

## IV. РАЗВИТИЕ ЗА РУБЕЖОМ АВИАЦИОННЫХ ГТД

УДК 621.45.00.112.(=87)

*В. Н. Денисов*

### РАЗВИТИЕ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ДЛЯ СВЕРХЗВУКОВЫХ СКОРОСТЕЙ ПОЛЕТА ЗА РУБЕЖОМ

В истории развития авиации поиск технических средств, обеспечивающих улучшение наиболее важного показателя летательных аппаратов, а именно — максимальной скорости полета, — всегда занимал важное место. На этом пути существенное значение имело совершенствование авиационных двигателей.

Переход в середине 40-х годов от поршневого к турбореактивному типу двигателя (ТРД) позволил значительно увеличить скорость полета, а также улучшить другие тактико-технические данные самолетов в дозвуковом диапазоне.

Как показано в работах [1], [2], в период с середины 40-х г.г. до середины 50-х г.г. оптимизация ТРД была подчинена главной задаче — достижению скорости полета, равной и большей скорости звука, в решении которой основным параметром конструктивного совершенства ТРД явилась удельная лобовая тяга. В указанных работах определены также два основных направления повышения удельной лобовой тяги: значительное форсирование дозвуковых ТРД за счет применения форсажных камер и появление двигателей, специально предназначенных для сверхзвуковых скоростей полета.

На рис. 1 показано, что оба эти направления, которым соответствуют 2 поколения двигателей, отделены друг от друга по времени и при анализе их можно использовать в

качестве основы для периодизации развития турбореактивных двигателей с форсажем (ТРДФ).

### ПЕРИОД ОПТИМИЗАЦИИ ТРДФ

Как следует из рис. 1, период оптимизации ТРДФ с середины 1940-х г.г. до начала 1960-х г.г. по существу складывается из двух основных этапов: этап развития дозвуковых и околозвуковых ТРДФ (с середины 40-х г.г. до середины 50-х г.г.) и этап развития сверхзвуковых ТРДФ (с середины 50-х г.г. до начала 60-х г.г.) Основные параметры ТРДФ на этих этапах развития представлены в таблице. Рассмотрим эти этапы.

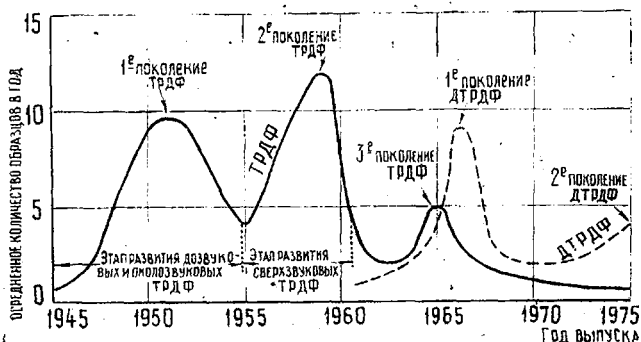


Рис. 1. Темпы ежегодного прироста количества образцов ТРДФ и ДТРДФ

#### *Этап развития дозвуковых и околозвуковых ТРДФ*

Этот этап характеризуется наиболее значительным увеличением удельной лобовой тяги за счет одновременного роста расходонапряженности на входе в компрессор и степени форсирования (путем увеличения температуры газа в форсажной камере). Существенным был также рост степени повышения давления в компрессорах, большинство из которых были одновальными без регулирования углов установки лопаток, направляющих аппаратов. Это достигалось за счет одновременного увеличения числа ступеней компрессора при некотором росте напорности каждой ступени. При незначительном увеличении температуры газа перед турбиной это

обстоятельство привело к улучшению экономичности двигателей на бесфорсажном и форсажном режимах (несмотря на рост степени форсирования). Одновременно существенно снизился удельный вес ТРДФ.

На примере наиболее типичных образцов ТРДФ этого этапа (Пратт-Уитни J48, Дженерал Электрик J47, J73, Роллс-Ройс «Нин», «Эвон» и др.) видно также постепенное совершенствование выхлопных сопел без сверхзвуковой части: от нерегулируемых — к двух- или трехпозиционным, а также повсеместное применение нерегулируемых воздухозаборников.

Характерным для этого этапа явилось также значительное увеличение размерности ТРДФ по тяге в стремлении повысить тяговооруженность самолетов (с  $\sim 0,3$  кгс/кгс до  $\sim 0,5$  кгс/кгс у истребителей) и, таким образом, максимальные скорости полета, а также вследствие роста размерности самолетов. Увеличение максимальной тяги ТРДФ обеспечивалось увеличением расхода воздуха при росте геометрических размеров и производительности компрессоров.

### *Этап развития сверхзвуковых ТРДФ*

На этом этапе создавались двигатели, специально предназначенные для сверхзвуковых скоростей полета, что в сочетании с успехами аэродинамики и конструкции самолетов обеспечило выход военных самолетов на максимальные скорости полета 2500—3300 км/час. Так же, как и на первом этапе, развитие сверхзвуковых ТРДФ сопровождалось существенным ростом удельной лобовой тяги (см. таблицу), что по-прежнему являлось важной задачей, решение которой обеспечивало увеличение максимальных скоростей полета. Однако эта задача не была единственной.

Как следует из таблицы, существовала вторая, не менее важная задача расширения области оптимальной работы ТРДФ за счет значительного улучшения экономичности на дозвуковых скоростях полета. Поэтому более правильно было бы сформулировать основную задачу второго этапа развития ТРДФ как комплексное совершенствование параметров этого типа двигателя при росте максимальных скоростей полета. Эта задача решалась путем одновременного увеличения температуры газа перед турбиной и степени повышения давления в компрессорах (до 12—14) за счет применения двухвальной схемы компрессора (Пратт-Уитни J57, J75,

Таблица

## Развитие основных параметров ТРДФ и ДТРДФ

Параметр	ТРДФ		ДТРДФ	
	Этап с середины 1940-х до середины 1950-х гг.	Этап с середины 1950-х до начала 1960-х гг.	Этап с конца 1950-х по конец 1960-х гг.	Этап с конца 1960-х г. по настоящее время
Тяга на взлете с форсажом тс	2 ÷ 8	7 ÷ 15	6 ÷ 13	3 ÷ 14
Удельный расход топлива на взлете с форсажом кгс/кгс. т. ч.	от 2 ÷ 2,5 до 1,8 ÷ 2,2	от 1,8 ÷ 2,2 до 1,8 ÷ 2,0	от 1,8 ÷ 2,6 до 2,0 ÷ 2,5	от 2,0 ÷ 2,5 до 2,1 ÷ 2,2
Удельный расход топлива на взлете без форсажа кгс/кгс. т. ч.	0,8 ÷ 0,9	0,7 ÷ 0,85	0,6 ÷ 0,75	0,55 ÷ 0,65
Степень форсирования на взлете	1,25 ÷ 1,4	1,35 ÷ 1,65	1,62 ÷ 1,76	1,6 ÷ 1,72
Степень повышения давления в компрессоре общая	4 ÷ 7	6 ÷ 14	16 ÷ 18	20 ÷ 27
Температура газа перед турбиной, °К	1050 ÷ 1150	1100 ÷ 1450	1350 ÷ 1450	1350 ÷ 1670
Удельная лобовая тяга, кгс/м <sup>2</sup>	2500 ÷ 9000	8000 ÷ 12500	7000 ÷ 9000	8000 ÷ 12500
Удельный вес двигателя кгс/кгс	0,26 ÷ 0,44	0,19 ÷ 0,23	0,16 ÷ 0,19	0,12 ÷ 0,14
Степень двухконтурности	0	0	1,3 ÷ 2,0	0,4 ÷ 2,0
Средняя напорность ступени компрессора	1,14 ÷ 1,18	1,16 ÷ 1,27	1,2 ÷ 1,24	1,2 ÷ 1,41

Бристоль Сиддли «Олимп»), а также одновальной схемы с несколькими регулируемыми направляющими аппаратами (Дженерал Электрик J79). Успехи металлургии жаропрочных сплавов, а также внедрение охлаждаемых сопловых, а затем и рабочих лопаток турбины 1-й ступени явились базой для повышения температуры газов перед турбиной и соответствующего увеличения удельной лобовой тяги. Последнее достигалось также за счет применения еще более высоких степеней форсирования, наибольшие значения которых были достигнуты у ТРДФ 2-го этапа, устанавливаемых на истребителях-перехватчиках. Увеличение рабочих температур перед турбиной и в форсажной камере способствовало также снижению удельного веса ТРДФ.

Выход на сверхзвуковые скорости полета обострил задачу повышения эффективности выхлопных сопел, которая на этом этапе решалась применением конструкций с плавным регулированием площади первичных (дозвуковых) сопел, а впоследствии — и применением сопел со сверхзвуковой частью.

К концу пятидесятих годов в развитии ТРДФ наметились некоторые кризисные явления.

Степени форсирования ТРДФ приблизились к максимально достижимым в этом типе двигателя и, таким образом, оказался исчерпанным один из важных источников повышения удельной лобовой тяги за счет увеличения температуры газа в форсажной камере. Кроме того, рост степеней форсирования приводит к значительному ухудшению экономичности на сверхзвуковых скоростях полета, что препятствовало увеличению дальности полета самолетов на этих скоростях. Между тем, как видно из таблицы, в течение всего периода оптимизации ТРДФ снижение удельного расхода топлива на форсаже было невелико и значительно отставало от улучшения других показателей.

К концу пятидесятих годов кривая снижения удельного расхода топлива на бесфорсажном режиме у ТРДФ приблизилась к минимальным значениям и дальнейшее улучшение экономичности за счет ставшего традиционным увеличения степени повышения давления в компрессорах (например, до 20—25) в этот период не было подготовлено развитием моторостроения. К концу пятидесятих годов приблизилась также к минимуму кривая снижения удельного веса ТРДФ.

Таким образом, во второй половине пятидесятих годов возникла потребность замены ТРДФ другим типом двигателя, который, имея приемлемый уровень удельной лобовой тя-

ги, обеспечивал бы улучшение экономичности как на сверхзвуковых (форсажных), так и на дозвуковых (бесфорсажных) режимах полета.

Задача создания многоцелевых истребителей, возникшая к началу шестидесятых годов [3] обусловила потребность в новом двигателе, обладающем оптимальными характеристиками в более широком, чем у ТРДФ, диапазоне скоростей полета. Появление ракетного оружия и средств обнаружения ПВО привели к необходимости длительных полетов самолётов этого типа на высоких дозвуковых скоростях на большой высоте в сочетании со сверхзвуковым полетом у земли ( $M = 1,0 \div 1,2$ ) [4]. Кроме того, в соответствии с выдвинутой на Западе «теорией локальных войн», необходимо было обеспечить возможность быстрой переброски многоцелевых истребителей по воздуху на дальние расстояния, т. е. обеспечить большую перегоночную дальность полета на дозвуковых скоростях.

Удовлетворение указанных требований к началу шестидесятых годов оказалось возможным, благодаря созданию нового типа двигателя — двухконтурного турбореактивного двигателя с форсажом (ДТРДФ).

## РАЗВИТИЕ ДТРДФ

Возможность практической реализации ДТРДФ к началу шестидесятых годов была подготовлена предшествующим развитием двух типов двигателей — двухконтурных турбореактивных (ДТРД) для дозвуковых (главным образом гражданских) самолетов и ТРДФ. В ходе развития ДТРД (которое в данной статье не рассматривается) в середине пятидесятых годов выявилась возможность практического создания этого типа двигателя для удовлетворения потребностей гражданской авиации, и это обеспечило возможность создания газогенератора для ДТРДФ. В этот же период достигнутый уровень развития ТРДФ 2-го этапа послужил базой для разработки форсажных камер, регулируемых сопел и воздухозаборников, систем регулирования и др. для ДТРДФ [4].

В развитии ДТРДФ видны следующие два основных периода: период схемных разработок и поиска оптимальных конструктивных решений (с начала сороковых по конец пятидесятых годов) и период оптимизации ДТРДФ (с конца пятидесятых годов по настоящее время).

## *Период схемных разработок и поиска оптимальных конструктивных решений*

Этот период начался одновременно с аналогичным периодом развития ДТРД патентными разработками различных схем ДТРДФ. Это естественно, поскольку патентные разработки схем ДТРД не могли не навести на мысль об установке на них форсажных камер.

Первые изобретения по ДТРДФ Франции (1939 г.), США (1943 г.) и Англии (1942 г.) преследовали цель сохранить эффективность ДТРД с помощью подогрева воздуха в сопле (или в наружном контуре) до скоростей полета около 800 км/час в схемах со смешением потоков обоих контуров. В то время схема ДТРД считалась эффективной до скоростей полета не более 500 км/час вследствие резкого падения к. п. д. вентилятора и эффективности двигателя при весьма низких, считавшихся реальными в то время, температурах газа перед турбиной. Достоинствами патентных разработок ДТРДФ периода 1940—1945 г.г. было их базирование на схемах ДТРД с передним расположением вентилятора, а также разработка схем со смешением потоков обоих контуров в специально предусмотренных зонах смешения и с регулированием выхлопных сопл. В некоторых схемах (США, 1945 г.) предложен метод сохранения высокой эффективности вентилятора в более широком диапазоне скоростей полета путем регулирования углов установки лопаток входного направляющего аппарата.

Попытки создания экспериментальных образцов ДТРДФ в конце сороковых годов в Англии и Франции были весьма малочисленные, главным образом, вследствие несовершенства газогенераторов ДТРД, а также из-за наличия больших резервов дальнейшего совершенствования ТРДФ. Патентные разработки этого периода отражают уже попытки совершенствования отдельных специфических элементов конструкции ДТРДФ — топливной системы и системы регулирования продольных сечений сопла.

Создание в середине пятидесятых годов опытных образцов ДТРД (Роллс-Ройс «Конуэй») резко усилили конструкторские проработки [5] и патентные разработки по ДТРДФ в США и Англии, поскольку именно эти страны обладали наибольшим опытом разработки ДТРД и ТРДФ (рис. 2). Активизация патентных разработок, начиная с середины пятидесятых годов, была связана с опытно-конструкторскими

работами в плане создания образцов, пригодных к эксплуатации, и была направлена на дальнейшее совершенствование элементов конструкции ДТРДФ для улучшения смешения потоков контуров, обеспечения надежного розжига форсажной

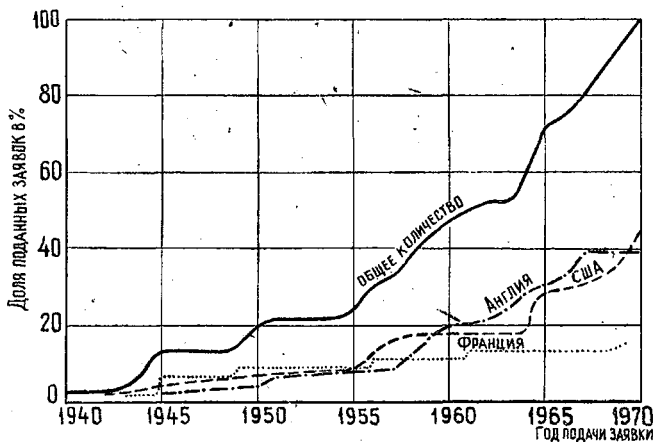


Рис. 2. Подача патентных заявок по ДТРДФ

камеры и ее эффективной работы. Часть патентных разработок этого периода связана с улучшением схем регулирования сверхзвуковых сопел, а также с обеспечением оптимальной компоновки ДТРДФ на самолетах.

Широкие исследования характеристик ДТРДФ, проведенные во второй половине пятидесятых годов в США, Англии, а затем и во Франции, позволили установить следующие наиболее важные преимущества этого типа двигателя по сравнению с ТРДФ:

- улучшение экономичности на дозвуковых и трансзвуковых скоростях полета;

- улучшение экономичности на сверхзвуковых скоростях полета с форсажом;

- обеспечение больших избытков тяги и тяговооруженности самолетов на режимах перехода через скорость звука.

Следует подчеркнуть, что во второй половине пятидесятых годов созрели благоприятные условия для создания образцов ДТРДФ, пригодных для эксплуатации. Эти условия складывались из наличия подходящих базовых конструкций гражданских ДТРД, научного и конструкторского задела ис-



следований и разработок по форсажным камерам и выхлопным устройствам ТРДФ, а также выполненных в этот период научных и конструкторских исследований специфических узлов ДТРДФ и двигателя в целом. В США фирма Кертисс-Райт в 1956 году сделала попытку создания экспериментального ДТРДФ для военного самолета, рассчитанного на  $MSS=3$ . Фирма Пратт-Уитни в 1957 году начала создание ДТРДФ JTФ10А-1 на базе, имевшегося ТРД J52. Проработки конструкций ДТРДФ были предприняты также в 1956—57 г.г. в Англии фирмами Армстронг-Сиддли и Роллс-Ройс (RB.141R), соответственно, для сверхзвукового бомбардировщика и штурмовика. Английские разработки отличались от американских применением форсажа в наружном контуре.

Именно с этого момента начинается широкое производство ДТРДФ для боевых самолетов в США, Англии и затем во Франции и постоянное вытеснение ими ТРДФ.

### *Период оптимизации ДТРДФ*

Для правильного понимания этого периода необходимо прежде всего определить главную задачу, которой было подчинено развитие ДТРДФ. Выше была отмечена главная задача развития ТРДФ, а именно — повышение удельной лобовой тяги для обеспечения роста максимальных скоростей полета самолетов. Однако, как показано на рис. 3, на самолетах с ДТРДФ эти скорости не были превышены, и это позволяет сделать вывод о том, что развитие ДТРДФ было подчинено другой задаче, чем в случае ТРДФ. Анализ показывает, что существенное влияние на это оказало развитие ракетного оружия класса «воздух-воздух» и «земля-воздух», вызвавшее изменение стратегии и тактики боевого применения самолетов [3]. На переднем плане оказалась не максимальная скорость самолетов, а их маневренность, тяговооруженность и дальность полета во всем диапазоне скоростей.

Эти соображения позволяют сформулировать основную задачу, которой было подчинено развитие ДТРДФ, а именно — улучшение экономичности силовых установок в более широком диапазоне скоростей полета при мало изменяющейся максимальной скорости полета. Как видим, эта задача существенно отличается от основной задачи совершенствования ТРДФ и, соответственно, изменились средства решения этой новой задачи.

Действительно, как видно из приведенной выше таблицы, в течение всего периода оптимизации ДТРДФ наиболее существенно изменялись два основных параметра цикла: степень повышения давления в компрессорах внутреннего контура и температура газа перед турбиной. Совокупное их увеличение как раз и явилось главным средством решения основной задачи совершенствования ДТРДФ, ибо позволяло одновременно улучшать экономичность в до- и околозвуковом диапазоне скоростей и, за счет роста удельной лобовой тяги, — в сверхзвуковом диапазоне.

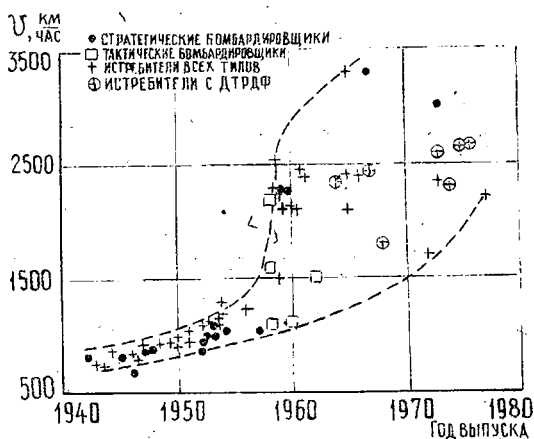


Рис. 3. Рост максимальных скоростей полета самолетов с ТРДФ и ДТРДФ

Отсюда следует также, что экономичность силовой установки в целом необходимо рассматривать в качестве основного параметра конструктивного совершенства ДТРДФ, а повышение удельной лобовой тяги — в качестве одного из средств улучшения экономичности силовой установки наряду со степенью повышения давления в компрессорах внутреннего контура.

Опираясь на эти соображения, можно в периоде оптимизации ДТРДФ выделить следующие два основных этапа:

— этап развития ДТРДФ со средними степенями повышения давления в компрессорах внутреннего контура (с конца пятидесятых по конец шестидесятых годов);

— этап развития ДТРДФ с высокими степенями повышения давления в компрессорах внутреннего контура (с конца шестидесятых годов по настоящее время).

Как видно из рис. 1, этим этапам соответствуют два поколения ДТРДФ.

*Этап развития ДТРДФ со средними степенями повышения давления в компрессорах внутреннего контура (1-е поколение ДТРДФ).* При создании ДТРДФ 1-го поколения был во многом использован опыт разработки газогенераторов гражданских ДТРД. Более того, некоторые ДТРДФ (Роллс-Ройс «Спей»-25R, СНЕКМА TF-106, TF-306, Свенска Флигмотор RM8) по существу являлись форсажными вариантами гражданских ДТРД с некоторым форсированием по частоте вращения роторов и температуре газов перед турбиной. Уровень последней соответствовал максимально достигнутому на ТРДФ. Исходный уровень степени повышения давления во внутреннем контуре не сильно отличался от соответствующего уровня ТРДФ (см. таблицу), и выигрыш по экономичности в до- и околозвуковом диапазоне скоростей обеспечивался главным образом за счет применения двухконтурного цикла. Несмотря на то, что ДТРДФ 1-го поколения имели удельную лобовую тягу значительно ниже, чем у ТРДФ, тем не менее выигрыш по экономичности явился решающим фактором в пользу их применения.

Развитие ДТРДФ 1-го поколения не сопровождалось изменением основной схемы двигателя и протекало по пути конструктивного совершенствования отдельных узлов в направлении форсирования их параметров. Применительно к узлам газогенератора этот путь рассмотрен, например, в работе [6] для гражданских ДТРД, и был использован для военных ДТРДФ, которые создавались в один и тот же период времени.

Создание ДТРДФ, обладающего расширенным диапазоном оптимальных режимов работы по сравнению с ТРДФ, выдвинуло задачу оптимизации некоторых его узлов — форсажной камеры, компрессора и выхлопного сопла, что было связано с особенностями работы этих узлов в двухконтурной схеме двигателя.

Опыт разработки форсажных камер ТРДФ, в которых по мере роста степеней форсирования происходило постепенное увеличение количества зон горения от одной в первых моделях до трех в последних образцах, был использован в

ДТРДФ. Однако в ДТРДФ потребовалось дальнейшее увеличение количества зон горения из-за:

— необходимости обеспечения высоких значений полноты сгорания и устойчивости горения в более широком диапазоне состава смеси;

— увеличения массового расхода воздуха при одинаковой с ТРДФ тяге, а также из-за наличия холодной и горячей струй на входе в форсажную камеру;

— необходимости обеспечения плавной подачи топлива для уменьшения импульсов давления при подключении зон горения, которые в схеме ДТРДФ могут вызвать помпаж на вентиляторе или в компрессоре внутреннего контура.

При создании ДТРДФ выявилась проблема повышения газодинамической устойчивости компрессоров, которые в двухконтурной схеме имеют повышенную чувствительность к возмущениям потока от работы форсажной камеры и сверхзвукового сопла и от воздухозаборника [4]. Эта проблема решалась путем повышения запасов газодинамической устойчивости самих компрессоров за счет оптимального распределения работы сжатия по ступеням, удаления пограничного слоя на периферии тракта и др., а также путем увеличения плавности подключения зон горения в форсажной камере. Была также проведена работа по повышению точности и быстродействия совместного регулирования выхлопного сопла и форсажной камеры, а также по увеличению количества регулируемых элементов в воздухозаборнике для улучшения равномерности потока на входе в двигатель. Расширение области оптимальной работы выхлопных сопел предусматривало введение регулируемой сверхзвуковой части сопла.

В процессе развития первого поколения ДТРДФ имело место некоторое (на 10—15%) снижение удельного веса двигателя, благодаря указанному выше форсированию параметров, а также расширенному применению титановых сплавов и конструктивному совершенствованию узлов.

*Этап развития ДТРДФ с высокими степенями повышения давления в компрессорах внутреннего контура (2-е поколение ДТРДФ).* На этом этапе развития происходил более существенный прогресс в решении основной задачи совершенствования ДТРДФ. Использование опыта создания и эксплуатации гражданских ДТРД с высокими степенями двухконтурности [6] привело к реализации на ДТРДФ высоких сте-

пней повышения давления (до 27). При этом была значительно повышена средняя напорность ступени компрессора (см. табл.), так, что общее количество ступеней компрессора осталось неизменным. Указанный опыт был применен также и в создании высокотемпературных турбин и камер сгорания ДТРДФ. Например, опыт создания вентиляторов на ДТРД был использован фирмой Дженерал Электрик при разработке ДТРДФ F-101 (с военного двигателя TF-39), фирмой Роллс-Ройс при создании ДТРДФ RB.199 (с военного подъемно-маршевого ДТРД «Пегас»). Опыт по камерам сгорания был использован фирмой Дженерал Электрик при создании ДТРДФ F-101 (с военного ДТРД TF-34), фирмой Пратт-Уитни при разработке ДТРДФ F-100 (с ДТРДФ JTF17A-20). Был также широко использован опыт создания форсажных камер и сопл ТРДФ 2-го этапа развития: на ДТРДФ Пратт-Уитни F-100 — с ТРДФ J58, на ДТРДФ Дженерал Электрик F-101 — с ТРДФ J79 и J93.

Реализация более высоких степеней повышения давления оказалась возможной, благодаря освоению повышенных температур газа перед турбиной (до 1670°K) в результате успехов в технике охлаждения лопаток, дисков и других деталей газовых турбин. Эти обстоятельства, а также повышение удельной производительности компрессоров привели к значительному росту удельной лобовой тяги, которая впервые у ДТРДФ вышла на уровень лучших ТРДФ 2-го этапа развития. Несмотря на рост степени повышения давления во внутреннем контуре, это обусловило значительное снижение удельного веса ДТРДФ.

Как видно из таблицы, в период оптимизации ДТРДФ степень форсирования оставалась практически неизменной. Это происходило потому, что ее увеличение не соответствовало основной задаче совершенствования этого типа двигателя, ибо вело бы к ухудшению экономичности на форсажных режимах. Однако, и ее сохранение также представляло собой дополнительную проблему, так как одновременно происходил рост температур газа перед турбиной (а, следовательно, и за ней) и это требовало увеличения температуры газа в форсажной камере. При этом оказались необходимыми исследования и конструктивные разработки по обеспечению безвибрационного горения, надежной работы и др.

На рассматриваемом этапе имели место попытки дальнейшей оптимизации выхлопного сопла путем применения всережимного регулируемого сопла Лавалья.

Применение на данном этапе повышенных температур газа перед турбиной, увеличение расходонапряженности на входе в двигатель и дальнейшее конструктивное совершенствование узлов и деталей обеспечили значительное снижение удельного веса двигателя.

Как показано выше, стремление расширить область эффективной работы ДТРДФ в период их совершенствования нашло отражение в попытках расширить области оптимальной работы отдельных узлов двигателя. Это неизбежно привело к увеличению на ДТРДФ количества элементов с регулируемой геометрией. Так, появились регулируемый входной направляющий аппарат вентилятора и регулируемые направляющие аппараты компрессора (Пратт-Уитни F-100, Дженерал Электрик F-101), регулирование площади поперечного сечения потока в наружном контуре на входе в форсажную камеру (Пратт-Уитни F-100). Последнее можно рассматривать как попытку ввести регулирование степени двухконтурности в ДТРДФ.

Оценивая развитие ДТРДФ, можно прийти к выводу, что оптимизация на дозвуковых режимах происходила главным образом в направлении улучшения экономичности за счет увеличения степени повышения давления во внутреннем контуре, а на сверхзвуковых режимах — в направлении повышения удельной лобовой тяги за счет увеличения температуры газа перед турбиной и расходонапряженности вентиляторов. При этом, как видно из таблицы, степень двухконтурности оставалась практически неизменной в некотором диапазоне, и лишь на втором этапе развития ДТРДФ имело место некоторое расширение этого диапазона в зависимости от назначения двигателя [5].

Дальнейшее улучшение экономичности на дозвуке указанным путем могло бы быть достигнуто за счет еще большего увеличения степени повышения давления (более 30), но неизбежно привело бы к проигрышу характеристик на сверхзвуке из-за снижения удельной тяги. В то же время улучшение экономичности на сверхзвуке за счет повышения температуры газа и расходонапряженности вентиляторов в середине семидесятых годов требовало значительных исследований и, самое главное, не сулило радикального улучшения этого параметра.

Именно поэтому, в середине семидесятых годов, внимание исследователей и разработчиков за рубежом (главным образом в США) привлекли возможности одновременного регу-

лирования степени двухконтурности и степени повышения давления в цикле двигателя, названного двигателем с регулируемым циклом.

Предпосылки создания такого двигателя, связанные с внутренним развитием ДТРДФ, в середине семидесятых годов уже имелись. К ним следует отнести создание некоторых узлов с частичным регулированием геометрии (вентиляторы, компрессоры, выхлопное сопло), а также наличие выполненных патентных разработок по ДТРДФ с регулируемой степенью двухконтурности.

Первые патентные разработки по ДТРДФ с регулируемой степенью двухконтурности были выполнены еще в начале пятидесятых годов (например, патент США № 2.672.726), в которых были предложены регулирование входного направляющего аппарата вентилятора, отключение ступени вентилятора, регулирование перепуска из внутреннего контура в наружный и регулирование проходных сечений сопловых аппаратов турбины. В дальнейшем активизация патентных разработок отмечается в период 1956—57 г.г. в Англии и во Франции, т. е. в период создания ДТРД 1-го поколения, когда было предложено регулирование проходных сечений обоих контуров аэродинамическим и механическим способами перед камерой смешения. Усиление патентных разработок наблюдается также в 1964—1967 годах в США и Англии, в которых предлагались различные способы регулирования проходных сечений обоих контуров перед общей форсажной камерой. Некоторые из предложенных методов регулирования степени двухконтурности, как показано выше, нашли применение в реальных конструкциях ДТРДФ США. Общий их недостаток состоит в том, что регулирование степени двухконтурности возможно в довольно узких пределах.

Стремление расширить диапазон регулирования параметров цикла привело в середине семидесятых годов к многочисленным исследованиям и конструкторским разработкам схем двигателей с регулируемым циклом. В США фирмам Дженерал Электрик, Пратт-Уитни и Рокуэлл были разработаны схемы двигателей с регулированием рабочих циклов, расходов воздуха по контурам и геометрических размеров, которые обеспечивают оптимальные параметры на всех режимах полета. Такие двигатели могли бы работать как ДТРД с большой степенью двухконтурности на режиме взлета и дозвукового крейсерского полета и как ДТРД (Ф) с

малой степенью двухконтурности или ТРД на сверхзвуковом крейсерском режиме [7].

В США работа над подобными схемами проходит в рамках создания демонстрационных двигателей, а не образцов, предназначенных для эксплуатации. Тем не менее, отмечается их полезность в плане разработки новых конструкторских решений, таких, как создание вентилятора переменного шага и с изменяемой кривизной лопаток, сопловых аппаратов турбин с регулированием проходных сечений, интегрированной системы управления двигателя с регулированием всех необходимых параметров соответственно режимам полета.

По-видимому, некоторые из этих решений могут найти применение на ДТРД и ДТРДФ для дальнейшего расширения диапазона оптимальной работы двигателя.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Мелькумов Т. М. «Основные идеи в развитии авиационных двигателей в послевоенный период». В сб. «Из истории авиации и космонавтики», вып. 17—18, Москва, 1972, с. 84.
2. Воронков Ю. С. «Развитие авиационных газотурбинных двигателей как элемента новой техники», автореферат диссертации. ИИЕТ АН СССР, Москва, 1969, с. 9—10.
3. Денисов В. Н. «Истребители. Год 1976», «Красная Звезда» от 28 апреля 1976.
4. Денисов В. Н. «Современный авиадвигатель», «Красная Звезда» от 14 июля 1976.
5. Денисов В. Н. «Двухконтурные турбореактивные двигатели для дозвуковых скоростей полета — особенности их развития за рубежом». В сб. «Труды КуАИ», вып. № 78, 1976.
6. Butz J. S. «Fan Burner Dominates Supersonic Designs», Aviation Week, 1960, v. 73, No 2, p. 101—103.
7. Yaffee M. L. «Variable cycle jet engine seen next», Aviation Week, 1974, v. 100, No 17, p. 40—41.