

# РАЗРАБОТКА США ТЕХНОЛОГИЙ СОЗДАНИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ ШЕСТОГО ПОКОЛЕНИЯ ДЛЯ БОЕВОЙ АВИАЦИИ



ФГУП ГНЦ "ЦИАМ им. П.И. Баранова":  
**Валентин Иванович Солонин**, советник администрации, к.т.н.  
**Владимир Анатольевич Палкин**, помощник генерального директора



Авиационный двигатель - ключевое звено любого летательного аппарата, определяющий его летно-технические характеристики, безопасность, надежность, экономичность, стоимость эксплуатации. Более чем за 60-летний период развития самолетов с реактивными двигателями было создано пять поколений авиационных двигателей при кардинальном улучшении их показателей, а авиация превратилась в важнейший фактор развития мировой транспортной системы и обеспечения обороноспособности страны.

Улучшение показателей авиационных двигателей было достигнуто благодаря переходу к новым схемам, повышению параметров цикла и степени двухконтурности, внедрению новых конструктивных материалов и технологий.

На протяжении всего периода развития летательных аппаратов с газотурбинными двигателями "мотором" прогресса была и остается военная авиация, внутри которой наиболее быстро развивались двигатели для фронтовой авиации. Именно в них в первую очередь внедрялись новые конструкторские решения, технологии и материалы.

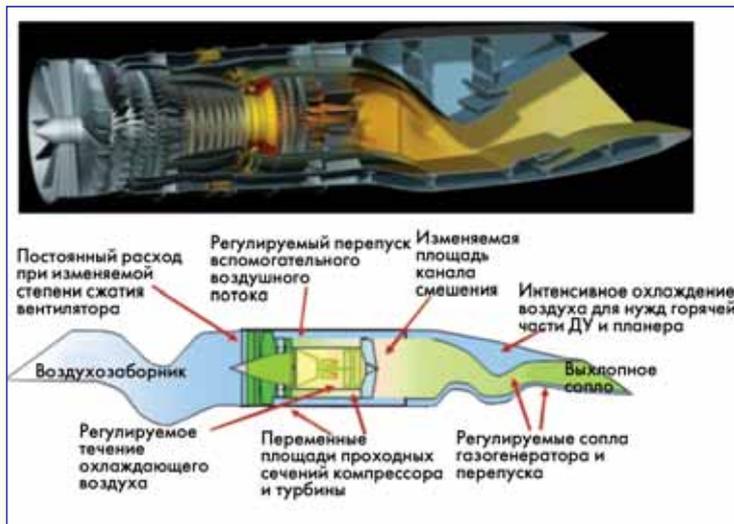
Развитие двигателей фронтовой авиации показано на рис. 1. Это развитие осуществлялось в соответствии с ужесточением требований к силовой установке для обеспечения существенного улучшения летно-технических характеристик самолетов, в том числе придание им новых свойств. Оно обеспечивалось повышением параметров рабочего процесса, применением новых материалов, перспективных технологий и технических решений. В настоящее время

в США вводятся в эксплуатацию самолеты тактической авиации с двигателями 5-го поколения (F-22 с двигателем F119 и F-35 с двигателем F135), которые по сравнению с двигателями 4-го поколения характеризуются меньшим количеством деталей, снижением удельного веса на 20...30 %, удельного расхода топлива на форсажном режиме на 15-20 %, увеличением лобовой тяги на 20 %, существенным улучшением эксплуатационных характеристик (ресурс составляет ~50-100 % ресурса планера, надёжность на 60...80 % выше, чем у предшественников, трудоемкость технического обслуживания примерно в 2-3 раза меньше, стоимость жизненного цикла примерно в 1,3 раза меньше). Их применение в составе силовой установки самолета обеспечивает возможность совершать крейсерский полёт со сверхзвуковой скоростью на бесфорсажном режиме, высокую маневренность, а также низкий уровень заметности и высокую боевую живучесть. Эти требования обеспечиваются повышением температуры газа перед турбиной (до  $T_{г^*}=1850-1950$  К) и степени повышения давления в компрессорах до  $\pi_{г^*} \approx 30$ . При этом к.п.д. высоконагруженных узлов повышен на 2...3 % по сравнению с двигателями 4 поколения. Характерно также широкое применение в конструкции высокопрочных порошковых и гранульных сплавов, монокристаллических лопаток турбины с высокоэффективной системой охлажде-

2...3-е поколения	4-е поколение	5-е поколение	6-е поколение
1960...1970-е годы	1980...1990-е годы	2000...2015-е годы	2020...2030-е годы
<b>ТРЕБОВАНИЯ И ЦЕЛИ</b>			
<ul style="list-style-type: none"> <li>Высокая лобовая и разгонные тяги</li> <li><math>M_n=2,5+3,0</math></li> </ul>  <p><b>ТРДФ / ТРДФ</b></p> <p><math>\pi^*_k=5+20</math>  <math>T_{г^*}=1200+1300</math> К  <math>m_0=0,7-1,0</math>  <math>Z=8+20</math></p>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Снижение уд. расхода топлива при <math>M_n &lt; 1</math> на 20%</li> <li>Боеживучесть</li> <li>Высокая маневренность</li> </ul>  <p><b>ТРДФ</b></p> <p><math>\pi^*_k=20+26</math>  <math>T_{г^*}=1600+1700</math> К  <math>m_0=0,5+0,6</math>  <math>Z=12+15</math></p>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Снижение удельного веса и увеличение лобовой тяги на 20%</li> <li>Бесфорсажный кр. полет при <math>M_n &gt; 1</math></li> <li>Низкая заметность</li> </ul>  <p><b>ТРДФ</b></p> <p><math>\pi^*_k=25+30</math>  <math>T_{г^*}=1850+1950</math> К  <math>m_0=0,3+0,8</math>  <math>Z=9+11</math></p>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Улучшение топливной эффективности на 35%</li> <li>Высокое отношение тяги к весу двигателя</li> <li>Адаптивный двигатель, интегрированный с ЛА.</li> </ul>  <p><b>ДИЦ</b></p> <p><math>\pi^*_k=30+60</math>  <math>T_{г^*}=2100+2200</math> К  <math>m_0=var</math>  <math>Z=9+10</math></p>
<b>ТЕХНОЛОГИИ</b>			
<ul style="list-style-type: none"> <li>Одно- или двухвальный компрессор</li> <li>Неохлаждаемая или охлаждаемая ТВД</li> <li>Стальные, титановые и жаропрочные сплавы</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Титановые сплавы в КНД, КВД и ФК</li> <li>Монокристаллические лопатки РК ТВД</li> <li>КМ (статорные детали)</li> <li>CAU FADEC</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Титановые блиски в КНД и КВД</li> <li>Монокристаллические лопатки ТВД (СА и РК)</li> <li>КМ (статорные и роторные детали)</li> <li>Распределенная САУ</li> <li>Сопло с УВТ</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Широкое регулирование узлов</li> <li>Управление течением в ВЗ и РК</li> <li>Электрический двигатель</li> <li>Интеллектуальная САУ, интегрированная с ЛА</li> <li>Эксплуатация с допустимым уровнем повреждений</li> <li>Оптимальная выработка, распределение энергии и охлаждение конструкций</li> </ul>

Рис. 1 Развитие двигателей для фронтовой авиации





ное потребление топлива ВВС США составляет ~15 млн тонн). В рамках программы к 2016 году предполагается разработать демонстрационный двигатель изменяемого рабочего процесса (адаптивный двигатель) с высоким уровнем параметров ( $\pi_{\Sigma}^* = 40 \dots 70$ ,  $T_r^* = 2200 \dots 2400$  К), широким применением "электрических" технологий, управлением течением в лопаточных машинах и процессами в камере сгорания, обеспечивающий эксплуатацию с допустимым уровнем повреждений деталей, который должен обеспечить повышение топливной эффективности ЛА на 25...35%. Его применение в составе СУ, интегрированной с ЛА, позволит создать многоцелевые самолеты, обладающие оптимальными характеристиками в различных условиях полета.

Концептуальное исследование двигателя проведенное компаниями Boeing, General Electric, Lockheed Martin, Northrop Grumman, Pratt & Whitney и Rolls Royce, показало, что создание адаптивного трехконтурного двигателя (рис. 2) позволит значительно улучшить топливную эффективность, сравнимое с переходом от ТРД к ТРДД. Благодаря широкому регулированию узлов и наличию независимо регулируемого третьего контура адаптивный двигатель позволяет обеспечить низкий удельный расход топлива при длительном крейсерском полете с дозвуковой скоростью и барражировании, свойственный двигателям с большой степенью двухконтурности, и высокий уровень удельной тяги на разнообразных боевых режимах, включая короткий взлет и посадку, сверхзвуковой полет, боевое маневрирование, перехват и др., свойственные двигателям малой степени двухконтурности.

Потребные значения тяги для совершения крейсерского полета в широком диапазоне скоростей и высот полета будут обеспечиваться путем изменения степени повышения давления в вентиляторе и расхода воздуха в газогенераторе при сохранении величины температуры газа перед турбиной, что позволит до 35% снизить удельный расход топлива при дозвуковых скоростях полета (рис. 3). Кроме того, наличие третьего контура позволяет обеспечить оптимальное тепловое регулирование интегрированной системы охлаждения силовой установки и самолета, низкий уровень заметности, а также отборы воздуха на улучшение аэродинамических характеристик самолета, а при разумном регулировании - поддерживать постоянный расход воздуха на входе в двигатель при его дросселировании, что позволяет не только повысить степень двухконтурности и тем самым экономичность двигателя, но и снизить лобовое сопротивление воздухозаборника по жидкой линии.

При разработке и создании демонстрационного адаптивного двигателя должны быть отработаны следующие технологии:

- высокотемпературные турбины с регулируемыми лопатками СА ( $T_{r, \max}^* = 2100 \dots 2200$  К), обеспечивающие высокую эффектив-

ния, полых рабочих лопаток вентилятора, лёгких высоконапорных ступеней компрессора типа "блиск" (диск, выполненный за одно целое с рабочими лопатками), корпусов и других статорных деталей из композиционных материалов. В Европе также находятся в эксплуатации самолеты с двигателями 5-го поколения (Rafale с ТРДДФ M88 и Eurofighter с двигателями EJ200), но по своим характеристикам они уступают самолетам США.

Для сохранения мирового лидерства в разработке авиационной техники в США организована разработка новых технологий для силовых установок летательных аппаратов различного назначения. В целях достижения максимально возможного уровня технического совершенства, снижения сроков и стоимости разработки двигателей в рамках специальных программ постоянно ведется опережающая отработка новых технических решений. Во многом благодаря этим программам, проводимым при активной поддержке со стороны государства, и обеспечивается конкурентоспособность зарубежных авиадвигателестроительных компаний на мировом рынке.

Программы по двигателям военного и гражданского назначения взаимно дополняют друг друга, поскольку при создании новых и модернизации находящихся в эксплуатации двигателей на 70...80% используют общие технологии - методы расчета, конструкторские решения, конструкционные материалы, технологические процессы и т.д.

С начала 2000-х годов в США активно ведутся работы по созданию научно-технического задела (НТЗ) для двигателей 6-го поколения (программы Министерства обороны США VAATE, AETD, INVENT и др.), бюджетное финансирование которых через ВВС США в последние годы составляет 400...450 млн долл. в год. Целью этих программ является разработка демонстрационных высокоэффективных узлов, газогенераторов, двигателей и систем для силовых установок летательных аппаратов военного назначения с характеристиками, существенно превосходящими характеристики двигателей 5-го поколения [1].

Основываясь на результатах проводимых в настоящее время работ, зарубежные производители авиационных двигателей, прежде всего в США, приступили к работам над проектами двигателей 6-го поколения для военной авиации, ввод в эксплуатацию которых ожидается не ранее 2020 - 2025 гг. Эти двигатели будут максимально интегрированы с летательным аппаратом. Применяемые в них технологии будут направлены не только на повышение параметров рабочего процесса и улучшение весовой эффективности конструкции, но и на снижение всех составляющих стоимости жизненного цикла двигателя.

В 2014 году МО США начала работу по программе AETD, направленной на разработку демонстрационного двигателя, в котором будут интегрированы технологии, обеспечивающие улучшение топливной эффективности боевых летательных аппаратов. Необходимость создания такого двигателя связана в основном с ростом стоимости топлива (ежегод-

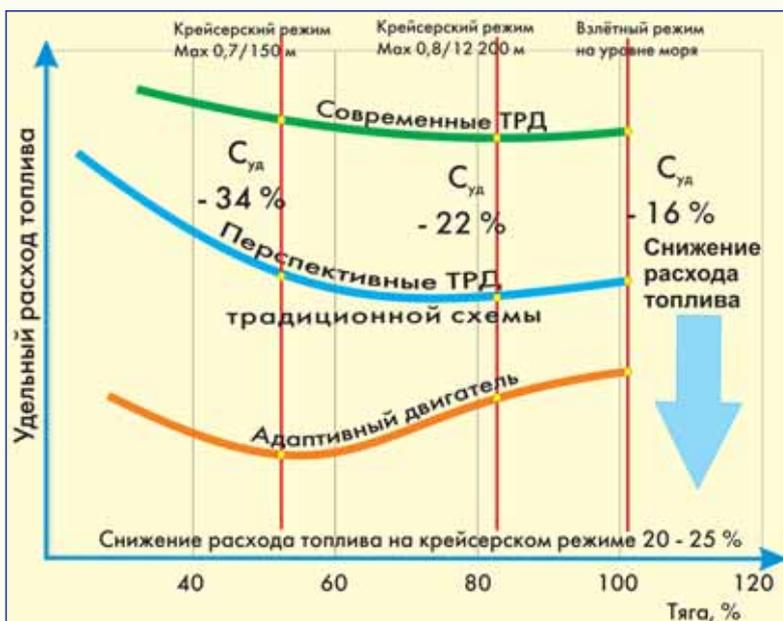


Рис. 3 Предварительная оценка экономичности адаптивного двигателя

ность в широком диапазоне изменения расхода газа и мощности;

- высокоэффективные вентиляторы с переменной степенью повышения давления;
- высоконагруженные компрессора с температурой на выходе до  $T_{к*max}=1030\text{ K}$ , обеспечивающие изменение в широком диапазоне расхода воздуха и степени повышения давления;
- механические системы, обеспечивающие изменение в широком диапазоне степени двухконтурности и отбор воздуха на увеличение подъемной силы;
- оптимальная выработка и распределение энергии, и охлаждения конструкции как двигателя, так и летательного аппарата;
- электрические приводы систем двигателя и летательного аппарата;
- интеллектуальная автоматическая система регулирования, адаптирующая к внешним условиям и техническому состоянию;
- детали и узлы из композитных материалов, в том числе на керамической матрице;
- улучшение интеграции воздухозаборника и сопла.

Эффективность применения трехконтурного адаптивного двигателя 6-го поколения (VCE) по сравнению с ТРДД 5-го и 6-го поколения обычных схем рассмотрена в работе [2] для трех самолетов различного назначения: маневренного тактического самолета, дозвукового ударного самолета с большой дальности полета и сверхзвукового ударного самолета. Причем ко всем двигателям рассматриваемых самолетов предъявляются требования по обеспечению отборов воздуха на охлаждение хвостовой части, систем самолета и двигателя в количестве 15 % от суммарного расхода через двигатель. Профили полета рассматриваемых самолетов установлены лабораторией BBC AFRL (Air Force Research Laboratory). Все рассматриваемые профили полета отличаются большим радиусом действия ( $R_{min}=1800\text{ км}$  и  $R_{max}=11000\text{ км}$ ), необходимостью преодоления глубоко эшелонированной зоны ПВО ( $R_{ПВО}^{min}=450\text{ км}$  и  $R_{ПВО}^{max}=900\text{ км}$ ) и отсутствием требований к большим перегрузкам, что позволило рассматривать бесфорсажные двигатели. Кроме того следует отметить, что у всех рассмотренных самолетов большая полезная нагрузка - от 9 т до 36 т. Параметры и эффективность узлов исследуемых двигателей, приведенных к одному значению расхода воздуха на входе, представлены в таблице 1.

**Таблица 1**

Двигатель	ТРДД 5 пок.	ТРДД 6 пок.	VCE
$z_{ст}$	2+6-1+2	2+7-1+2	1 + 1+7-1+2
$T_{г\max}/T_{к\max}$	1889/922	2144/1033	2144/1033
КПД узлов, % В/КНД/КВД/ТВД/ТНД	84/-/ 85/87/88	88,5/-/ 86/89/90	88,5/88,5/86/ 89/90
$\delta_{охл} > \%$ $CA_{ТВД}/PL_{ТВД}/C_{A_{ТНД}}/PL_{ТНД}$	10/5/5/2	15/10/4/2	15/10/4/2 отключен 15/5/2/1
$\sigma_{вх}$	0,95	0,97	0,97
$\bar{R}_{СВН}$	0,95	0,97	0,97
$\bar{R}_{СНАР}$	0,92	0,92	0,96
$CA_{ТВД} - var$	нет	да	да

Интегрированная компоновка двигателей обеспечивает требования малой заметности и размещение теплообменников и других компонентов системы охлаждения силовой установки и самолета. Оба обычных ТРДД имеют раздельное охлаждение сопел с уменьшенным коэффициентом тяги В двигателе VCE охлаждение хвостовой части выполнено за счет сопла наружного контура; в этой конфигурации не используется пленочное охлаждение, и поэтому коэффициент  $\bar{R}_{СНАР}$  несколько выше. Степень сжатия в вентиляторе подбирается для обеспечения заданного значения тяги на расчетном режиме. Степень сжатия в компрессоре высокого давления (КВД) подбирается под расчетную суммарную степень сжатия. В ре-

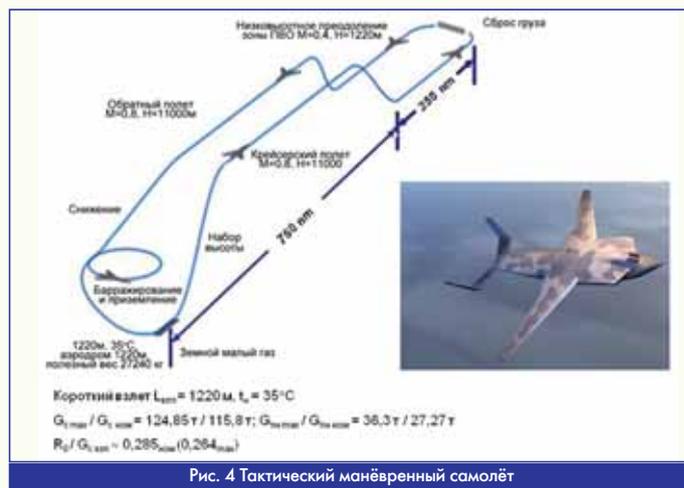
зультате для каждой полетной задачи все двигатели завязываются при одинаковой площади на входе, расходе воздуха и тяге установленного двигателя. Кроме того, трехконтурный двигатель имеет частично отключаемый расход воздуха на охлаждение турбин. В двигателе VCE рассматривались регулирование направляющих аппаратов вентилятора и каскада низкого давления, сопловых аппаратов турбин, сопел первого и второго контуров, смесителя и перепуска в третий контур.

**Тактический маневренный самолет**

Требования, предъявляемые к тактическому маневренному самолету, связаны с необходимостью иметь в двигателе наилучшую дозвуковую эффективность цикла и большую величину отношения тяги к весу двигателя для короткого взлета и посадки. Самолет имеет профиль полета с четырьмя крейсерскими участками на режимах с заметно сниженной тягой, поэтому для обеспечения высокой топливной эффективности двигатель должен обладать способностью эффективно изменять расход воздуха через газогенератор.

Кроме того, двигатель должен обеспечивать отбор сжатого воздуха в количестве до 36 кг/с и степенью сжатия не менее 1,9 для создания вертикальной тяги, составляющей не менее 60 % от максимального значения, на режиме короткого взлета и отдельный отбор воздуха в количестве не менее 15 % от суммарного расхода воздуха через двигатель для системы охлаждения горячих элементов конструкции самолета.

Профиль полета и основные характеристики самолета представлены на рис. 4.



**Рис. 4 Тактический маневренный самолёт**

Основные характеристики самолета обеспечиваются 3 двигателями взлетной тягой 11 тс с расходом воздуха 280 кг/с. Оптимальные значения степени двухконтурности, удельного расхода топлива на режиме прохождения зоны ПВО и удельного веса силовой установки ( $\gamma_{cy}$ ) представлены в таблице 2.

**Таблица 2**

Двигатель	ТРДД 5 пок.	ТРДД 6 пок.	VCE
m	1,44	2,24	2,54 (0,66+0,91)
$C_{гн}=1,2\text{ км. }M=0,4$	0,96	0,767	0,643
$\gamma_{cy}$	~0,24	~0,22	~0,24

Данные по уменьшению расхода топлива адаптивного трехконтурного двигателя при одинаковом радиусе действия или увеличению радиуса действия при одинаковом запасе топлива по сравнению с двигателями 5-го и 6-го поколения традиционной схемы представлены в таблице 3.

Основной вклад в существенное снижение расхода топлива в двигателе VCE получен при оптимальном регулировании соплового аппарата турбины высокого давления, сопла третьего контура, обеспечивающего снижение сопротивления воздухозаборника и сопла, частичного отключения охлаждающего турбины воздуха. При этом степень двухконтурности на различных режимах меняется от 1,9 до 4,0.



Таблица 3

Относительно ТРДД 5 поколения		
	VCE	ТРДД 6 пок.
$\Delta G_{\text{топ}}, \%$	-33,6	-21,7
$\Delta R_{\text{дейс}}, \%$	+67,2	+39,1
Относительно ТРДД 6 поколения		
$\Delta G_{\text{топ}}, \%$	-15,2	-
$\Delta R_{\text{дейс}}, \%$	+21,5	-

**Ударный дозвуковой самолет большой дальности**

Для дозвукового ударного самолета большой дальности требуется двигатель, обеспечивающий максимальную топливную эффективность при крейсерском полете на больших и малых высотах.

В то же время среди требований к данному типу самолетов, сформулированных в лаборатории AFRL, есть требование к короткому взлету и посадке, а также к обеспечению дальности 9260 км без дозаправки горючим. Для данной миссии в качестве показателя применен радиус полета: расстояние от взлета до района боевых действий. Как в предыдущем случае, требуется 15 % суммарного расхода воздуха через двигатель отбирать в третий контур для постоянного охлаждения хвостовой части, управления тепловыми нагрузками на самолете и улучшения охлаждения горячих узлов двигателя. Профиль полета и основные характеристики ударного дозвукового самолета представлены на рис. 5.

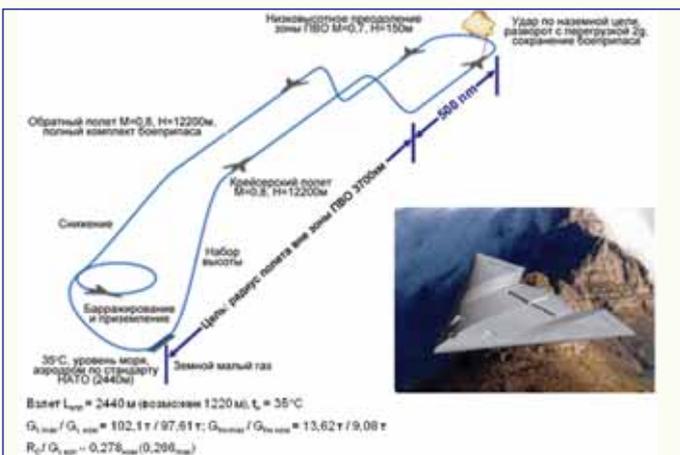


Рис. 5 Ударный дозвуковой самолёт большой дальности

Основные характеристики самолета обеспечиваются 2 двигателями взлетной тягой 13,6 тс и размером входа 1,42 м. Оптимальные степени двухконтурности, удельного расхода топлива на высотном и низковисотном крейсерском полете и удельного веса двигателей, оптимизированных под рассматриваемый самолет, представлены в таблице 4.

Таблица 4

Двигатель	ТРДД 5 пок.	ТРДД 6 пок.	VCE
m	1,15	1,86	1,91 (0,26+1,24)
$C_{гН=0,152\text{KM}}, M=0,7$	1,258	1,063	0,886
$C_{гН=12,2\text{KM}}, M=0,8$	0,93	0,812	0,749
$\gamma_{cy}$	~0,167	~0,15	~0,165

Анализ применения рассматриваемых двигателей на ударном дозвуковом самолете большой дальности показал преимущество двигателя VCE по расходу топлива при заданном радиусе действия на ~33 % и ~15 % по сравнению с традиционными ТРДД 5-го и 6-го поколения соответственно и по увеличению радиуса действия при одинаковом запасе топлива на ~44 % и ~17 % (табл. 5).

Основной вклад в существенное улучшение характеристик само-

Таблица 5

Относительно ТРДД 5 поколения		
	VCE	ТРДД 6 пок.
$\Delta G_{\text{топ}}, \%$	-32,8	-20,6
$\Delta R_{\text{дейс}}, \%$	+44,2	+23,7
Относительно ТРДД 6 поколения		
$\Delta G_{\text{топ}}, \%$	-15,4	-
$\Delta R_{\text{дейс}}, \%$	+16,6	-

лета с двигателем VCE по сравнению с двигателями традиционных схем внесло оптимальное регулирование направляющих аппаратов КНД, сопла третьего контура и соплового аппарата турбины высокого давления и частичного отключения охлаждения турбин. Это регулирование позволило значительно (на ~35 %) снизить удельный расход топлива и в 3 раза уменьшить лобовое сопротивление по жидкому контуру на режиме низковисотного преодоления зоны ПВО.

Кроме того двигатель VCE позволяет при 2 или 3 воздушных дозаправках достигнуть радиуса действия ~11000 км или увеличить на 30...35 % вес полезной нагрузки.

**Сверхзвуковой ударный самолет**

Для сверхзвукового самолета большой дальности с участком длительного барражирования также в качестве показателя использован радиус или расстояние от взлета до района боевых действий. Требования к VCE в данном случае состоят в обеспечении высокого уровня тяги в условиях сверхзвукового крейсерского полета и высокой эффективности для длительного барражирования. Так как рассматривается нерегулируемый воздухозаборник с расчетным режимом при  $M_n = 2,5$ , то в других условиях полета необходимо регулировать двигатель так, чтобы обеспечить минимальный уровень потерь  $C_u$ .

Как и в двух предыдущих случаях, требуется ~15 % суммарного расхода воздуха направлять в третий контур для охлаждения двигателя и самолета.

Профиль полета и основные характеристики сверхзвукового ударного самолета представлены на рис. 6.

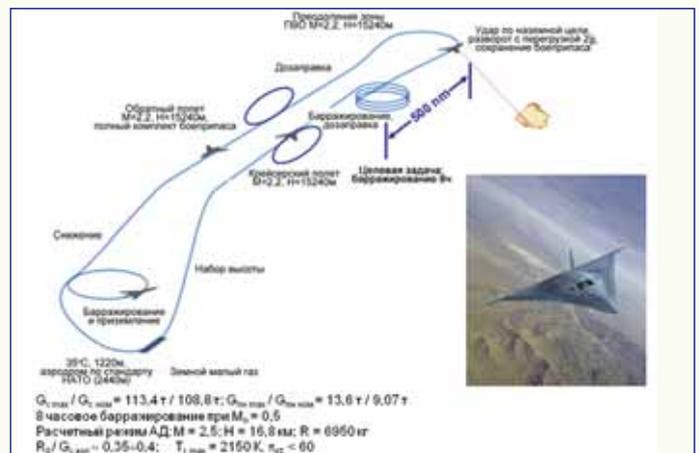


Рис. 6 Сверхзвуковой ударный самолёт

Исследования лаборатории AFRL показали, что ни один из существующих двигателей не может удовлетворить указанным требованиям без применения регулируемых элементов. Поэтому, в ТРДД со смешением потоков необходимо применение адаптивных узлов для поддержания устойчивости и получения оптимальных характеристик во всем диапазоне рабочих режимов. В работе [2] были сформулированы требования к регулируемым узлам рассматриваемых двигателей, проведены оптимизация программ их регулирования и выбор размеров воздухозаборника и каналов, а также определены потери, связанных с использованием изменяемой геометрии.

Основные характеристики самолета обеспечиваются 2 двигателями тягой 18...20 тс с расходом воздуха ~260 кг/с и диаметром входа 1,4 м. Причем размерность двигателей выбрана из условия проникно-

**Таблица 6**

Двигатель	ТРДД 5 пок.	ТРДД 6 пок.	VCE
m	0,38	1,05	1,26 (0,34+0,63)
$C_{гН=9,1 \text{ км. } M=0,5}$	1,01	0,875	0,777
$C_{гН=15,2 \text{ км. } M=2,2}$	1,84	1,712	1,355
$\gamma_{cy}$	~0,17	~0,15	~0,168

вения через вражеское пространство с  $M=2,5$  на высоте 16 800 м.

Анализ применения двигателя VCE на сверхзвуковом ударном самолете показал его преимущество перед двигателями традиционной схемы. Так этот двигатель имеет меньший на ~33 % и ~18 % расход топлива при заданном радиусе действия, на ~36 % и ~25,5 % больший радиус действия при фиксированном запасе топлива и на 42,5 % (на 24 часа) и 19 % большее время барражирования по сравнению с ТРДД обычных схем с параметрами 5-го и 6-го поколений, соответственно (табл. 7).

**Таблица 7**

Относительно ТРДД 5 поколения		
	VCE	ТРДД 6 пок.
$\Delta G_{\text{топ}}, \%$	-34,6	-20
$\Delta R_{\text{дейс}}, \%$	+36,1	+8,5
$\Delta t_{\text{барр}}, \%$		
Относительно ТРДД 6 поколения		
$\Delta G_{\text{топ}}, \%$	-18,3	-
$\Delta R_{\text{дейс}}, \%$	+25,5	-
$\Delta t_{\text{барр}}, \%$	+ 18,8	-

Чтобы оценить влияние выбора VCE на стоимость системы "летательный аппарат - силовая установка", нужно подробнее рассмотреть характер этого профиля полета. Этот профиль полета создан для самолета, от которого постоянно требуется доставка груза, защита своей территории и способность наносить ответный удар по большому количеству целей, отдаленных от защищаемой территории на расстоянии 926 км за менее получаса. Поэтому, увеличение времени барражирования соответствует дополнительному полету в течение каждых 24 ч, или снижению требуемых размеров самолета на 25 %. Экономия заметно увеличивается, если рассматривать соответствующее уменьшение числа вылетов дозаправщика, расхода топлива, затрат на обслуживание, размеров парка самолетов, количества экипажей самолета и обслуживающего персонала.

Кроме того, применение двигателя VCE примерно на треть увеличивает радиус полета вне зоны ПВО, и примерно 80 % этого увеличения дальности происходит благодаря повышению тягового к.п.д. и снижению лобового сопротивления по "жидкому контуру". Это увеличение дальности объясняется тем обстоятельством, что при "завязке" двигателя на режиме прорыва с  $M = 2,5$  для крейсерского полета с  $M = 2,2$  требуется пониженный (дроссельный) режим. Это создает потенциал для снижения увеличенных сопротивлений по "жидкому контуру" при оптимальном регулировании расхода воздуха на входе и соответствующем увеличении суммарной степени двухконтурности.

Применение двигателя VCE создает потенциал для высокой скорости прорыва, не жертвуя величиной радиуса полета вне зоны ПВО. Это улучшает боевую способность самолета по преследованию цели, сокращает время, в течение которого самолет подвергается угрозе на больших высотах, позволяет самолету создавать много перспективных угроз и предоставляет ему возможность возвращения в отдаленную зону безопасности.

Таким образом, адаптивный трехконтурный двигатель с широким регулированием узлов и интегрированный с летательным аппаратом при применении на многорежимных ударных самолетах с большим радиусом действия имеет существенные преимущества по сравнению с традиционной схемой двухконтурного двигателя. Этот двигатель позволяет уменьшить затраты топлива

самолетов различного назначения до 35 %, увеличить радиус действия на 40...60 % и время барражирования на 20...25 %. Эти преимущества обеспечиваются широким регулированием узлов с целью изменения в широких пределах степени двухконтурности при сохранении высоких температур газа перед турбиной. Кроме того, третий контур позволяет обеспечить оптимальное тепловое регулирование интегрированной системы охлаждения силовой установки и самолета, низкий уровень заметности, а также отборы воздуха на улучшение аэродинамических характеристик самолета, а при разумном регулировании поддерживать постоянный расход воздуха на входе в двигатель при его дросселировании и тем самым снизить лобовое сопротивление воздухозаборника и сопла.

Однако реализация этих преимуществ потребует усложнения конструктивной схемы силовой установки и отработки новых технологий, отмеченных выше, работа по которым МО США проводит более 15 лет. В рамках этих программ проводятся работы по разработке и испытаниям отдельных узлов двигателя VCE, а также его газогенератора. На проведение работ по созданию демонстрационного адаптивного трехконтурного двигателя в рамках программы AETD МО США на 2015 г. заросило 1 млрд долл.

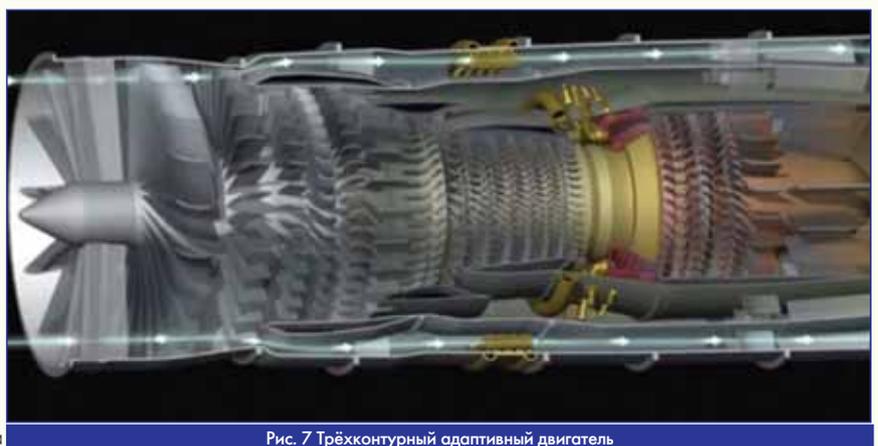
**Заключение**

В США по программам Министерства обороны с начала 2000-х годов активно ведутся работы по созданию научно - технического задела в обеспечение создания двигателей 6 поколения, ввод в эксплуатацию которых ожидается не ранее 2020-2025 г. Бюджетное финансирование этих работ через программы ВВС США в последние годы составляет 400...450 млн долл. в год. Эти двигатели будут максимально интегрированы с летательным аппаратом и по своим показателям существенно превосходят вводимые в эксплуатацию двигатели 5-го поколения.

В обеспечение создания этого двигателя разрабатываются технологии, позволяющие получить высокие параметры рабочего процесса ( $\pi_{к*} = 40...70$ ,  $T_r^* = 2200...2400 \text{ К}$ ), управлять течением в лопаточных машинах и горением в камере сгорания, эксплуатировать двигатель с допустимым уровнем повреждения деталей.

Начиная с 2014 года в США проводится программа AETD, направленная на разработку демонстрационного двигателя изменяемого рабочего процесса, интегрирующего технологии, обеспечивающих улучшение топливной эффективности боевых летательных аппаратов с большой дальностью полета. Поставленная цель повышения топливной эффективности ЛА на примерно 35 %, по мнению специалистов ВВС США, может быть обеспечена созданием интеллектуального адаптивного трехконтурного двигателя. Применение интегрированной СУ с таким двигателем позволит создать многоцелевые самолеты, обладающие оптимальными характеристиками в различных условиях полета.

Такой двигатель позволит значительно улучшить топливную эффективность, что по своему эффекту сравнимо с переходом от ТРД к ТРДД. Благодаря широкому регулированию узлов и наличию независимо регулируемого третьего контура, адаптивный двигатель позволяет обеспечить низкий удельный расход топлива в условиях крейсерского полета с до- и сверхзвуковыми скоростями полета и высокий уровень удельной тяги на боевых режимах, включая короткий взлет и посадку. Потребные значения тяги для совершения крейсерского полета в широком диапазоне скорос-



**Рис. 7 Трёхконтурный адаптивный двигатель**

тей и высот полета будут обеспечиваться путем изменения степени повышения давления в вентиляторе и расхода воздуха в газогенераторе при сохранении величины температуры газа перед турбиной. Наличие третьего контура позволяет обеспечить оптимальное тепловое регулирование в интегрированной системе охлаждения силовой установки и самолета, низкий уровень заметности, а также отборы воздуха на улучшение аэродинамических характеристик самолета. Регулирование, направленное на поддержание постоянного расхода воздуха на входе в двигатель при его дросселировании, позволяет не только повысить степень двухконтурности и тем самым улучшить экономичность двигателя, но и снизить лобовое сопротивление воздухозаборника и донное сопротивление сопла.

Исследование по применению силовых установок с трехконтурным адаптивным двигателем на многорежимных самолетах с большим радиусом действия (тактического маневренного самолета, дозвукового ударного самолета с большой дальностью полета и сверхзвукового ударного самолета) показало существенное их преимущество по сравнению с силовыми установками с двухконтурными двигателями традиционной схемой. Силовая установка с таким двигателем позволяет уменьшить затраты топлива рассмотренных самолетов на величину до 35 % по сравнению с ТРДД 5-го поколения и на ~18 % по сравнению с ТРДД 6-го поколения при заданном радиусе действия или увеличить радиус действия на ~40...60 % и на 20...25 % соответственно с двигателями 5-го и 6-го поколений. При этом значительно увеличивается время барражирования. Кроме того, третий контур позволяет обеспечить оптимальное тепловое регулирование силовой установки и самолета, низ-

кий уровень заметности, а также отборы воздуха на улучшение аэродинамических характеристик самолета, снижение лобового сопротивления воздухозаборника и потерь в сопле.



### Литература

1. В.А. Скибин, В.И. Солонин, В.А. Палкин. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний в обеспечение создания перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор). Под общей редакцией д.т.н. В.А. Скибина и к.т.н. В.И. Солонина. М., ЦИАМ, 2010, 678 с.

2. Ronald J. Simmons, M.S. Design And Control Of A Variable Geometry Turbofan With An Independently Modulated Third Stream. DISSERTATION, Presented in Partial Fulfillment of the Requirements for the Degree Doctor of Philosophy in the Graduate School of The Ohio State University The Ohio State University, 2009.

