

УДК 621.45.01:004.942

ТЕОРЕТИЧЕСКАЯ МАКСИМАЛЬНАЯ ЭФФЕКТИВНОСТЬ ГТД ТРАДИЦИОННЫХ СХЕМ НА ОСНОВЕ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

И. Н. Крупенич¹, А. Ю. Ткаченко²,
Е. П. Филинов³, Я. А. Остапюк⁴

¹ uugn@mail.ru, ² tau@ssau.ru, ³ filinov.evg@gmail.com, ⁴ ostapukya@gmail.com

ФГАОУ ВО «Самарский государственный университет имени академика С. П. Королева
(национальный исследовательский университет)» (СГАУ)

Поступила в редакцию 22.12.2013

Аннотация. В статье описаны результаты исследований газотурбинных двигателей общепринятых схем на основе методов численного моделирования в САЕ-системе «АСТРА». Результаты моделирования могут использоваться для прогнозирования параметров ГТД, а также определения, исчерпаны или нет возможности повышения эффективности газотурбинных двигателей традиционных схем. Рассмотрены разные подходы к повышению эффективности движителя и термодинамического цикла.

Ключевые слова: авиационный двигатель; математическое моделирование; прогнозирование параметров; оптимизация; рабочий процесс.

ВВЕДЕНИЕ

Исходя из анализа доступных в открытой печати источников [1–4], можно сделать вывод о том, что пути дальнейшего совершенствования ГТД традиционных схем можно условно разделить на три группы:

- снижение потерь в элементах двигателя и расхода охлаждающего воздуха;
- повышение эффективности термодинамического цикла;
- повышение эффективности силовой установки как движителя.

Рассмотрим, каковы предельные возможности повышения эффективности ГТД традиционных схем для каждого из этих направлений на основе численного моделирования двухконтурного турбореактивного двигателя с использованием автоматизированной системы термогазодинамического расчета и анализа «АСТРА» [6], разработанной на кафедре теории двигателей летательных аппаратов в Самарском государственном аэрокосмическом университете.

СНИЖЕНИЕ ПОТЕРЬ В ЭЛЕМЕНТАХ ДВИГАТЕЛЯ И РАСХОДА ОХЛАЖДАЮЩЕГО ВОЗДУХА

Моделирование будем производить для условий длительного крейсерского полета на высоте $H=11$ км, при скорости полета $M_p=0,8$ ($V_p \approx 850$ км/ч). В качестве базового варианта двигателя, характеризующего текущий уровень

развития авиационной техники, будем рассматривать трехвальный ТРДД с раздельным истечением потоков, основные параметры которого приведены в табл. 1.

Таблица 1
Параметры базового ТРДД

Параметр	Значение
1	2
Коэффициент восстановления полного давления во входном устройстве	1,0
Степень двухконтурности	11
Степень повышения давления в наружном контуре вентилятора	1,54
КПД наружного контура вентилятора	0,93
КПД внутреннего контура вентилятора	0,91
КПД компрессора СД	0,91
КПД компрессора ВД	0,9
Суммарная степень повышения давления компрессора	56
Температура газа на входе в турбину ВД	1500 К
Коэффициент полноты сгорания топлива	0,995
Коэффициент восстановления полного давления в камере сгорания	0,955
Относительный отбор воздуха на охлаждение турбины ВД	0,08
КПД турбины ВД	0,925
Относительный отбор воздуха на охлаждение турбины СД	0,05
КПД турбины СД	0,92
Относительный отбор воздуха на охлаждение турбины НД	0,02
КПД турбины НД	0,93

Окончание табл. 1

1	2
Коэффициент восстановления полного давления в канале наружного контура	1,0
Коэффициент скорости сопла внутреннего контура	0,99
Коэффициент скорости сопла наружного контура	0,99

Эффективность базового варианта ТРДД характеризуется величиной удельного расхода топлива, равной 48,47 кг/кН·ч.

Как видно из табл. 1, большинство коэффициентов совершенства элементов ТРДД имеют достаточно высокие значения, и дальнейшее их повышение сопряжено с существенными сложностями.

Произведем моделирование вариантов ТРДД, отличающихся от базового уровнем КПД элементов, а также имеющих пониженную величину расхода охлаждающего воздуха; параметры этих вариантов приведены в таблице 2.

Отличия рассматриваемых вариантов от базового:

1) расход охлаждающего воздуха снижен в два раза;

2) полностью исключено охлаждение элементов двигателя;

3) КПД элементов двигателя повышены на 1–2 %;

4) КПД элементов двигателя повышены до 100 %;

5) одновременно снижен расход охлаждающего воздуха и на 1–2 % повышена эффективность элементов двигателя;

6) одновременно исключено охлаждение и до 100 % повышена эффективность элементов двигателя.

Варианты 1, 3 и 5 отражают краткосрочную перспективу развития двигателестроения (5–10 лет), варианты 2, 4 и 6 – предельные возможности совершенствования эффективности элементов двигателя (и таким образом, в определенной мере характеризуют долгосрочную перспективу развития).

Отличие эффективности этих вариантов от базового приведено в табл. 3.

Таблица 2

Параметры ТРДД с пониженным уровнем потерь в элементах

Параметр	1	2	3	4	5	6
КПД наружного контура вентилятора	0,93	0,93	0,94	1	0,94	1
КПД внутреннего контура вентилятора	0,91	0,91	0,93	1	0,93	1
КПД компрессора СД	0,91	0,91	0,93	1	0,93	1
КПД компрессора ВД	0,9	0,9	0,92	1	0,92	1
Коэффициент полноты сгорания топлива	0,995	0,995	0,995	1	0,995	1
Коэффициент восстановления полного давления в камере сгорания	0,955	0,955	0,97	1	0,97	1
Относительный отбор воздуха на охлаждение турбины ВД	0,04	0	0,08	0,08	0,04	0
КПД турбины ВД	0,925	0,925	0,94	1	0,94	1
Относительный отбор воздуха на охлаждение турбины СД	0,025	0	0,05	0,05	0,025	0
КПД турбины СД	0,92	0,92	0,94	1	0,94	1
Относительный отбор воздуха на охлаждение турбины НД	0,01	0	0,02	0,02	0,01	0
КПД турбины НД	0,93	0,93	0,95	1	0,95	1
Коэффициент скорости сопла внутреннего контура	0,99	0,99	0,99	1	0,99	1
Коэффициент скорости сопла наружного контура	0,99	0,99	0,99	1	0,99	1

Таблица 3

Сравнение эффективности базового двигателя и двигателей, отличающихся пониженным уровнем потерь

Вариант	баз.	1	2	3	4	5	6						
$C_{уд}$, кг кН·час	48,47	47,35	–2,3 %	46,75	–3,5 %	45,97	–5,2 %	39,27	–19 %	45,26	–6,6 %	39,81	–17,9 %

Полученные результаты позволяют сделать следующие основные выводы:

1. Эффект от мероприятий по повышению КПД элементов двигателя (главным образом, повышение КПД лопаточных машин) выше, чем от снижения расхода охлаждающего воздуха в краткосрочной перспективе (5,2 против 2,3 %), а также с точки зрения предельных возможностей повышения эффективности двигателя (19 против 3,5 %). При этом необходимо отметить, что кроме того, что достижение КПД лопаточных машин сопоставимое с уровнем 100 % представляет существенные сложности, так и сама возможность достижения столь высокой эффективности элементов двигателя представляется маловероятной в ближайшей перспективе (10-15 лет).

2. Полный отказ от отбора воздуха для охлаждения турбин (вариант 2) представляется вполне вероятным уже в ближайшие годы (ВИАМ сообщает о разработке перспективных авиационных материалов, способных обеспечивать длительную работоспособность рабочих лопаток турбин при температурах около 2200 К) [6, 7], особенно для рассматриваемого двигателя, имеющего умеренную температуру газа перед турбиной (1500 К). Однако даже полный отказ от охлаждения приведет к сокращению удельного расхода топлива в условиях крейсерского полета лишь на 3,5 %.

3. В целом, одновременное повышение эффективности узлов (в пределах двух процентов) и снижение расхода охлаждающего воздуха приведет в ближайшей перспективе к снижению удельного расхода топлива примерно на 6,5 %, а предельное повышение эффективности двигателя в целом для данного направления совершенствования ГТД составляет около 18 %.

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ТЕРМОДИНАМИЧЕСКОГО ЦИКЛА

Параметры базового варианта ТРДД будут оставаться такими же, как и в предыдущем разделе.

Выполним моделирование ТРДД в условиях длительного крейсерского полета, изменяя параметры цикла основного контура в широких пределах: температуру газа перед турбиной T_{Γ}^* в диапазоне от 1500 до 2500 К и $\pi_{\kappa\Sigma}^*$ от 40 до 1200. Параметры силовой установки как двигателя будем сохранять идентичными базовому варианту: степень двухконтурности $m = 11$, а степень повышения давления в наружном контуре вентилятора (определяющую распределе-

ние энергии между контурами ТРДД) будем оптимизировать из условия минимизации удельного расхода топлива $\pi_{\text{ВП}}^* \rightarrow \text{opt}$. Полученные результаты приведены на рис. 1. При изменении T_{Γ}^* от 1500 до 2500 К оптимальное значение $\pi_{\text{ВП}}^*$ изменяется в диапазоне от 1,4 до 1,85.

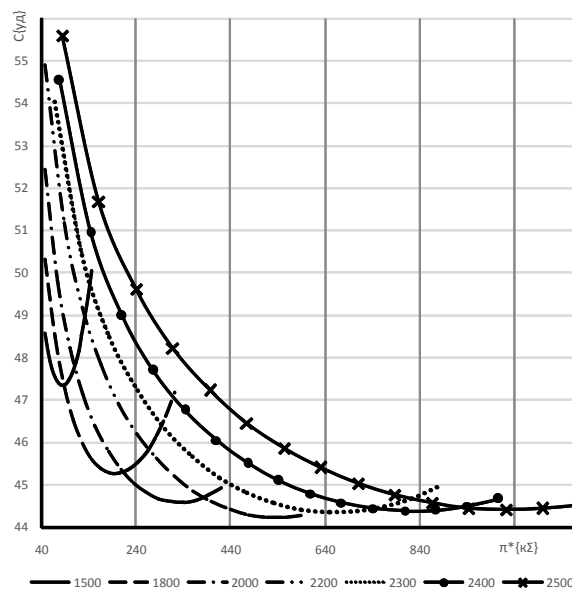


Рис.1. Зависимость удельного расхода топлива ТРДД от суммарной степени повышения давления и температуры газа перед турбиной

Как видно из рис. 1, минимум удельного расхода топлива наблюдается как по суммарной степени повышения давления (противоположное влияние снижения подвода тепла к рабочему телу и роста термического КПД двигателя), так и по температуре газа перед турбиной (противоположное влияние снижения доли потерь в величине располагаемой химической энергии топлива и повышения потерь кинетической энергии).

Необходимо подчеркнуть, что степень двухконтурности в рассматриваемом исследовании сохранялась постоянной, а исследовалось обособленное влияние параметров рабочего процесса основного контура ТРДД (тепловой машины). По результатам исследования можно отметить следующее:

1. Оптимум по двум рассматриваемым параметрам рабочего процесса основного контура достигается при температуре газа около 2200 К и соответствующей степени повышения давления в компрессоре около 530 (см. табл. 4).

Таблица 4

Изменение удельного расхода топлива ТРДД при повышении температуры газа перед турбиной и суммарной степени повышения давления относительно базового варианта двигателя

T_{Γ}^* , К	1500	1500	1800	2000	2200	2300	2400	2500
$\pi_{\kappa\Sigma}^*$	56	84	200	340	530	650	800	1020
$C_{уд}$, $\frac{кг}{кН \cdot час}$	48,1	47,35	45,27	44,59	44,24	44,35	44,39	44,42
$\delta C_{уд}$	–	–1,6 %	–5,9 %	–7,3 %	–8,0 %	–7,8 %	–7,7 %	–7,7 %

Предельное повышение эффективности ТРДД при повышении параметров рабочего процесса основного контура составляет около 8 %.

2. Повышение температуры газа перед турбиной до 2200 К возможно в ближайшем будущем (5-10 лет); в то же время обеспечение суммарной степени повышения давления в компрессоре около 500 представляет существенные сложности (особенно с учетом обеспечения высоких КПД лопаточных машин и их газодинамической устойчивости при работе на различных режимах и в условиях переходных процессов, что является темой для отдельного исследования). Суммарная степень повышения давления, необходимая лишь для сохранения величины удельного расхода топлива на базовом уровне при $T_{\Gamma}^* = 2200 \text{ К}$, составляет около 160. Достижение и этого уровня суммарной степени повышения давления в ближайшей перспективе представляет существенные сложности.

3. Оптимальная суммарная степень повышения давления, соответствующая $T_{\Gamma}^* = 1500 \text{ К}$ (базового двигателя), составляет около 90 (выше в 1,6 раз). Обеспечение такой величины $\pi_{\kappa\Sigma}^*$ обеспечит снижение удельного расхода топлива на величину около 1,5 %, при этом такое изменение возможно уже в краткосрочной перспективе.

4. Оптимум удельного расхода по суммарной степени повышения давления пологий: при отклонении величины $\pi_{\kappa\Sigma}^*$ от оптимальной величины в 1,3 раза в сторону как меньших, так и больших значений величина удельного расхода топлива меняется менее, чем на 1 %.

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ КАК ДВИЖИТЕЛЯ

Параметры базового варианта ТРДД будут оставаться такими же, как и в предыдущем разделе.

Выполним моделирование ТРДД в условиях длительного крейсерского полета, изменяя в широких пределах значение степени двухконтурности, степень повышения давления в наружном контуре вентилятора (определяющую распределение энергии между контурами ТРДД) будем оптимизировать из условия минимизации удельного расхода топлива $\pi_{\text{вп}}^* \rightarrow \text{opt}$.

Поскольку на результаты моделирования будут оказывать существенное влияние параметры рабочего процесса основного контура двигателя, выполним моделирование отдельно для четырех вариантов ТРДД, отличающихся значениями T_{Γ}^* и $\pi_{\kappa\Sigma}^*$; параметры вариантов представлены в табл. 5.

Таблица 5

Варианты значений температуры газа перед турбиной и суммарной степени повышения давления относительно базового варианта двигателя

	баз.	1	2	3
T_{Γ}^* , К	1500	1500	2000	2500
$\pi_{\kappa\Sigma}^*$	56	84	340	1020

Данные варианты различаются, главным образом, значением температуры газа перед турбиной, а величина суммарной степени повышения давления подбиралась в соответствии с результатами моделирования в предыдущем разделе:

1. T_{Γ}^* сохранена на уровне базового двигателя;
2. T_{Γ}^* повышена до 2000 К (соответствует ближайшим перспективам развития двигателестроения: 5-7 лет);
3. T_{Γ}^* повышена до 2500 К (соответствует дальним перспективам развития двигателестроения: 10-15 лет);

На рис. 2 приведены результаты моделирования для базового варианта двигателя, на рис. 3 – для 1 варианта, на рис. 4 – для 2 варианта, а на рис. 5 и 6 – для 3 варианта двигателя.

Сопоставление результатов различных вариантов двигателя с оптимизированным по удельному расходу топлива в крейсерских условиях полета значением степени двухконтурности приведено в табл. 6.

Таблица 6

Изменение удельного расхода топлива ТРДД относительно базового варианта двигателя при изменении степени двухконтурности для различных вариантов температуры газа перед турбиной и суммарной степени повышения давления

T_{Γ}^* , К	1500	1500	1500	2000	2500
$\pi_{\kappa\Sigma}^*$	56	56	84	340	1020
m	11	40	35	50	60
$C_{уд}$, кг кН·час	48,1	45,21	45,12	40,5	38,43
$\delta C_{уд}$	–	–6,0 %	–6,2 %	–15,8 %	–20,1 %

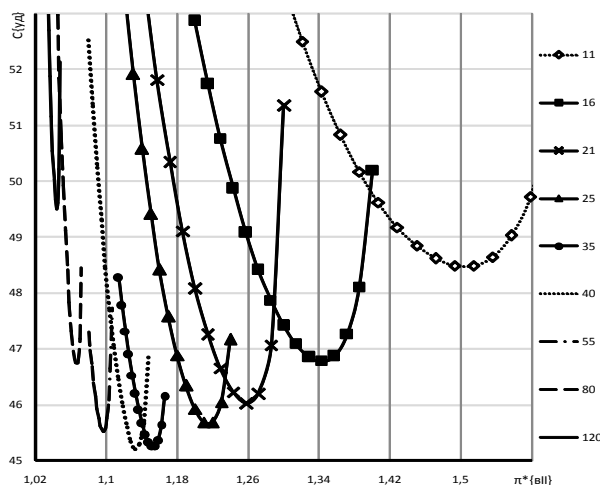


Рис. 2. Зависимость удельного расхода топлива ТРДД от степени двухконтурности и степени повышения давления в наружном контуре при

$$T_{\Gamma}^* = 1500 \text{ К и } \pi_{\kappa\Sigma}^* = 56$$

Как видно из рис. 2, за счет оптимизации параметров движителя – повышения степени двухконтурности от $m = 11$ до $m = 40$ (с одновременным изменением степени повышения давления в наружном контуре вентилятора $\pi_{\text{ВП}}^*$ с 1,54 до 1,14 для обеспечения равномерного распределения энергии между контурами двигателя) обеспечивается снижение удельного расхода топлива для базового варианта двигателя на 6 %.

Аналогичные результаты дает оптимизация параметров движителя для первого варианта двигателя (см. рис. 3): снижение удельного расхода топлива в условиях крейсерского полета на 6,2 %. Необходимо отметить, что снижение подвода тепла к рабочему телу (за счет повышения $\pi_{\kappa\Sigma}^*$) приводит к снижению оптимальной степени двухконтурности до 35.

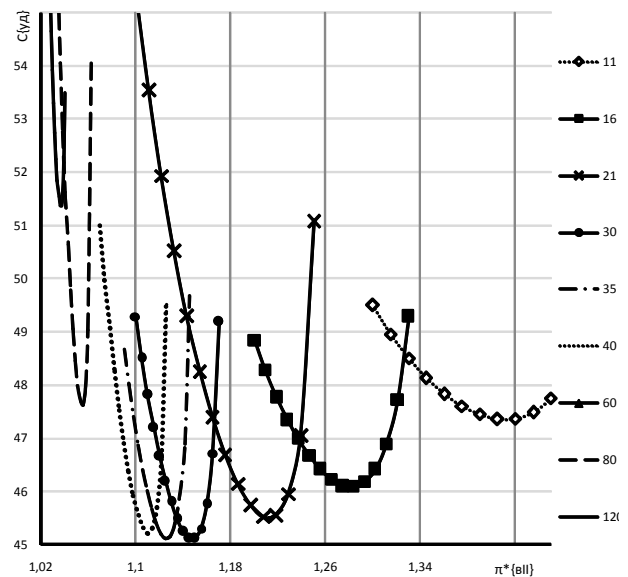


Рис. 3. Зависимость удельного расхода топлива ТРДД от степени двухконтурности и степени повышения давления в наружном контуре при

$$T_{\Gamma}^* = 1500 \text{ К и } \pi_{\kappa\Sigma}^* = 84$$

Для второго варианта двигателя ($T_{\Gamma}^* = 2000$ К и $\pi_{\kappa\Sigma}^* = 340$ – см. рис. 4) минимум удельного расхода топлива достигается при степени двухконтурности $m = 50$ (и соответствующем значении $\pi_{\text{ВП}}^* = 1,13$), что соответствует повышению эффективности двигателя на 15,8 %.

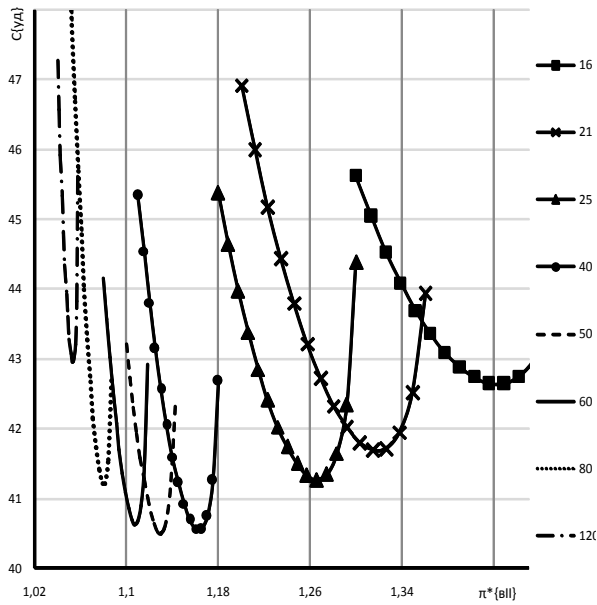


Рис. 4. Зависимость удельного расхода топлива ТРДД от степени двухконтурности и степени повышения давления в наружном контуре при $T_{\Gamma}^* = 2000 \text{ K}$ и $\pi_{\kappa\Sigma}^* = 340$

Эффективность третьего варианта двигателя ($T_{\Gamma}^* = 2500 \text{ K}$ и $\pi_{\kappa\Sigma}^* = 1020$) с оптимизированными параметрами движителя ($m = 50$ и $\pi_{\text{вII}}^* = 1,14$) приблизительно на 20 % выше, чем у базового варианта двигателя (см. рис. 5 и 6).

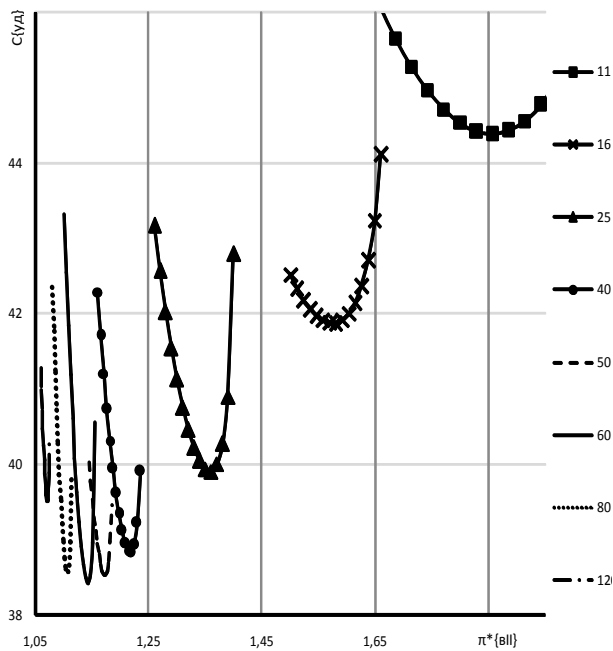


Рис. 5. Зависимость удельного расхода топлива ТРДД от степени двухконтурности и степени повышения давления в наружном контуре при $T_{\Gamma}^* = 2500 \text{ K}$ и $\pi_{\kappa\Sigma}^* = 1020$

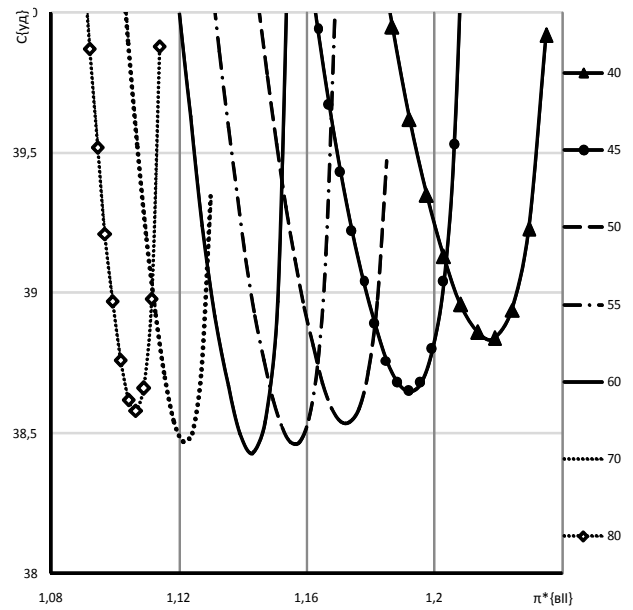


Рис. 6. Зависимость удельного расхода топлива ТРДД от степени двухконтурности и степени повышения давления в наружном контуре при $T_{\Gamma}^* = 2500 \text{ K}$ и $\pi_{\kappa\Sigma}^* = 1020$

По результатам исследования влияния параметров движителя можно сделать следующие выводы:

1. Оптимальным типом двигателя классической компоновки для рассматриваемой скорости полета и параметров рабочего процесса является, по существу, турбовинтовентиляторный двигатель (ТВВД) (значение степени двухконтурности $m = 35 \dots 50$). Переход к этому типу двигателя сопряжен с необходимостью решения сложных технических задач, в частности, снижение размерности газогенератора (при заданном уровне тяги двигателя) может сделать проблематичным обеспечение высоких КПД лопаточных машин. Кроме того, диаметральные габариты такого двигателя могут оказаться слишком большими для размещения его под крылом самолета.

2. Переход к ТВВД при параметрах рабочего процесса основного контура, соответствующих текущему состоянию двигателестроения, позволит повысить эффективность двигателя на 6 %, а при повышении T_{Γ}^* и $\pi_{\kappa\Sigma}^*$ до соответствующих ближайшим перспективам развития удельный расход топлива может быть снижен более, чем на 15 %.

3. Минимум удельного расхода по степени двухконтурности – пологий: изменение m в два раза (с 40 до 80) приводит к изменению удельного расхода топлива приблизительно на 1 %.

КОМПЛЕКСНОЕ ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ГТД

Для того, чтобы оценить возможности комплексного совершенствования газотурбинных двигателей, работающих по традиционному циклу, зададимся серией значений температуры газа перед турбиной T_T^* (как величиной, определяющей научно-технический уровень совершенства двигателя) в диапазоне от 1000 до 2500 К и проведем для каждого значения оптимизацию следующих параметров:

- суммарной степени повышения давления в компрессоре $\pi_{\kappa\Sigma}^*$ (степени повышения давления в компрессоре ВД при условии сохранения неизменными степеней повышения давления компрессоров СД и НД);
- степени двухконтурности m ;
- степени повышения давления в вентиляторе наружного контура $\pi_{\text{ВП}}^*$ (как величины, определяющей распределение энергии между контурами).

Результаты оптимизации приведены в табл. 7 и на рис. 7-9. Значение $\delta C_{\text{уд}}^{\text{opt}1500}$ показывает снижение удельного расхода топлива относительно оптимизированного варианта с $T_T^* = 1500 \text{ К}$, а значение $\delta C_{\text{уд}}^{\text{баз.дв}}$ – снижение его относительно базового варианта двигателя.

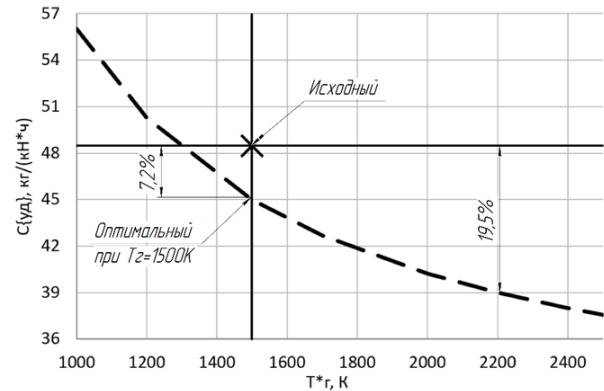


Рис. 7. Зависимость удельного расхода топлива оптимизированного варианта двигателя от температуры газа перед турбиной

Таблица 7

Параметры двигателей с оптимизированными параметрами
в зависимости от температуры газа перед турбиной

T_T^* , К	1000	1200	1500	1700	2000	2200	2400	2500
m_{opt}	15,3	23	35,5	46	63	73	85	92
$\pi_{\text{ВП}opt}^*$	1,1539	1,1485	1,1496	1,144	1,1424	1,1449	1,1453	1,1425
$\pi_{\text{КВД}opt}^*$	1,21	2,14	4,3	6,75	11,5	16,5	23	28,5
T_T^* , К	479	513	564	592	642	670	699	709
$\pi_{\kappa\Sigma opt}^*$	16,94	29,96	60,2	94,5	161	231	322	399
$P_{\text{уд}}$, $\frac{\text{кН} \cdot \text{с}}{\text{кГ}}$	0,0378	0,0366	0,0368	0,0355	0,0351	0,0357	0,0358	0,0351
$C_{\text{уд}}$, $\frac{\text{кГ}}{\text{кН} \cdot \text{час}}$	56,03	50,26	45	42,69	40,23	39,01	38,01	37,55
$\delta C_{\text{уд}}^{\text{opt}1500}$	24,5 %	11,7 %	0,0 %	-5,1 %	-10,6 %	-13,3 %	-15,5 %	-16,6 %
$\delta C_{\text{уд}}^{\text{баз.дв}}$	15,6 %	3,7 %	-7,2 %	-11,9 %	-17,0 %	-19,5 %	-21,6 %	-22,5 %

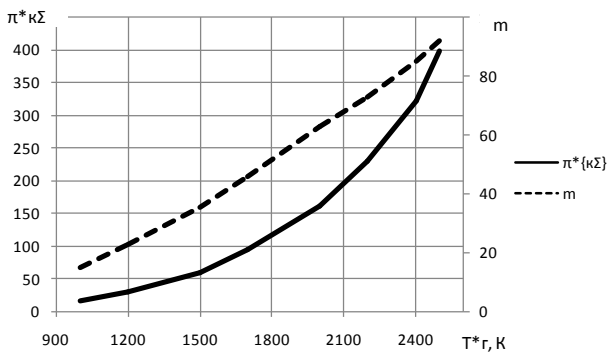


Рис. 8. Зависимость оптимальных значений суммарной степени повышения давления в компрессоре и степени двухконтурности от температуры газа перед турбиной

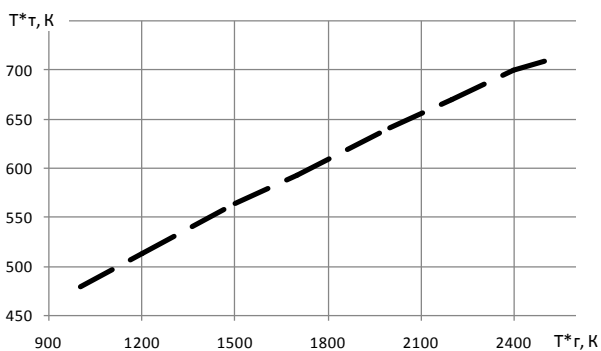


Рис. 9. Зависимость температуры газа за турбиной НД от температуры газа перед турбиной для оптимизированных вариантов двигателя

Как видно из представленных результатов, в ближайшей ($T_{г}^* = 2000..2200 \text{ K}$) перспективе можно ожидать повышения эффективности газотурбинных двигателей на 17–19 %, при условии, что будет решена проблема реализации степени двухконтурности около 60–70. Дальнейшее увеличение параметров рабочего процесса не принесет столь существенного повышения эффективности (дополнительно лишь на 2–3 %). Следует отметить, что представленные результаты справедливы для двигателей, работающих по традиционному циклу, при этом рост температуры газа за турбиной (рис. 9) свидетельствует о том, что повышаются возможности применения термодинамических циклов с регенерацией тепла выхлопных газов. Рассмотрение возможностей двигателей, работающих по таким циклам, является темой отдельного исследования.

ВЫВОДЫ

1. Повышение эффективности элементов двигателя позволит снизить удельный расход на 5 % в ближней перспективе, а в предельном случае – приблизительно на 20 %; однако до-

стижение предельных значений представляется маловероятным.

2. Сокращение расхода охлаждающего воздуха вдвое позволяет повысить эффективность ТРДД на 2,3 %, а полное исключение охлаждения – на 3,5 %. Данное направление не представляет возможностей для существенного снижения удельного расхода, однако реализуемо в краткосрочной перспективе за счет применения перспективных материалов.

3. Повышение параметров рабочего процесса основного контура двигателя позволяет повысить эффективность приблизительно на 8 % при текущих значениях степени двухконтурности. Необходимо отметить, что оптимальное значение температуры газа перед турбиной при этом имеет значение, достижимое в ближайшей перспективе (2200 K), в то время как оптимальное значение суммарной степени повышения давления в компрессоре составляет около 500; обеспечение работоспособности и высокой эффективности компрессора (в том числе, на переходных режимах) при этом представляет существенные трудности, и маловероятно, что такое значение будет достигнуто в пределах ближайших 10 лет. Повышение параметров рабочего процесса основного контура двигателя целесообразно рассматривать совместно с повышением эффективности движителя (m).

4. Для рассматриваемой скорости полета ($M_n=0,8$) значение оптимальной степени двухконтурности находится в диапазоне 35...55. Если рассматривать двигатели традиционных схем, такой степени двухконтурности соответствует турбовинтовентиляторный двигатель (ТВВД). Переход к таким значениям m позволит снизить величину удельного расхода топлива современных двигателей приблизительно на 6 %, двигателей ближней перспективы (5-10 лет) – на 15 %, а в дальней перспективе ($T_{г}^* = 2500 \text{ K}$, $\pi_{к\Sigma}^* = 1000$, $m = 50$) – более, чем на 20 %.

5. Наиболее эффективным направлением совершенствования двигателей является комплексное повышение параметров рабочего процесса основного контура двигателя с одновременным повышением степени двухконтурности.

В ближайшей ($T_{г}^* = 2000..2200 \text{ K}$) перспективе можно ожидать повышения эффективности газотурбинных двигателей на 17–19 %, дальнейшее повышение параметров рабочего процесса не принесет существенного повышения эффективности.

6. Необходимо отметить, что такое повышение степени двухконтурности приводит к суще-

ственному росту габаритов двигателя традиционной схемы, с одновременным снижением размерности газогенератора, что может привести к невозможности обеспечения высоких уровней КПД лопаточных машин. Одним из путей решения этих проблем может быть переход к распределенным силовым установкам, в том числе интегрированным в планер летательного аппарата [8, 9].

Работа была выполнена при поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации в рамках реализации Программы повышения конкурентоспособности СГАУ среди ведущих мировых научно-образовательных центров на 2013-2020 годы.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Агульник А. Б.** Газотурбинные двигатели нового поколения [Электронный ресурс]. URL: http://itpforum.ru/conf2015/documents/Section_presentation/P3_НТК_Агульник.pdf (дата обращения 14.06.15). [А. В. Agulnik (2015, June. 14) *New generation of gas turbine engines* [Online], (in Russian). Available: http://itpforum.ru/conf2015/documents/Section_presentation/P3_НТК_Агульник.pdf]
2. **Булат П. В.** На пути к пятому и шестому поколению, перезагрузка [Электронный ресурс]. URL: http://www.paralay.com/stat/Bulat_17.pdf (дата обращения 14.06.15). [P. V. Bulat (2015, June. 14). *On the way to the fifth and sixth generation, reboot* [Online], (in Russian). Available: http://www.paralay.com/stat/Bulat_17.pdf]
3. **Скрябин В. А., Солонин В. И.** Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний в обеспечении создания перспективных авиационных двигателей. М.: ЦИАМ, 2010. 424 с. [V. A. Skibin, V. I. Solonin, *The works of the leading aircraft engine companies in ensuring the development of advanced aircraft engines*, (in Russian). Moscow: Central Institute of Aviation Motors "CIAM", 2010.]
4. **Бабкин В. И.** Развитие авиационных ГТД и создание уникальных технологий // Двигатель. 2013. №2 (86). С. 2–7. [V. I. Babkin, "The development of gas turbine engines and the creation of unique technologies," (in Russian), in *Dvigatel*, no. 2(86), pp. 2–7, 2013.]
5. **Формирование** виртуальной модели рабочего процесса газотурбинного двигателя в САЕ системе «АСТРА» / В. С. Кузьмичев [и др.] // Электронный журнал «Труды МАИ». 2013. №67. С. 1–15. [V. S. Kuz'michev, et al., "Development of the virtual model of the working process of gas turbine engine using the computer-aided system ASTRA", (in Russian), in *Elektronnyj zhurnal «Trudy MAI»*, 2013, no. 67, pp. 1–15.]
6. **Бакрадзе М. М.** Материалы и производственные технологии нового поколения для двигателестроения [Электронный ресурс]. URL: http://itpforum.ru/conf2015/documents/Section_presentation/P3_МТФ_Бакрадзе_ММ_ВИАМ.pdf (дата обращения 14.06.15). [М. М. Bakradze (2015, June. 14). *Materials and a new generation manufacturing technologies for engine* [Online], (in Russian). Available: http://itpforum.ru/conf2015/documents/Section_presentation/P3_МТФ_Бакрадзе_ММ_ВИАМ.pdf]
7. **Каблов Е. Н. Мубояджян С. А.** Жаростойкие и теплозащитные покрытия для лопаток турбины высокого давления перспективных ГТД [Электронный ресурс]. URL: <http://viam.ru/public/files/2012/2012-206070.pdf> (дата обращения 14.06.15) [E. N. Kablov, S. A. Mubojadzhan (2015, June. 14). *Heat-resistant and heat-resistant coatings for high-pressure turbine blades promising GTE* [Online], (in Russian). Available: <http://viam.ru/public/files/2012/2012-206070.pdf>]
8. **Devaiah Nalianda, Riti Singh.** Turbo-electric distributed propulsion – opportunities, benefits and challenges // Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal. 2014. Т. 86., №6. С. 543–549. [Devaiah Nalianda, Riti Singh, "Turbo-electric distributed propulsion – opportunities, benefits and challenges," (in English), in *Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal*, vol. 86, no. 6, pp.543–549, 2014.]
9. **Benefits and Concerns of Hybrid Electric Distributed Propulsion with Conventional Electric Machines** / B. Schiltgen [и др.] // Benefits and Concerns of Hybrid Electric Distributed Propulsion with Conventional Electric Machines // Proc. 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2012-3769, (Atlanta, Georgia, 30 июля – 1 августа 2012). DOI: 10.2514/6.2012-3769. [B. Schiltgen, et al., "Benefits and Concerns of Hybrid Electric Distributed Propulsion with Conventional Electric Machines", (in English), in Proc. 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2012-3769, Atlanta, Georgia, 2012, DOI: 10.2514/6.2012-3769.]

ОБ АВТОРАХ

КРУПЕНИЧ Илья Николаевич, доц. каф. теории двигателей ЛА. Дипл. инженер-конструктор (СГАУ, 2005). Канд. техн. наук по тепловым, электроракетным двигателям и энергоустановкам ЛА (СГАУ, 2010). Иссл. в обл. структурно-параметрической оптимизации турбокомпрессоров ТРДД.

ТКАЧЕНКО Андрей Юрьевич, доц. каф. теории двигателей ЛА. Дипл. инж.-конструктор (СГАУ, 2005). Канд. техн. наук по тепловым, электроракетным двигателям и энергоустановкам ЛА (СГАУ, 2009). Иссл. в обл. разработки автоматизированных средств проектирования ГТД.

ФИЛИНОВ Евгений Павлович, асп. каф. теории двигателей ЛА. Дипл. инж.-конструктор (СГАУ, 2015). Готовит дис. о методах и средствах виртуальных испытаний газотурбинных двигателей на этапе концептуального проектирования.

ОСТАПЮК Ярослав Анатольевич, асп. каф. теории двигателей ЛА. Дипл. инженер-конструктор (СГАУ, 2015). Готовит дис. о разработке одномерной модели газотурбинного двигателя в составе многоуровневой модели на этапе концептуального проектирования.

METADATA

Title: The efficiency limits of the traditional gas turbine engines

Authors: I. N. Krupenich¹, A. Y. Tkachenko²,
E. P. Filinov³, Y. A. Ostapyuk⁴

Affiliation:

Samara State Aviation University (SSAU), Russia.

Email: ¹uugn@mail.ru, ²tau@ssau.ru,

³filinov.evg@gmail.com, ⁴ostapukya@gmail.com

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 20, no. 1 (71), pp. 86–95, 2016. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: The article describes the results of investigation of the theoretical limits of the conventional gas turbine engines on the basis of numerical simulation using the computer-aided system "ASTRA". The results of simulation are used to forecast the gas turbine engines' parameters as well as to determine whether the potentialities of the conventional gas turbine engines are exhausted or not. The approaches to increasing the efficiency of propulsion unit and the thermogasdynamic cycle are suggested.

Key words: aircraft engine; math modeling; forecasting parameters; optimization; the working process.

About authors:

KRUPENICH, Ilya Nikolaevich, associate professor of Department theory of aircraft engines. Diplom a design engineer (SSAU, 2005). PhD for thermal, electric propulsion and power installations LA (SSAU, 2010). Research in the field of structural and parametric optimization turbochargers turbofan.

TKACHENKO, Andrey Yurievich, associate professor of Department theory of aircraft engines. Diploma design engineer (SSAU, 2005). PhD for thermal, electric propulsion and power installations LA (SSAU, 2009). Research in the development of automated design tools GTE.

FILINOV, Evgeny Pavlovich, postgraduate student of Department theory of aircraft engine. Diplom a design engineer (SSAU, 2015). Prepares diss. the methods and means of virtual testing gas turbine engines at the stage of conceptual design.

OSTAPYUK, Yaroslav Anatolyevich, postgraduate student of Department theory of aircraft engine. Diplom a design engineer (SSAU, 2015). Prepares diss. the development of a one-dimensional model of a gas turbine engine as part of a multi-level model at the stage of conceptual design.