начинает падать и на скорости звука достигает наименьшего значения. При дальнейшем увеличении скорости $C_{y_{max}}$ начинает опять увеличиваться. Это говорит о том, что при разрешении сверхзвуковой скорости полета необходимо будет заняться детальным исследованием $C_{y_{max}}$ на всем диапазоне V_a .

В настоящее время трудно сказать, за счет каких мероприятий можно увеличить $C_{y\max}$, больше чем это увеличение дает существующая механизация. Очевидно, что рассчитывать на увеличение $C_{y\max}$ нельзя, наоборот, на звуковых скоростях можно ожидать даже уменьшения коэффициента максимальной подъемной силы.

Лобовое сопротивление самолета.

В экспериментальной аэродинамике коэффициент лобового сопротивления определяется (на основании продувок в трубе) по формуле Ньютона:

$$C_x = \frac{R_x}{\rho S V^2}, \quad (4)$$

где: R_x — сила лобового сопротивления модели самолета, полученная замером на весах.

Для определения C_x действительно самолета необходимо вносить поправки (считаем, что влияние трубы учтено), которые учитываются числом Рейнольдса:

$$Re = \frac{\rho b V}{\mu}$$

где b — хорда крыла, а μ — коэффициент вязкости среды.

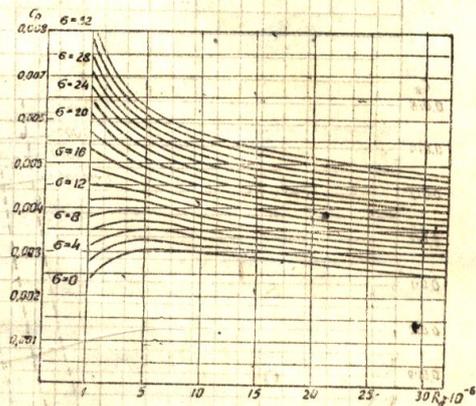
Число Re применимо в тех случаях, когда возможно соблюдение не только формы геометрического подобия обтекаемого тела, но и геометрическое подобие обтекаемого потока (т.е. линии токов должны быть подобны).

В некоторых, сравнительно небольших, пределах изменения скоростей подобие линий токов соблюдается, но начиная с определенной скорости, когда проявляется сжимаемость воздуха, поток уже нельзя считать подобным, а следовательно и число Re не может дать необходимых результатов.

На этих скоростях должен учитываться и другой фактор, а именно: критерий Берстоу $Va = \frac{V}{C}$, где V — скорость полета, а C — скорость звука. Только учитывая оба критерия можно быть уверенным в получаемых результатах.

Обработка экспериментальных исследований влияния критерия Re на профильное сопротивление была произведена Глассом. На основании этих исследований составлен график (фиг. 1), приведенный у Горощенко в его книге „Скорость полета“. Характерной особенностью этого графика является то, что с увеличением Re коэффициент профильного сопротивления уменьшается. Это уменьшение с увеличением Re становится все меньше. К сожалению, опыты не были проведены до больших значений Re , поэтому из графика нельзя заключить, когда кривые C_p пойдут вверх.

Для выяснения этого вопроса приходится обращаться к другим исследованиям, произведенным для учета влияния Va . Эти исследования были произведены Бриггсом, Стеком, Стентоном, Прандтлем и другими. Все они показывают, что с некоторого значения Va — различного для разных форм профилей C_x начинает сильно увеличиваться и достигает на звуковых скоростях большой числовой величины. При дальнейшем увеличении скорости до скорости $Va = 1,9$ и выше C_x имеет меньшее значение, чем на $Va = 1$. К сожалению, у всех этих исследований не были введены поправки на влияние труб,

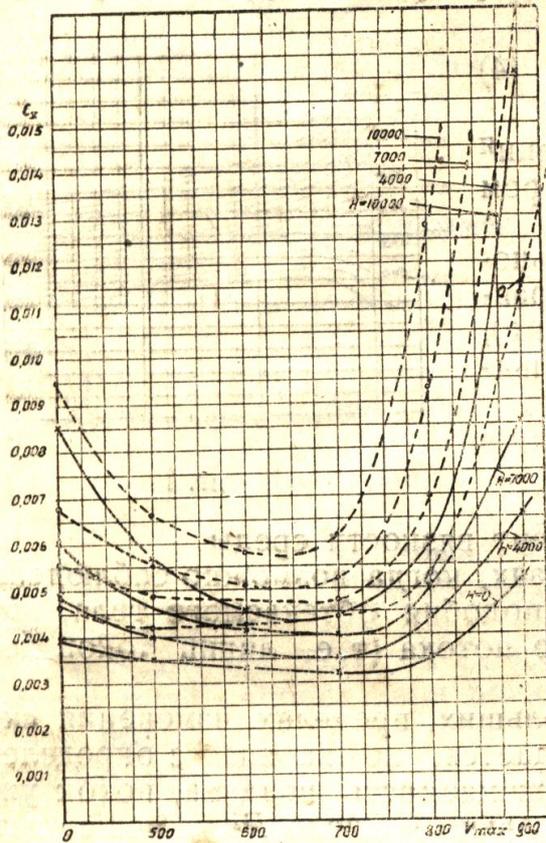


Фиг. 1

а это влияние, вследствие малых размеров труб, оказывалось значительным; поэтому получаемые результаты, без учета влияния трубы, применять нельзя.

Основываясь на исследованиях Стека, Гласса и др., инж. Горощенко в своем труде „Скорость полета“ вводит поправки в C_x крыла на Re и Va и составляет график зависимости C_x от скорости и высоты полета (фиг. 2).

Этот график показывает, что кривые $C_x = f(v)$ имеют минимум на некоторой скорости, а затем, поднимаются вверх довольно круто и на звуковой скорости C_x будут иметь, очевидно, большую величину.



Фиг. 2

что для острых снарядов кривые C_x понижаются почти до скорости звука, достигая величины 0,09, а затем резко поднимаются вверх до $C_x = 0,21$, после чего опять снижаются. (Вентцель — Внешняя баллистика, ч. I, стр. 117).

На основании упомянутых исследований можно прийти к заключению, что большинство нормальных авиационных профилей на звуковой скорости дают большое повышение C_x . Некоторые профили и снаряды такого скачка C_x на звуковой скорости не имеют. Возможно, что существуют условия, при которых C_x и на звуковых скоростях не даст увеличения.

Для получения сверхзвуковых скоростей полета необходимо, чтобы C_x был не больше C_x , получаемого при обычных скоростях, т. е. C_x самолета должен и на звуковых скоростях иметь величину $C_x = 0,01 - 0,015$. Такие значения C_x очевидно можно получить посредством применения новых форм профилей.

Коэффициент полезного действия винта

Коэффициент полезного действия винта в большой степени зависит от поступи винта

$$\lambda = \frac{V}{n_s D}, \quad (5)$$

где V — скорость полета, n_s — обороты винта в секунду и D — диаметр винта в метрах.

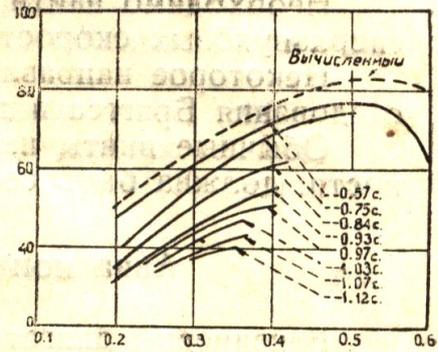
Для винта с фиксированным шагом максимальное значение η_v принимает только при определенном значении λ . Обычно расчет винта и ведется для одной определенной скорости полета, для которой винт будет давать максимальный кпд.

Существуют винты изменяемого в полете шага, которые дают возможность получить η_{vmax} на различных скоростях, но и они (хотя и в меньшей степени) дают некоторую зависимость η_v от V .

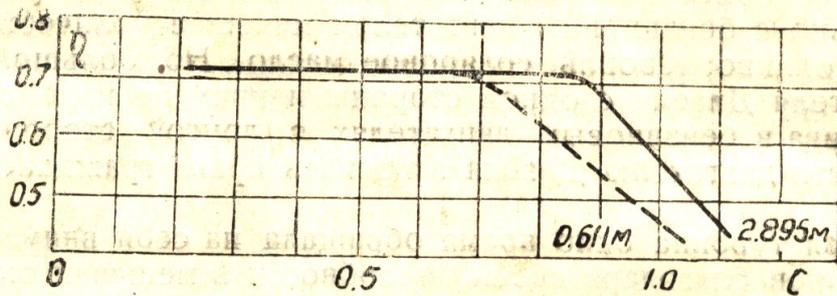
Коэффициент η_v винта, кроме зависимости от λ , изменяется также и от формы профиля, окружной скорости и некоторых других факторов.

Для скоростных самолетов большое влияние на кпд винта имеет окружная скорость, так как последняя доходит до скорости звука, а, как известно, на этой скорости C_x профиля сильно возрастает, при одновременном понижении C_y .

Результаты исследований над обычными винтами для определения зависимости η_v от V_a показаны на фиг. 3 (см. Юрьева „Воздушные



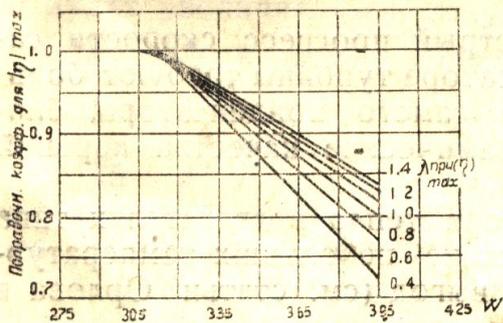
Фиг. 3



Фиг. 4

винты“, стр. 127). На этом графике даны испытания модели винта $D = 0,61$ м. Как видно при скорости 1,12 С коэффициент η_v почти в полтора раза меньше η_v при скорости 0,57 С на $\lambda = 0,4$.

На фиг. 4 приведены сравнительные испытания модели $D = 0,61$ и натуры $D = 2,89$, которые также дают понижение η_v с увеличением V_a , но для модели это уменьшение наступает раньше, чем для винта в натуру.



Фиг. 5

Вейк на основании многочисленных испытаний дает график (фиг. 5) исправления кпд винта при больших относительных скоростях конца лопасти для λ , соответствующих η_{max} исправленного винта. Этот график также показывает большое уменьшение η_v на скорости звука.

Как и при исследовании профилей, понижение η_v начинается тем раньше, чем толще профиль. Для тонких металлических профилей понижение η_v почти отсутствует, даже на звуковых скоростях. Целый ряд исследований приводит нас к выводу, что для получения хорошего η_v необходимо винт комбинировать из различных профилей, при этом так, чтобы к концу лопасти относительная толщина профиля уменьшалась, одновременно с перемещением максимальной ординаты профиля к кромке схода.

Такие винты по нашим соображениям могут иметь даже сверхзвуковые скорости без ущерба для η_v .

Подводя итог, приходим к заключению, что воздушные винты с обычными профилями не могут дать хорошего η_v на сверхзвуковых скоростях.

Необходимо найти такой профиль, который не снижал бы η_v на сверхзвуковых скоростях.

Некоторое направление для получения такого профиля дают исследования Бриггса и других.

Обычные винты имеют $\eta_v = 0,75 - 0,85$. Эта цифра, по возможности, должна быть сохранена и на сверхзвуковых скоростях.

Авиационный двигатель и его высотность

Бензиновый двигатель дал возможность братьям Райт в 1903 году осуществить впервые более или менее надежный полет на самолете, и тем самым была открыта новая эра для летательных аппаратов тяжелее воздуха.

До сего времени бензиновый мотор не имеет серьезных конкурентов, которые смогли бы его вытеснить из области самолетостроения.

Наиболее серьезным конкурентом является двигатель Дизеля, как обладающий более высоким кпд и, следовательно, расходующий сравнительно с бензиновым двигателем меньшее количество и более дешевое топливо: газойль, соляровое масло. Но, большой удельный вес двигателя Дизеля с одной стороны и применение высокооктанового топлива в бензиновых двигателях с другой стороны не дают возможности двигателю Дизеля завоевать права гражданства в авиационном строении.

Паровая турбина одно время обращала на себя внимание многих конструкторов благодаря своей способности в меньшей степени зависеть от понижения плотности воздуха с высотой, чем это имеет место у бензинового двигателя. Эта способность паровой турбины объясняется тем, что для сжигания топлива в паровом котле турбины нет необходимости повышать давление, как это необходимо в бензиновом двигателе для получения определенной мощности. В турбоустановке достаточно увеличить только скорость подаваемого воздуха, что осуществляется с меньшей затратой мощности, чем в случае бензодвигателя. Пределом увеличения скорости подаваемого воздуха является скорость сгорания топлива.

Несмотря на эти преимущества, быстрый прогресс скорости самолета и большой съем тепла в конденсаторе турбины требуют большой затраты мощности на продвижение самого конденсатора, благодаря чему сводятся на-нет термодинамические качества паровой турбины.

Использование снятого с конденсатора тепла в двигателях типа Рено Лорин по циклу Брайтона, вследствие небольших температурных перепадов, тоже не дает заметных выгод (см. статьи Орлова в Т.В.Ф. № 1 за 1937 г.).

Большие надежды сулит применение в авиации газовых турбин, но благодаря высоким температурам на лопатках турбинных колес и другим трудностям — эта идея еще не получила удовлетворительного решения.

Дальнейшее увеличение скорости полета самолета начинает выдвигать наиболее опасного для бензиновых двигателей конкурента — реактивный двигатель.

Всеми уже признано, что для сверхзвуковых скоростей полета

на больших высотах единственным двигателем является реактивный (см. работы Циолковского, Рынина, Зенгера, М. Руа и др.). На скоростях 1000—1500 км/ч и выше бензиновый двигатель вряд-ли будет применим, в силу своего сравнительно большого веса и объема, а также сравнительно небольших тепловых и кинематических данных (большой удельный вес и объем, малый η_t и предел оборотов).

Реактивный же двигатель позволяет получать большие мощности при малом его весе, объеме и расходе топлива.

Но на небольших сравнительно скоростях порядка 700—1000 км/ч указанное достоинство реактивного двигателя снижается его малым скоростным коэффициентом полезного действия, который выражается формулой

$$\eta_c = \frac{2WV}{W^2 + V^2} \quad (6)$$

где: W — скорость истечения газов из ракеты,

V — скорость полета ракеты;

(см. работы: Цандера, стр. 33, Z. Kort ZFM № 1627 VIII-32 г., стр. 483—486, Дудакова за 1938 г.).

Как видно из формулы (6), скоростной КПД η_c имеет максимальное значение при $W = V$. При увеличении или уменьшении скорости полета по сравнению со скоростью истечения газов он уменьшается.

Приведенные соображения говорят о том, что реактивный двигатель на сравнительно небольших скоростях не может конкурировать с бензиновым двигателем.

Таким образом бензиновый двигатель в настоящее время является основным в авиации. Рассмотрим главные показатели бензинового двигателя для того, чтобы в дальнейшем сравнить их с показателями других видов двигателей.

Авиационный двигатель характеризуется следующими данными:

а) Удельный вес двигателя $g_m = \frac{G_m}{N}$, т.е. вес, приходящийся на 1 л.с. Этот вес влияет на общий вес G_c самолета, так как чем тяжелее мотор, тем больше и прочнее должен быть самолет. Поэтому удельный вес двигателя необходимо уменьшать для получения большей V_{max} .

Мощность моторов без нагнетателей с высотой уменьшается, вследствие этого удельный вес двигателя с высотой увеличивается. Для сохранения удельного веса необходимо, чтобы мощность с высотой оставалась без изменения. Если мощность двигателя с высотой будет увеличиваться, то удельный вес будет уменьшаться.

б) Удельный расход топлива $g_t = \frac{G_t}{N}$ характеризует двигатель с точки зрения превращения располагаемого тепла в механическую работу. Этот показатель у бензиновых двигателей достигает величины $g_t = 0,175—0,240$, где меньшее значение принадлежит бензодвигателям с высокооктановым топливом при работе на земле (см. статью Юнга в Т.В.Ф. № 1 за 1938 г.).

С увеличением высоты полета для двигателей с нагнетателем, вращающимся от привода мотора, удельный расход топлива увеличивается достигая величины $g_t = 0,3—0,4$ кг/л.с., в зависимости от высотности мотора. Это объясняется тем, что на больших высотах приходится тратить значительную часть мощности на вращение компрессора, а следовательно на винт передается только часть развиваемой двигателем работы, относительно которой и определяется удельный расход топлива.

Применение газовых турбин типа Рато, работающих на выхлопных газах, дает с высотой некоторое уменьшение g_t .

в) Сохранение мощности и оборотов с высотой плохо отражается на работе винта, так как последний, вследствие понижения ρ — плотности, требует и меньшей мощности с увеличением высоты. Во избежание этого, стали применять винты с изменяемым в полете шагом, за счет увеличения которого и сохраняется потребляемая винтом мощность. Но это усложняет и утяжеляет конструкцию винта.

Высотность мотора доходит до 8 км, а на специальных моторах намного превышает эту величину.

г) Удельная площадь лба $f_l = \frac{F_m}{N}$ — есть отношение площади миделя мотора к полной мощности. Эта величина имеет большое влияние на лобовое сопротивление всего самолета, т. е. на $C_{x\text{сам}}$, так как она определяет величину и форму фюзеляжа носовой части. Чем меньше f_l , тем меньше сопротивление фюзеляжа, а следовательно, тем меньше полное сопротивление самолета.

Звездообразные моторы воздушного охлаждения обладают гораздо большим лбом, чем рядные моторы водяного охлаждения, но у последних сопротивление радиатора в некоторых случаях сводит на-нет все преимущества рядного мотора.

Рядные моторы воздушного охлаждения или рядные моторы водяного охлаждения с крыльевыми радиаторами дают наименьшее сопротивление.

Звездообразные моторы воздушного охлаждения нашли успешное применение только после того, как стали их закрывать капотами НАСА, Тауненда. Эти капоты в сильной степени снизили сопротивление фюзеляжа с расположенным впереди мотором (за счет получения некоторой слагающей, направленной в сторону движения).

д) Следующей характерной величиной бензинового мотора является его литровая мощность, т. е. мощность, получаемая с одного кубического дециметра объема цилиндра. Эта величина также имеет значение для самолета, так как она может характеризовать собою объем всего мотора, если ввести коэффициент, учитывающий объем картера и клапанной головки. Зная объем и площадь лба мы можем иметь представление и о длине мотора.

е) Все существующие способы охлаждения бензиновых двигателей на самолете влекут за собою увеличение сопротивления. Правда, существуют попытки использовать тепло охлаждения и выхлопа для получения добавочной мощности, но попытки эти пока еще не имеют практического значения.

Основным препятствием для съема тепла при больших скоростях является повышение температуры охлаждающего воздуха при трении о стенки охлаждаемой поверхности (см. работу ВИТГЭО. Отчет бригады Жуковского. Определение коэффициента теплопередачи при высоких скоростях потока и М. Ф. Широков. Влияние теплоты трения на процессы передачи тепла при больших скоростях потока. Физ. тех. лабор. ВТИ).

Эта температура тем больше, чем больше скорость потока; поэтому может наступить такое состояние, когда температура охлаждающего воздуха сравняется с температурой охлаждаемой воды, т. е. не будет перепада температур, а следовательно, не будет и рассеивания тепла.

Теоретическое исследование теплопередачи от стенок к движущемуся с большой скоростью воздуху были произведены итальянцем Л. Крокко, который получил диаграмму, показанную на фиг. 6.

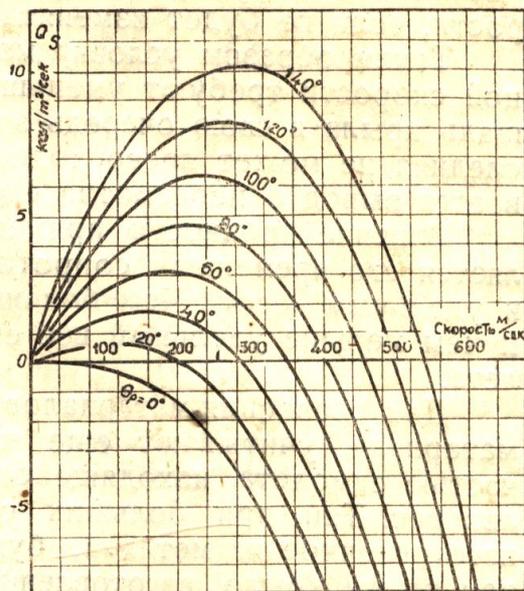
Из диаграммы Крокко мы видим, что коэффициент теплопередачи имеет свой максимум для различных значений скорости и перепада температур. После максимума кривые λ спускаются вниз и приобре-

тают отрицательное значение, т.е. тепло будет передаваться не от стенки к воздуху, а наоборот.

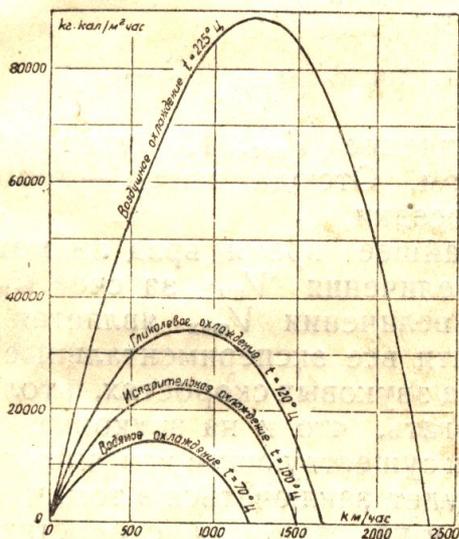
Инженер Орлов (см. ТВФ № 1—1937, стр. 34) на основании вычислений построил кривые зависимости коэффициента теплопередачи от скорости полета для различных систем охлаждения. Эти диаграммы приведены на фиг. 7 и 8. Орлов приходит к выводу, что каждый вид охлаждения имеет минимум охлаждающей поверхности. Чем выше температура охлаждающей поверхности, тем дальше в области высоких скоростей лежит этот минимум. За минимальной точкой величина потребной охлаждающей поверхности (а значит и лоб радиатора) быстро возрастает.

Таким образом при скоростях больше 1000 км/ч двигателя, работающие с отнятием тепла, встречают большое препятствие при рассеивании тепла охлаждением. Это препятствие увеличивается с высотой, особенно начиная с высоты в 11 км, после которой температура атмосферы остается примерно постоянной; плотность же воздуха с высотой уменьшается, следовательно будет уменьшаться и коэффициент теплопередачи.

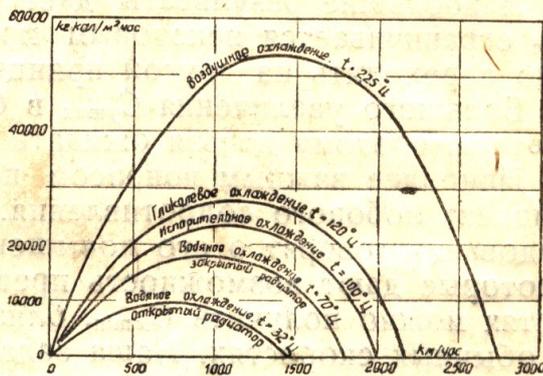
Отсюда следует, что с увеличением скорости полета и высоты двигателя, последний должен по своему циклу и схеме уменьшать рассеивание тепла, т.е. должен увеличивать термический КПД.



Фиг. 6



Фиг. 7



Фиг. 8

Полетный вес самолета

Кроме веса мотора на полетный вес и вес конструкции самолета влияют величина удельной нагрузки на крыло, величина полезного груза, а также прочность применяемого материала.

Влияние удельной нагрузки на крыло сказывается в том, что с уменьшением ее крыло приходится делать большего размера, следовательно, при одинаковом полетном весе крыло с меньшей удельной нагрузкой даст у корня крыла большие изгибающие моменты, т.е. потребует и больших силовых сечений. Кроме этого, большая пло-

щадь тонкой обшивки будет плохо воспринимать усилия вследствие потери устойчивости. Все это ведет к утяжелению конструкции.

Отсюда можно сделать вывод, что для уменьшения веса крыла необходимо увеличивать нагрузку на квадратный метр крыла. Но увеличение нагрузки влечет за собой увеличение и посадочной скорости, если не будет изменяться максимальная подъемная сила крыла.

Таким образом условия малого веса крыла и условия максимальной скорости требуют уменьшения площади крыла. Поскольку площадь крыла в свою очередь зависит от посадочной скорости, а последняя не может превосходить величины 90—130 км/ч, то напрашивается вывод о пересмотре схемы самолета с точки зрения посадки.

Влияние прочности применяемого в авиации материала определяется его временным сопротивлением, пределом пропорциональности и удельным весом. Чем больше временное сопротивление материала и чем меньше удельный вес его, тем легче будет конструкция самолета.

Для сравнения материалов в авиации, кроме механических свойств материала, учитывают еще и лобовое сопротивление, вызываемое частью самолета, находящейся в потоке. Учитывается так называемый авиовес. Так, при больших скоростях и большой нагрузке, крыло, изготовленное из металла, будет иметь меньшую толщину профиля, чем то же крыло, изготовленное из дерева. А увеличение толщины профиля создаст добавочное сопротивление.

Выводы

Согласно формулы (3)

$$V_{\max} = 4,22 \cdot V_{\text{пос}}^{2/3} \sqrt[3]{\frac{C_{y\max}}{C_{x\min}} \eta_{\text{в}} h_{\text{м}} \frac{N_{\max}}{G_{\text{пол}}}}$$

для увеличения V_{\max} необходимо увеличивать $V_{\text{пос}}$, $C_{y\max}$, $\eta_{\text{в}}$, $h_{\text{м}}$, N_{\max} и уменьшать $C_{x\min}$ и $G_{\text{пол}}$.

Наибольшие результаты дает увеличение $V_{\text{пос}}$. Но увеличение $V_{\text{пос}}$ ограничивается некоторым пределом. Отсюда вывод — необходимо переходить на другой принцип посадки.

Большого увеличения $C_{y\max}$ в ближайшее время вряд ли можно ожидать, поэтому нельзя ожидать и увеличения V_{\max} за счет $C_{y\max}$.

Наиболее важным вопросом при увеличении V_{\max} является коэффициент лобового сопротивления. Почти все экспериментальные исследования говорят о его повышении на звуковых скоростях, и только некоторые дают возможность предполагать, что и на звуковых скоростях можно получить $C_{x\min}$, близкий к существующим коэффициентам на обычных скоростях. Наша задача будет заключаться в том, чтобы найти такие формы самолета, которые и на звуковых скоростях не увеличивали бы коэффициент сопротивления.

Увеличение коэффициента полезного действия винта на звуковых скоростях вряд ли можно ожидать; наоборот, все исследования говорят о понижении $\eta_{\text{в}}$. Однако, имеются некоторые исследования, которые дают основания предполагать, что существующую величину $\eta_{\text{в}}$ можно будет получить и на звуковых скоростях полета. В пользу сохранения $\eta_{\text{в}}$ говорит и то обстоятельство, что у самолета со звуковой скоростью винт должен работать на сверхзвуковых скоростях, где C_y повышается, а C_x понижается.

Увеличение мощности двигателя должно быть совмещено с одновременным уменьшением удельного веса и расхода топлива, а также габаритных размеров двигателя. От увеличения мощности растет и количество снимаемого тепла, которое необходимо передать окружа-

ющему воздуху через радиатор; следовательно, будут увеличиваться и размеры радиатора.

В то же время коэффициент теплопередачи (с определенной скорости), размеры крыла и необходимая тяга будут уменьшаться. Следовательно, необходимо уменьшать снимаемое тепло охлаждения.

Бензиновый двигатель едва ли сможет удовлетворить перечисленным требованиям; поэтому необходимо искать другой тип двигателя.

Наиболее подходящим для этих целей будет двигатель типа газовой турбины или реактивный двигатель.

Техническая литература настолько полно освещает вопрос реактивных двигателей, что на основании ее можно с достаточной ясностью сделать теоретические расчеты с числовыми данными.

Полетный вес самолета в сильной степени уменьшается от уменьшения удельного веса мотора и расхода топлива, от увеличения удельной нагрузки на крыло, от применения более легкого и в то же время более прочного материала.

В последующей части работы мы постараемся дать все теоретические и экспериментальные обоснования для разрешения проблемы сверхзвуковой скорости полета.

1354 О.и.