

**А. Ф. БРЕХОВ**

**ВЫБОР СХЕМЫ,  
РАСЧЕТНОГО РЕЖИМА  
И ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ  
ТУРБОВИНТОВЕНТИЛЯТОР-  
НОГО ДВИГАТЕЛЯ**

**1988**



МИНИСТЕРСТВО ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО СПЕЦИАЛЬНОГО  
ОБРАЗОВАНИЯ СССР  
Харьковский ордена Ленина авиационный институт  
им. Н.Е. Жуковского

А.Ф. Брехов

ВЫБОР СХЕМЫ, РАСЧЕТНОГО РЕЖИМА И ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ  
ТУРБОВИНТОВЕНТИЛЯТОРНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Учебное пособие

Харьков ХАИ 1988

УДК 629.7.036.001(075.9)

Выбор схемы, расчетного режима и основных параметров турбовинтовентиляторного двигателя: Учеб. пособие / Брехов А.Ф. - Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1988. - 40 с.

Показаны объективные причины, условия появления новых авиационных двигателей - турбовинтовентиляторных (ТВВД), основные преимущества их использования в транспортной и других видах авиации. Изложены основные аэродинамические характеристики винтовентиляторов. Даны рекомендации по выбору расчетного режима проектируемого двигателя, температуры газов перед турбиной, степени повышения давления в компрессоре и винтовентиляторе, КПД винтовентилятора и некоторых других параметров цикла, расчету высотно-скоростных характеристик двигателя. Рассмотрены возможные схемы компоновки ТВВД.

Предназначено для студентов, выполняющих курсовое и дипломное проектирование по специальности "Авиационные двигатели".

Ил. 15. Табл. 1. Библиогр.: 24 назв.

Рецензент канд. техн. наук В.А. Курлыков

© Харьковский авиационный институт, 1988 г.

Условные обозначения и сокращения

- КНД, КВД - компрессоры низкого и высокого давления;  
ТНД, ТВД - турбины низкого и высокого давления;  
ЦК - центробежный компрессор;  
N - мощность, кВт;  
 $\eta$  - коэффициент полезного действия (КПД);  
 $\epsilon$  - коэффициент восстановления полного давления воздуха (газа);  
 $\varphi$  - коэффициент скорости газа;  
 $\Pi^*$  - степень повышения полного давления воздуха;  
U - окружная скорость вращения, м/с;  
C - абсолютная скорость потока, м/с;  
 $V_n$  - скорость полета самолета, м/с;  
a - скорость звука, м/с;  
n - частота вращения, об/мин;  
 $\alpha$  - угол потока в абсолютном движении, град;  
 $\beta$  - угол потока в относительном движении, град;  
T\* - температура заторможенного потока воздуха, газа, К;  
 $\Delta K_y$  - запас устойчивости;  
H - высота полета самолета, км;  
Mn - число M полета самолета;  
D - диаметр, м;  
L - дальность полета самолета, км;  
 $G_b$  - расход воздуха через двигатель, кг/с;  
 $L_k$  - работа компрессора, Дж/кг.

Индексы

- ВВ - винтовентилятор;  
ВХ - входное устройство;  
К - компрессор, наружный диаметр;  
СТ - ступень осевого компрессора;  
КС - камера сгорания;  
Т - турбина;  
ТВВ - турбина винтовентилятора;  
С - выходное устройство, сечение на выходе из выходного устройства;  
ред - редуктор;  
Г - сечение за камерой сгорания, процесс горения в камере сгорания;



- вна - входной направляющий аппарат;  
 Н - окружающая среда на высоте Н ;  
 В - сечение на входе в компрессор;  
 Э - эквивалентная;  
 уд - удельная;  
 кр - крейсерский режим, критическое (сечение);  
 max - максимальный режим, наибольшее значение;  
 расч - расчетный режим;  
 м - механический;  
 расп - располагаемое;  
 потр - потребная;  
 ВД - высокое давление;  
 НД - низкое давление;  
 S - изэнтропический.

#### ВВЕДЕНИЕ

Турбовинтовентиляторным двигателем (ТВВД) назвали новый перспективный газотурбинный двигатель, предназначенный для работы при больших дозвуковых скоростях полета. Термин "винтовентилятор" происходит от английского словосочетания *prop-fan* (*prop* - воздушный винт, *fan* - вентилятор). Так в США назвали малогабаритный высоконагруженный многолопастный винт изменяемого шага [1]. Винтовентилятор используется в качестве основного движителя ТВВД как силовой установки самолета. В технической литературе этот винтовентилятор иногда называют винтом специальным, скоростным, перспективным. В таких случаях весь двигатель называют ТВД со спецвинтом, ТВД со скоростным винтом и т.п.

Таким образом, наблюдается повышенный интерес авиадвигателестроителей (отечественных и зарубежных) к схеме ТВД более высокого уровня на основе существенного прогресса в создании экономичных и надежных газогенераторов и эффективных, высоконагруженных винтов.

После этого, как в октябре 1973 года Организация стран-экспортеров нефти приняла решение о наложении эмбарго на экспорт нефти во многие страны капиталистического мира, в США возник ощутимый дефицит жидкого топлива. В этих условиях в

США были предприняты энергичные изыскания новых источников топлива и разработка мер, направленных на снижение потребления топлива в стране. Особенно остро мировой энергетический кризис сказался на транспорте, для которого жидкое топливо нефтяного происхождения является основным источником энергии. Большая часть прироста потребления топлива транспортом приходится на авиацию. Поэтому NASA и некоторые фирмы по ее поручению начали интенсивные исследования, направленные на совершенствование как самолетов, так и силовых установок в целях повышения их экономичности.

Исследования, выполненные американской фирмой *Hamilton Standard* по программе NASA, RECAT (программе разработки технических решений по уменьшению потребления топлива авиацией), и опубликованные ею в 1975 году результаты показали [2], что ТВВД имеют потенциальные возможности экономии топлива при хороших характеристиках набора высоты и меньших уровнях шума в районе аэропорта.

Из дальнейших исследований эффективности применения силовых установок различных типов на перспективных транспортных самолетах видно, что силовая установка с ТВВД расходует на 15...30 % меньше топлива, чем ТРДД с большой степенью двухконтурности [3]. Применение ТВВД на пассажирских самолетах может обеспечить снижение прямых эксплуатационных расходов примерно на 10 %, а транспортный самолет с большой длительностью полета может быть выполнен со взлетной массой, на 20 % меньшей, чем в случае применения ТРДД.

На рис. 1 показано изменение полетного КПД  $\eta_n$  перспективных силовых установок в зависимости от числа  $M_n$  в крейсерском полете на большой высоте. Величины полетного КПД рассчитаны с учетом внешних потерь от сопротивления мотогондолы [2]. На этом же рисунке изображены данные об изменении полетного КПД турбовинтовых двигателей (ТВД) старшего поколения (1950-х годов). Поскольку скорость пассажирских самолетов, при которой обеспечиваются наивысшая экономическая эффективность и лучший комфорт пассажиров, соответствует  $M_n = 0,7...0,8$ , ТРДД



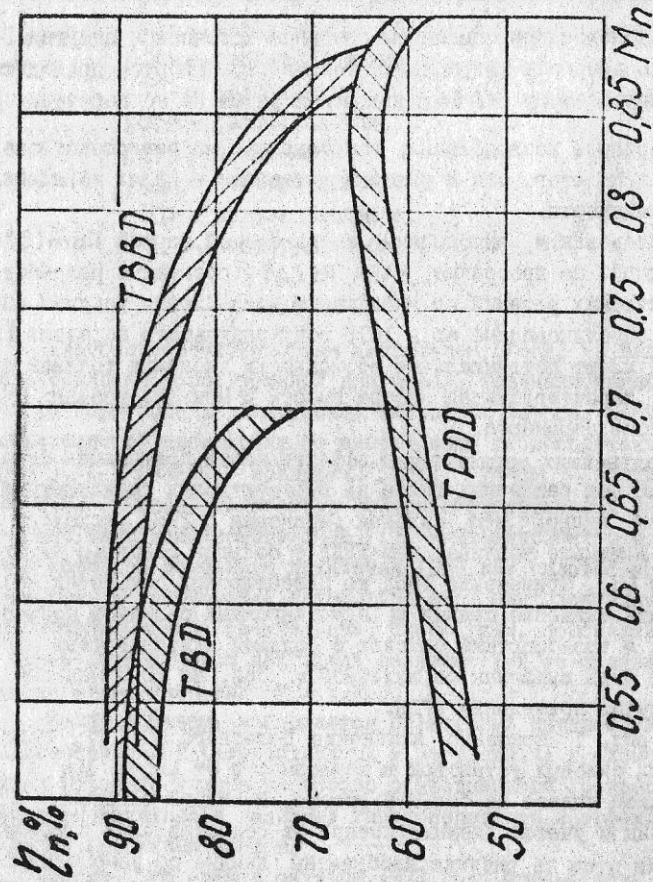


Рис. 1. Зависимость полетного КПД силовых установок различных типов (ТВВД 50-х годов, ТВД и ТРДД) от числа  $M_n$

оказывается экономичнее ТВД, у которого КПД силовой установки при указанной скорости полета низкий. Однако в случае применения усовершенствованного воздушного винта - винтовентилятора, который рассчитан на обеспечение высокого КПД ( $\eta_n \geq 0,8$  при  $M_n = 0,8$ ), силовая установка на основе ТВВД становится значительно экономичнее, чем на основе ТРДД. Полетный КПД силовой установки с ТВВД при  $M_n = 0,8$  на 20 % выше, чем с ТРДД большой степени двухконтурности. Преимущества ТВВД возрастают со снижением скорости полета, так как полетный КПД ТВВД при этом повышается, а ТРДД - снижается (см. рис. 1). В частности, при  $M_n = 0,7$  разница полетных КПД достигает 35 %. Поскольку эта разница соответствует примерно такой же разнице в расходе топлива, то при использовании силовой установки на основе ТВВД расход топлива должен быть на 20...35 % меньше по сравнению с расходом топлива ТРД.

Диаметр высоконагруженного винтовентилятора примерно на 40...50% меньше диаметра воздушных винтов старшего поколения [3]. В расчетных крейсерских условиях полета при  $M_n = 0,8$  характерное значение нагрузки на ометаемую площадь винтовентилятора составляет  $N_{ВВ}/D_k^2 = 301$  кВт/м<sup>2</sup>, в то время как этот же параметр для воздушных винтов составляет 80...120 кВт/м<sup>2</sup>. Исследования фирм Lockheed и Boeing показали, что увеличение нагрузки на ометаемую площадь винтовентилятора и уменьшение его диаметра благоприятно сказываются на характеристиках транспортных самолетов, рассчитанных на крейсерскую скорость полета, соответствующую  $M_n = 0,8$ . Уменьшение нагрузки на ометаемую площадь приводит к увеличению диаметра винтовентилятора, а также массы его и редуктора при относительно невысоком КПД винтовентилятора. Поэтому оптимальное значение нагрузки на ометаемую площадь винтовентилятора должно выбираться с учетом всех действующих факторов и результатов тщательного анализа и оптимизации характеристик в системе самолета.

Исследования силовых установок на основе ТВВД проводят, ориентируясь на будущие самолеты различного назначения [4]. Возможная экономия топлива в случае применения ТВВД вместо ТРДД на самолетах различной дальности полета и рассчитанных



на различные крейсерские скорости полета ( $M_{п} = 0,8$  и  $M_{п} = 0,7$ ) показана на рис. 2 [3]. Как видно, экономия топлива возрастает в случае применения ТВВД на самолетах, обслуживающих короткие маршруты. Это объясняется тем, что такие самолеты имеют большую относительную продолжительность полета в нерасчетных режимах при сравнительно невысоких скоростях (в режимах набора высоты и снижения), на которых удельный расход топлива ТВВД по сравнению с ТРДД будет значительно ниже, чем при крейсерском числе  $M_{п} = 0,8$ .

Так как доля затрат на топливо при эксплуатации транспортных самолетов, обслуживающих средние и короткие маршруты, составляет примерно 40% прямых эксплуатационных расходов, то при уменьшении расхода топлива на 20...25% возможно снижение эксплуатационных расходов на 8...10%.

Минимальная экономия топлива достигается при использовании ТВВД на трансконтинентальных самолетах, имеющих среднюю дальность полета  $L = 4000$  км. С увеличением дальности полета  $L > 4000$  км экономия топлива возрастает вследствие того, что размеры самолета оказывают значительное влияние на суммарный запас топлива, необходимый для обеспечения большой потребной дальности полета. Поскольку удельный расход топлива ТВВД на крейсерском режиме работы значительно ниже, чем удельный расход топлива ТРДД, это в конечном итоге позволяет снизить взлетную массу и уменьшить размеры самолета, что, в свою очередь, приводит к уменьшению потребной тяги. В связи с этим уменьшается и потребный запас топлива на борту самолета, а экономия топлива повышается. Это преимущество ТВВД является весьма важным при оценке транспортных самолетов с большой дальностью и длительностью полета.

При использовании ТВВД на грузовых самолетах обеспечивается такое же снижение расхода топлива и прямых эксплуатационных расходов, как и в случае их применения на пассажирских самолетах.

Акустические и летные испытания моделей винтовентиляторов показали, что уровень шума в контрольных точках на местности от самолетов с ТВВД при их взлете и снижении на

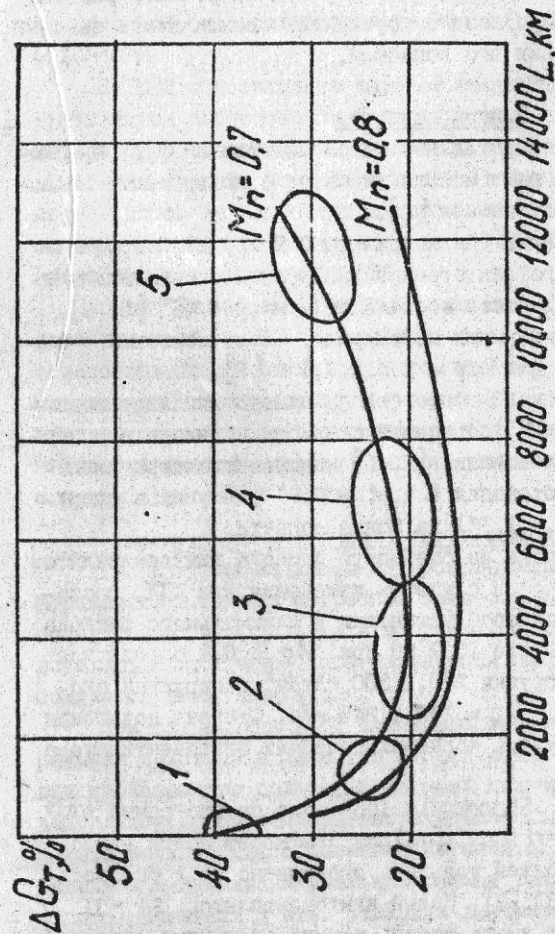


Рис. 2. Возможная экономия топлива в случае применения ТВВД вместо ТРДД на транспортных самолетах различного назначения:  
1 - самолеты местных линий; 2 - самолеты коротких и средних маршрутов; 3 - средний магистральный самолет; 4 - грузовые самолеты; 5 - дальний магистральный самолет



посадку может быть ниже уровня, установленного нормами для новых грузопассажирских самолетов.

Следует отметить еще и тот факт, что ТВВД, как и ТВД, обладает такими ценными свойствами на переходных режимах работы, как возможность регулирования загрузки винтовентилятора за счет изменения угла установки его лопастей.

#### Винтовентилятор

Винтовентилятор представляет собой многолопастный, высоконагруженный воздушный винт малого диаметра с поворотными лопастями без кольцевого обтекателя [2].

Лопасты имеют тонкий (на концах до 2 % хорды), аэродинамически совершенный профиль стреловидной формы с саблевидными концами. Угол стреловидности составляет примерно  $45^\circ$  [5, 6]. Стреловидные профили изогнуты по спирали. Число лопастей - восемь-десять. Наружный диаметр - 2,4...4,3 м [3].

Общая компоновка как - мотогондола-винтовентилятор позволяет уменьшать число  $M$  по осевой скорости на входе в лопасти [2]. По данным исследований [5, 6] винтовентиляторы имеют дозвуковые скорости обтекания ( $M = 0,8$ ) у втулки и сверхзвуковые ( $M = 1,14...1,18$ ) на конце лопасти.

Оптимизация нагрузки на ометаемую площадь винтовентилятора и его окружной скорости с учетом изменения его КПД, располагаемой тяги, массы силовой установки и минимального расхода топлива за полет на высоте 10,7 км при  $Mn = 0,8$  определила [1, 3, 7] значения нагрузки 280...300 кВт/м<sup>2</sup> и окружной скорости концов лопастей  $U_k = 240...245$  м/с. Степень повышения полного давления воздуха в корневых сечениях винтовентилятора  $\Pi_{вв}^* = 1,04...1,05$ .

Фирма Hamilton Standard в 1980 году по программе LAP (Large Scale Advanced Prop-Fan) разрабатывает новый винтовентилятор, который должен повысить экономичность и скорость полета самолетов с ТВВД [8]. Новый винтовентилятор SR-7L диаметром 2,74 м будет иметь восемь тонких скошенных лопастей, каждая из которых включает в себя алюминиевый лонжерон, оболочку из стекловолокна с пенопластовым наполнителем, никелевую

направляющую кромку и подогреватель противообледенительной системы. Предусмотрены система изменения наклона лопастей и реверс вращения. КПД этого винтовентилятора равен 73,6 % при крейсерской скорости полета ( $Mn = 0,8$ ) на высоте  $H = 10640$  м.

В ТВВД относительно высокой мощности (более 5000 кВт) оказывается целесообразной постановка двухрядного винтовентилятора с противоположным вращением переднего и заднего рядов лопастей. За счет раскрутки потока воздуха вторым рядом лопастей поток за винтовентилятором можно получить практически осевым. Такой винтовентилятор имеет более высокий по сравнению с однорядным тяговый КПД.

Фирма General Electric сообщила [9] о разработке винтовентилятора UDF, который образован из двух винтов противоположного вращения диаметром 3,7 м. Широкохордные лопасти винтовентилятора закручены и имеют криволинейную входную кромку. Винтовентилятор приводится во вращение биротативной многоступенчатой турбиной низкого давления. Редуктор в конструкции двигателя отсутствует.

#### Выбор расчетного режима

Техническим заданием по проектированию ТВВД обычно оговаривается величина потребной мощности двигателя в двух или более точках - на взлете и в приоритетных условиях полета, вытекающих из конкретного назначения самолета, для которого создается новый двигатель.

При разработке ТВВД для транспортного самолета большого радиуса действия в качестве второй точки обычно заданы условия крейсерского полета, в которых двигатель будет работать длительное время непрерывно. Следовательно, в этих условиях полета должны быть обеспечены высокая надежность работы двигателя и минимальный удельный расход топлива. Поэтому режим работы двигателя в этих условиях выбирается крейсерским.

В первой заданной точке (при взлете самолета) для обеспечения максимально возможной мощности назначается взлетный режим работы двигателя.

В качестве расчетного режима работы турбокомпрессора



двигателя для транспортного самолета большого радиуса действия выбирается крейсерский режим работы двигателя в условиях крейсерского режима полета самолета. В этом режиме работы выбирают основные параметры рабочего процесса двигателя -  $T_r^*$ ,  $\Pi_k^*$  и КПД основных его узлов -  $\sigma_{вх}$ ,  $\eta_k$ ,  $\sigma_{кс}$ ,  $\eta_r$ ,  $\eta_t^*$ ,  $\varphi_c$  и т.п. Проектирование проточной части и конструкторская разработка узлов двигателя должны обеспечивать получение заданных параметров в эксплуатации.

Однако наивысшие частоту вращения и температуру газов перед турбиной двигатель будет иметь на взлетном режиме работы в условиях взлета самолета, на котором двигатель работает в наиболее тяжелых условиях с точки зрения прочности и надежности. Поэтому расчеты на прочность основных деталей двигателя следует выполнять на этом режиме. Необходимые для расчетов на прочность термодинамические параметры двигателя определяют на основе принятых для данного двигателя законов регулирования.

Расчеты показывают, что если компрессор двигателя рассчитан в крейсерском режиме полета ( $M_n = 0,8$  при  $H = 9$  км), то приведенная частота вращения ротора компрессора остается той же при повышении физической частоты вращения на 5% на взлетном режиме при взлете самолета. Это означает, что и на взлетном режиме компрессор двигателя может работать в расчетной точке своей характеристики, т.е. сохранить свой высокий расчетный КПД и достаточный запас устойчивости.

У самолетов короткого радиуса действия (служебных, сельскохозяйственной авиации, геологической, промысловой разведки и т.п.) режимы взлета и набора высоты занимают существенную долю в общем времени полета. При этом время взлета и набора высоты должно быть небольшим. Поэтому при проектировании ТВВД для таких самолетов за расчетный режим для всего двигателя следует принимать его взлетный режим, т.е.  $N_2 = N_{2\max}$ , при  $H = 0$ ,  $M_n = 0$  выбирать основные параметры рабочего процесса  $T_r^*$  и  $\Pi_k^*$  и характеристики его узлов, а также выполнять расчеты на прочность основных деталей двигателя.

При проектировании ТВВД для самолетов конкретного назна-

чения могут быть заданы другие условия полета, в которых оговорены потребная мощность и другие требования, исходя из чего в качестве расчетного для турбокомпрессора может быть выбран иной режим.

#### Выбор схемы двигателя

На рис. 3 показаны варианты возможной компоновки силовой установки на базе ТВВД на крыле самолета [1]. При выборе схемы ТВВД конкретного назначения должны быть учтены следующие факторы:

- взаимодействие аэродинамического поля потока винтовентилятора с крылом, хвостовым оперением и фюзеляжем;
- лобовое сопротивление gondoli;
- искажения структуры потока, восстановление его полного давления и потери на входе в турбокомпрессор;
- доступность узла или модуля;
- расстояние между концом лопатки винтовентилятора и землей;
- интеграция вентилятора, редуктора и двигателя.

Все варианты компоновки силовой установки имеют выносной редуктор с винтовентилятором, т.е. отделенный от самого двигателя, что обеспечивает более удобную замену в эксплуатации отдельных модулей двигателя и передачу силы тяги, развиваемой винтовентилятором, через редуктор и цапфу подвески непосредственно на крыло самолета. При этом сам двигатель это усилие не воспринимает.

Предпочтительной из представленных вариантов является схема винтовентилятор - "не в линию" с двигателем (рис. 3, варианты 3 - 5), так как редуктор "не в линию" (звездчатый или планетарный) оказывается в этом случае более легким по сравнению с редуктором "в линию". Кроме этого, опыт эксплуатации ТВД [1] показал, что ковшовое входное устройство, характерное для схемы двигателя "не в линию", обеспечивает на 1% меньше потери полного давления, чем осесимметричное, кольцевое входное устройство двигателя, выполненного по схеме "в линию".

Если рассматривать ТВВД с внутренним расположением ре-



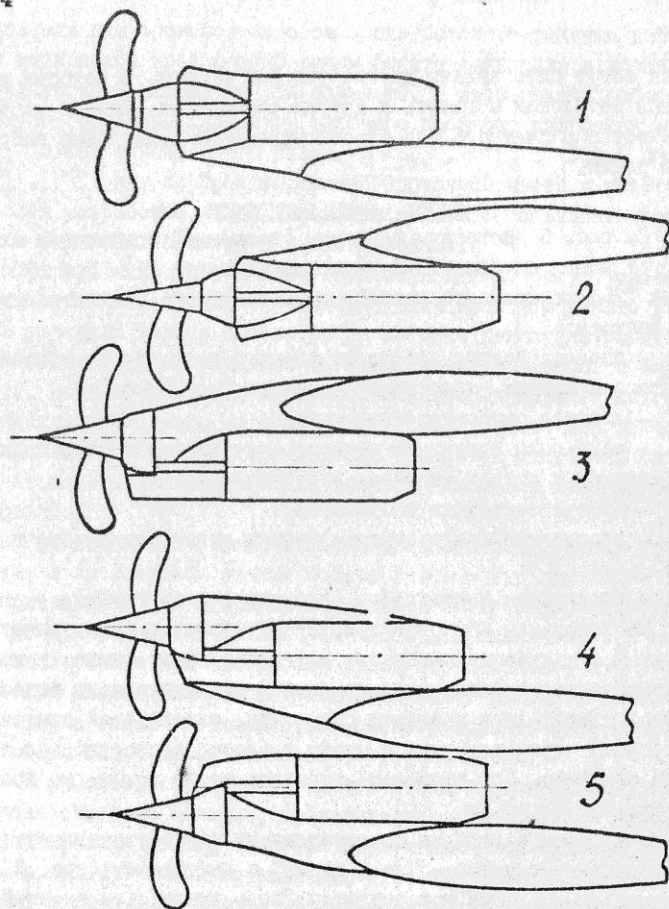


Рис. 3. Варианты силовых установок с ТВВД:

1 - винтовентилятор "в линию", двигатель над крылом; 2 - винтовентилятор "в линию", двигатель под крылом; 3 - винтовентилятор "не в линию", вверх, двигатель под крылом; 4 - винтовентилятор "не в линию", вверх, двигатель над крылом; 5 - винтовентилятор "не в линию", вниз, двигатель над крылом.

дуктора и с однорядным винтовентилятором, то предпочтение следует отдать соосному планетарному редуктору. Все рассматриваемые схемы редуктора содержат механизм изменения угла установки лопастей винтовентилятора.

Один из способов повышения эффективности ТВВД с редуктором - применение противоположного вращения турбины компрессора и турбины винтовентилятора. С учетом противоположного вращения [10] оптимизируются газодинамические параметры как турбины компрессора (поскольку снимается ограничение на угол потока при выходе из нее), так и обеих турбин, так как увеличение закрутки за турбиной компрессора способствует уменьшению угла поворота потока в первом сопловом аппарате турбины винтовентилятора. Это дает возможность увеличивать хорду при тех же осевых размерах, уменьшать относительную толщину профиля и диаметр выходной кромки и тем самым снижать потери.

В некоторых случаях противоположное вращение ротора позволяет реализовать турбину винтовентилятора без соплового аппарата первой ступени.

ТВВД может быть выполнен с задним расположением винтовентилятора. Возможная схема такого двигателя изображена на рис. 4.

Двигатель имеет диагональный КНД, осецентрированный КВД, петлевую камеру сгорания, одноступенчатую ТВД, трехступенчатую ТНД (вращающую КНД и через редуктор - винтовентилятор), соосный дифференциальный редуктор и двухрядный толкающий винтовентилятор противоположного вращения. Отсутствие на входе в двигатель винтовентилятора ("чистый" вход) обеспечивает на входе в КНД стабильный осесимметричный поток, создающий условия расширения диапазона устойчивой работы КНД.

Толкающие винтовентиляторы с задним расположением значительно снижают шум в пассажирской кабине самолета, если ТВВД расположить в хвосте фюзеляжа. Поэтому многие авиадвигательные фирмы разрабатывают различные варианты рассмотренной выше схемы [11, 12]. Опубликован патент, в котором предлагается конструкция ТВВД с задним расположением винтовентилятора, отличающегося тем, что для отвода газов от турбины, находящейся



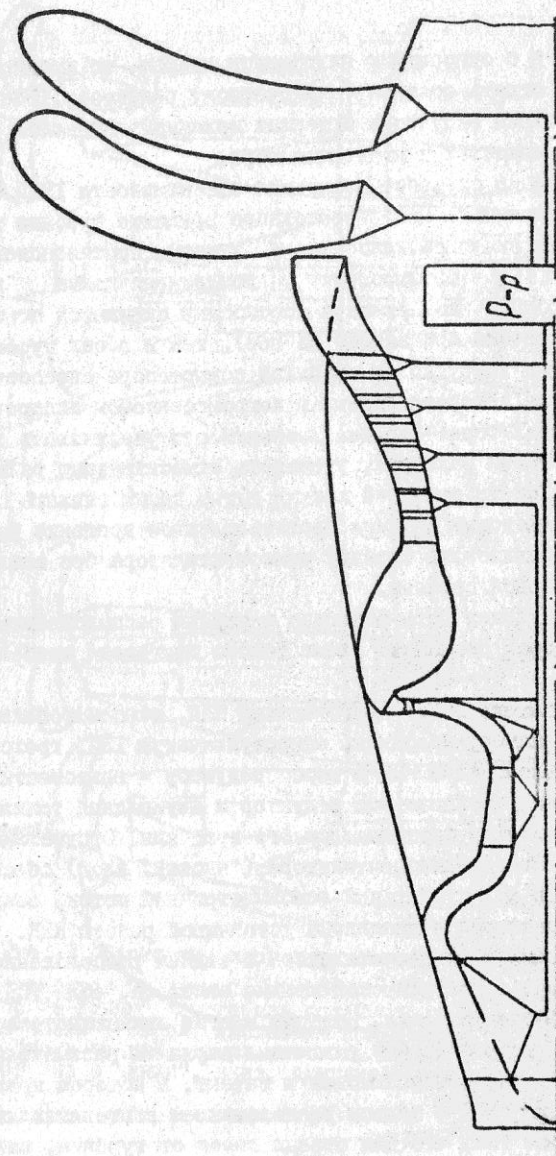


Рис. 4. Схема ТВВД с редуктором и задним расположением винтовентилятора

впереди по потоку, используются каналы, расположенные между хвостовиками лопастей винтовентилятора, а редуктор размещен позади него [13].

В безредукторных схемах ТВВД [9] в качестве привода двухрядного винтовентилятора противоположного вращения возможно использование биротативной турбины [10], для которой характерны низкие значения окружных скоростей при противоположном вращении роторов и большое число рабочих венцов при отсутствии сопловых аппаратов. Расчеты показывают, что число вращающихся решеток рабочих колес такой турбины достигает 10...12 (по пять-шесть на каждый ряд винтовентилятора), коэффициент загрузки турбинных колес может быть 2,0...2,5 и более при окружной скорости  $U \approx 100$  м/с. Схема такого ТВВД показана на рис. 5.

Следует отметить, что безредукторная схема двигателя, несмотря на громоздкость биротативной турбины, может дать существенное уменьшение веса двигателя, так как вес редуктора для такого двигателя составляет 20...25 % и более веса двигателя.

Фирма MTU (ФРГ) совместно с фирмами Pratt and Whitney (США) и Fiat (Италия), а также аэрокосмическим агентством DEVLР (ФРГ) разработала проект ТВВД CRISP (Counter-Rotating Integrated Shrouded Prop-Fan - винтовентилятор противоположного вращения, помещенный в кожух) для будущих самолетов гражданской авиации [14]. Этот проект сочетает в себе преимущества ТВД с винтом противоположного вращения и высокие качества современных ТРДД, обеспечивая получение оптимальной схемы двигателя. На рис. 6 изображена схема двигателя, имеющего закапотированный двухрядный винтовентилятор противоположного вращения с изменяемым шагом и реверсированием тяги; тонкостенную обечайку gondoly винтовентилятора с малым сопротивлением; соосный планетарный редуктор; двухкаскадный перспективный газогенератор с ЦБК, рассчитанный на большие значения  $\Pi_K^*$  и  $T_T^*$ ; трансзвуковую турбину низкого давления.

При создании ТВВД высокой мощности (тяги) возникают трудности или ограничения, в частности технологического плана, при



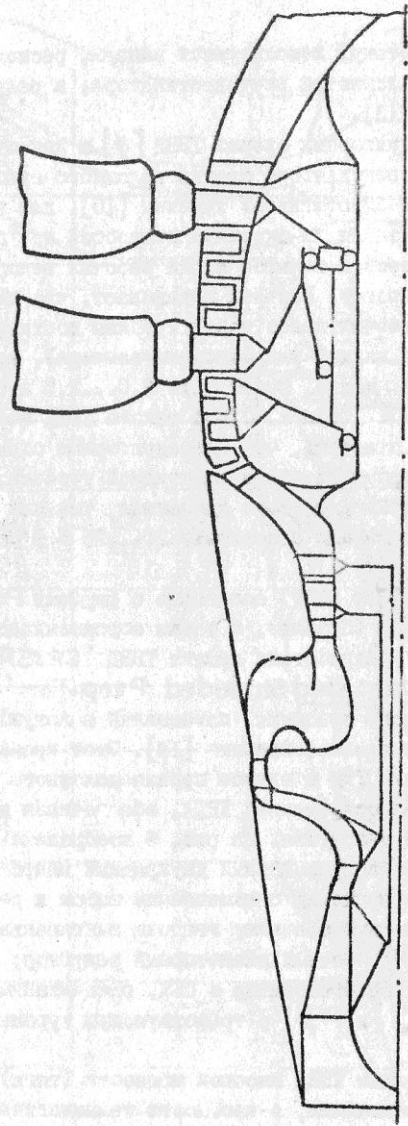


Рис. 5. Схема ТВВД с бицентриальной турбиной

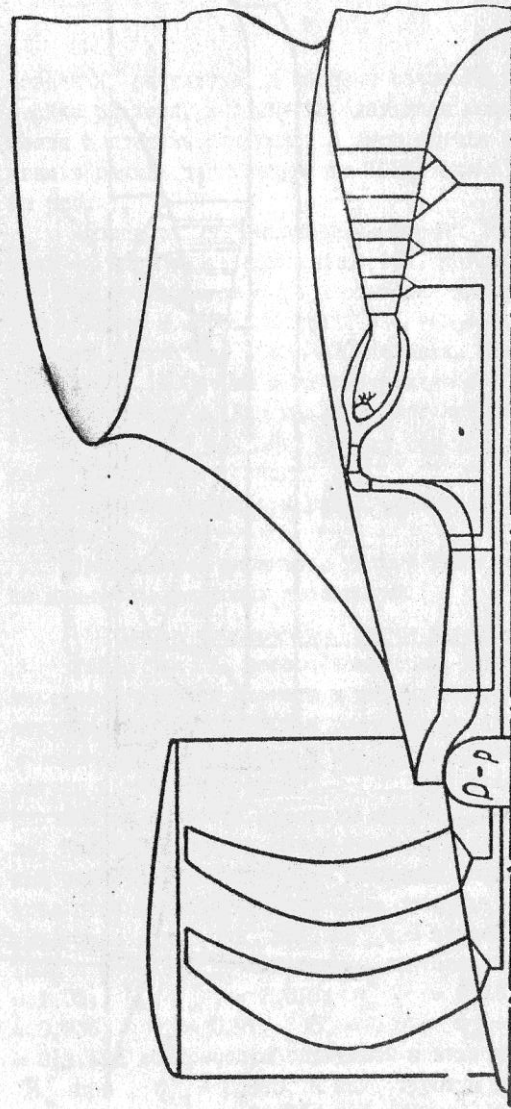


Рис. 6. Схема ТВВД CRISP



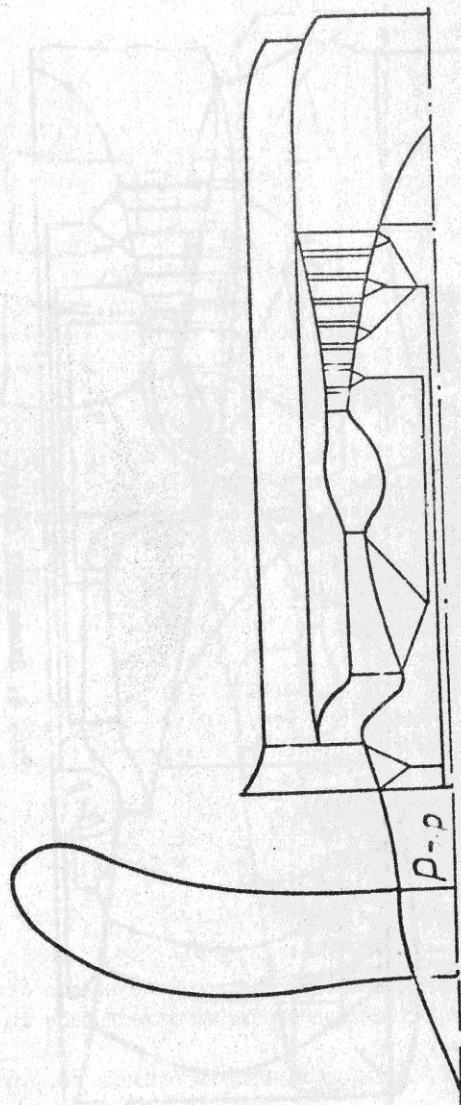


Рис. 7. Схема двухконтурного ТВВД

создании редуктора, в котором сочетаются крупные геометрические размеры, высокие передаваемая мощность, частота вращения и степень редукции. В этом случае задача может быть решена в рамках двухконтурного ТВВД, схема которого изображена на рис. 7.

Исследования, выполненные фирмой Rolls-Royce, позволили ей выработать концепцию [15], согласно которой ТВВД могут быть рекомендованы, в частности, для пассажирских самолетов средних и коротких линий с  $M_{кр} = 0,7...0,8$  и числом пассажиров в самолете 100 - 170 человек. Двигатели должны иметь тягу 2500...10000 дН и винтовентилятор с переменным углом установки лопастей. Для таких двигателей определяющими показателями являются удельный расход топлива, стоимость приобретения и содержания техники.

Основные параметры разрабатываемых ТВВД представлены в таблице (с. 22).

Приведенные параметры должны быть уточнены и дополнены по данным последующих публикаций.

#### Выбор температуры газов перед турбиной

ТВВД, как ГТД нового поколения, впитывает в себя все достижения в области расчета и оптимизации цикла двигателя, конструкционных материалов и расчетов на прочность, новых прогрессивных технологических процессов. Уровень выбранной температуры газов перед турбиной [16, 17] оказывает существенное влияние на величину удельной мощности и экономичность двигателя. Количественное влияние температуры  $T_r^*$  на величину удельной эквивалентной мощности показано на рис. 8, на величину удельного расхода топлива - на рис. 9.

Показанные на рис. 8 и 9 зависимости получены для ТВВД с передним расположением винтовентилятора, имеющего  $\pi_{вв}^* = 1,05$ ;  $T_6^*/T_4^* = 1,016$ ;  $\eta_{твв}^* = 0,89$ ;  $\sigma_{вх} = 0,98$ ;  $\sigma_{кв} = 0,935$ ;  $\eta_r = 0,97$ ;  $\sigma_c = 0,97$ ;  $\eta_m = 0,97$ ;  $\eta_{ред} = 0,97$ ;  $\eta_{вв} = 0,8$ . КПД компрессора определен в зависимости от варьируемого  $\pi_k^*$  при  $\eta_{ст} = 0,885$ , а КПД турбины компрессора - в зависимости от варьируемой  $T_r^*$  в пределах  $\eta_{тк}^* = 0,85...0,90$ . Для условий полета  $H = 11$  км и  $M_1 = 0,8$  принято  $C_c = 330$  м/с,

Государ- ство	Фирма	Двигатель	Тяга (мощность)	Двв, редукто- ра	Наличие винто- вентя- лятора	Особен- ности винто- вентя- лятора	Н расч	Мпрок	Число пасса- жиров самоле- та	Л* к	Другие па- раметры
АНГЛИЯ	Rolls- Royce	RB 529	230... 230 кН	-	нет	широко- хорд- ный, ко- жух	-	-	-	40	m = 15,6
АНГЛИЯ	Rolls- Royce	RB 509	9600 кВт	-	да	заднее распо- ложение	-	-	100... 150	36	-
США	General Electric	GE 36	110 кН	3,6	нет	двух- рядный, в хвос- те	10,7	0,8	150	42	обратурбина
США	Patt- Whitney	579-DX	930 кН 7400 кВт	3,5	-	толкар- ный, двух- рядный	-	0,8	100... 160	31	Z <sub>лоп. 88</sub> = 12
ФРГ	MTU	CRISP	122 кН	2,7	да	двух- ряд- ный, в капо- те	-	0,8	150	38	Z <sub>лоп. 88</sub> = 12

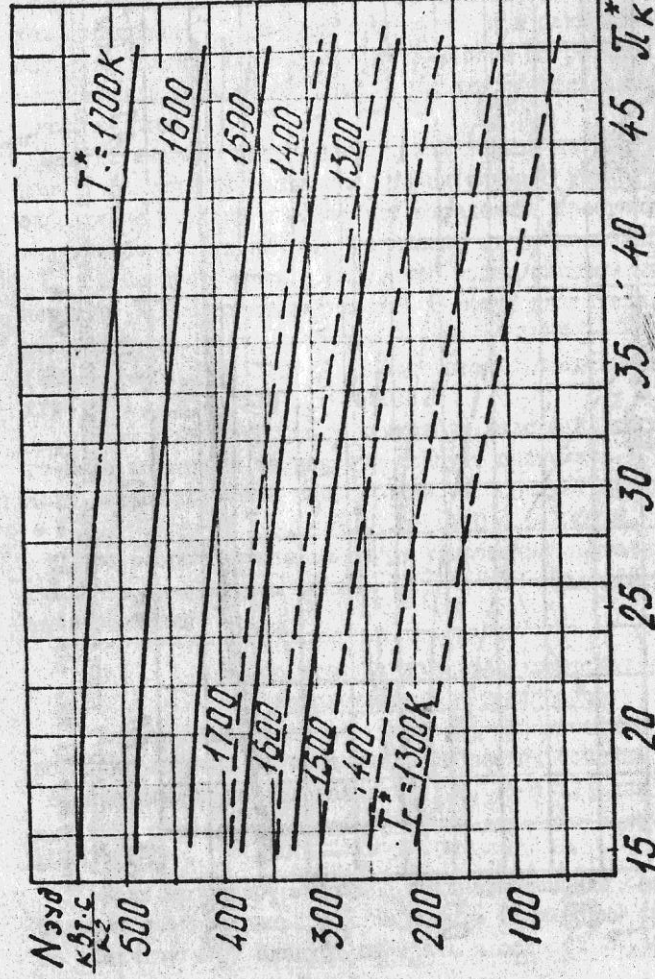


Рис. 8. Зависимость удельной мощности от параметров рабочего процесса:

—  $H = II \text{ км}$ ,  $M_p = 0,8$ ; ---  $H = 0$ ,  $M_p = 0$



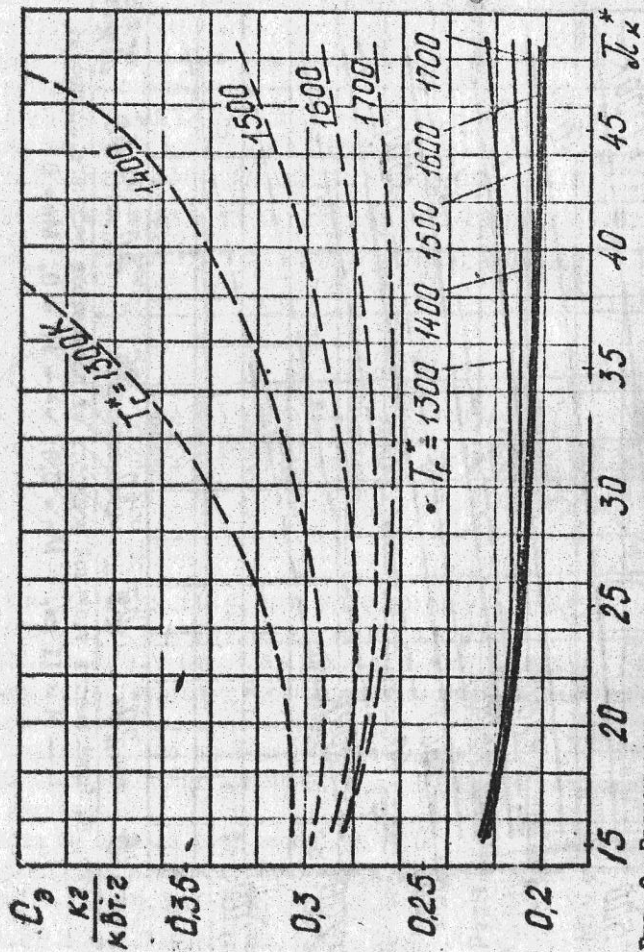


Рис. 9. Зависимость удельного расхода топлива от параметров рабочего процесса: —  $H = 0$ ,  $M_n = 0,8$ ; — — —  $H = 0$ ,  $M_n = 0$

для  $H = 0$  и  $M_n = 0$  —  $C_c = 250$  м/с.

Совершенствование авиационных ГТД проходило путем использования все более высоких температур  $T_g^*$ . Поскольку темпы повышения жаропрочности применяемых сплавов для газовых турбин существенно отстают от роста  $T_g^*$ , единственным реальным путем повышения  $T_g^*$  в настоящее время и в ближайшем будущем остается применение охлаждения наиболее нагретых и наиболее нагруженных деталей турбины, в первую очередь сопловых и рабочих лопаток.

Статистические рекомендации, показанные на рис. 10 [18], отражают фактические величины относительного расхода воздуха на охлаждение турбины и позволяют определить требуемую систему воздушного охлаждения в зависимости от выбранной температуры  $T_g^*$ . Следует иметь в виду, что выбор слишком высоких температур  $T_g^*$  снижает надежность и ресурс двигателя. Поэтому рекомендуемые температуры для ТВВД  $T_g^* = 1400 \dots 1650$  К [4, 7, 19]. При этом предельные температуры  $T_{g,max}^* = 1530 \dots 1650$  К.

Если расчетный режим двигателя взлетный, то из приведенного выше интервала температур следует принимать  $T_{g,расч}^* = T_{g,max}^*$ . Если расчетный режим крейсерский, то следует принимать  $T_{g,расч}^* = T_{g,кр}^*$ , где  $T_{g,кр}^* = T_{g,max}^* - (100 \dots 120)$  К.

Во втором случае закон регулирования двигателя должен обеспечивать на взлетном режиме  $T_g^*$ , не превышающую приведенные выше значения  $T_{g,max}^*$ .

#### Выбор степени повышения давления в компрессоре и вентиляторе

Влияние выбранной величины  $\Pi_k^*$  на удельную мощность ТВВД показано на рис. 8, а на удельный расход топлива — на рис. 9.

В выполненных исследованиях [4, 7, 19–21] для разрабатываемых ТВВД степень повышения полного давления в компрессоре  $\Pi_k^* = 20 \dots 40$ .

Если проектируемый ТВВД предназначен для самолета с небольшим временем непрерывного полета (служебный самолет и т.п.), то величину  $\Pi_k^*$  следует выбирать в области  $\Pi_{k,opt}^*$ , обеспечивающей получение  $N_{э,уд} \max$ .

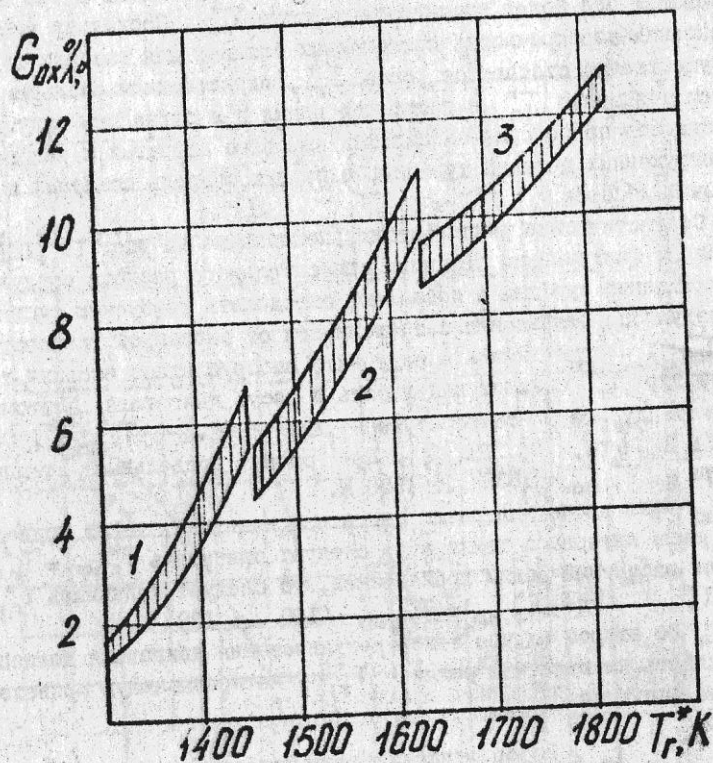


Рис. 10. Относительное количество воздуха для охлаждения сопловых и рабочих лопаток турбины:

- 1 - внутреннее конвективное охлаждение;
- 2 - конвективно-плёночное охлаждение;
- 3 - пористов и пронцаемое охлаждение

Для ТВВД транспортного самолета с большим временем непрерывного полета в крейсерском режиме оптимизация параметров цикла [23] и учет требуемого количества топлива за весь полет и прямых эксплуатационных расходов [4, 7] показали, что минимальный расход топлива за весь типовой полет при  $Mn = 0,8$  на  $H = 10,7$  км для 120-местного самолета достигается при  $\Pi_k^* = 32$ . По данным работ [20, 21] для разрабатываемого ТВВД GE 36 принято  $\Pi_k^* = 40$ . Поэтому для ТВВД транспортного самолета выбирает  $\Pi_k^* = 30 \dots 40$ . При этом верхний предел указанного диапазона относится к более высоким температурам:  $T_r^* = 1600 \dots 1700$  К.

Следует иметь в виду, что с освоением более высоких температур ( $T_r^* = 1700 \dots 1900$  К) соответственно возрастает и  $\Pi_k^*$ , которая прогнозируется как  $\Pi_k^* = 50$ . При таких высоких значениях  $\Pi_k^*$  перспективным оказывается осецентрированный компрессор с высоконагруженной, высокоэффективной центробежной ступенью.

Степень повышения полного давления в корневой части винтовентилятора в расчетном режиме определяют [21] на уровне  $\Pi_{bb}^* = 1,05$ .

#### Выбор КПД винтовентилятора и некоторых других параметров цикла

Полетный КПД винтовентилятора  $\eta_{bb}$  выбирает в зависимости от расчетного  $Mn$  по графику (см. рис. 1), приняв  $\eta_{bb} = \eta_{\pi}$ . Изотропический КПД корневой части винтовентилятора, участвующей в скатии воздуха, можно принять таким:

$$\eta_{bb}^* = 0,86 \dots 0,83, \text{ где}$$

$$\eta_{bb}^* = \frac{L_{bb5}^*}{L_{bb}^*}; L_{bb5}^* = C_p T_H^* (\Pi_{bb}^{*k-1} - 1); L_{bb}^* = C_p (T_B^* - T_H^*).$$

В этом случае для ТВВД

$$T_B^* = T_H^* \left( 1 + \frac{\Pi_{bb}^{*k-1} - 1}{\eta_{bb}^*} \right) = 1,016 T_H^*.$$

Для оптимального распределения свободной работы цикла в целях получения наивысшей тяговой мощности двигателя скорость истечения газов из выходного устройства задают, предварительно определив ее по формуле



$$C_{c.опт} = \frac{V_n \varphi_c^2}{\eta_{твв}^* \eta_m \eta_{св}}$$

где  $V_n$  — скорость полета самолета в расчетных условиях на высоте  $H_{расч}$  при  $M_{п.расч}$  ( $V_n = M_{п.расч} a_n = 20,045 \times M_{п.расч} \sqrt{T_{п.расч}}$ );  $\varphi_c$  — коэффициент скорости выходного устройства ( $\varphi_c = 0,97 \dots 0,93$ );  $\eta_{твв}^*$  — КПД турбины винтовентилятора по параметрам заторможенного потока ( $\eta_{твв}^* = 0,89 \dots 0,90$ );  $\eta_m$  — механический КПД, учитывающий потери механической энергии в опорах ротора (турбина винтовентилятора — винтовентилятор) и в редукторе ( $\eta_m = 0,96 \dots 0,96$ );  $\eta_{св}$  — полетный КПД винтовентилятора, величину которого определяют по результатам настоящей работы.

По данным исследований [7] для расчетного режима  $M_n = 0,8$  на  $H = 11,0$  км можно использовать  $C_c \approx 30$  м/с, при расчете ТВВД в стартовых условиях ( $H = 0$  и  $M_n = 0$ ) —  $C_c = 250$  м/с.

При выборе КПД компрессора, турбины и других параметров, характеризующих потери в элементах проточной части двигателя, руководствоваться рекомендациями работы [23].

Расчет высотно-скоростной характеристики  
Техническим заданием на проектирование нового ТВВД оговаривается потребляемая мощность (тяга силовой установки) в нескольких характерных точках типового полета самолета, для которого предназначен проектируемый двигатель. Такими точками обычно бывает взлетные условия ( $H = 0, M_n = 0$ ), условия набора высоты, крайний полет на заданной высоте и при числе  $M_n$  и др. Создаваемый двигатель должен обеспечивать в заданных условиях полета потребную мощность, т.е. чтобы в этих точках выполнялось условие  $N_{расч} \geq N_{потр}$ , где  $N_{расч} = N_3$ .

После создания и отработки нового двигателя (по статистическим данным через 8...12 лет) необходимо провести его специальные и летные испытания. Анализ результатов этих испытаний покажет, удовлетворяет ли новый двигатель требованиям технического задания. Вполне очевидно, что такой ответ разработчикам нового двигателя необходимо иметь гораздо раньше, еще на этапе

его проектирования или при выборе основных параметров двигателя и закона его регулирования. Для получения такого ответа (в первом приближении) используют математические модели двигателя, разработанные с разной глубиной моделирования.

При задании закона регулирования двигателя нужно помнить о том, что число регулируемых параметров должно равняться числу регулирующих факторов, зависящих от выбранной схемы двигателя.

В качестве регулирующих факторов для ТВВД следует принять такие величины, которые можно изменить независимо друг от друга, например, расход топлива и угол установки лопастей винтовентилятора. Площади проходных сечений проточной части ТВВД делают обычно нерегулируемыми, но ВНА КИД может быть с регулируемым углом установки лопаток ( $\alpha_{ВНА} = \text{const}$ ), отдельные ступени компрессора имеют направляющие аппараты с регулируемым углом установки лопаток ( $\alpha_{НА} = \text{const}$ ). Возможны и другие величины, выступающие в качестве регулирующих факторов.

В зависимости от числа регулирующих факторов регулируемые параметрами являются температура газа перед турбиной, частота вращения ротора компрессора и ротора турбины винтовентилятора (если двигатель не одновальный) и др.

На основании вышеизложенного и учитывая указания и рекомендации работы [24], необходимо задать закон регулирования двигателя и рассчитать высотно-скоростную характеристику в выбранном диапазоне условий полета. Такая характеристика трехвального ТВВД (двухвального газогенератора и свободной турбины) рассмотрена при разных законах регулирования. Так как рассматривается двигатель с нерегулируемой геометрией ( $F_{кр} = \text{const}$ ), то он может иметь только два независимых регулируемых параметра, в качестве которых в данном расчете использованы два из следующих параметров:  $T_r^*$ ,  $n_{св}$ ,  $n_{твв}$ .

В расчетном режиме ( $H = 11$  км,  $M_n = 0,8$ ) двигатель имеет  $G_b = 16,3$  кг/с;  $T_r^* = 1400$  К;  $\pi_{к}^* = 22$ ;  $C_c = 330$  м/с;  $\pi_{св}^* = 1,05$ ;  $\eta_{к} = 0,93$ ;  $\eta_{св} = 0,9$ ;  $\eta_{твв}^* = 0,89$ ;  $\eta_{тнд}^* = 0,9$ ;  $\eta_{твв}^* = 0,91$ ;  $\sigma_{св} = 0,99$ ;  $\sigma_{св} = 0,935$ ;  $\eta_r = 0,97$ ;  $\sigma_{рн} = 0,97$ ;  $\eta_{ред} = 0,97$ ;  $\eta_{твв} = 0,98$ .

В двухкаскадном компрессоре двигателя

$$\frac{L_{кнд}}{L_{кнд} + L_{кнд}} = 0,4.$$

Турбина двигателя принята охлаждаемой.

На рис. 11, 12 изображены высотно-скоростная характеристика описанного выше ТВВД при двух законах регулирования:  $T_g^* = \text{const}$ ,  $n_{твв} = \text{const}$  и  $n_{ад} = \text{const}$ ,  $n_{твв} = \text{const}$ .

На этих же рисунках показана высотно-скоростная характеристика данного ТВВД при тех же двух законах регулирования, но при расчетном взлетном режиме двигателя ( $H = 0$ ,  $Mn = 0$ ). В этом случае в расчетном режиме заданы следующие значения основных параметров:  $G_v = 34,53$  кг/с;  $T_g^* = 1400$  К;  $\Pi_k^* = 16,23$ ;  $\eta_k = 0,843$ ;  $\eta_{дв} = 0,506$ ;  $C_c = 250$  м/с. Значения остальных параметров приняты такими же, как и в первом варианте расчета характеристик, когда расчетный режим был при  $H = 11$  км и  $Mn = 0,8$ .

Четыре варианта высотно-скоростных характеристик описанного выше ТВВД свидетельствуют о том, что различия в условиях расчетного режима оказывают на характеристики большее влияние, чем различия в рассмотренных законах регулирования; это следует учитывать при выборе расчетного режима двигателя и закона его регулирования.

Однако двигатель может работать не во всем диапазоне взлетных режимов полета из-за эксплуатационных ограничений, вытекающих из следующих условий:

- обеспечение требуемых запасов газодинамической устойчивости компрессора, т.е. соблюдение условия  $\Delta K_y \geq \Delta K_{y \text{ min}}$  ( $\Delta K_{y \text{ min}} \geq (8...10)\%$ );
- по условиям жаровой прочности недопущение превышения предельно допустимой температуры газов перед турбиной, т.е. соблюдение условия  $T_g^* \leq T_{g \text{ пред}}^*$  ( $T_{g \text{ пред}}^* = T_{g \text{ max}}^* + (20...30) \text{ К}$ );
- недопущение по условиям прочности вращающихся деталей превышения предельно допустимой частоты вращения роторов компрессора, т.е. соблюдение условия  $\Pi_k \leq \Pi_{k \text{ пред}}$  ( $\Pi_{k \text{ пред}} = (1,03...1,06) \Pi_{k \text{ расч}}$ ).

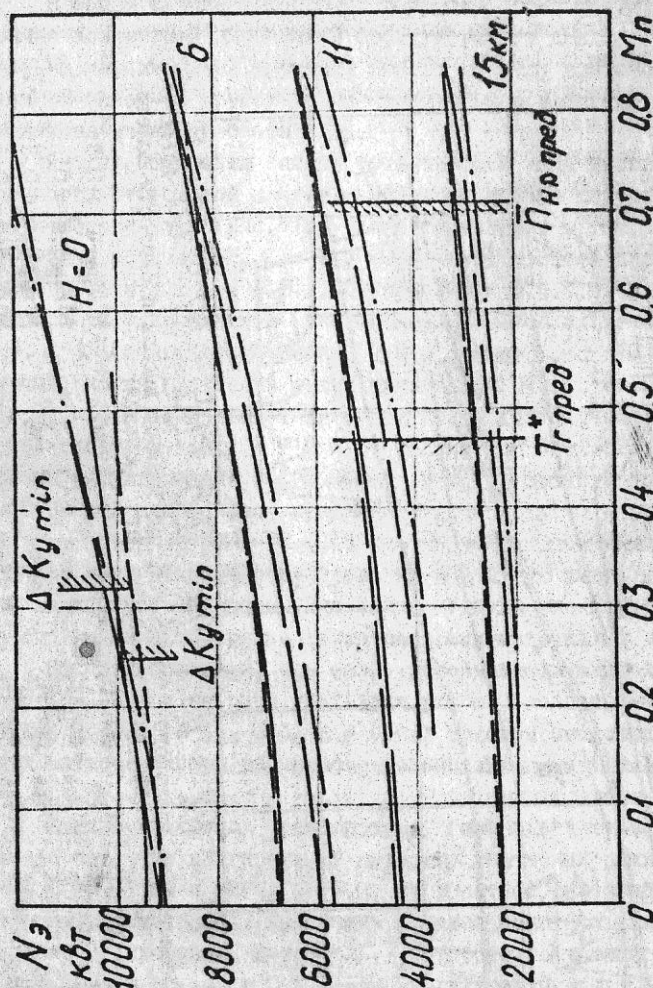


Рис. 11. Зависимость эквивалентной мощности ТВВД от высоты и скорости полета при разных законах регулирования:

$T_g^* = \text{const}$ ;  $n_{твв} = \text{const}$ ,  $n_{ад} = 0$ ,  $n_{твв} = 0,8$   
 $T_g^* = \text{const}$ ;  $n_{твв} = \text{const}$ ,  $n_{ад} = 0$ ,  $n_{твв} = 0$   
 $n_{ад} = \text{const}$ ;  $n_{твв} = \text{const}$ ,  $n_{ад} = 0,8$ ,  $n_{твв} = 0,8$   
 $n_{ад} = \text{const}$ ;  $n_{твв} = \text{const}$ ,  $n_{ад} = 0,8$ ,  $n_{твв} = 0$



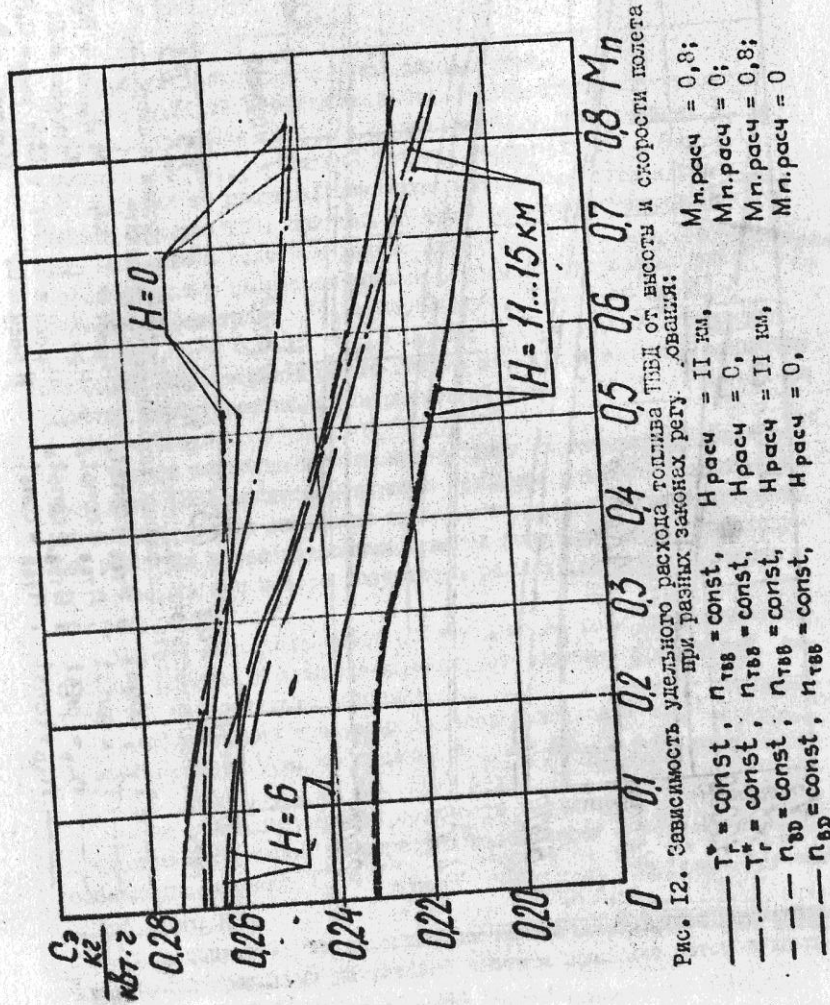


Рис. 12. Зависимость удельного расхода топлива ТВВД от высоты и скорости полета при разных законах регуляции.

В общем случае существуют и другие ограничения, обусловленные конкретной спецификой проектируемого двигателя, например, на максимальный крутящий момент на валу винтовентилятора (или на каком-то другом) и на максимальное давление воздуха на выходе из компрессора и др.

Анализ изменения запаса устойчивости КВД двигателя в зависимости от условий полета, выбранных закона регулирования и расчетного режима (рис. 13) свидетельствует о том, что при расчетном режиме ( $n_{расч} = 0$  и  $M_{п,расч} = 0$ ) во всем диапазоне условий полета ( $H = 0 \dots 15$  км и  $M_{п} = 0 \dots 0,8$ ) и для двух законов регулирования ( $T_r^* = \text{const}$ ,  $n_{т8} = \text{const}$  и  $n_{вд} = \text{const}$ ,  $n_{т8} = \text{const}$ ) соблюдается условие  $\Delta K_{y,нд} > \Delta K_{y,min} = 10\%$ . Для случая, когда расчетный режим принят при  $n_{расч} = 0,8$  и  $M_{п,расч} = 0,8$ , КВД двигателя будет иметь достаточные запасы устойчивости у земли ( $H = 0$ ) только при  $M_{п} < 0,25$  для закона регулирования  $n_{вд} = \text{const}$  и  $n_{т8} = \text{const}$  и при  $M_{п} < 0,32$  для закона регулирования  $n_{вд} = \text{const}$  и  $n_{т8} = \text{const}$ .

При высоте  $H = 6 \dots 15$  км во всем диапазоне скоростей для двух законов регулирования КВД будет иметь достаточные запасы устойчивости. Указанное ограничение по  $\Delta K_{y,min}$  отмечено на характеристике двигателя (см. рис. 11).

Расчеты показали, что запас устойчивости КВД рассмотренного ТВВД высок во всем диапазоне условий полета ( $H = 0 \dots 15$  км,  $M_{п} = 0 \dots 0,8$ ) для обоих законов регулирования и двух случаев выбора расчетного режима:  $\Delta K_{y,вд} = (14 \dots 25)\% > \Delta K_{y,min}$ .

Анализ изменения температуры газа перед турбиной (рис. 14) показывает, что двигатель, у которого расчетный режим при  $n_{расч} = 0,8$  и  $M_{п,расч} = 0,8$ , не имеет ограничений по  $T_r^*$  во всем рассмотренном диапазоне условий полета и для обоих законов регулирования. Двигатель, у которого расчетный режим при  $n_{расч} = 0$  и  $M_{п,расч} = 0$  и закон регулирования  $n_{вд} = \text{const}$  и  $n_{т8} = \text{const}$ , имеет ограничение по  $T_r^*$  на высотах  $H = 11 \dots 15$  км, где эксплуатация двигателя возможна только в случае  $M_{п} > 0,47$ , когда  $T_r^{**} < T_{r,пред}^*$ . В данном анализе принято  $T_{r,пред}^* = T_{r,расч}^* + 50 = 1450$  К. Для этого же случая расчетного режима закон регулирования  $T_r^* = \text{const}$  и  $n_{т8} = \text{const}$ , естествен-

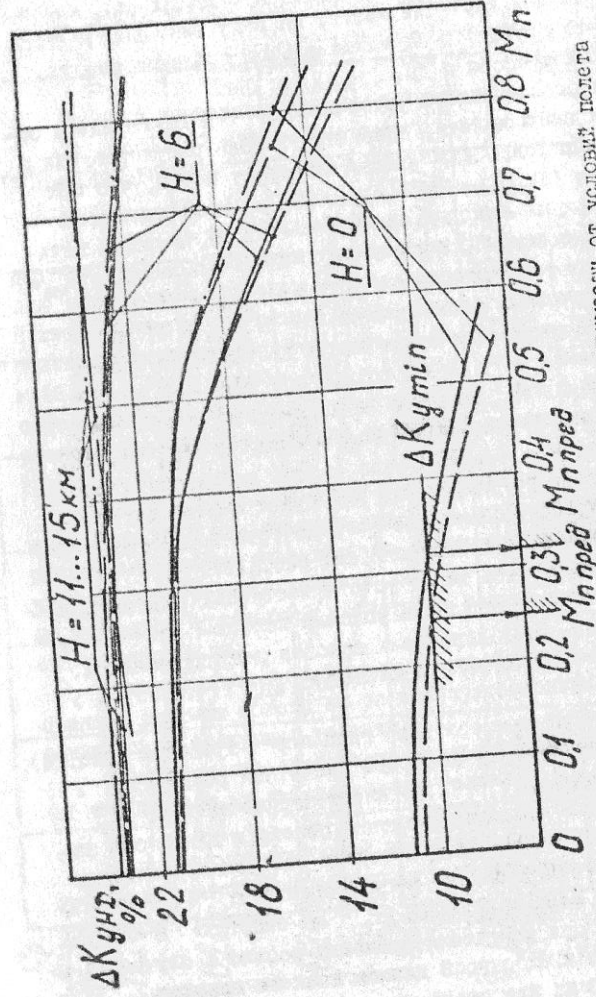


Рис. 13. Изменение запаса устойчивости КИП в зависимости от условий полета и закона регулирования:

- $T_r^* = \text{const}$ ,  $\eta_{T88} = \text{const}$ ,  $M_{п.расч} = 0,8$ ;
- $T_r^* = \text{const}$ ,  $\eta_{T88} = \text{const}$ ,  $M_{п.расч} = 0$ ;
- $\eta_{8D} = \text{const}$ ,  $\eta_{T88} = \text{const}$ ,  $M_{п.расч} = 0,8$ ;
- $\eta_{8D} = \text{const}$ ,  $\eta_{T88} = \text{const}$ ,  $M_{п.расч} = 0$ ;

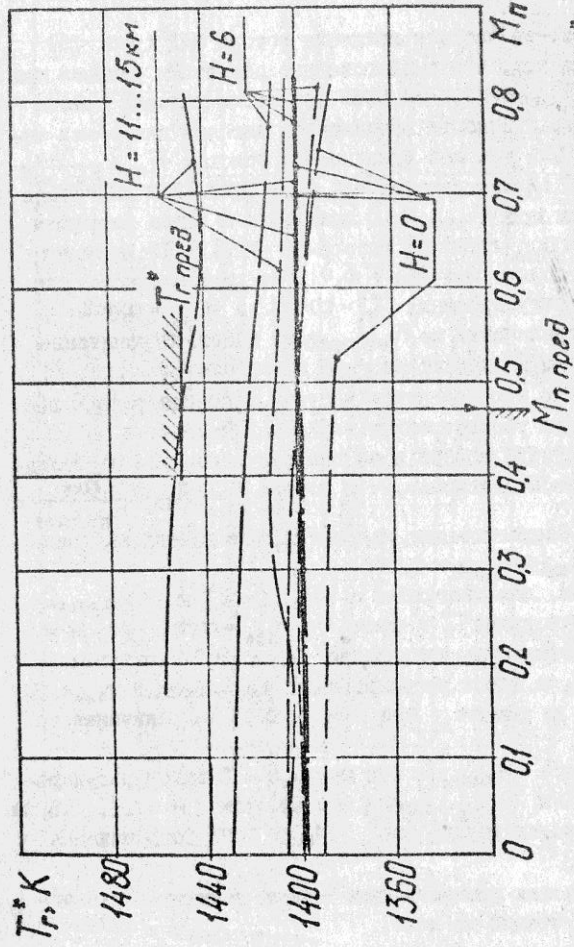


Рис. 14. Изменение температуры газа перед турбиной в зависимости от условий полета и закона регулирования:

- $T_r^* = \text{const}$ ,  $\eta_{T88} = \text{const}$ ,  $M_{п.расч} = 0,8$ ;
- $T_r^* = \text{const}$ ,  $\eta_{T88} = \text{const}$ ,  $M_{п.расч} = 0$ ;
- $\eta_{8D} = \text{const}$ ,  $\eta_{T88} = \text{const}$ ,  $M_{п.расч} = 0,8$ ;
- $\eta_{8D} = \text{const}$ ,  $\eta_{T88} = \text{const}$ ,  $M_{п.расч} = 0$ ;



но, не дает ограничений по  $T_r^*$  во всех условиях полета. Ограничение по  $T_{r.пред}$  отмечено на характеристике ТВВД (см. рис. II).

Анализ изменения частоты вращения ротора КНД (рис. 15) свидетельствует о том, что у двигателя с расчетным режимом при  $H_{расч} = 11$  км,  $M_{п.расч} = 0,8$  во всем диапазоне условий полета нет ограничений по прочности вращающихся деталей для обоих закон регулирования, так как выполняется условие  $\bar{P}_{нд} = \frac{P_{нд}}{P_{нд,расч}} < \bar{P}_{нд,пред}$ . В данном случае принято  $\bar{P}_{нд,пред} = 1,05$ . Для двигателя с расчетным режимом при  $H_{расч} = 0$  и  $M_{п.расч} = 0$  закон регулирования  $P_{нд} = const$  и  $P_{твв} = const$  на высотах  $H = 11 \dots 15$  км может быть использован только при  $M_{п} > 0,71$ . На других высотах, а также при законе регулирования  $T_r^* = const$  и  $P_{твв} = const$  этот двигатель ограничен по  $\bar{P}_{нд,пред}$  не имеет. Ограничение по  $\bar{P}_{нд,пред}$  отмечено на характеристике двигателя (см. рис. II).

Расчеты показали, что изменение частоты вращения ротора высокого давления для рассмотренных вариантов двигателя по расчетному режиму, условий полета и закона регулирования осуществляется в более узком диапазоне, чем ротора КНД:  $\bar{P}_{вд} = \frac{P_{вд}}{P_{вд,расч}} = 0,983 \dots 1,005$ . Следовательно, в этом случае всегда выдерживается условие  $\bar{P}_{вд} < \bar{P}_{вд,пред} = 1,05$ .

Таким образом, для двигателя с  $H_{расч} = 11$  км и  $M_{п.расч} = 0,8$  закон регулирования  $T_r^* = const$  и  $P_{твв} = const$  при  $H = 0$  может быть использован только при  $M_{п} < 0,32$  (ограничение по  $\Delta K_{y.min}$ ), а закон регулирования  $P_{вд} = const$  и  $P_{твв} = const$  на этой же высоте - при  $M_{п} < 0,25$  (ограничение то же).

Для двигателя с  $H_{расч} = 0$  и  $M_{п.расч} = 0$  закон регулирования  $P_{вд} = const$  и  $P_{твв} = const$  на высотах  $H = 11 \dots 15$  км может быть использован только при  $M_{п} > 0,71$  (ограничение по  $\bar{P}_{нд,пред}$ ).

На других высотах рассмотренные законы регулирования ограничений в эксплуатации не дают.

Анализ позволяет сделать вывод о том, что для ТВВД, предназначенного для транспортного или пассажирского самолета большого радиуса действия, целесообразно выбрать расчетный ре-

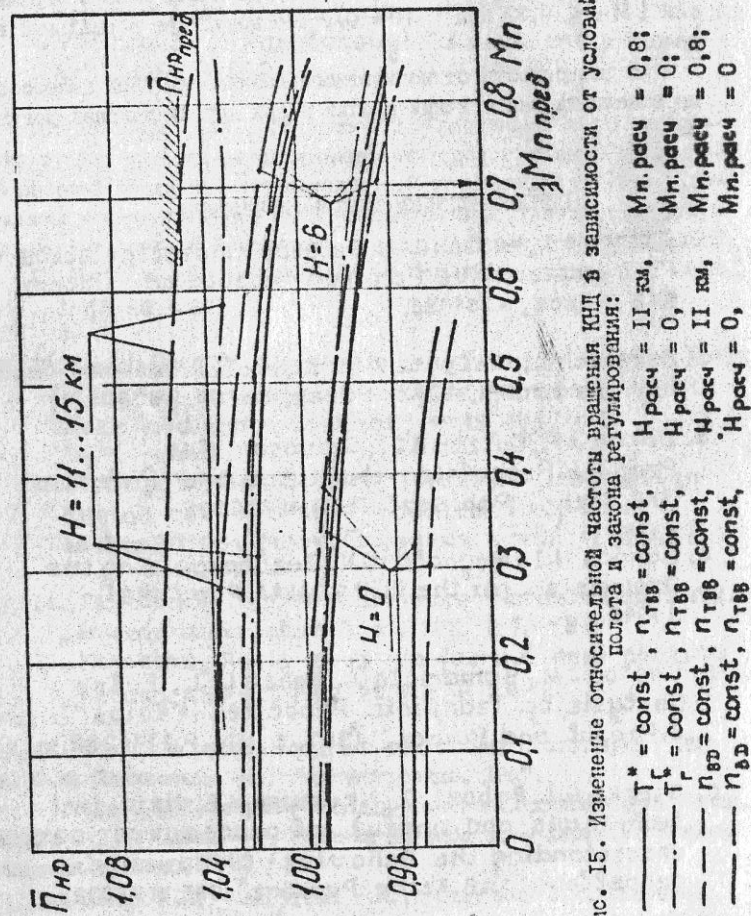


рис. 15. Изменение относительной частоты вращения КНД в зависимости от условий полета и закона регулирования:

- $T_r^* = const, P_{твв} = const, H_{расч} = 11$  км,  $M_{п.расч} = 0,8$ ;
- $T_r^* = const, P_{твв} = const, H_{расч} = 0, M_{п.расч} = 0$ ;
- $P_{вд} = const, P_{твв} = const, H_{расч} = 11$  км,  $M_{п.расч} = 0,8$ ;
- $P_{вд} = const, P_{твв} = const, H_{расч} = 0, M_{п.расч} = 0$ ;

жим при  $H_{расч} = 11$  км,  $M_{расч} = 0,8$  и закон регулирования  $T_r^* = const$  и  $P_{ТВВ} = const$ , так как он имеет меньше ограничений ( $M_{п} < 0,32$  при  $H = 0$ ), что допускает нормальный взлет самолета.

В зависимости от конкретного назначения ТВВД целесообразно выполнить аналогичный анализ и при других законах регулирования.

#### СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. Gatzen B.C., Hudson S.M. General Characteristics of Fuel Conservative Prop-Fan Propulsion System, SAE Paper, N751085.
2. Rohrbach C., Metzger F.B. Винтовентилятор - новый вид двигателя, AIAA Paper, N1208, 1975.
3. Dugan J.F., Gatzen B.C., Adamson W.M. Prop-Fan Propulsion - its Status and Potential "SAE Techn. Pap. Ser." 1978, N 780995.
4. Banach H.J., Reynolds C.N. Turbofan Engine Propulsion for the 1990s "AIAA Pap." 1981, N 1648.
5. Barton J.M., Yamamoto O., Bobez L.J., Euler Analysis of Transonic Propeller Flows "J. Propul and Power", 1987, 3, N3. P. 277-282.
6. Stefko G.L., Bobez L.J., Neumann H.E. New test techniques and analytical procedures for understanding the behavior of advance propellers "SAE Techn. Pap. Ser." 1983, N 830729.
7. Oweus R.E., Ferguson W.W. Some Aspect of Prop-Fan Propulsion Systems Analysis "SAE Techn. Pap. Ser." 1982, N 821358.

8. Sagez D.A., Ludemann S.G. Large-scale advanced Prop-Fan (AR) program progress report "AIAA Paper"; 1985, N1187.

9. Valignat J.-J. Faenbozough "Aviax. mag. int". 1984, N882.

10. Пономарев Б.А., Соценко Ю.В. Газодинамические особенности турбин привода вентиляторов (винтовентиляторов) двигателяй высокой топливной экономичности. Современные проблемы газодинамики и теплообмена и пути повышения эффективности энергоустановок: Тез. докл. 5 Всесоюз. жк.-семина, 3-5 мая 1985 г. - М., 1985.

11. Battle of the "UBEES" for the 1990s, "Can. Aviat.", 1985, 58, N8.

12. Kandebo S.W. Increase in aircraft engine sales following commercial traffic growth. "Aviat. Week and Space Technol." 1985, 123, N19.

13. Robey C.W., Bennett H.W. Aircraft propulsion engine having a rear mounted Prop-Fan. Заявка 2117054, Великобритания, заявл. 17.02.82г.

14. Разработка турбовентиляторного двигателя фирмой МТИ. "Inteavia Aiz, Lett." 1987, N 11265. P. 77-87.

15. Kenneth O., Rolls gears up for the new century. "Aerosp. Amer.", 1987, 25, N2. P. 24-25.

16. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей / Под ред. С.М. Шляхтенко. - М.: Машиностроение, 1987.

17. Ершов В.Н. Теория воздушно-реактивных двигателей: Консп. лекций: В 2 ч. Схемы ВРД, принцип их работы. - Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1980. - Ч. I.

18. Локай В.И., Максимова М.К., Стрункин В.А. Газовые турбины двигателей летательных аппаратов: Теория, конструкция и расчет. - М.: Машиностроение, 1979.



19. Banch H.J., Reynolds C.N. Turboprop engine propulsion for the 1990's., "J. Aircraft", 1984, 21, N4.

20. Power for the year 2000., "Interavia", 1986, 41, N2.

21. Винтовентиляторные двигатели для транспортных самолетов с  $M_n = 0,8$ . - Технический отчет ЦИАМ.-М., 1978.

22. Ершов В.Н. Термодинамический цикл и его оптимизация: Консп. лекций по курсу "Теория ВРД". - Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1979.

23. Герасименко В.П., Павленко Г.В. Выбор параметров термодинамический расчет ТВД, ТВВД и ТВаД: Учеб. пособие. - Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1984.

24. Павленко Г.В. Математическое моделирование авиационных ГТД при исследовании их эксплуатационных характеристик: Учеб. пособие. - Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1986.

## СОДЕРЖАНИЕ

УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ .....	3
ИНДЕКСЫ .....	3
ВВЕДЕНИЕ .....	4
Винтовентилятор .....	10
Выбор расчетного режима .....	11
Выбор схемы двигателя .....	13
Выбор температуры газов перед турбиной .....	22
Выбор степени повышения давления в компрессоре и вентиляторе .....	25
Выбор КПД винтовентилятора и некоторых других параметров цикла .....	27
Расчет высотно-скоростной характеристики .....	28
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ .....	38

Алексей Филиппович Брехов

ВЫБОР СХЕМЫ, РАСЧЕТНОГО РЕЖИМА И ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ  
ТУРБОВИНТОВО-ВИЛИГОРНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Редактор А.Е. Туркова

Св. план. 1938, разд. 21, поз. 7

Подписано в печать 06.06.88. БИ 18621.

Формат 60x34/1/16. Бум. офс. № 2. Офс. поч.  
Усл.п.л. 2. Уч.-изд. л. 2,14. Т. 150 экз. Заказ 230. Цена 16 к.

Харьковский авиационный институт  
310191, Харьков-191, ул. Чкалова, 17

Рота́принт типографии ХАИ  
310191, Харьков-191, ул. Чкалова, 17