

УДК 621.452.32

## **Перспективы применения технологии третьего контура в условиях сверхзвукового полета**

**Эзрохи Ю.А.\***, **Дрыгин А.С.\***, **Кизеев И.С.\***, **Селиванов О.Д.\*\***, **Фокин Д.Б.\*\*\***

*Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова,*

*Авиамоторная ул., 2, Москва, 111116, Россия*

*\*e-mail: [30105@ciam.ru](mailto:30105@ciam.ru)*

*\*\*e-mail: [selivanov@ciam.ru](mailto:selivanov@ciam.ru)*

*\*\*\*e-mail: [nik\\_of@ciam.ru](mailto:nik_of@ciam.ru)*

### **Аннотация**

В материале представлены результаты оценки возможности применения технологии третьего контура для улучшения характеристик двигателя и силовой установки в области больших сверхзвуковых скоростей полета. Рассмотрены различные возможные варианты схем турбореактивных трехконтурных двигателей с форсажной камерой (ТРТДФ), а также затронуты вопросы способов управления третьим контуром.

Выявлен новый критический узел схемы ТРТДФ – трехпоточный смеситель, для одной из возможных конструкций которого рассчитан коэффициент дополнительных потерь полного давления при смешении.

Проведены расчеты турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой (ТРДДФ), принятого в качестве базового, а также его возможной модификации с применением технологии третьего контура. В силу существенного влияния дополнительных потерь при смешении на получаемые характеристики

двигателя были выполнены расчеты ТРТДФ со значениями данных потерь 1,0 и 0,93.

Полученные результаты показывают, что применение технологии третьего контура со смешением потоков всех трёх контуров перед форсажной камерой потенциально позволяет увеличить форсажную тягу двигателя на режимах полёта с большими сверхзвуковыми скоростями ( $M=2,2-2,8$ ) и, соответственно, максимальную высоту (потолок) и скорость полёта самолёта, тем самым заметно расширить диапазон применения базового газотурбинного двигателя.

**Ключевые слова:** двухконтурный турбореактивный двигатель, технология третьего контура, сверхзвуковой летательный аппарат.

### **Введение. Постановка задачи**

На протяжении уже более 10 лет в нашей стране и за рубежом, в первую очередь, в США активно изучается концепция турбореактивного трехконтурного двигателя (ТРТД) [1-4], имеющего дополнительный поток воздуха, отбираемого от компрессора низкого давления и направляемого в отдельное реактивное сопло, причем данный отбор рассматривается регулируемым или вовсе отключаемым на определенных режимах работы двигателя. В работе [5] выполнен краткий обзор, в том числе по данным иностранной печати [1, 6-12], проектов возможных вариантов трехконтурных двигателей, в том числе с форсажной камерой.

В работе [5] проведено исследование получаемого эффекта от применения технологии третьего контура в условиях дозвукового полета. Было показано, что

потенциальное улучшение эффективной топливной экономичности  $\Delta C_{R\text{эф}}$  при полете на дозвуковых скоростях (рис. 1) является следствием увеличения суммарной степени двухконтурности при открытии третьего контура  $m_{\Sigma}$ , повышения суммарного расхода воздуха на входе в двигатель  $G_{\text{вх}}$ , и в результате - снижения дополнительного внешнего сопротивления воздухозаборника по «жидкой линии тока»-  $X_{\text{доп.ВУ}}$  на дозвуковых режимах полёта. Величина полученного выигрыша в эффективном удельном расходе топлива по выполненным оценкам, а также по данным других работ [13-14] может составить до 12,5% в зависимости от типа входного устройства, параметров базового двигателя и режима полёта.

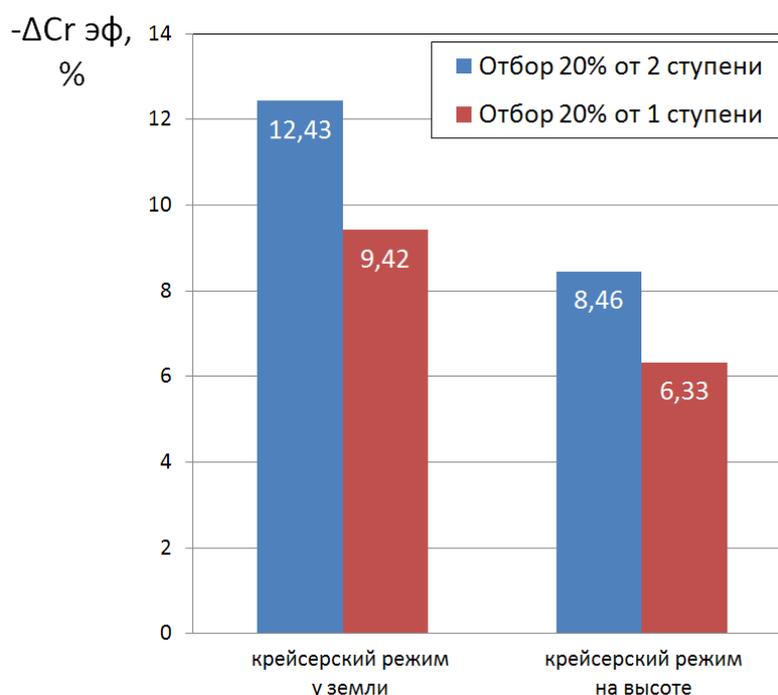


Рис. 1. Распределение улучшения эффективной экономичности трехконтурного двигателя в зависимости от режима полета и места отбора 20% воздуха в третий контур по сравнению с двигателем без отборов

Следующей задачей стало рассмотрение возможности использования технологии третьего контура в области сверхзвуковых скоростей полета. В этих условиях направлением использования технологии третьего контура становится

увеличение тяги двигателя на больших сверхзвуковых режимах полета [15]. При этом рабочее тело из всех трёх контуров смешивается в общем смесителе за турбиной и поступает в форсажную камеру и реактивное сопло.

Ниже представлены результаты исследования возможностей применения технологий третьего контура для улучшения тягово-экономических характеристик трехконтурного двигателя, создаваемого на основе существующего газогенератора перспективного двухконтурного турбореактивного двигателя с форсажной камерой с параметрами на современном уровне, при работе на больших сверхзвуковых скоростях полета вплоть до числа Маха  $M \approx 3$ .

Авторы выражают признательность к.т.н. М.Ю. Вовку за ряд ценных предложений и замечаний, принятых во внимание при постановке задачи и проведении исследования, а также к.т.н. С.П. Андрееву за любезно предоставленные результаты оценки дополнительных потерь в одном из самых критичных узлов рассматриваемого ТРТДФ – смесительном устройстве.

## **1 Принцип работы ТРТДФ при больших сверхзвуковых скоростях полета**

Целью применения технологии третьего контура в условиях сверхзвукового полета является повышение тяги двигателя при сохранении показателей расхода топлива.

Один из возможных принципов работы рассматриваемого ТРТДФ описан в [15]. Здесь, в условиях полета при больших сверхзвуковых скоростях поток воздуха третьего контура направляется непосредственно из канала третьего контура в общую форсажную камеру (рис. 2), а переключение системы перепуска

осуществляется автоматически, в данном случае по значениям приведенной частоты вращения ротора низкого давления  $n_{НДпр}$ :

$$n_{НДпр} = n_{НДфиз} \cdot \sqrt{\frac{T_0}{T_{ex}^*}}, \quad (1)$$

где  $n_{НДфиз}$  – физическая частота вращения ротора низкого давления;  $T_0$  – стандартное значение температуры, к которой приводится значение частоты вращения (по ГОСТ 4401-81  $T_0=288K$ );  $T_{ex}^*$  – температура торможения потока воздуха на входе в двигатель.

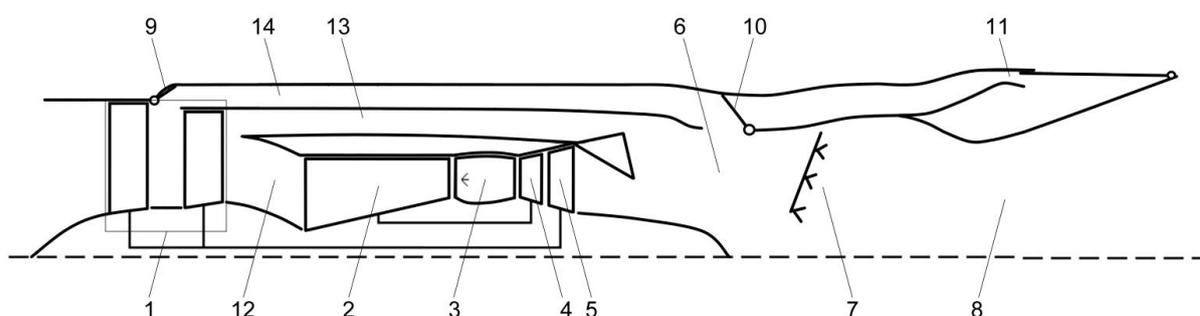


Рис. 2. Схема ТРТДФ в условиях больших сверхзвуковых скоростей полета: 1- адаптивный компрессор низкого давления; 2- компрессор высокого давления; 3- основная камера сгорания; 4- турбина высокого давления; 5- турбина низкого давления; 6- смеситель; 7- форсажная камера сгорания; 8- реактивное сопло; 9- клапан отбора воздуха в канал третьего контура; 10- клапан перепуска воздуха в форсажную камеру; 11- сопло третьего контура; 12- канал первого контура; 13- канал второго контура; 14- канал третьего контура

Трехконтурный турбореактивный двигатель позволяет перенаправлять часть воздуха из адаптивного компрессора низкого давления (КНД) в канал третьего контура, откуда с помощью клапана перепуска воздух третьего контура поступает либо в собственное сопло третьего контура (используется на дроссельных дозвуковых режимах полета [5]), либо в общий смеситель и форсажную камеру (используется на режимах высокоскоростного сверхзвукового полета).

В условиях сверхзвукового полета КНД работает на глубоких дроссельных режимах в связи с существенным повышением температуры торможения потока воздуха на входе в двигатель  $T_{вх}^*$ . Кроме того, в этих условиях большинство двигателей выходит на ограничение по предельной физической частоте вращения ротора высокого давления  $n_{ВДфиз}$ , что приводит к снижению физической частоты вращения ротора низкого давления  $n_{НДфиз}$  по мере роста числа Маха полета. В указанном состоянии формируется сигнал к открытию канала третьего контура и перенаправлению расхода воздуха третьего контура в форсажную камеру. Открытие данного канала позволит частично «раздросселировать» КНД и тем самым приведет к росту суммарного расхода воздуха через двигатель  $G_{вх}$ . Возникающее при этом перераспределение расходов воздуха внутри самого двигателя способствует росту суммарной степени двухконтурности  $m_{\Sigma}$ . Совместным влиянием перечисленных выше факторов и объясняется рост тяги при использовании технологии третьего контура [16].

Управление системой перепуска может осуществляться не только по сигналу, формирующемуся в зависимости от величины определенного параметра, но и быть включенным в общую систему автоматического управления, например в систему типа «виртуальный двигатель» [17].

## **2 Уточнение характеристик двигателя со смешением потоков трёх контуров с учетом предварительных оценок потерь полного давления в смесителе**

Работа ТРДДФ на пониженных значениях приведенных частот вращения роторов приводит к увеличению отношения полных давлений в потоках,

поступающих в камеру смешения, до уровня  $p_{II}^*/p_I^*=1,5$  и более. При перемешивании таких потоков возникают существенные дополнительные гидравлические потери.

Для оценки уровня этих потерь при смешивании трех потоков в ТРТДФ были выполнены газодинамические расчеты течения в трехпоточном смесителе, конструкция которого показана на рис. 3.

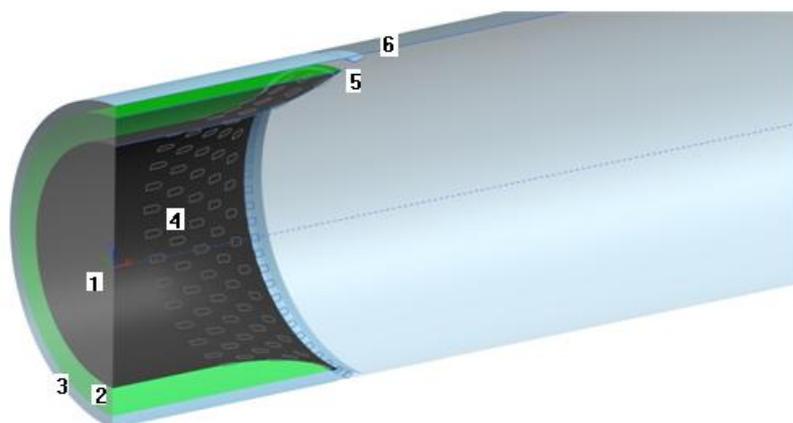


Рис. 3. Расчетная геометрическая модель смесительного устройства:  
1- канал первого контура; 2- канал второго контура; 3- канал третьего контура;  
4- окна вытекания воздуха из второго контура; 5- место вытекания воздуха из  
третьего контура; 6- экран форсажной камеры сгорания

Газодинамические расчеты проводились в программном комплексе COBRA [18] на сетке ~2 млн. ячеек с учетом влияния температуры на коэффициент адиабаты в постановке RANS. Для расчета турбулентной вязкости использовалась модель Спаларта-Аллмараса [19].

По результатам расчетов выяснено, что поток, вытекающий из второго и третьего контуров, разгоняется до сверхзвуковых скоростей, а газ, поступающий из внутреннего контура, движется с небольшой дозвуковой скоростью. Большая разница скоростей способствует быстрому перемешиванию потоков, однако

приводит к высоким потерям полного давления. На рис. 4 показано поле полного давления в камере смешения.

Анализ результатов газодинамического расчета трехпоточного смесителя показал, что в рассмотренном случае дополнительные потери на смешение  $\sigma_{см доп}$  могут составить до 7%.

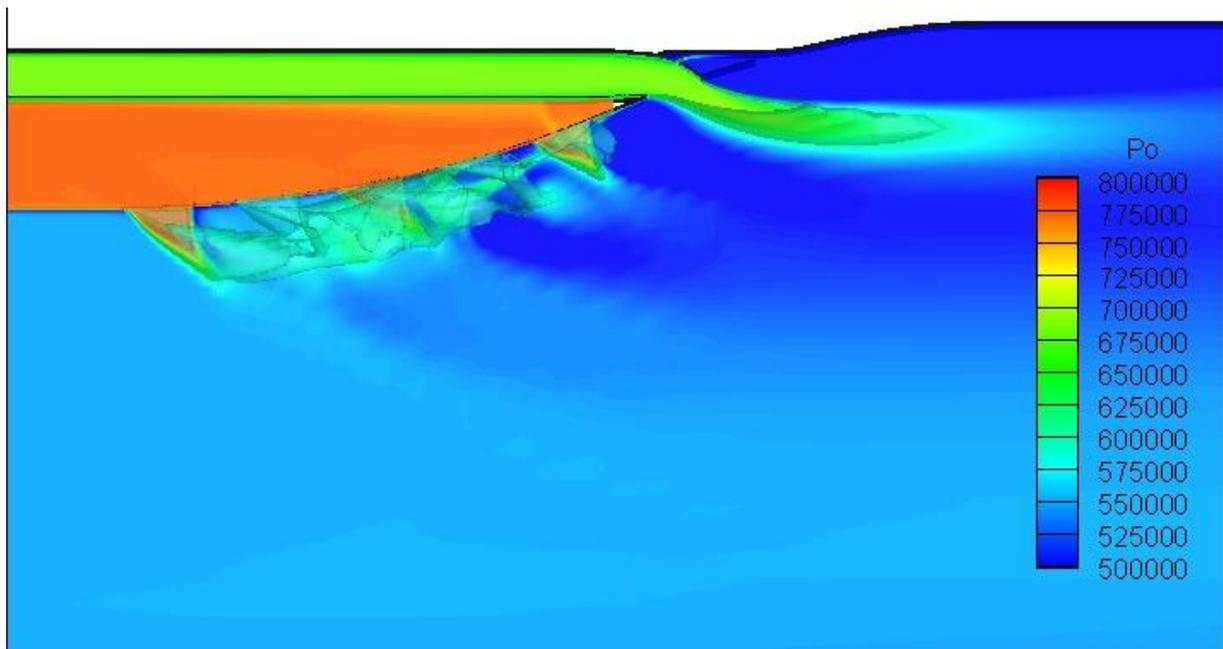


Рис. 4. Поле полного давления в камере смешения

Так как оценки дополнительных потерь на смешение потока в смесителе трехконтурного двигателя носят предварительный характер, в дальнейшем был рассмотрен как ТРТДФ без учета данных потерь, так и вариант с увеличенными потерями полного давления при смешении.

Полученные результаты подтверждают необходимость глубокой проработки как самой схемы ТРТДФ, так и камеры смешения, форсажной камеры и реактивного сопла для снижения или компенсации потерь полного давления.

### **3 Формирование конструктивного облика и разработка математической модели трехконтурного двигателя-демонстратора со смешением потоков трёх контуров**

В качестве объекта исследования рассмотрен двухконтурный турбореактивный двигатель со смешением потоков и общей форсажной камерой, имеющий современный уровень параметров и условное значение взлетной тяги 10 тс («базовый двигатель»), при его вероятной модификации с третьим контуром применительно к многорежимному скоростному летательному аппарату (ЛА). Анализ проводился исходя из предположения о выполненной замене конструктивных материалов некоторых элементов двигателя более жаропрочными, в том числе и с защитными покрытиями [20], и усилении конструкции отдельных узлов с целью обеспечения возможности его работы на более высоких скоростях полета [21-22]. Расчеты выполнены для режимов полета с  $M_H=1,8-2,8$  на высоте 20 км в стандартных атмосферных условиях (САУ).

Особенности работы двигателя в условиях высотного полета учитывались путем введения поправок, связанных с влиянием числа Рейнольдса на характеристики компрессоров низкого и высокого давления [23]. В других элементах двигателя значения чисел Рейнольдса на рассматриваемых режимах полета не выходят за рамки автомоделльной области.

Результаты расчета базового изделия в выбранных условиях полета представлены в таблице 1.

Таблица 1.

Скоростная характеристика базового двигателя (САУ, Н=20 км)

Число Маха полета, $M_H$	1,8	2,0	2,2	2,4	2,6	2,8
Тяга $R$ , кгс	1895	2199,1	2307,6	2388,8	2499,8	2633,1
Удельный расход топлива $C_R$ , кг/(кгс·ч)	1,778	1,891	1,975	2,063	2,137	2,211

Из представленных результатов следует, что темп нарастания тяги с увеличением скорости полета при  $M_H > 2,1$  заметно снижается. Это связано как с выходом на ограничение максимальной частоты вращения ротора высокого давления  $n_{ВДmax}$ , так и со снижением расхода воздуха вследствие уменьшения приведенной частоты вращения КНД  $n_{НДпр}$  из-за роста температуры торможения на входе в двигатель. Для устранения первого фактора потребуется дополнительное усиление конструкции ротора высокого давления, что неизбежно приведет к увеличению массы всего двигателя [24]. Одним из наиболее рациональных способов увеличения расхода воздуха через силовую установку на пониженных приведенных частотах вращения КНД, как это показано в [5], можно рассматривать применение технологии третьего контура.

Схема ТРТДФ со смешением потоков всех контуров, принятая для проведения расчетов, для ЛА с  $M_{Hmax}=2,8$  отличается от предложенной в [15] и показана на рис.

5.

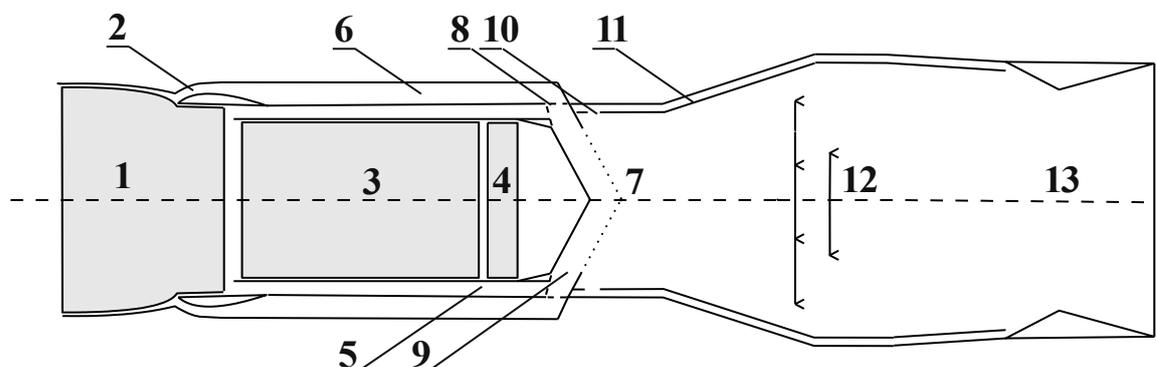


Рис. 5. Схема рассматриваемого ТРТДФ:

1- адаптивный КНД; 2- клапан отбора воздуха в третий контур; 3- газогенератор; 4- турбина низкого давления; 5- канал второго контура; 6- канал третьего контура; 7- смеситель; 8- устройство переключения подачи воздуха в полые затурбинные стойки; 9- полые затурбинные стойки; 10- кольцевой зазор регулируемой площади; 11- экран форсажной камеры сгорания; 12- форсажная камера сгорания; 13- регулируемое реактивное сопло

В разработанной математической модели (ММ) принято, что доступ воздуха из-за 2-й ступени КНД в канал третьего контура открывается автоматически, когда полное давление за 2-й ступенью КНД превышает статическое давление за турбиной, в противном случае отбор в канал третьего контура закрыт, и двигатель работает как обычный ТРДДФ.

Если канал третьего контура открыт (рис. 6), то воздух из него подается в смеситель через полые затурбинные стойки, при этом доступ воздуха в эти стойки из канала второго контура перекрывается, и весь воздух второго контура поступает в смеситель через кольцевой зазор между каналом второго контура и экраном форсажной камеры сгорания, обтекая при этом затурбинные стойки снаружи. При перекрытии третьего контура открывается доступ для воздуха из второго контура в затурбинные стойки и уменьшается кольцевой зазор между каналом второго контура и экраном форсажной камеры сгорания так, чтобы суммарная выходная площадь канала второго контура оставалась неизменной.



Рис. 6. Схема работы рассматриваемого ТРТДФ

Анализ работы и расчет характеристик рассматриваемого ТРТДФ выполнялся с помощью ММ, в которую вошли характеристики компрессора высокого давления, основной и форсажной камер сгорания, обеих турбин и реактивного сопла, соответствующие базовому варианту двигателя. При этом площадь поперечных сечений форсажной камеры была увеличена, чтобы снизить в них скорость потока и, соответственно, уровень потерь полного давления на режимах полета с  $M_H=2,5-2,8$ . Характеристики КНД, заложенные в ММ [5], учитывают отбор воздуха в третий контур.

Расчеты по разработанной ММ ТРТДФ выполняются в следующей последовательности:

1. Выполняется предварительная «завязка» двигателя на взлетном полном форсированном режиме с параметрами, соответствующими базовому варианту. При этом третий контур считается перекрытым.

2. Для определения необходимых значений площади каналов, по которым будет протекать воздух третьего контура, выполняется второй этап «завязки» двигателя на высотном режиме полета с максимальной скоростью  $M_{Hmax}=2,8$ . На этом этапе определяется площадь на входе в трехпоточный смеситель по третьему контуру, которая далее во всем диапазоне расчетов остается неизменной. Также на этом режиме уточняется площадь поперечного сечения ФКС.

3. Выполняются расчеты высотно-скоростных и дроссельных характеристик, при этом считается, что канал третьего контура открывается, если полное давление за 2-й ступенью КНД превышает статическое давление за

турбиной. Количество воздуха, поступающего в канал третьего контура, определяется пропускной способностью по третьему контуру трехпоточного смесителя.

В таблице 2 представлены результаты расчета течения в трехпоточном смесителе. Полные давления за турбиной, на входе в канал второго контура и на входе в канал третьего контура обозначены как  $p_{0I}^*$ ,  $p_{0II}^*$ ,  $p_{0III}^*$ , соответственно, а полные давления непосредственно на входе в трехпоточный смеситель - как  $p_I^*$ ,  $p_{II}^*$ ,  $p_{III}^*$ . Из таблицы следует, что при полете на  $H=20$  км канал третьего контура будет открыт при  $M_H=2,2-2,8$ . При  $M_H=2,1$  давления за 2-й ступенью КНД все еще недостаточно для перепуска воздуха через канал третьего контура в смеситель.

Таблица 2.  
Параметры потока в трехпоточном смесителе («завязка» при  $M_H=2,8$ ,  $H=20$ км)

№			PP			
			20/ 2,8 ПФ	20/ 2,6 ПФ	20/ 2,4 ПФ	20/ 2,2 ПФ
1	$\Delta G_{III}$	%	20,0	18,2	16,1	12,7
2	$G_I$	кг/с	17,1	16,0	14,7	13,9
3	$G_{II}$	кг/с	9,6	8,4	7,2	6,4
4	$G_{III}$	кг/с	6,6	5,3	4,2	2,9
5	$G_{cm}$	кг/с	33,3	29,7	26,1	23,2
6	$p_{0I}^*$	кг/см <sup>2</sup>	1,3477	1,2654	1,1602	1,1092
7	$p_{0II}^*$	кг/см <sup>2</sup>	2,3334	2,0149	1,7256	1,5343
8	$p_{0III}^*$	кг/см <sup>2</sup>	1,9002	1,5980	1,3414	1,1653
9	$p_I^*$	кг/см <sup>2</sup>	1,2844	1,2059	1,1057	1,0571
10	$p_{II}^*$	кг/см <sup>2</sup>	1,8855	1,6482	1,4308	1,2949
11	$p_{III}^*$	кг/см <sup>2</sup>	1,7862	1,5021	1,2609	1,0954
12	$p_{cm}^*$	кг/см <sup>2</sup>	1,4221	1,2982	1,1654	1,0917
13	$p_I$	кг/см <sup>2</sup>	1,1933	1,1207	1,0278	0,9827
14	$p_{II}$	кг/см <sup>2</sup>	1,1933	1,1207	1,0278	0,9827
15	$p_{III}$	кг/см <sup>2</sup>	1,1933	1,1207	1,0278	0,9827
16	$p_{cm}$	кг/см <sup>2</sup>	1,2595	1,1574	1,0464	0,9896
17	$n_{НДпр}$		0,7019	0,7434	0,7803	0,8241

Результаты расчета рассматриваемого ТРТДФ в выбранных условиях полета, без учета дополнительных потерь на смешение потоков представлены в таблице 3.

Таблица 3.

Скоростная характеристика ТРТДФ без учета дополнительных потерь на смешение потоков (САУ,  $H=20$  км,  $\sigma_{см доп}=1,0$ )

Число Маха полета $M_H$	1,8	2,0	2,2	2,4	2,6	2,8
Тяга $R$ , кгс	1859,4	2158,2	2498	2718,1	3016,1	3273,5
Удельный расход топлива $C_R$ , кг/(кгс·ч)	1,812	1,926	2,002	2,091	2,150	2,227
Величина отбора воздуха в третий контур $\Delta G_{III}$ , %	0	0	12,7	16,1	18,2	20

Из представленных результатов расчета следует, что при работающем третьем контуре тяга двигателя значительно повышается (на ~24% без учета дополнительных потерь на смешение потоков при 20% отборе в третий контур). При этом из-за более низкого давления в форсажной камере сгорания экономичность ТРТДФ на рассматриваемых режимах работы даже без учета дополнительных потерь на смешение потоков несколько хуже (на ~1,5%), чем у базового ТРДДФ.

Учет потерь полного давления на смешение потоков значительно влияет на полученные результаты расчета характеристик ТРТДФ (таблица 4).

Таблица 4.

Скоростная характеристика ТРТДФ с учетом дополнительных потерь на смешение потоков (САУ,  $H=20$  км,  $\sigma_{см доп}=0,93$ )

Число Маха полета $M_H$	1,8	2,0	2,2	2,4	2,6	2,8
Тяга $R$ , кгс	1859,4	2158,2	2445,9	2641	2899,4	3100,2
Удельный расход топлива $C_R$ , кг/(кгс·ч)	1,812	1,926	2,045	2,152	2,237	2,351
Величина отбора воздуха в третий контур $\Delta G_{III}$ , %	0	0	12,7	16,1	18,2	20

На рис. 7 представлены характеристики (тяга  $R$  и удельный расход топлива  $C_R$  в зависимости от числа Маха  $M$  полета) всех рассмотренных двигателей в графическом виде.

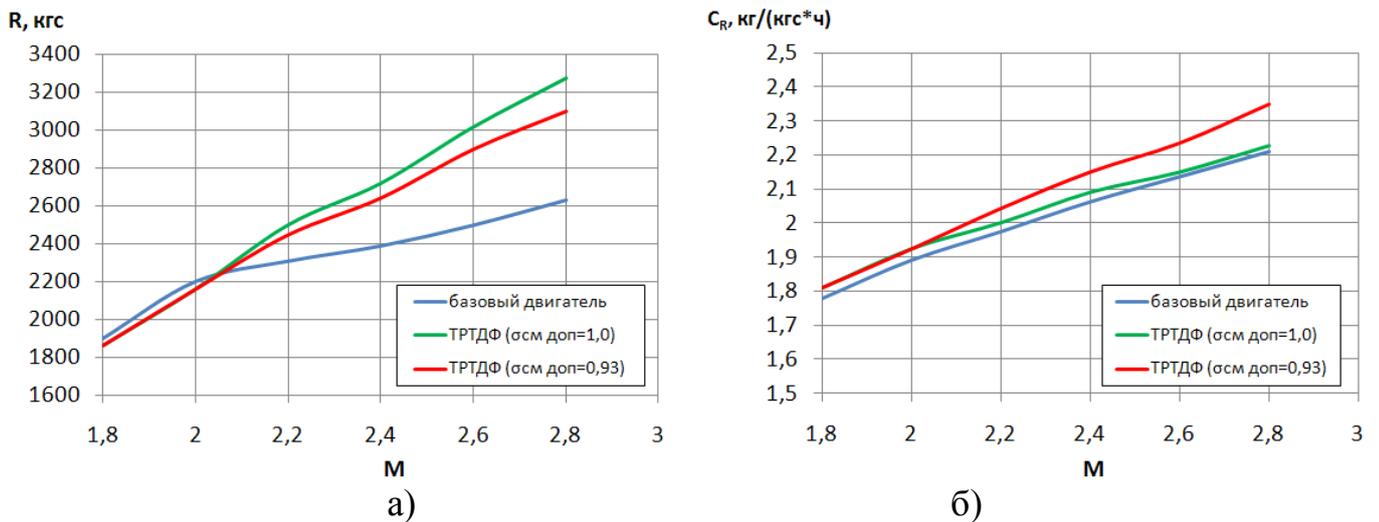


Рис. 7. Скоростные характеристики рассматриваемых двигателей на режиме «полный форсаж»,  $H=20$  км

Из полученных результатов расчета следует, что при учете дополнительных потерь (до 7%), являющихся следствием смешения потоков с высоким отношением полных давлений, рассчитанная величина повышения тяги двигателя при работающем третьем контуре несколько снижается и составляет ~18% при 20% отборе в третий контур. При этом экономичность ТРТДФ на рассматриваемых режимах работы еще в большей степени снижается и становится хуже, чем у ТРДДФ на ~ 2-6%.

#### 4 Предварительная оценка эффективных характеристик двигателя со смешением потока на сверхзвуковых режимах полёта

Оценка лётных данных, характеризующих эффективность альтернативных вариантов двигателя в составе силовой установки (СУ), производится применительно к ЛА с максимальной скоростью полета до  $M \approx 3$ .

При приближении к максимальному сверхзвуковому режиму полёта ЛА, являющемуся расчетным для воздухозаборника, потери эффективной тяги силовой

установки, как известно, снижаются вместе с уменьшением избыточной площади входа в воздухозаборник (увеличения коэффициента расхода  $\varphi$ ) и уменьшением соотношения площадей миделя мотогондолы и среза сопла (снижением кормового сопротивления сопла). При этом представляет интерес оценка вклада каждого элемента СУ в суммарные потери эффективной тяги.

Для оценки дополнительного сопротивления воздухозаборника по «жидкой линии тока» использовались обобщённые статистические зависимости для известных отечественных воздухозаборников маневренных самолетов, скорректированные с учетом высокоскоростного полета [25].

«Завязка» воздухозаборника (выбор его площади входа) для рассматриваемых вариантов СУ производилась на максимальное число Маха по зависимости (2) [25]. При этом значение коэффициента расхода на этом режиме было принято  $\varphi_p=0,95$ .

$$F_{ex} = \frac{\sigma_p / \varphi_p}{241,4 \cdot q(\lambda_{np})} \cdot G_{enp p} \quad (2)$$

Вследствие большего приведенного расхода воздуха на режиме завязки у трехконтурного двигателя со смешением потоков относительно базового варианта (рис. 8), площадь входа в воздухозаборник ТРТДФ получилась также заметно больше (таблица 5).

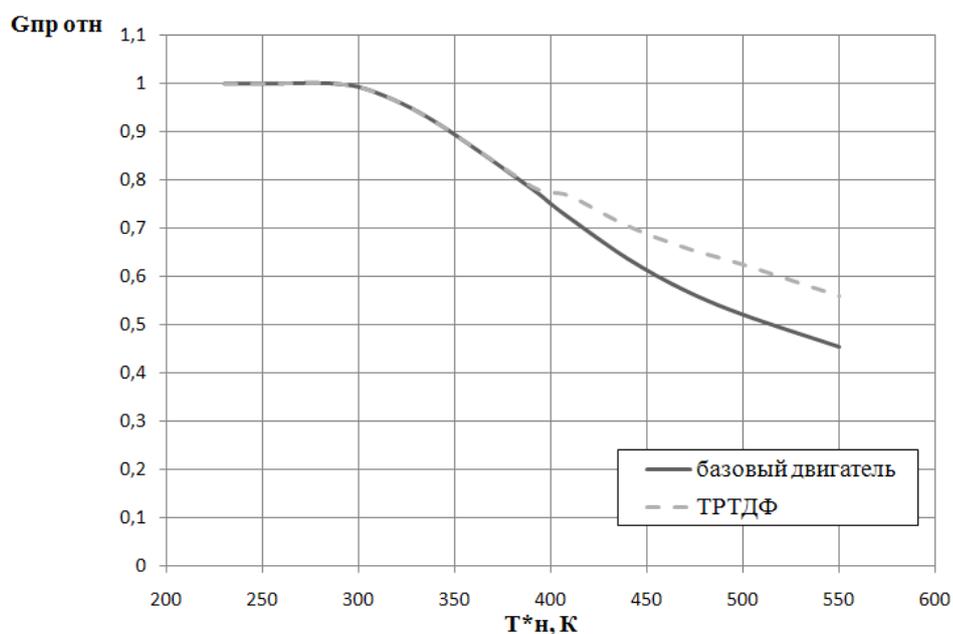


Рис. 8. Расходные характеристики ( $G_{\text{пр отн}}=f(T^*_н)$ ) рассматриваемых вариантов двигателей

Таблица 5.

Параметры воздухозаборников рассматриваемых вариантов двигателей

	базовый двигатель	ТРТДФ ( $\sigma_{\text{см доп}}=1$ )	ТРТДФ ( $\sigma_{\text{см доп}}=0,93$ )
Коэффициент расхода ( $\varphi_{M=2.8}$ )	0,95	0,95	0,95
Площадь входа в воздухозаборник, м <sup>2</sup>	0,632	0,781	0,781

В результате увеличения площади входа в воздухозаборник у СУ с ТРТДФ наблюдается снижение коэффициента расхода  $\varphi$  по числу  $M$  относительно базового варианта (рис. 9), что, в свою очередь, приводит к некоторому увеличению сопротивления по «жидкой линии тока».

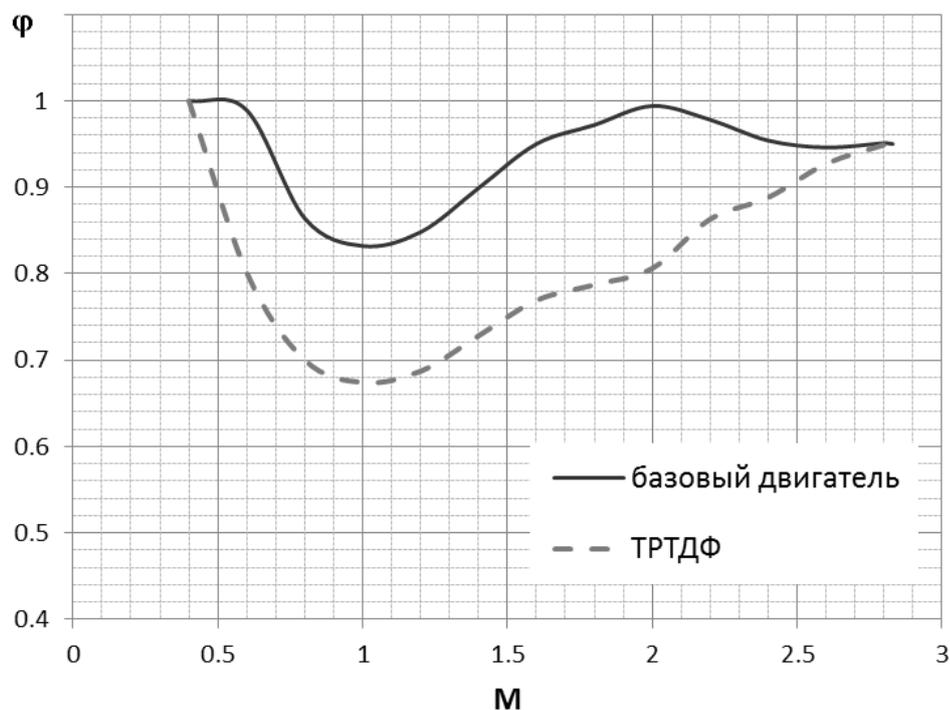


Рис. 9. Изменение коэффициента расхода воздухозаборника рассматриваемых вариантов двигателей в зависимости от числа М

Кормовое сопротивление сопла учитывалось следующим образом.

С ростом скорости полета самолета площадь среза сопла увеличивается и на рассматриваемых режимах работы двигателя ( $M=1,8-2,8$ ) ограничивается миделем мотогондолы. В результате, внешнее сопротивление кормовой части выходного устройства становится пренебрежимо мало, а основные потери эффективной тяги возникают в результате недорасширения рабочего тела.

При учете потерь в реактивном сопле было принято, что мидель трехконтурного двигателя со смещением потоков, относительно базового варианта, увеличивается на 15%, вследствие большего диаметрального размера форсажной камеры, а площадь миделя гондолы для всех вариантов - на 30% больше максимальной площади двигателя.

Вклад каждого элемента в суммарные потери эффективной тяги СУ для рассматриваемых вариантов двигателей представлен в относительном виде в таблицах 6 и 7.

Таблица 6.

**Потери тяги СУ с базовым двигателем (САУ, Н=20 км)**

$M_H$	<b>1,8</b>	<b>2,0</b>	<b>2,2</b>	<b>2,4</b>	<b>2,6</b>	<b>2,8</b>
$\Delta R_{ВхУ}, \%$	0	0	0,1	0,3	0,4	0,4
$\Delta R_{ВыхУ}, \%$	0,1	0,1	0,3	0,7	1,2	1,9
$\Delta R_{\Sigma}, \%$	0,1	0,1	0,4	1	1,6	2,3

Таблица 7.

**Потери тяги СУ с ТРТДФ (САУ, Н=20 км)**

$M_H$	<b>1,8</b>	<b>2,0</b>	<b>2,2</b>	<b>2,4</b>	<b>2,6</b>	<b>2,8</b>
$\Delta R_{ВхУ}, \%$	3,1	3,5	2,1	1,8	0,8	0,4
$\Delta R_{ВыхУ}, \%$	0,2	0,3	0,5	0,8	1,7	3
$\Delta R_{\Sigma}, \%$	3,3	3,8	2,6	2,6	2,5	3,4

Эффективные характеристики СУ с учетом вышеописанных потерь во входном и выходном устройствах с рассматриваемыми вариантами двигателей на сверхзвуковых режимах работы представлены в таблицах 8-10 и на рисунке 9.

Таблица 8.

**Эффективная скоростная характеристика СУ с базовым ТРДДФ (САУ, Н=20 км)**

<b>Число Маха полета <math>M_H</math></b>	<b>1,8</b>	<b>2,0</b>	<b>2,2</b>	<b>2,4</b>	<b>2,6</b>	<b>2,8</b>
<b>Эффективная тяга <math>R_{эф}</math>, кгс</b>	1892,6	2197	2299,1	2365,6	2458,8	2573,3
<b>Эффективный удельный расход топлива <math>C_{R_{эф}}</math>, кг/(кгс·ч)</b>	1,781	1,893	1,982	2,084	2,172	2,263

Таблица 9.

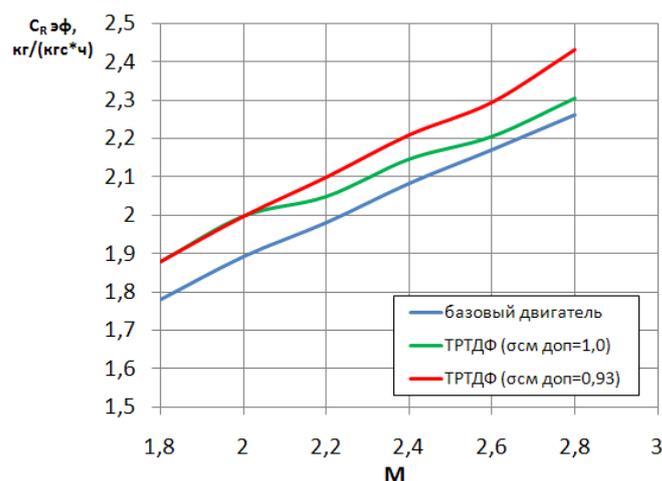
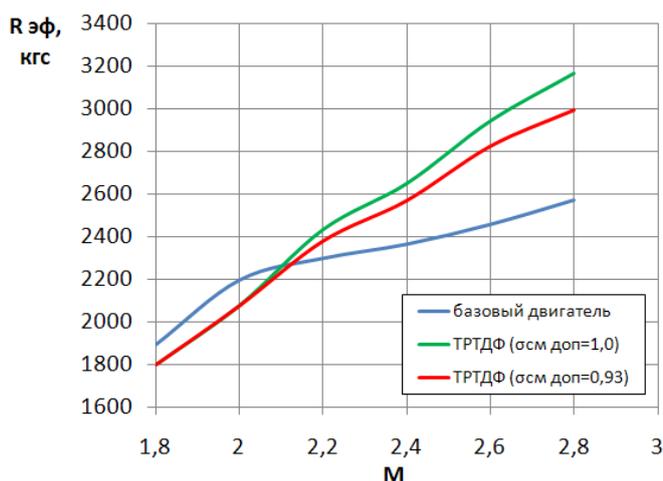
**Эффективная скоростная характеристика СУ с ТРТДФ без учета дополнительных потерь на смешение потоков (САУ, Н=20 км,  $\sigma_{см доп}=1,0$ )**

<b>Число Маха полета <math>M_H</math></b>	<b>1,8</b>	<b>2,0</b>	<b>2,2</b>	<b>2,4</b>	<b>2,6</b>	<b>2,8</b>
<b>Эффективная тяга <math>R_{эф}</math>, кгс</b>	1797,6	2076	2432,6	2648,7	2941,8	3165,6
<b>Эффективный удельный расход топлива <math>C_{R_{эф}}</math>, кг/(кгс·ч)</b>	1,88	1,998	2,049	2,146	2,205	2,304

Таблица 10.

Эффективная скоростная характеристика СУ с ТРТДФ с учетом дополнительных потерь на смешение потоков (САУ,  $H=20$  км,  $\sigma_{см доп}=0,93$ )

Число Маха полета $M_H$	1,8	2,0	2,2	2,4	2,6	2,8
Эффективная тяга $R_{эф}$ , кгс	1797,6	2076	2380,4	2570,9	2826,7	2997
Эффективный удельный расход топлива $C_{R_{эф}}$ , кг/(кгс·ч)	1,88	1,998	2,1	2,21	2,295	2,432



а)

б)

Рис. 10. Эффективные скоростные характеристики рассматриваемых двигателей на режиме «полный форсаж»,  $H=20$  км

## 5 Оценка эффективности применения технологий третьего контура в полетных условиях в составе СУ ЛА

Оценка эффективности использования любого двигателя производилась в системе более высокого уровня – самолета по выбранному набору летно-технических характеристик, в наибольшей степени определяющих потенциальные возможности ЛА рассматриваемого класса.

Для определения летных данных, помимо эффективных характеристик СУ, использовались аэродинамические и весовые характеристики самолета в следующей постановке.

Аэродинамические характеристики самолета были получены с

использованием инженерной методики расчета аэродинамических коэффициентов маневренного самолета в зависимости от числа  $M$  при до- и сверхзвуковых скоростях полета, которая применялась также в [26].

При рассмотрении вариантов ЛА, оснащенных ТРТДФ, учитывалось изменение его взлетного веса, связанное с увеличением массы СУ при неизменном запасе топлива на борту. Удельный вес ТРТДФ определялся из условия увеличения его массы на  $\sim 7,6\%$  относительно базового варианта вследствие наличия канала третьего контура, дополнительных агрегатов регулирования, а также увеличенных диаметральных размеров смесителя, форсажной камеры и сопла [24].

В качестве критериев для оценки эффективности применения трехконтурного двигателя со смешением потоков в составе СУ высокоскоростного ЛА в сравнении с СУ, имеющей в своем составе перспективный ТРДДФ обычной схемы, при условии обеспечения одинаковой взлётной тяговооружённости были рассмотрены величины максимальной скорости и высоты полета, требования к которым являются одними из основных.

Область возможных режимов полета определена для расчётной массы самолёта, соответствующей 50% внутреннего запаса топлива, режима работы двигателя на полном форсаже при перегрузке  $n_y=1$  и вертикальной скорости  $V_y^*=3$  м/с.

Результаты расчетов ЛА с различными силовыми установками приведены на рис. 11. Видно, что учет потерь полного давления при смешении снижает возможный выигрыш по высоте (потолку) и максимальной скорости полета примерно вдвое.

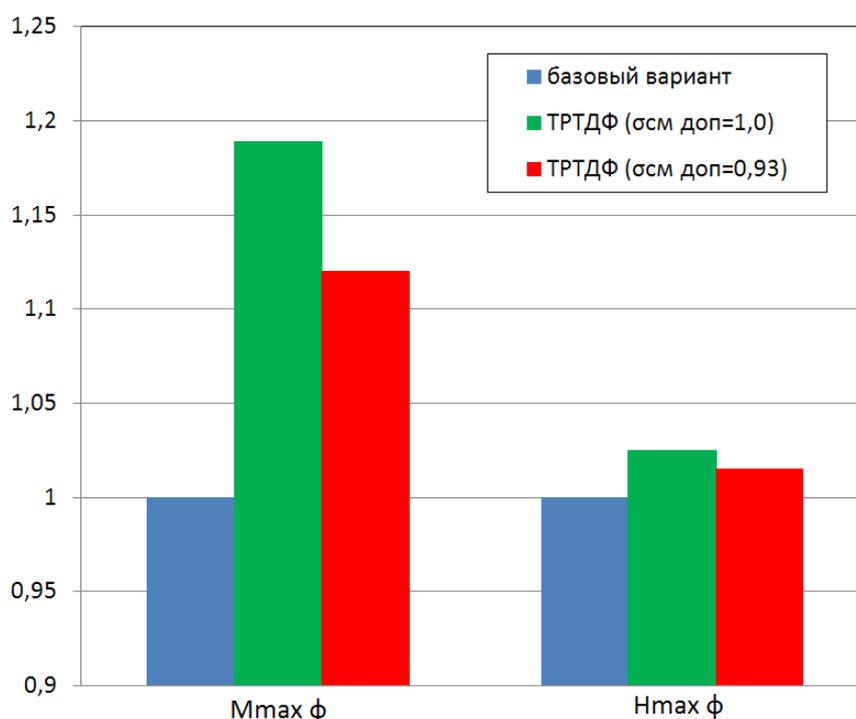


Рис. 12. Изменение ЛТХ ЛА с 3-х контурным двигателем относительно базового варианта

### Выводы

Таким образом, применение технологии третьего контура со смешением потоков всех трёх контуров перед форсажной камерой потенциально позволяет увеличить форсажную тягу двигателя на режимах полёта с большими сверхзвуковыми скоростями ( $M = 2,2-2,8$ ) и, соответственно, максимальную высоту (потолок) и скорость полёта самолёта, тем самым заметно расширить диапазон применения газотурбинного двигателя.

При этом следует иметь в виду, что количественные значения возможного выигрыша от применения технологий третьего контура при решении той или иной практической задачи существенным образом зависят от организации рабочего процесса в элементах третьего контура и их конструктивного исполнения, в связи с чем дальнейший теоретический анализ и практическая реализация рассматриваемых

процессов продолжает оставаться достаточно актуальным направлением исследований авиационных газотурбинных двигателей.

### Библиографический список

1. GE Aviation starts ADVENT core testing for the USAF. Airforce technology. URL: <http://www.airforce-technology.com/news/newsge-aviation-usafs-advent-core-testing>
2. AEDC tests three-stream adaptive engine for Pratt & Whitney // Aerotech News & Review // Journal of Aerospace and Defense Industry News. URL: <http://www.aerotechnews.com/blog/2017/11/08/aedc-tests-three-stream-adaptive-engine-for-pratt-whitney>
3. Gareth Evans. Speed and efficiency: are adaptive jet engines the way forward? Airforce technology. URL: <http://www.airforce-technology.com/features/featurespeed-and-efficiency-are-adaptive-jet-engines-the-way-forward-4809082>
4. Pratt & Whitney continues adaptive engine breakthroughs. Aerotech News & Review // Journal of Aerospace and Defense Industry News, 2017, vol. 31, issue 17, pp. 10.
5. Дрыгин А.С., Кизеев И.С., Эзрохи Ю.А. Анализ возможностей повышения крейсерской топливной экономичности многорежимного двигателя с третьим контуром // Наука и Образование. 2017. № 3. С. 116 – 136. DOI: 10.7463/0317.0000964
6. Johnson J.E. Adaptive core engine: US Patent WO 2011038188 A1. 2011.
7. Johnson J.E. Convertible gas turbine engine. European patent specification EP 1942269 B1. 19.08.2015.

8. Dave Majumdar. Rivals power up for AETD engine programme bid // Flight International. 2013. Vol. 182. № 5380, pp. 18.
9. Thomson D.E. Versatile affordable advanced turbine engines. Provide game changing capability with superior fuel efficiency // 11th Annual Science & Engineering Technology Conference, DoDTech Expo, Air Force Research Laboratory, 2010, 11 p.  
URL: <http://www.dtic.mil/ndia/2010/SET/Thomson.pdf>
10. Guy Norris, Jen DiMascio, Graham Warwick. Low-fuel-burn engine plan raises red flag for Pratt on F-35 as bids come in // Aviation Week, 2012, vol. 174, no. 19, pp. 24 - 27.
11. Guy Norris AFRL evaluations lead way toward follow-on three-stream engine development initiative // Aviation week, 2016, vol. 178, no. 25, pp. 34.
12. Guy Norris Adaptive engine tests pave way for sixth-generation fighters and possible F-35 retrofit // Aviation Week, 2015, vol. 177, no. 2, pp. 26 - 30.
13. Кикоть Н.В., Кретицин Г.В., Лещенко И.А., Федечкин К.С. Исследование топливной экономичности силовой установки многорежимного самолета с трехконтурным двигателем // Труды XLII академических чтений по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королева и других выдающихся отечественных ученых-пионеров освоения космического пространства (Москва, 23-26 января 2018) – М.: МГТУ им. Н.Е. Баумана, 2018. С. 293.
14. Лещенко И.А., Шмотин Ю.Н., Федечкин К.С., Кикоть Н.В. Исследование эффективности независимо управляемого 3-го контура в силовой установке многоцелевого самолета // Всероссийская научно-техническая конференция «Авиадвигатели XXI века»). Тезисы докладов. (Москва, 24-27 ноября 2015). Москва, ЦИАМ, 2015. С. 77 - 79.

15. Эзрохи Ю.А., Дрыгин А.С., Кизеев И.С. Способ работы трехконтурного турбореактивного двигателя. Патент № RU 2637153 от 30.11.2017. – М.: Федеральная служба по интеллектуальной собственности. 2017. Бюлл. № 34. - 14 с.
16. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М., Котовский В.Н., Полев А.С. Теория авиационных двигателей. – М.: Изд. ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2006. Часть 2. - 448 с.
17. Гуревич О.С., Гольберг Ф.Д., Зуев С.А., Бусурин В.И. Управление органами механизации компрессора газотурбинного двигателя с использованием его математической модели // Труды МАИ. 2017. № 93. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=80286>
18. Федорченко Ю.П., Шорстов В.А., Макаров В.Е. Программный комплекс Cobra NG v1.0 («ПК Cobra NG v1.0»). Авторское свидетельство программы для ЭВМ № 2011615671 от 20.12.2011. – М.: Федеральная служба по интеллектуальной собственности, патентам и товарным знакам. Бюлл. № 4, Ч. 1, 2011. С. 124.
19. Spalart P.R., Allmaras S.R. A one equation turbulence model for aerodynamic flows // AIAA Paper, 1992, no. 92-0439.
20. Сорокин В.А., Копылов А.В., Тихомиров М.А., Стирин Е.А., Логинов А.Н., Федоров Д. Ю., Валуй П.В. Построение системы теплозащиты из углеродных композиционных материалов с покрытиями для теплонапряженных конструкций двигателей летательных аппаратов // Труды МАИ. 2015. № 84. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=63029>
21. Peter W. Merlin Design and Development of the Blackbird: Challenges and Lessons Learned // 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 5 - 8 January 2009, Orlando, Florida. pp. 38.

22. Peter Law SR-71 propulsion system P&W J58 Engine (JT11D-20), 2013, URL: <http://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.694.7883&rep=rep1&type=pdf>
23. Литвинов Ю.А., Боровик В.О. Характеристики и эксплуатационные свойства авиационных турбореактивных двигателей. - М.: Машиностроение, 1979. - 288 с.
24. Эзрохи Ю.А., Каленский С.М., Кизеев И.С. Оценка массовых показателей турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой на начальной стадии его проектирования // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т.24. №1. С. 26 - 37.
25. Югов О.К., Селиванов О.Д. Основы интеграции самолета и двигателя. - М.: Машиностроение, 1989. - 304 с.
26. Фокин Д.Б., Исянов А.М. Исследования по формированию оптимального облика силовой установки перспективного ударного беспилотного летательного аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т.21. №4. С. 132-143.