

Купить книгу "Авиационные газотурбинные двигатели. Конструкция и расчет деталей"

Г.С.СКУБАЧЕВСКИЙ

АВИАЦИОННЫЕ ГАЗО- ТУРБИННЫЕ ДВИГАТЕЛИ

*Конструкция
и расчет
деталей*

1. ТИПЫ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И ОБЛАСТИ ИХ ПРИМЕНЕНИЯ

Газотурбинные двигатели (ГТД) начали применяться в авиации в конце Великой Отечественной войны. За сравнительно короткий срок поршневые двигатели были совершенно вытеснены из скоростной авиации и заменены газотурбинными, которые во многих отношениях оказались более совершенными. В ГТД можно было получить весьма большую тягу при меньшей массе, а поперечные габаритные размеры, отнесенные к тяге, оказались во много раз меньшими, чем у лучших поршневых двигателей. Установка ГТД на самолете позволила резко повысить скорость полета. Уже первые самолеты в ГТД имели скорость около 950 км/ч, в то время как максимальная скорость самолетов со специальными гоночными поршневыми двигателями достигала только 756,6 км/ч.

Затем появились различные типы ГТД, которые по своим показателям достигли большого совершенства. ГТД можно разделить на две группы: турбореактивные (ТРД) и турбовинтовые (ТВД). Промежуточное положение занимают турбореактивные двухконтурные двигатели (ТРДД).

ТРД (рис. 1.01, *а* и *б*) часто используют в силовых установках летательных аппаратов. Они позволяют получать большую скорость подъема и скорость полета, значительно превосходящую скорость звука, надежны в работе и обладают большим ресурсом.

ТРД применяются также на некоторых беспилотных самолетах-снарядах. В этом случае требование надежности сохраняется, но ресурс работы их составляет лишь несколько часов, а конструкция в ряде случаев существенно упрощается.

Для транспортных самолетов с малыми дозвуковыми скоростями ТРД не применяются вследствие их низкой экономичности на этих скоростях.

ТВД (рис. 1.02) применяются на транспортных и бомбардировочных самолетах и на вертолетах. При дозвуковых скоростях полета ТВД вследствие применения воздушного винта в качестве движителя имеют более высокий тяговый КПД, чем ТРД, что приводит к снижению расхода топлива, а следовательно, и к увеличению дальности полета самолета. Примерно с 1969 г. новые ТВД для силовых установок самолетов не создаются, их заменили двухконтурные ТРД (ТРДД). Новые ТВД создаются для силовых установок вертолетов.

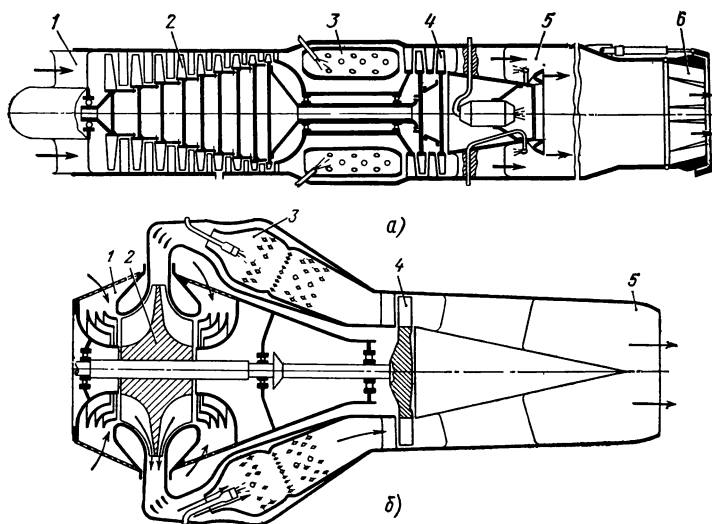


Рис. 1.01. Схемы ТРД:

а—с осевым компрессором и форсажной камерой: 1—входная часть; 2—осевой компрессор; 3—камера сгорания; 4—турбина; 5—форсажная камера; 6—реактивное сопло; *б*—с центробежным компрессором: 1—входное устройство; 2—центробежный компрессор; 3—камера сгорания; 4—турбина; 5—реактивное сопло

В силовых установках самолетов применяются ТРДД с передним (рис. 1.03) и задним (рис. 1.04) расположением вентилятора. Для сверхзвуковых самолетов применяются двигатели со степенью двухконтурности (отношение количества воздуха, проходящего по наружному контуру, к количеству воздуха, проходящему по внутреннему контуру) $m=2$, а для дозвуковых самолетов в зависимости от их назначения — с $m=3 \dots 8$. Заднее расположение вентилятора позволяет сравнительно легко использовать хорошо зарекомендовавшие себя ТРД и на их базе создать ТРДД.

На рис. 1.05 показан двухконтурный двигатель с $m=1,45$. У этого двигателя имеется 2-ступенчатый вентилятор, расположенный перед осевыми компрессорами среднего и высокого давления ($\pi_k = 13$), с тягой $R=8160$ даН. Двигатель двухвальный, наружный вал приводится первой ступенью турбины и передает вращение ротору компрессора высокого давления. Внутренний вал приводится тремя ступенями турбины и вращает ротор компрессора среднего давления и вентилятор.

На рис. 1.06 показан трехвальный двухконтурный двигатель. Расход топлива у двухконтурных двигателей значительно ниже, чем у одноконтурных.

Выбор параметров ТРДД рассматривается в учебниках по теории ВРД [91].

ГТД (подъемно-тяговые, поворотные тяговые и подъемные) применяются в силовой установке самолетов вертикального взлета и посадки (СВВП). Подъемно-тяговые двигатели (рис. 1.07, *а*, *б*, *в*)

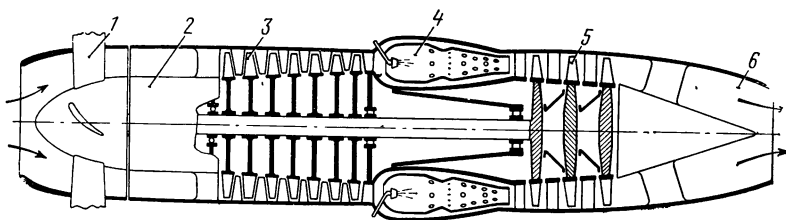


Рис. 1.02. Схемы ТВД:

1—воздушный винт; 2—редуктор частоты вращения; 3—компрессор; 4—камера сгорания; 5—турбина, 6—реактивное сопло

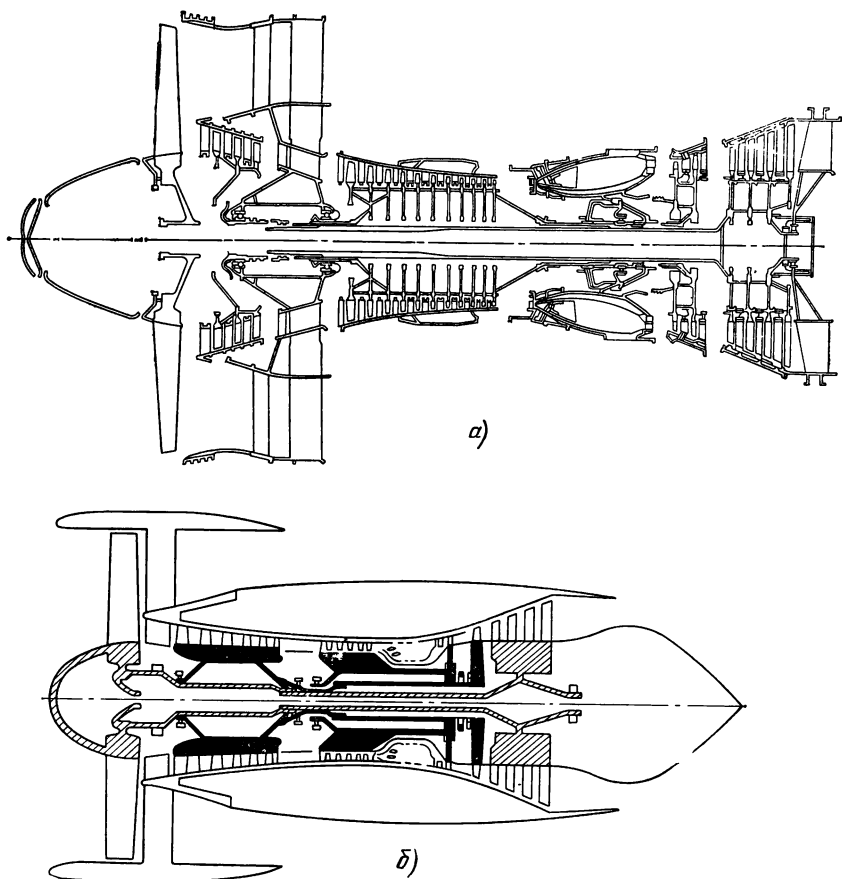
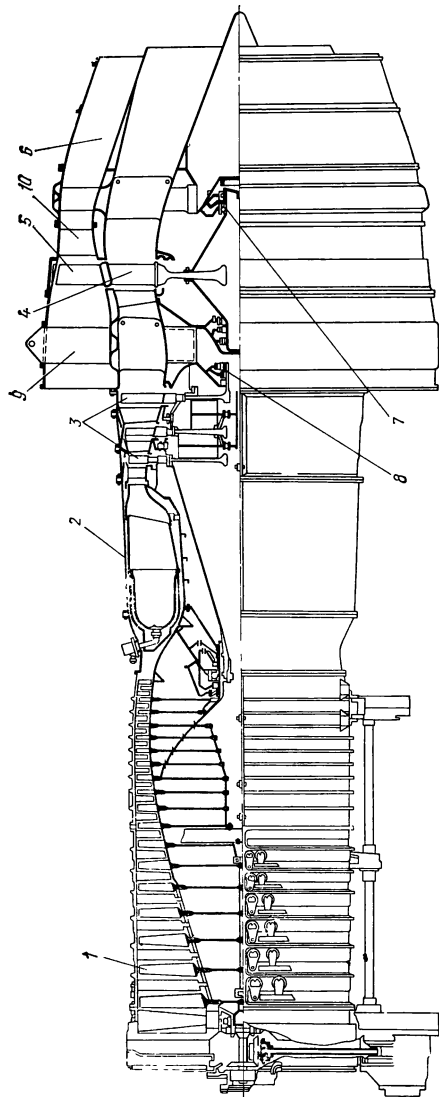


Рис. 1.03. Схемы ТРДД с передним расположением вентилятора второго контура:

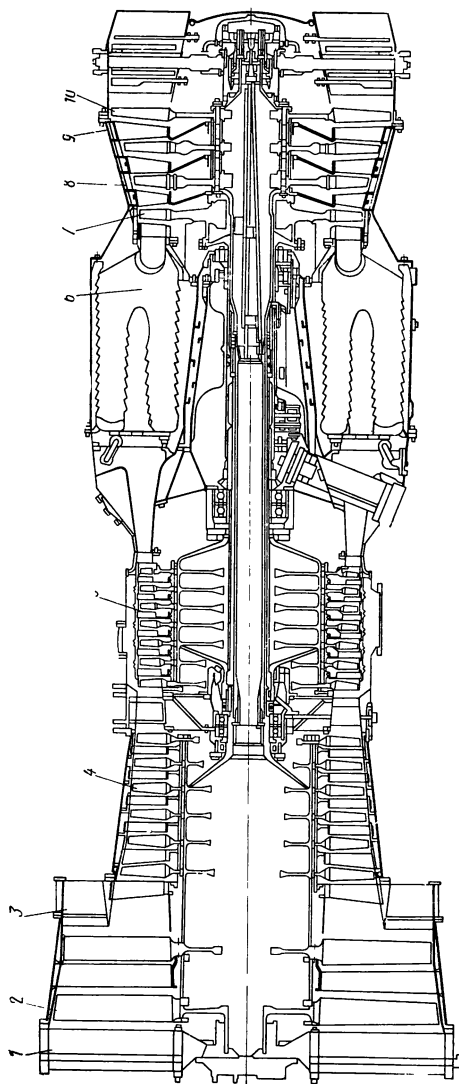
a—двухконтурный двухвальный двигатель, расчлененный на узлы (тяга $R \approx 18600$ даН, диаметр вентилятора приблизительно 2430 мм, длина приблизительно 3175 мм, степень повышения полного давления воздуха в компрессоре $\pi_k \approx 25$; степень двухконтурности $m=5$; масса 2538 кг); *b*—трехвальный двухконтурный двигатель ($R \approx 20000$ даН, диаметр вентилятора приблизительно 2435 мм, длина приблизительно 3650 мм, $m=5,21$, масса приблизительно 3500 кг)

Рис. 1.04. Схема ТРДД с задним расположением вентилятора второго контура:



1—17-ступенчатый компрессор; 2—камера сгорания; 3—3-ступенчатая турбина; 4—турбина турбовентиляторной приставки; 5—вентилятор турбовентиляторной приставки; 6—воздушный контур турбовентиляторной приставки; 7, 8—задний и передний подшипники турбовентиляторной приставки; 9, 10—неподвижные направляющие лопатки вентилятора

Рис. 1.05. Схема двухконтурного ТРД с передним расположением вентилятора второго контура:



1—лопатка входного направляющего аппарата; 2—2-ступенчатый вентилятор; 3—канал для выхода воздуха из первого контура в атмосферу; 4—6-ступенчатый компрессор среднего давления; 5—7-ступенчатый компрессор высокого давления; 6—камера сгорания; 7—1-ступенчатая турбина, приводящая компрессор высокого давления; 8, 9, 10—три ступени турбины, приводящей 2-ступенчатый вентилятор и компрессор среднего давления

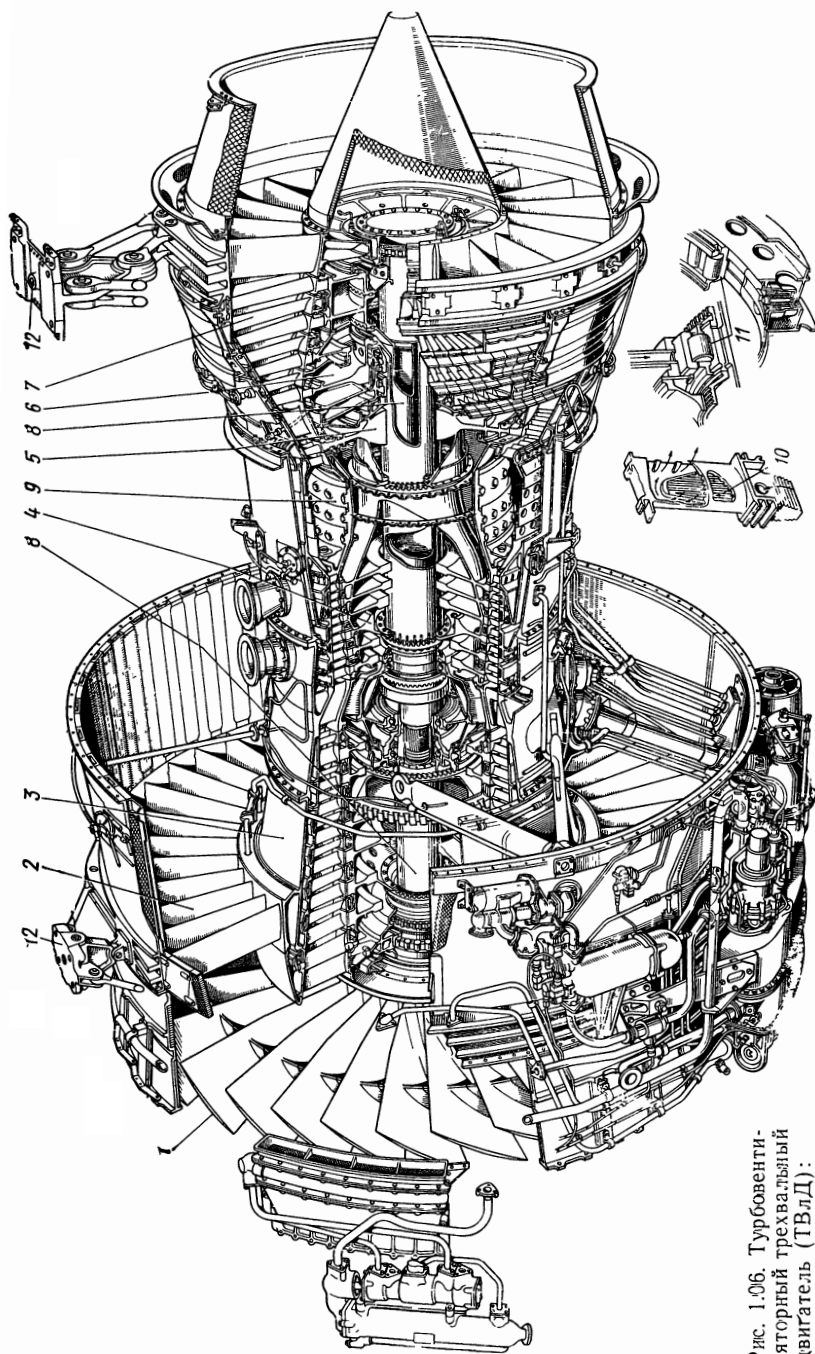


Рис. 1.06. Турбовентиляторный трехвалный двигатель (ТВД):

1—вентилятор с титановыми лопатками; 2—полые стальные направляющие лопатки; 3—8-ступенчатый осевой компрессор низкого давления; 4—6-ступенчатый осевой компрессор высокого давления; 5—1-ступенчатая турбина высокого давления для привода компрессора высокого давления; 6—2-ступенчатая турбина среднего давления; 7—2-ступенчатая турбина низкого давления для привода вентилятора; 8—вал передачи крутящего момента к вентилятору; 9—камера сгорания; 10—охлаждаемая турбинная лопатка первой ступени; 11—роликовый подшипник с вытесняемой масляной пленкой (между наружным кольцом и корпусом); 12—узел крепления двигателя к самолету

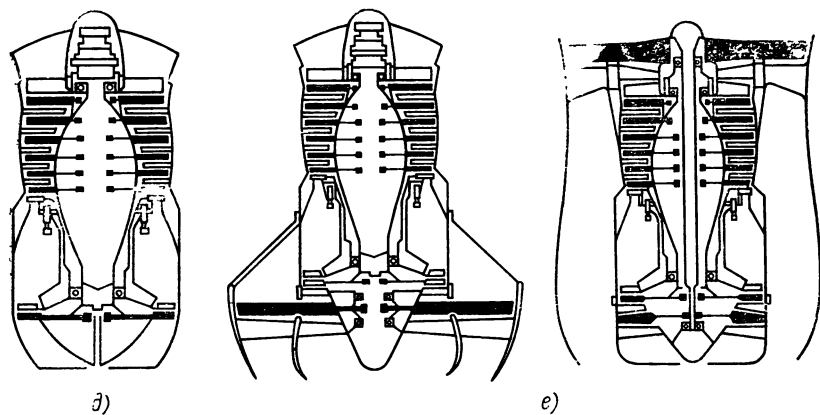
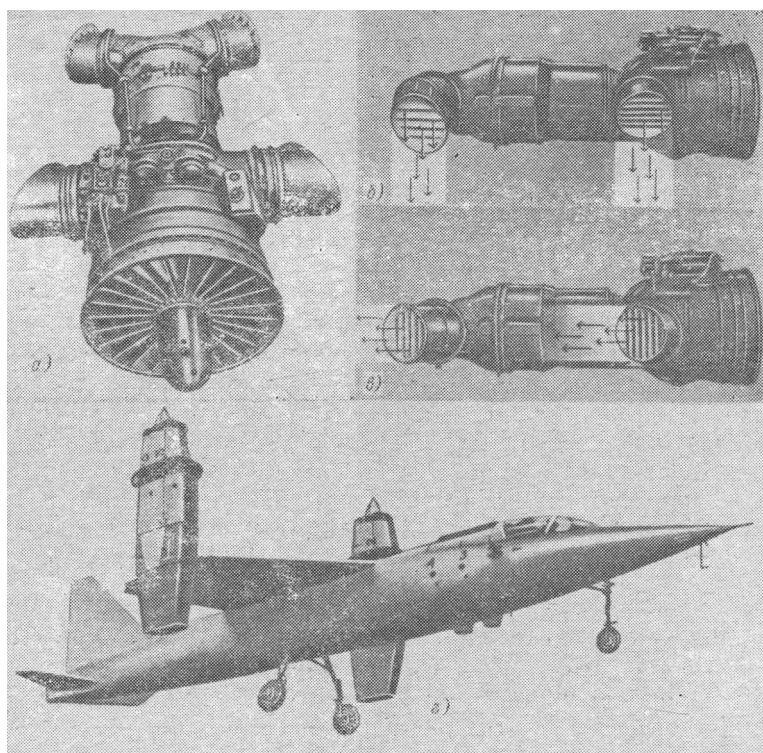


Рис. 137. ТРД для СВВП:

а—двухконтурный двигатель с четырьмя сопловыми устройствами, меняющими направление вектора тяги; *б*—положение сопловых устройств при взлете и посадке; *в*—положение сопловых устройств при горизонтальном полете; *г*—положение поворотных тяговых двигателей, установленных на концах крыльев, при взлете и посадке; *д*—подъемный ТРД, развивающий тягу только в вертикальном направлении; *е*—двухконтурный подъемный двигатель (слева — с задним, справа — с передним расположением вентилятора второго контура)

имеют одно или несколько (два ... четыре) поворотных сопловых устройств, позволяющих получить тягу как в вертикальном (для взлета и посадки), так и в горизонтальном (для горизонтального полета) направлениях. Разновидностью подъемно-тяговых двигателей могут быть поворотные тяговые двигатели (см. рис. 1.07, *з*), укрепленные на концах крыльев. Подъемные ТРД (см. рис. 1.07, *д*) развивают тягу только в вертикальном направлении и после взлета самолета (через 1 ... 1,5 мин) выключаются. При этом постепенно увеличиваются частота вращения тяговых двигателей и скорость горизонтального полета самолета. Применение подъемных двигателей для СВВП становится целесообразным только в том случае, когда их удельная масса, т. е. отношение массы двигателя к тяге, не превышает 0,05 ... 0,07 кг/даН (что в три ... четыре раза меньше удельной массы тяговых двигателей). Такое уменьшение удельной массы подъемных двигателей достигается применением стеклопластиков, титановых, алюминиевых и магниевых сплавов, а также увеличением напряжений в деталях двигателя, что снижает ресурс их работы (который составляет 50 ... 100 ч).

Конструктивные особенности элементов ГТД (компрессоров, камер сгорания, турбин и других узлов) могут служить признаками для их классификации.

Так, можно различать двигатели с центробежными, осевыми и комбинированными компрессорами, с трубчатыми, кольцевыми и трубчато-кольцевыми камерами сгорания, с петлевыми и прямоточными направлениями движения газов, с осевыми и радиальными турбинами и т. д. (рис. 1.08). Это многообразие характерно для первого периода развития двигателей, когда искали наилучшие конструкции их главнейших узлов. В настоящее время ГТД имеют вполне установившиеся элементы. Так, в ТРД и ТВД в настоящее время применяют почти исключительно осевые компрессоры, вследствие того что они позволяют получить большую степень повышения давления, имеют высокий КПД, малую массу и малые поперечные габариты. Центробежные компрессоры (см. рис. 1.01, *б*) и осецентрибежные (рис. 1.09) в настоящее время почти не применяют. Их можно встретить на вертолетных двигателях, на пусковых устройствах, предназначенных для запуска тяговых ГТД, и на бортовых вспомогательных ГТД.

Компрессор, камеру сгорания, турбину и реактивное сопло в ГТД располагают так, чтобы получить прямоточный тракт с малыми гидравлическими потерями. Двигатели с петлевым трактом (рис. 1.10) в настоящее время почти не применяют (петлевой тракт применяют только в ТВД малой мощности и в турбостартерах).

Камеры сгорания в настоящее время используют в основном двух типов: кольцевые и трубчато-кольцевые, так как их стенки могут быть включены в силовые корпуса двигателя, что снижает его массу (вес). Стенки индивидуальных камер (см. рис. 1.01, *б*) не включаются в силовые корпуса двигателя.

Для двигателей большой тяги применяют турбины исключительно осевого типа. Радиальные турбины встречаются лишь на

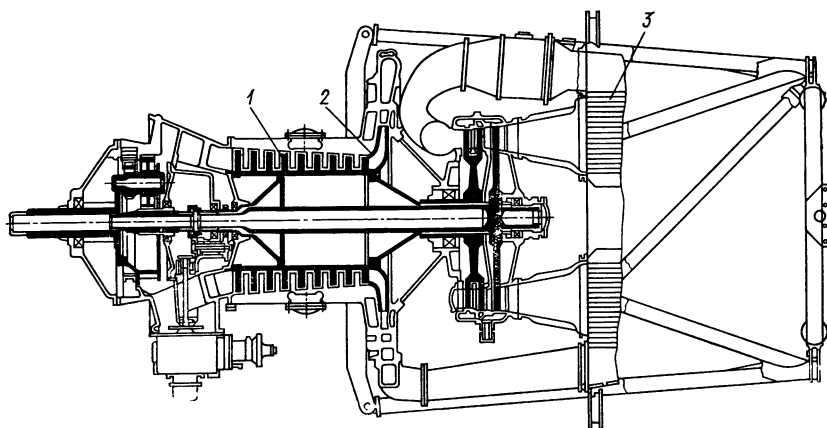


Рис. 1.09. Схема ТВД с осецентрированным компрессором и регенератором-теплообменником:

1—осевой компрессор; 2—центробежный компрессор; 3—регенератор

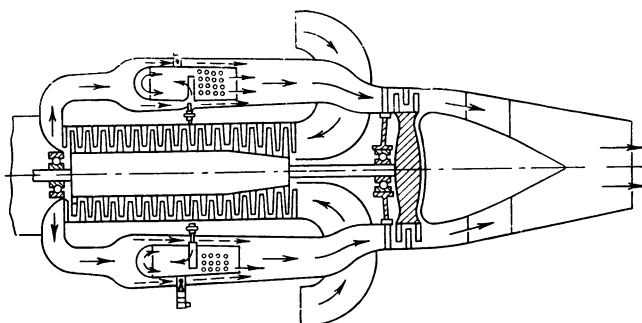


Рис. 1.10. Схема ТВД с петлевым движением воздуха и индивидуальными камерами сгорания, расположенными вокруг компрессора

малых ТРД и ТВД. Число ступеней определяется срабатываемым перепадом, поэтому в ТРД применяют от одной до трех, а в ТВД — от трех до пяти ступеней.

Для форсирования ТРД в настоящее время получили широкое распространение форсажные камеры, располагаемые за турбиной. Дополнительная тяга при этом получается за счет введения в форсажную камеру добавочного топлива и повышения в связи с этим температуры и скорости газа, выходящего из реактивного сопла. При этом появляется необходимость в регулируемых реактивных соплах.

Наметились основные тенденции в развитии ТВД. Основные узлы (компрессор, камеры сгорания и турбины) выполняют так же, как и в ТРД. Газовый тракт выполняют прямоточным. Регенераторы для утилизации тепла отходящих газов и подогрева входящего в двигатель воздуха применяют редко (см. рис. 1.09), так как

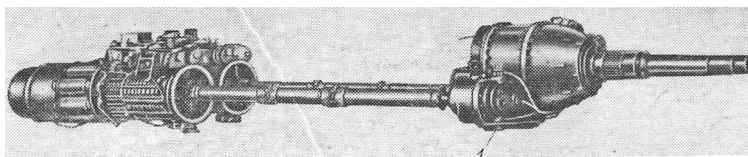


Рис. 1.11. Спаренный ТВД с выносным редуктором (1) для привода двух соосных винтов

они имеют большую массу и малую эксплуатационную надежность.

В некоторых самолетных установках для снижения лобового сопротивления двигатели устанавливают внутри крыльев самолета, а передача к винтам осуществляется через выносной редуктор (рис. 1.11).

Характерной особенностью современных ГТД является широкое применение автоматизации, благодаря чему ряд величин, например температура газов перед турбиной, частота вращения двигателей и другие параметры, поддерживается автоматическими устройствами с высокой точностью. Это значительно облегчает эксплуатацию двигателя.

2. ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ ГТД

К числу основных параметров, характеризующих технические данные и степень совершенства ГТД, относятся тяга, удельный расход топлива, масса (вес), габаритные размеры и ресурс.

По мере развития и совершенствования ГТД указанные параметры существенно изменяются: тяга двигателей непрерывно возрастает, улучшается экономичность, снижается масса, приходящаяся на 1 даН тяги, уменьшаются габаритные размеры, увеличивается ресурс.

Тяга ТРД в настоящее время имеет значение от нескольких сотен даН — двигатели для учебных самолетов, летающих мишеней — до 28 000 даН — двигатели для истребителей, транспортных самолетов и бомбардировщиков. В каждом конкретном случае для силовой установки самолета выбирают число двигателей и оптимальную тягу каждого из них с учетом массы. Однако не только масса характеризует выбор тяги двигателя. Необходимо также учитывать простоту компоновки двигателя на самолете, удобство и надежность его эксплуатации, стоимость производства и пр.

На рис. 1.12 показано изменение удельной массы различных ТРД с центробежными и осевыми компрессорами, двухконтурных, ТРД с форсажными камерами и др. с 1939 по 1975 гг. За этот период удельная масса ТРД снизилась в пять ... десять раз. На линии минимальной удельной массы в интервале 1965 ... 1967 гг. располагаются точки, относящиеся к подъемным двигателям СВВП. Дальнейшее совершенствование конструкции, технологии,

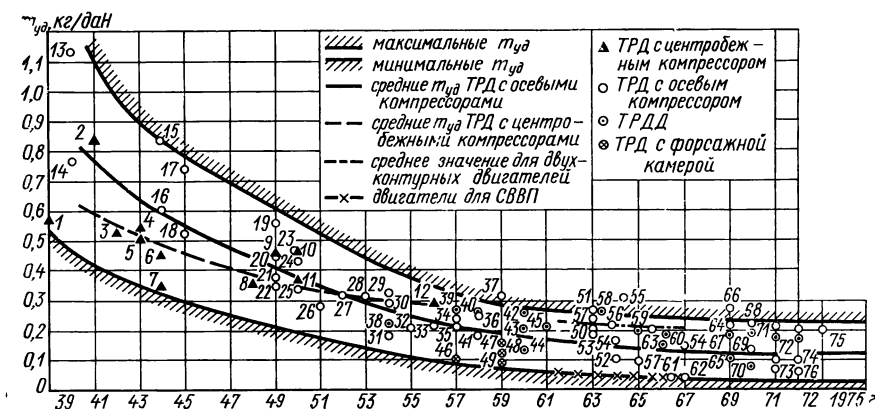


Рис. 1.12. Изменение удельной массы ТРД по годам и значение удельной массы для двигателей с осевыми и центробежными компрессорами:

1—He S3; 2—«Уитл» W-1; 3—«Гоблин» I; 4—J31; 5—«Дервент» I; 6—GEJ 33; 7—«Нин» I; 8—J42; 9—«Гоуст» 48; 10—«Гоблин» 35; 11—«Дервент» 8; 12—«Нин» 103; 13—ЮМО 004А; 14—BMW 003А; 15—ЮМО 004; 16—BMW 003D; 17—He S011; 18—J30WE20; 19—«Доверн» I; 20—«Атар» 1018; 21—GEJS3A; 22—«Сапфир» 3; 23—«Оренда» 5; 24—J71А; 25—«Атар» II; 26—«Олимп»; 27—«Эвон» RA.28; 28—«Сапфир»; 29—«Оренда» 14; 30—«Эвон» RA.28; 31—«Ирокез»; 32—J79; 33—«Джайрон»; 34—J58; 35—«Олимп» RB; 36—JT3D; 37—«Эвон» RA.29; 38—J79; 39—J58; 40—JT38; 41—BE58; 42—«Конуэй»; 43—BS75; 44—GF100-1; 45—«Спей»; 46—RB108; 47—BE58; 48—J85-7; 49—RB145; 50—J37D-3; 51—JT4A-11; 52—GJ610; 53—J79-8; 54—«Олимп» 593; 55—«Эвон»; 56—«Конуэй» RCo 42/1; 57—CJ616-1; 58—CJ895-23C; 59—JT9D-1; 60—«Спей» 2,5; 61—RB189 (двигатель для СВВП); 62—RB162-31 (двигатель для СВВП); 63—RB.178; 64—Дженерал Электрик J-79-GE-19; 65—CJ610-6; 66—J-85BF; 67—J-58; 68—J-52; 69—Дженерал Электрик GE 4/15F; 70—GE 1/JA 1; 71—«Олимп»; 72—GJ610-9; 73—RB162; 74—GJ610-9; 75—J55-4; 76—RB162

применение новых материалов позволит получить еще меньшую удельную массу ТРД. Начиная примерно с 1951 г. средние значения удельной массы у ТРД с осевыми компрессорами имеют меньшие значения, чем у ТРД с центробежными компрессорами.

Сравнительная оценка двигателей с различной тягой определяется по удельной массе, под которой понимается отношение массы двигателя (без топлива, масла и самолетных агрегатов) к его номинальной тяге:

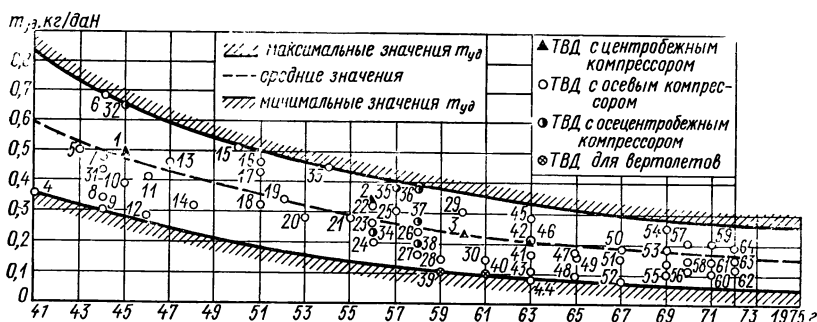
$$m_{уд} = m_{дв} / R.$$

ТВД оценивают по мощности на валу винтов N_v , мощности реактивного выхлопа N_R или по их сумме N_e . В ТВД можно отметить широкий диапазон мощностей: 150 ... 250 кВт — для небольших самолетов и вертолетов и свыше 12 000 кВт — для тяжелых бомбардировщиков и транспортных самолетов.

Удельная масса турбовинтовых двигателей оценивается отношением массы двигателя (без топлива, масла, самолетных агрегатов и воздушных винтов) к суммарной мощности:

$$m_{уд} = m_{дв} / N_e.$$

На рис. 1.13 показано изменение удельной массы ТВД с 1941 по 1975 гг. Здесь приведены данные различных ТВД с центробежными, осевыми и комбинированными компрессорами и ТВД для вер-



Фиг. 1 13 Изменение удельной массы ТВД по годам:

1—«Дарт» 1; 2—«Дарт» 7; 3—«Дарт» 545; 4—BMW 029; 5—ГЕТ6100; 6—ЮМО022; 7—Питон; 8—DB 021, 9—Т38А6; 10—Мамба; 11—Т40А10; 12—4Т34; 13—Дабл Мамба; 14—Мамба 3; 15—Питон ASR; 16—Дабл Мамба; 17—Протей; 18—ASS; 19—Этанд; 20—Т34; 21—Т56; 22—Т53; 23—Эланд; 24—Т58; 25—Мамба 8; 26—Амин; 27—Т64; 28—Т64 GE; 29—РТ6; 30—JTFD-12; 31—Клайд; 32—Тезей; 33—Протей; 34—Т55L-1; 35—Р182; 36—Протей; 37—Аллисон; 38—Т55; 39—Вертолетный; 40—Вертолетный; 41—Пратт-Уитни Т34Р9W; 42—501-D13; 43—Лайкоминг Т55-L-5; 44—Дженерал Электрик Т58 (вертолетный); 45—Бристоль-Сиддли ASMD5; 46—Роллс-Ройс «Дарт» RD_a 10/1; 47—Аллисон Т56-A-10; 48—Бристоль-Сиддли «Гном» (вертолетный); 49—«Нимб» (вертолетный); 50—Роллс-Ройс «Дарт» RD_a 12; 51—Роллс-Ройс «Тайн» RTy-20M; 52—Лайкоминг Т55-L-7; 53—Дженерал Электрик Т-64-16; 54—Аллисон 250C18; 55—JFDRA3; 56—dFTD12A-4A; 57—Тайн RT-20; 58—Т-58-16; 59—Аллисон 250C18; 60—Т-64-16; 61—Т586E 10; 62—Т-73-P-700; 63—Гном Н; 64—Т58GE10

толетов. За указанный период удельная масса ТВД снизилась примерно в три ... шесть раз.

Малая удельная масса является важнейшим требованием для авиационных двигателей, так как масса двигателя в сильной степени сказывается на качестве самолета, определяющем его скороподъемность и дальность полета. Статистические данные показывают, что увеличение массы двигателя на 1 кг вызывает увеличение массы самолета примерно на 3 ... 5 кг. Поэтому снижение удельной массы двигателя и самолета можно оценить выражением

$$\Delta m R [1 + (3...5)].$$

Так, для самолета с двумя ТРД и тягой каждого $R=10000$ даН снижение удельной массы на $\Delta m=0,01$ кг/даН дает снижение массы двигателей на 200 кг, снижение массы самолета на 600 ... 1000 кг, а в сумме это составляет 800 ... 1200 кг.

Снижение массы двигателей достигается разными способами, которые учитываются при конструировании двигателя и его агрегатов. К числу главнейших из этих способов относятся:

— повышение параметров процесса и показателей работы отдельных агрегатов (увеличение степени повышения давления воздуха в одной ступени компрессора, приводящее к уменьшению числа ступеней и не вызывающее увеличение их массы, увеличение температуры газа, увеличение теплоперепада, срабатываемого в одной ступени турбины, приводящее к уменьшению числа ступеней турбины, и др.);

— конструктивное совершенствование двигателя и его узлов (применение в компрессоре и турбине лопаток с малой хордой, при-

менение лопаток, валов, дисков с малыми размерами поперечных сечений и демпфирующих устройств для борьбы с колебаниями этих деталей, применение охлаждаемых сопловых и рабочих лопаток в турбине и др.);

— применение новых жаропрочных материалов для узлов и деталей двигателя, подвергающихся воздействию высоких температур, применение легких материалов с высокими механическими качествами для деталей и узлов, работающих при сравнительно небольшом нагреве (титановые сплавы, стеклопластики для дисков, лопаток и корпусов осевого компрессора и др.);

— применение новых технологических приемов при изготовлении деталей, например сварных стальных и титановых корпусов, литых сопловых и рабочих лопаток турбины, применение электрохимического способа обработки турбинных лопаток, при котором в отличие от механической обработки в деталях не возникает остаточных напряжений и др.

Подробно эти вопросы рассмотрены далее в соответствующих главах.

Удельная масса ТРД зависит от его размеров и тяги. Это объясняется следующим. При сохранении геометрического подобия, механической и термической напряженности масса двигателя должна бы зависеть от куба его диаметра (близкого к диаметру первой ступени компрессора D), т. е.

$$m_{\text{дв}} = C_1 D^3,$$

где C_1 — коэффициент пропорциональности, представляющий собой массу двигателя при $D=1$ м. Однако в ГТД есть два рода деталей и узлов, масса которых изменяется пропорционально кубу и квадрату их основных размеров. Кубический закон изменения массы в зависимости от основного размера (например, от диаметра) характерен для деталей компрессора и турбины (дисков, лопаток, корпусов и др.).

Квадратичный закон изменения массы в зависимости от основного размера наблюдается в узлах, выполненных из листовых материалов, толщина которых в дальнейших модификациях двигателя остается почти неизменной (узлы входного устройства, камер сгорания, реактивного сопла и их детали).

Поэтому масса двигателя пропорциональна диаметру D в степени n , лежащей между значениями 2 и 3:

$$m_{\text{дв}} = C_1 D^n.$$

Тяга двигателя зависит от расхода воздуха, который в двигателе определяется квадратом диаметра первой ступени осевого компрессора, по значению, близкому к диаметру двигателя, т. е.

$$R = C_2 D^2,$$

где C_2 — коэффициент пропорциональности (равный тяге двигателя при $D=1$ м).

Из выражения для тяги можно найти диаметр двигателя

$$D = \sqrt[3]{R/C_2} = (R/C_2)^{0,5}.$$

Подставляя диаметр D в выражение удельной массы, имеем

$$m_{yl} = \frac{m_{лв}}{R} = \frac{C_1 D^n}{C_2 D^2} = \frac{C_1}{C_2} \left[\left(\frac{R}{C_2} \right)^{0,5} \right]^{n-2} = C R^{\frac{n-2}{2}}.$$

Отсюда видно, что если $n=2$, то удельная масса двигателя не будет зависеть от тяги.

Анализ массы геометрически подобных ТРД с центробежными и осевыми компрессорами с одинаковой механической и тепловой напряженностью показывает, что показатель степени n для обоих типов двигателя примерно одинаков и может быть принят равным 2,6 ... 2,8. Из этого следует, что удельная масса двигателей зависит от тяги.

На рис. 1.14 показано изменение удельной массы в зависимости от тяги у геометрически подобных двигателей с одинаковой тепловой и механической напряженностью при коэффициенте $C = \text{const}$.

У двигателей с уменьшением размера уменьшается удельная масса. Поэтому при оценке двигателей разных тяг необходимо не просто сопоставлять их удельную массу, а вводить поправку на их тягу. Для снижения удельной массы в двигателях больших тяг следует увеличить (в разумных пределах) их механическую и термическую напряженность, увеличить их удельную тягу, уменьшить относительный диаметр втулки компрессора, увеличить скорость воздуха $C_{акс}$ на входе в компрессор. Это будет равносильно уменьшению коэффициента C , т. е. переходу на кривую, построенную для меньшего значения C .

Приведенное утверждение о том, что с уменьшением размера двигателя уменьшается удельная масса, справедливо лишь для некоторой предельной тяги, которая приблизительно равна 1000 даН. Для двигателей с тягой меньше 1000 даН удельная масса с уменьшением их размера будет возрастать. Это объясняется тем, что размеры некоторых деталей, например литых, определяются не условиями их нагрузки, а технологическими возможностями изготовления отливок.

Анализ массы ГТД усложняется большим разнообразием их конструктивных форм, не позволяющим распределять детали по узлам одинаково во всех двигателях.

Для такого анализа можно принять разбивку ТРД на восемь узлов, на которые приходится примерно следующие доли от общей массы двигателя:

- 1) входное устройство — 4 %;

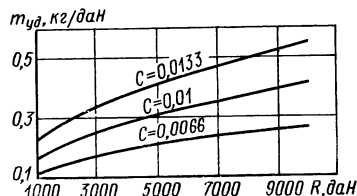


Рис 1.14. Изменение удельной массы в зависимости от тяги у геометрически подобных двигателей с одинаковой тепловой и механической напряженностью

- 2) компрессор — 33%;
- 3) камеры сгорания — 10%;
- 4) силовой корпус, связывающий турбину и компрессор, — 6%;
- 5) турбина — 26%;
- 6) система выхлопа — 5%;
- 7) корпус приводов к агрегатам — 4%;
- 8) топливная, масляная и пусковая системы, система охлаждения и узлы крепления двигателя к самолету — 12%.

Для ТВД можно принять разбивку двигателя на те же восемь узлов и девятым считать редуктор. На них приходится примерно следующие доли от всей массы двигателя:

- 1) входное устройство — 2%;
- 2) компрессор — 26%;
- 3) камеры сгорания — 6%;
- 4) силовой корпус — 4%;
- 5) турбина — 20%;
- 6) система выхлопа — 3%;
- 7) корпус приводов агрегатов — 4%;
- 8) топливная, масляная и другие системы — 10%;
- 9) редуктор — 25%.

Экономичность двигателей оценивается удельным расходом топлива.

Для ТРД удельный расход топлива

$$C_e = m_t / R,$$

где m_t — часовой расход топлива.

Первые ГТД имели удельный расход топлива при работе на стенде (на земле) $C_e = 1,3 \dots 1,5$ кг/(даН·ч). В настоящее время лучшие ТРД имеют у земли $C_e = 0,8 \dots 0,9$ кг/(даН·ч), а ТРДД $C_e = 0,35 \dots 0,4$ кг/(даН·ч).

Для ТВД удельный расход топлива определяется по формуле

$$C_e = m_t / N_e.$$

В стендовых условиях

$$C_e = 0,27 \dots 0,375 \text{ кг/(кВт·ч)}.$$

Габаритные размеры двигателя определяются площадью миделя F и длиной двигателя L . Наибольшее значение имеет площадь миделя F , так как от него зависит лобовое сопротивление самолета. Длина двигателя L влияет на маневренность самолета.

Удельная лобовая площадь определяется отношением площади миделя к тяге:

$$f_{\text{ло5}} = F / R$$

или обратной величиной

$$1/f_{\text{ло5}} = R / F.$$

В ходе развития ТРД величина $1/f_{\text{лоб}}$ была существенно увеличена.

Если в начале развития ГТД она имела значение $2000 \dots 2500$ даН/м² у ТРД с центробежными компрессорами, то в настоя-

щее время она повысилась до 12 000 даН/м² у ТРД с осевыми компрессорами.

Ресурс ГТД по мере их развития непрерывно возрастает. Если в начале развития ТРД ресурс был 15 ... 25 ч, то в настоящее время для самолетных ТРД он составляет 250 ... 15 000 ч, а для ТВД—500 ... 5000 ч. Ресурс ТРД, применяемых для беспилотных самолетов-снарядов, составляет обычно 5 ... 10 ч; такие двигатели называют двигателями кратковременного ресурса. Для них можно допускать значительно большие напряжения в деталях. В настоящее время для целого ряда материалов известна кратковременная прочность.

3. КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ О РАЗВИТИИ РЕАКТИВНЫХ И ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Первые предложения по применению реактивных двигателей относятся к силовым установкам аэростатов, дирижаблей и морских судов. С появлением самолетов делали попытки создать реактивные двигатели и для них. Создание поршневых авиационных двигателей и их вполне удовлетворительная работа при малых скоростях полета способствовали тому, что в течение длительного периода на самолетах устанавливали только поршневые двигатели. Однако увеличение мощности поршневых двигателей, сопровождавшееся увеличением их массы и лобовой поверхности, привело к тому, что дальнейшее увеличение скорости самолетов с поршневыми двигателями стало невозможным.

Таким образом, потребность в непрерывном росте скорости полета самолетов привела к необходимости создания новых типов двигателей, превосходящих по своим данным поршневые. Так появились авиационные ГТД, в которых одним из главнейших элементов является газовая турбина.

Несмотря на то, что первые предложения по созданию газотурбинных двигателей относятся к концу XVIII века, первый работающий двигатель удалось создать в России в конце 90-х годов прошлого столетия. Характерно, что все предложенные иностранцами двигатели были очень примитивны, не содержали элементов конструктивной разработки и не могли служить основой для разработки проектов новых двигателей.

Создателем нового типа турбинного двигателя следует считать П. Д. Кузьминского. В период с 1886 по 1892 гг. он разработал, построил и провел испытания в Петербурге первого газопаротурбинного двигателя, в котором процесс сгорания протекал при постоянном давлении. Двигатель предназначался для небольшого катера.

В своей установке П. Д. Кузьминский применил многоступенчатую газопаровую турбину, в которой газ подводился через центральное отверстие неподвижного диска (рис. 1.15) и, расширяясь, двигался от центра к периферии, проходя через направляющие и рабочие лопатки, расположенные концентрическими рядами.

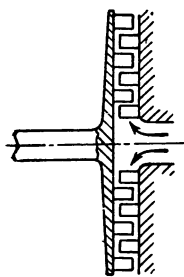


Рис. 1.15. Схема радиальной многоступенчатой центробежной турбины П. Д. Кузьминского

Изучение архивных материалов после Октябрьской революции показало, что П. Д. Кузьминский построил и частично испытал первый в мире ГТД и потому, бесспорно, является первым создателем газовой турбины. Насколько нам известно, предложение об использовании газовой турбины в авиации также принадлежит П. Д. Кузьминскому и относится к 1890 г.

Можно назвать талантливых инженеров и изобретателей, работавших над созданием ГТД,— В. В. Караводина, Н. В. Герасимова, А. П. Горохова, М. Н. Никольского и многих других. В дореволюционной России они не имели условий для работы по созданию новых двигателей. Только после Великой Октябрьской революции авиационная промышленность под руководством Коммунистической партии получила в нашей стране научную и материально-техническую базу, необходимую для создания первоклассных самолетов и двигателей.

Советские ученые и инженеры, успешно работая над созданием высококачественных поршневых двигателей, разрабатывали новые типы двигателей и в первую очередь — газотурбинные.

Среди них В. И. Базаров (лауреат Ленинской премии, бывший сотрудник одного из конструкторских бюро), в 1923 г. предложивший схему авиационного ГТД, весьма близкую к современным.

В 1925 г. в научном автомоторном институте НАМИ под руководством проф. Н. Р. Брилинга инженером В. В. Уваровым (ныне д-р техн. наук, проф. МВТУ) были начаты работы по исследованию рабочего процесса газовых турбин.

В 1929 г. проф. Б. С. Стечкин, академик, Герой Социалистического Труда, лауреат Ленинской и Государственной премий опубликовал в журнале «Техника воздушного флота» статью «Теория воздушно-реактивного двигателя», в которой были изложены основные положения теории реактивных двигателей.

В 1935 г. вышла капитальная работа проф. В. В. Уварова «Газовые турбины», которая в мировой технической литературе является одной из первых книг по теории газовых турбин.

Существенный вклад в теорию газовых турбин сделали также проф. Г. С. Жирицкий и проф. И. И. Кириллов.

С 1934 г. над ГТД начинает успешно работать известный конструктор, ныне Герой Социалистического Труда, лауреат Ленинской и Государственной премий, академик А. М. Люлька, двигатели которого на протяжении многих лет используют в авиации.

В 1930 ... 1935 гг. были сделаны попытки создания центробежных компрессоров большой производительности (компрессор проф. В. В. Уварова, компрессор агрегата центрального наддува многомоторных самолетов канд. техн. наук С. А. Трескина и автора настоящей книги).

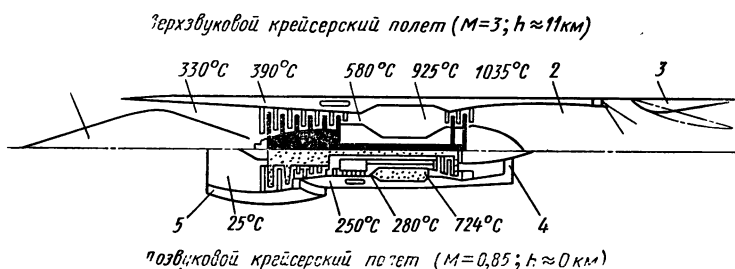


Рис. 1.16. Сравнительная схема ТРД, предназначенных для дозвуковых и сверхзвуковых самолетов, с указанием температур газа по тракту:

1—воздухозаборник с регулируемой геометрией; 2—форсажная камера; 3—сопло с регулируемой геометрией; 4—сопло с нерегулируемой геометрией; 5—воздухозаборник с нерегулируемой геометрией

Ряд книг, вышедших из печати: монография проф. В. И. Дмитриевского и проф. К. В. Холщевникова по компрессорам [102], первый учебник по теории ГТД проф. Н. В. Иноземцева [37], вышедший в 1955 г., работы коллектива авторов под руководством академика Б. С. Стечкина по теории ГТД, коллектива авторов под руководством проф. Р. С. Кинашвили и проф. И. А. Биргера по прочности и колебаниям деталей ГТД и многие другие работы помогли ученым, конструкторам, техникам и рабочим в нашей стране создать высококачественные авиационные двигатели, на много лет опередившие зарубежные образцы. Следует назвать крупных советских ученых конструкторов авиадвигателей с мировой известностью: академиков В. Я. Климова, А. А. Микулина, А. М. Льюлюку, С. К. Туманского, Н. Д. Кузнецова, главного конструктора А. Г. Ивченко, под руководством которых были созданы и внедрены лучшие отечественные ГТД.

Свидетельством большого успеха нашей авиации, снабженной отечественными ГТД, является ряд рекордных полетов по высоте, скорости, дальности и грузоподъемности, которые совершили летчики С. В. Ильюшин, И. Е. Мосолов, В. К. Коккинаки, П. Д. Осипенко и многие другие, установившие абсолютные мировые рекорды последних лет.

Современный турбореактивный двигатель, рассчитанный на большую скорость полета, весьма существенно отличается от первых двигателей, рассчитанных на дозвуковую скорость полета.

На рис. 1.16 показана сравнительная схема ТРД, предназначенных для дозвуковых (ниже оси) и сверхзвуковых (выше оси двигателя) скоростей полета.

Как видно, двигатель для сверхзвукового крейсерского полета с $M=3$ должен иметь воздухозаборник, сопло с регулируемой геометрией и форсажную камеру, без которой такой полет невозможен. На схеме указаны также температуры воздуха и газа в трактах этих двух двигателей.

4. ПРОЕКТИРОВАНИЕ И СОЗДАНИЕ ГТД

Далее в отдельных главах даны указания по проектированию отдельных узлов ГТД (компрессора, камеры сгорания и др.). Здесь даны лишь общие сведения, необходимые для понимания того, как создают новые образцы двигателей.

Проектирование начинается обычно с получения от потребителя технического задания (ТЗ) на двигатель, где изложены необходимые требования к данным будущего двигателя. Задается тяга (или мощности) для нескольких высотных и земных точек, указывается тип двигателя, его масса (вес), габаритные размеры, ресурс, положение центра тяжести и др.

Фирма-разработчик прорабатывает ТЗ, согласовывает с заказчиком высотно-скоростные характеристики, определяет основные параметры цикла двигателя, приступает к составлению нескольких вариантов эскизного проекта двигателя, которые изучаются, всесторонне рассматриваются, и один из них принимается как основной и утверждается к дальнейшей разработке. В свою очередь разработчик выдает ТЗ организациям, проектирующим и изготавливающим агрегаты и приборы.

При прочих равных условиях из двух двигателей, очевидно, лучшим будет тот, у которого суммарная масса (вес) двигателя и топлива, необходимого для заданного времени полета, будет минимальной. Отсюда требование к высоким параметрам цикла, высоким значениям КПД его агрегатов. Хорошие данные по массе могут быть получены в результате применения ряда принципов проектирования, которые рассмотрены в этой книге, а также применения новых материалов, например титановых сплавов (там, где это возможно по температурным условиям), применения жаропрочных сплавов для деталей, имеющих высокую температуру нагрева, увеличения степени удлинения лопаток первых ступеней компрессора, применения точной штамповки, фасонной прокатки, точного литья, поверхностной обработки деталей (хромирования, анодирования и др.).

Чрезвычайно важно при создании нового двигателя иметь опытные образцы и результаты лабораторных испытаний его узлов и деталей. Такая предварительная проработка дает возможность более обоснованно выбрать конструкцию узлов, их технологию, материалы для деталей, увязать работу отдельных узлов двигателя между собой.

К числу общих требований, которым должен удовлетворять новый двигатель, относятся:

- обеспечение надежной работы на установившихся и переходных режимах на земле и в полете в широком диапазоне климатических условий и сохранение стабильными во время эксплуатации его основных показателей — тяги или мощности и расхода топлива;

- обеспечение надежного запуска в различных климатических условиях, а также повторного запуска в полете;

— удобство осмотра в процессе эксплуатации без снятия с самолета двигателя и его отдельных деталей (рабочих лопаток компрессора и турбины, деталей камеры сгорания, форсажной камеры и др.), для чего предусматривают специальные окна, позволяющие проверить все части двигателя зрительно, с помощью специальных приборов и путем получения рентгеновских снимков; возможность профилактического обнаружения дефектов путем контроля появления стружки в масле, контроля тряски двигателя и др.

Не останавливаясь на требованиях к основным параметрам ГТД, которые рассматривают в курсах теории ГТД [91], укажем, что улучшение параметров цикла, повышение КПД работы агрегатов необходимо для увеличения удельной тяги (или удельной мощности), снижения удельной массы (удельного веса) двигателя. Параметры цикла улучшают путем глубокой исследовательской конструкторской, технологической проработки и применения новых высококачественных материалов.

Рабочее проектирование ведут на основе эскизной компоновки. Она заключается в конструктивной и прочностной проработке всех узлов двигателя и его деталей. Проводят также расчет деталей (лопаток, дисков и др.) на колебания, определяют критическую частоту вращения ротора, и если она совпадает с рабочей частотой вращения, при которой будет работать двигатель, то прорабатывают способы отстройки от опасных резонансных режимов.

Расчет деталей на прочность и на колебания проводят с помощью электронных вычислительных машин (ЭВМ), что дает большую глубину исследования, широту охватываемых вопросов и значительно сокращает срок проектно-конструкторских работ. Разработаны специальные методики, созданы программы для вычислительных комплексов и широкая сеть систем автоматизированного проектирования.

После выполнения рабочих компоновок выполняют рабочие чертежи, одновременно ведут подробные расчеты деталей на прочность и уточняют расчеты на колебания. Параллельно прорабатывают чертежи технологические и металлургические службы, составляют спецификации, ведут подготовку производства. В процессе выполнения рабочих чертежей ведут непрерывную увязку размеров, вносят поправки в выпущенные рабочие чертежи и по этим чертежам снова вычерчивают сборочные чертежи узлов и сборочный чертеж всего двигателя, что позволяет выявить имеющиеся ошибки, вовремя учесть их и внести исправления. При этом проверяют отдельные осевые и диаметральные зазоры и посадки, которые могут меняться при работе из-за температурных деформаций и других причин.

Уделяют большое внимание коэффициенту использования материала, по которому можно судить о количестве материала, уходящего в стружку.

По выполнении этих работ чертежи передают в производство, составляют технологический процесс изготовления деталей двигателя, проектируют и изготавливают приспособления, режущий и ме-