

Технология и технологические машины

УДК 629.7.035.004; 1.621.43.068

Повышение эффективности двухконтурного турбовентиляторного двигателя введением промежуточного охлаждения при сжатии

В.Л. Иванов¹, Н.Л. Щеголев¹, Д.А. Скибин²

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана, 105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.

² ООО «РТДС+», 117393, Москва, Российская Федерация, Обручева ул., д. 52, стр. 69.

Improving the efficiency of a bypass turbofan engine by intermediate cooling during compression

V.L. Ivanov¹, N.L. Shchegolev¹, D.A. Skibin²

¹ Bauman Moscow State Technical University, building 1, 2-nd Baumanskaya str., 5, 105005, Moscow, Russian Federation.

² LLC RTDS+, building 69, Obrucheva str., 52, 117393, Moscow, Russian Federation.

@ e-mail: vadimlivanov@yandex.ru

i На основании предварительного анализа современного состояния, тенденций развития и совершенствования авиационных газотурбинных двигателей (ТРД, ТВД, ТРДД и др.) показана актуальность теоретических и проектных разработок, направленных на повышение эффективности турбовентиляторного двигателя (ТРДД), не за счет увеличения температуры газа перед турбиной, а с переходом от простого цикла $P = \text{const}$ к циклам с регенерацией, с промежуточным охлаждением при сжатии, с промежуточным нагревом при расширении и их возможными комбинациями. Для последующего анализа как термодинамически оправданный и простой при практической реализации, не требующий значительных конструктивных изменений газогенератора, принят вариант с промежуточным охлаждением воздуха перед компрессором высокого давления (КВД) и переносом теплоты, отведенной в процессе охлаждения, в воздух второго контура. Образующийся при этом избыток мощности турбины привода КВД перераспределен между турбинами низкого и высокого давления и использован для увеличения производительности вентилятора (повышения расхода воздуха через второй контур). Для иллюстрации результатов исследования в качестве объекта принят условный ТРДД с параметрами, близкими к параметрам ТРДД Д-436, используемого в гражданской авиации. Введение промежуточного охлаждения по рассмотренной выше схеме обеспечивает (в зависимости от сопротивления используемых теплообменных аппаратов) увеличение суммарной тяги ТРДД на 20...22 % и сокращение удельного расхода топлива на 2,5...3 %.

Ключевые слова: компрессор низкого давления, компрессор высокого давления, турбина высокого давления, турбина низкого давления, промежуточное охлаждение, вентилятор, суммарная тяга двигателя, удельный расход топлива.

i The preliminary analysis of the current state and trends of the development of aircraft gas turbine engines such as turbojets, turboprops, turbofans, etc. shows the importance of the theoretical study and design research aimed at improving the efficiency of turbofan engines by implementing regeneration cycles, intermediate cooling during compression, intermediate heating during expansion, and their possible combinations. A thermodynamically reasonable structure that can easily be implemented and does not require significant structural modifications of the gas generator was chosen to perform the analysis. The heat accumulated during the intermediate inlet air cooling in the high-pressure compressor was recovered by heating the air in the second contour. The excessive turbine capacity of the high-pressure compressor was redistributed between low- and high-pressure turbines to increase the fan capacity, that is, the air flow through the second contour. The results of the study are presented for a model turbofan engine whose parameters are similar to those of the D-436 turbofan engine used in civil aviation. The implemented intermediate cooling increases the total turbofan thrust by 20...22 % and reduces the specific fuel consumption by 2.5...3 % depending on the thermal resistance of heat exchangers.

Keywords: low-pressure compressor, high-pressure compressor, high-pressure turbine, low-pressure turbine, intermediate cooling, fan, total thrust, specific fuel consumption.

Большинство авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) работают по простому циклу Брайтона. В некоторых из них, например, ГТД ударной авиации, используется режим форсирования мощности дополнительным сжиганием топлива перед реактивным соплом двигателя (промежуточное сгорание в процессе расширения).

В отличие от стационарных и транспортных ГТД, которые совершенствуются путем повышения температуры газа перед турбиной, а также переходом к более сложным термодинамическим циклам (с промежуточным сгоранием в процессе расширения, промежуточным охлаждением в процессе сжатия и переходом к регенеративному циклу), авиационные ГТД совершенствуются только за счет повышения температуры газа перед турбиной. За более чем полувековой период широкого применения авиационных ГТД температура газа перед турбиной возросла более чем в 2 раза, достигнув 1 900...2 000 К — это практически предельная температура газа перед турбиной, определяемая жаропрочностью и жаростойкостью современных высокотемпературных сплавов при современных способах конвективно-пленочного охлаждения лопаток турбины.

Введение охлаждения высокотемпературной турбины сопровождается: уменьшением теплоемкости газа вследствие отбора теплоты в систему охлаждения лопаточного венца (уменьшение скорости истечения газа), снижением газодинамической эффективности охлаждаемой лопатки (адаптирование формы профиля лопатки под размещение каналов охлаждения), газодинамические потери при выпуске

охлаждающего воздуха из лопатки в проточную часть ступени турбины), отбором воздуха компрессора на систему охлаждения высокотемпературной турбины. Чем энергозатратнее система охлаждения, тем меньше относительный эффект от повышения температуры газа перед турбиной. Это можно проследить [1] на примере эволюции параметров энергетических газотурбинных установок семейства М-701 G2 корпорации «Дженерал Электрик», работающих по простому циклу Брайтона. За 10-летний период с 1990 по 2000 г. температура газа перед турбиной возросла с 1 533 до 1 872 К при увеличении КПД с 34,6 до 37,1 %. В начале этого периода производная увеличения КПД от роста температуры составляла 0,048 %/К, а к концу периода она понизилась до 0,0097 %/К, т. е. относительный эффект от повышения температуры в рассмотренном примере практически достиг нулевого уровня. При этом возникают трудности с пропуском увеличенного расхода охлаждающего воздуха через каналы системы охлаждения лопаток («запирание» каналов при достижении местной звуковой скорости воздуха в каналах).

Известны более ранние попытки повышения топливной экономичности авиационного ГТД не за счет увеличения температуры перед турбиной, а усложнением термодинамической схемы двигателя переходом к регенеративному циклу. Характерным примером может служить разработанный в 1950-х годах регенеративный турбовинтовой двигатель (ТВД) Т78-А-2 повышенной экономичности, предназначенный для противолодочного самолета ВМС США. По замыслу разработчиков высокоэкономичный

двигатель должен был значительно продлить время беспосадочного полета самолета. Опыт оказался неудачным. Введение регенерации повысило КПД турбовинтового двигателя, однако при этом в конструкцию двигателя были добавлены системы протяженных воздухопроводов, возросла масса двигателя за счет массы регенератора и, что особенно важно, увеличился мидель мотогондолы при адекватном повышении аэродинамического сопротивления последней. В результате ожидаемого эффекта увеличения продолжительности полета (дозаправки топливом в воздухе тогда не было) самолета с таким ТВД практически достичь не удалось, поскольку положительный эффект от повышения топливной экономичности двигателя сводился к нулевому упомянутыми выше отрицательными эффектами. Работы данного направления дальнейшего развития в то время не получили.

Через 10-летия при массовом применении ТРДД, газодинамическая и конструктивная схема которого в большей степени позволили практически реализовать усложненный термодинамический цикл, а температура газа перед турбиной приблизилась к максимальному по возможностям современных систем охлаждения значению, вновь возник интерес к термодинамическому способу совершенствования авиационного ГТД. Появились предложения по введению регенеративного цикла в 1-й контур турбореактивного двухконтурного двигателя (ТРДД), а также своеобразному использованию эффекта регенерации энергообменом между контурами, когда за турбиной низкого давления устанавливается регенератор теплоты уходящих газов для нагрева воздуха 2-го контура. Целью этого является выравнивание импульсов тяги 1-го и 2-го контуров для повышения полетного КПД летательного аппарата [2]. Применительно к авиационному ГТД эта схема развития не получила. Однако она была реализована в стационарной энергетической установке ГТУ-25Р ПС, созданной на базе ТРДД ПС-90, в которой [3] энергия нагретого воздуха 2-го контура преобразуется в работу воздушной силовой турбины, вращающий электрогенератор.

В последние 10-летия опубликованы результаты ряда отечественных и зарубежных исследований схемы ТРДД с усложнением цикла 1-го контура: введением регенерации теплоты уходящих газов за турбиной низкого давления, промежуточным охлаждением воздуха между компрессорами низкого и высокого давления с отводом теплоты охлаждения в воздух 2-го контура (рис. 1) [4]. В качестве дополнительных

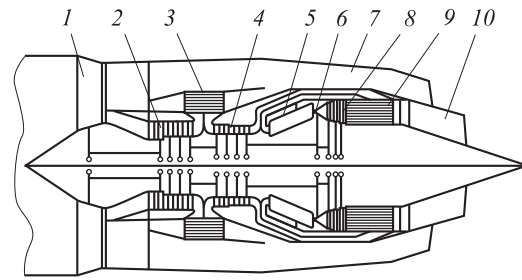


Рис. 1. Принципиальная схема ТРДД с промежуточным охлаждением и регенерацией:
1 — вентилятор; 2 — компрессор высокого давления;
3 — промежуточный воздухоохладитель; 4 — компрессор низкого давления; 5 — камера сгорания; 6 — турбина высокого давления; 7 — сопло 2-го контура; 8 — турбина низкого давления; 9 — регенератор; 10 — сопло 1-го контура

достоинств регенеративной схемы отмечается низкое значение оптимальной степени повышения давления и соответственно облегченный малоступенчатый компрессор. Однако адекватное уменьшение степени расширения в турбине сопровождается увеличением температуры газа за турбиной, т. е. температуры на входе в регенератор. Регенератор относится к наиболее уязвимому типу теплообменных аппаратов с относительно меньшей надежностью, особенно при повышенной температуре. В условиях вибрационных воздействий и динамических перегрузок при маневрах самолета надежность регенератора может только уменьшиться. Кроме того, для регенеративного цикла оптимальная по КПД степень повышения давления существенно ниже оптимальной по удельной работе, например, при температуре перед турбиной 1470 К меньше примерно в 3 раза. При неизменной мощности двигателя это приводит к увеличению расхода воздуха через компрессор и соответствующему повышению его массы. Современная доктрина развития авиационного ГТД исходит из условия максимального использования надежного и экономичного исходного базового газогенератора без коренной реконструкции последнего, а введение регенератора требует коренной реконструкции не только газогенератора, но и двигателя в целом.

Цель работы — доказать эффективность ТРДД от введения только промежуточного охлаждения.

Из теории газовых турбин известно, что введение промежуточного охлаждения в процессе сжатия приводит к увеличению удельной мощности и КПД цикла $P = \text{const}$ лишь при одновременном использовании регенерации теплоты уходящих газов или введении промежуточного сгорания при расширении. Приме-

ром может служить отечественный проект многоагрегатной энергетической газотурбинной установки ГТУ-200-750 (по схеме МГТУ им. Н.Э. Баумана, начало 1960-х годов) в основу которой положен изотермо-адиабатный цикл Уварова [5]. При температуре газа перед турбиной 1 023 К и расходе воздуха через компрессор 456 кг/с расчетная мощность составила 200 МВт, а КПД 40 %.

Какого эффекта можно достичь, если ограничиться введением только промежуточного охлаждения? Последнее, приводя к повышению удельной мощности газотурбинного цикла (удельной тяги), одновременно сопровождается увеличением подвода теплоты в камере сгорания (массы сжигаемого топлива) вследствие снижения температуры воздуха на входе в камеру сгорания, ростом удельного расхода топлива и адекватным уменьшением КПД цикла (некоторый эффект увеличения КПД возможен лишь при низкоэффективном компрессоре). Однако, если теплота, отведенная в процессе промежуточного охлаждения, утилизируется в пределах энергоустановки, то происходит увеличение и удельной мощности, и КПД последней. Например, в бинарной парогазовой установке теплота, отведенная при промежуточном охлаждении в газотурбинной установке, может быть использована для замещения регенеративного подогрева питательной воды паротурбинной установки [6]. При этом повышается КПД и мощность парогазовой установки.

Двухконтурный турбовентиляторный двигатель, по сути, является бинарной энергетической установкой, 2-й контур которой утилизирует «избыточную» энергию 1-го контура. В ранних работах кафедры «Газотурбинные и нетрадиционные энергоустановки» МВТУ им. Н.Э. Баумана (1965–1966) была обоснована схема ТРДД с промежуточным охлаждением воздуха между каскадами сжатия двухкаскадного компрессора и отводом отобранной теплоты в воздух 2-го контура [7]. В то время эта схема не была востребована.

В последующих работах (1967–1970) был предложен принципиально аналогичный вариант, но применительно к системе воздушного охлаждения лопаток турбины. Он базировался на использовании хладоресурса воздуха 2-го контура для охлаждения воздуха, отбираемого от компрессора на систему воздушного охлаждения лопаток газовой турбины ТРДД. Понижение температуры охлаждающего воздуха приводит к значительному уменьшению его расхода на охлаждение лопаток турбины, а от-

водимая во 2-й контур теплота от системы охлаждения за счет увеличения теплосодержания воздуха 2-го контура частично или полностью компенсирует гидравлическое сопротивление, вносимое во 2-й контур теплообменником и может даже обуславливать некоторый эффект увеличения тяги 2-го контура. На конкретном примере двигателя со степенью двухконтурности, равной двум, было показано [8], что эффект увеличения тяги 2-го контура достигается при условии нагрева воздуха 2-го контура на 3,9 К и относительных потерях давления в теплообменнике 2-го контура не более 0,01, что реально достижимо. Такие системы охлаждения используются на современных ТРДД, например, на отечественном ТРДД АЛ-31Ф [9].

Требования времени и технологические возможности XXI века позволяют по новому взглянуть на введение промежуточного охлаждения воздуха в процесс сжатия 1-го контура и перенос теплоты охлаждения в воздух 2-го контура. При использовании теплообменника-воздухоохладителя с контуром промежуточного теплоносителя значительной реконструкции ТРДД не требуется. В отличие от варианта с промежуточным охлаждением и регенерацией это может рассматриваться как частичная модернизация ТРДД, направленная на форсирование тяги двигателя. Следует отметить, что для перспективных ТРДД со степенью повышения давления в компрессоре до уровня ~ 60 (температура воздуха на выходе из компрессора составит 1 000 К) введение промежуточного охлаждения позволит избежать столь высокой для компрессора температуры и соответствующих проблем, связанных с созданием работоспособного высокотемпературного компрессора.

Результатом введения промежуточного охлаждения между компрессорами низкого и высокого давления, соответствующего понижения температуры воздуха на входе в компрессор высокого давления и условия неизменной степени повышения давления мощность компрессора высокого давления понижается. Напротив, при сохранении мощности привода компрессора неизменной можно увеличить степень повышения давления последнего. В первом случае избыток мощности турбины привода компрессора высокого давления можно (перераспределением степени расширения) передать на турбину привода вентилятора для увеличения расхода воздуха 2-го контура, либо для повышения напорности вентилятора того и другого. Можно также частично высвободившуюся мощность напра-

вить на повышение тяги 1-го контура. Увеличение степени повышения давления компрессора высокого давления обеспечивает рост суммарной степени повышения давления в термодинамическом цикле 1-го контура. При высокой температуре перед турбиной это может оказаться целесообразным с точки зрения приближения степени повышения давления к оптимальной по КПД, т. е. к оптимизации параметров цикла.

Выбор способа «полезной» реализации «высвобождающейся» при введении промежуточного охлаждения мощности зависит от поставленной задачи модернизации ТРДД. Для отечественной авиации на период до 2030 г. перспективными задачами являются повышение тяги ТРДД до 180 000 Н и создание задела на ТРДД с тягой до 400 000 Н [10]. Важнейшим является также снижение шума реактивной струи, что, в первую очередь, достигается увеличением степени двухконтурности до 8–9 за счет повышения производительности вентилятора (увеличением длины лопаток) при условии сохранения периферийной окружной скорости [11]. Для этого требуется снижать частоту вращения вентилятора и соответственно турбины привода вентилятора. Однако для сохранения (ограничения) числа ступеней турбины при увеличении ее мощности, напротив, необходимо повышать частоту вращения. Компромиссным решением является введение привода вентилятора через редуктор.

Предлагаемый авторами статьи вариант модернизации ТРДД отвечает этой концепции. Возможная двухвальная конструктивная схема ТРДД увеличенной степени двухконтурности с промежуточным охлаждением в процессе сжатия воздуха 1-го контура и переносом теплоты,

отводимой в процессе охлаждения в воздух 2-го контура, представлена на рис. 2. Турбина низкого давления приводит во вращение компрессор низкого давления и через планетарный редуктор ротор вентилятора. Турбина высокого давления приводит во вращение компрессор высокого давления. Для реализации промежуточного охлаждения принята схема промежуточного воздухоохладителя с контуром промежуточного теплоносителя. Теплообменник горячего плеча вписан в проточную часть тракта 1-го контура между компрессорами низкого и высокого давления; теплообменник холодного плеча вынесен в воздушный тракт 2-го контура. В зависимости от площади фронтального сечения теплообменника холодного плеча возможны варианты с частичным или полным (см. рис. 2) перекрытием поперечного сечения воздушного тракта 2-го контура матрицей теплообменника.

Изменения степени двухконтурности, суммарной тяги и удельного расхода топлива двигателя при введении промежуточного охлаждения, переносе теплоты охлаждения в воздух 2-го контура и использовании высвобождающейся мощности процесса расширения на увеличение расхода воздуха 2-го контура рассмотрены на примере ТРДД с параметрами, близкими к параметрам двигателя Д-436 [12]. Обобщенные результаты расчетов представлены в табл. 1.

Как следует из данных, приведенных в табл. 1, введение промежуточного охлаждения приводит к эффекту значительного повышения суммарной тяги и некоторому увеличению топливной экономичности ТРДД. Величина положительного эффекта зависит от величины сопротивления воздушного тракта 1-го и 2-го

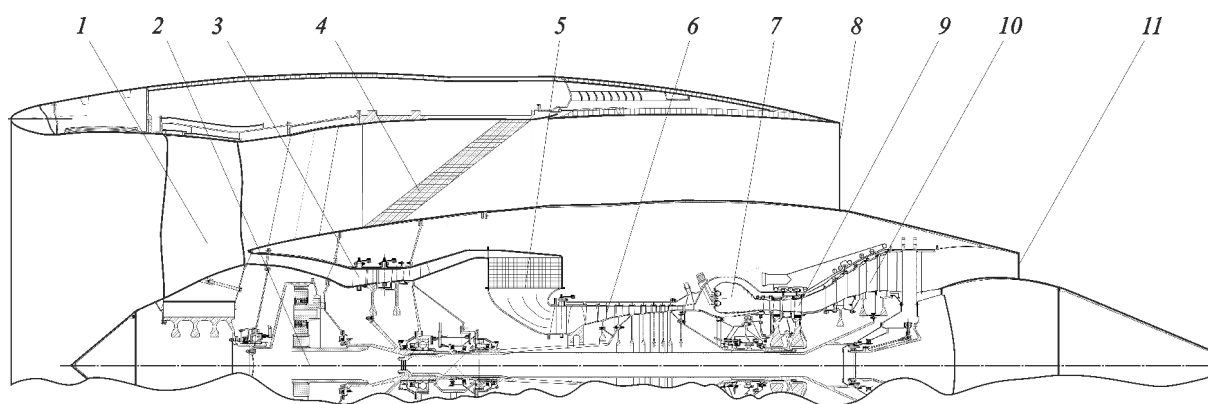


Рис. 2. Принципиальная схема ТРДД увеличенной степени двухконтурности с промежуточным охлаждением в процессе сжатия воздуха 1-го контура двигателя:

- 1 — вентилятор; 2 — редуктор; 3 — компрессор низкого давления (КНД); 4 — теплообменник 2-го контура; 5 — теплообменник 1-го контура; 6 — компрессор высокого давления (КВД); 7 — камера сгорания; 8 — сопло 2-го контура; 9 — турбина высокого давления; 10 — турбина низкого давления; 11 — сопло 1-го контура

контуров при внесении в них теплообменных аппаратов горячего и холодного плеча. Введение контура промежуточного теплоносителя позволяет (за счет соотношения температурных напоров) уменьшить размеры матрицы теплообменника горячего плеча до приемлемых по размещению в свободном пространстве 1-го контура двигателя между компрессорами низкого и высокого давления. Рабочий диапазон температур промежуточного воздухоохлаждителя позволяет применить для матрицы теплообменника высокотеплопроводные материалы на основе меди или алюминия. Актуальным является выбор типа поверхности теплообмена. Наиболее высокой термической эффективностью характеризуются оребренные поверхности, выполненные из меди и сплавов на ее основе. Однако по сравнению с алюминием и его сплавами они имеют большие плотность и стоимость.

Таблица 1

Изменение основных показателей ТРДД при введении промежуточного охлаждения между КНД и КВД, отн. ед.

Обозначение (относительное)	Исходные данные	Измененные показатели		
		$\overline{\Delta P_1} = 0,$ $\overline{\Delta P_2} = 0$	$\overline{\Delta P_1} = 0,015,$ $\overline{\Delta P_2} = 0,01$	$\overline{\Delta P_1} = 0,02,$ $\overline{\Delta P_2} = 0,01$
Расход воздуха через 1-й контур	1,0	1,0		
Расход воздуха через 2-й контур		1,29	1,272	1,267
Степень двухконтурности		1,285	1,271	1,267
Суммарная тяга		1,225	1,205	1,202
Расход топлива		1,189	1,185	1,184
Удельный расход топлива		0,97	0,972	0,975

Примечание. $\overline{\Delta P_1}$ — относительные потери давления в теплообменном аппарате горячего плеча; $\overline{\Delta P_2}$ — относительные потери давления в теплообменном аппарате холодного плеча.

Таблица 2

Характерные параметры пластинчато-ребристой матрицы теплообменника горячего плеча

Теплоноситель	Поверхность теплообмена	Условный коэффициент компактности $K_s, м^{-1}$	Приведенный к воздушному коэффициент компактности	Коэффициент фронтального сечения тракта			Относительные характеристики матрицы			
				Воздух	Жидкость	\bar{V}	\bar{F}	$\bar{F}_{фр}$	\bar{L}	$\bar{\Delta p}$
Воздух	101	2 350	1 824	0,679	0,1813	1	1	1	1	0,023
Жидкость	107	3 028								
Воздух	102	2 467	1 856	0,659	0,1919	0,89	0,9	1,03	0,87	0,02
Жидкость	105	2 832								

Примечание. \bar{V} — относительный объем матрицы; \bar{F} — относительная площадь поверхности теплообмена; $\bar{F}_{фр}$ — относительная площадь фронтального сечения; \bar{L} — глубина матрицы по ходу воздуха; $\bar{\Delta p}$ — относительные потери давления воздуха в теплообменнике.

Для матрицы теплообменника в качестве возможных рассмотрены пластинчатая поверхность Френкеля (с различными углами скрещивания гофр) [13] и компактные пластинчато-ребристые поверхности теплообмена. Коэффициент компактности пластинчато-ребристых поверхностей в 2–4 раза выше коэффициента компактности поверхности Френкеля. Кроме того, пластинчато-ребристые поверхности позволяют создать компактную многосекционную матрицу с размерами, удобными для компоновки в ТРДД. Поэтому к окончательному рассмотрению были приняты пластинчато-ребристые поверхности маркировок «ГлР», «ПлР», «101...107» [8]. По результатам сравнительного анализа отобраны пластинчато-ребристые поверхности маркировки «101...107» с короткими (по потоку) и шахматным (по поперечному сечению канала) расположением ребер. Для формирования матрицы теплообменника горячего

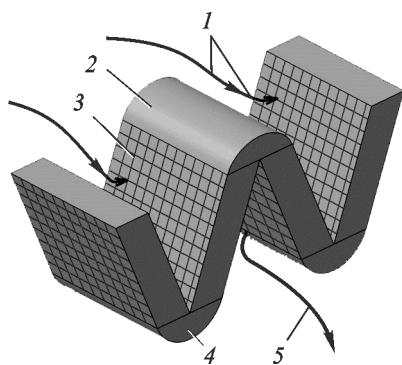


Рис. 3. Фрагмент многосекционной матрицы:
1 — подвод воздуха; 2 — коллектор подвода
протеплоносителя; 3 — секция матрицы; 4 — коллектор
отвода протеплоносителя; 5 — отвод воздуха

плеча наилучшими среди возможных оказались два сочетания: «102–105» и «101–107». Сравнительные характеристики матрицы теплообменника горячего плеча перекрестноточной схемы (многоходовой по тракту промежуточного теплоносителя) на базе этих поверхностей представлены в табл. 2.

При близких показателях сочетание поверхностей «102–105» характеризуется лучшим для компоновки в пространстве 1-го контура соотношениями между объемом матрицы, фронтальным по воздуху сечением, длиной по ходу воздуха, а также меньшим значением относительных потерь давления.

Критическим по размещению матрицы в возможном пространстве 1-го контура является площадь фронтального сечения. В качестве возможного рассмотрена многосекционная матрица типа гармошки с углом раскрытия между соседними секциями 60° . Фрагмент матрицы представлен на рис. 3.

В отличие от стационарных и транспортных газотурбинных установок, совершенствование которых осуществлялось как за счет повышения температуры газа перед турбиной, так и переходом к сложным термодинамическим циклам с промежуточным охлаждением при сжатии, регенерацией теплоты уходящих газов, промежуточным сгоранием при расширении совершенствование авиационных газотурбинных двигателей происходило исключительно путем повышения температура газа перед турбиной.

Литература

- [1] Бекнев В.С., Иванов В.Л. Возможный способ повышения мощности и экономичности стационарных комбинированных энергетических установок с газовыми турбинами. *Теплоэнергетика*, 2005, № 6, с. 12–16.

Выводы

1. Температура газа перед турбиной современного авиационного газотурбинного двигателя достигла уровня, выше которого (при современных способах охлаждения лопаток турбины и современных лопаточных материалах) дальнейшее ее повышение становится все менее эффективным. В связи с этим (несмотря на ранние неудачные попытки создания регенеративного газотурбинного двигателя) вновь вызывает интерес авиационный газотурбинный двигатель, работающий по сложному термодинамическому циклу.

2. Особенностью схемы ТРДД с промежуточным охлаждением между каскадами компрессора и регенерацией теплоты в газотурбинном модуле 1-го контура является перенос теплоты, отведенной при промежуточном охлаждении в воздух 2-го контура. Конструкция ТРДД позволяет реализовать такую схему при практически неизменном размере миделя двигателя. Однако для ее реализации практически требуется создание нового газогенератора ТРДД, тогда как современная концепция совершенствования авиационных ГТД ориентирована на максимальном использовании хорошо отработанного базового газогенератора без его существенного изменения.

3. Предложенная в МГТУ им. Н.Э. Баумана схема ТРДД ограничена введением только промежуточного охлаждения при переносе отведенной теплоты в воздух 2-го контура. При использовании теплообменной аппаратуры с контуром промежуточного теплоносителя конструкция газогенератора практически не претерпевает изменений.

4. В предложенном варианте ТРДД в зависимости от сопротивления теплообменных аппаратов, размещенных в тракте 1-го и 2-го контуров ТРДД (как показано на конкретном примере) происходит значительное увеличение тяги двигателя при практически неизменном удельном расходе топлива.

5. Секционная конструкция теплообменных аппаратов на базе пластинчато-ребристых поверхностей теплообмена позволяет встроить теплообменные аппараты горячего и холодного плеча к конструктивное пространство ТРДД.

- [2] Иноземцев А.А., Сандрацкий В.Л. *Газотурбинные двигатели*. Пермь, ОАО Авиадвигатель, 2006. 1202 с.
- [3] Белопотапов О.Ф., Вощинин С.А., Гнеденко В.Г., Горячев И.В. Возможные модели экономически рентабельной реализации технологии плазмотермической переработки твердых бытовых отходов в России. *Конверсия в машиностроении*, 2007, № 4-5, с. 99–103.
- [4] Евстигнеев А.А., Коровкин В.Д., Цховребов М.М., Шляхтин В.Е. Междисциплинарное математическое моделирование ТРДД сложных циклов. *Сб. тез. докл. XII Всерос. межвуз. науч.-техн. конф. Газотурбинные и комбинированные установки и двигатели*, Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004, 56 с.
- [5] Елисеев Ю.С., Манушин Э.А., Михальцев В.Е., Осипов М.И. *Теория и проектирование газотурбинных и комбинированных установок*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2000. 640 с.
- [6] Осипов М.И. Повышение эффективности и удельной мощности газотурбинных и комбинированных установок. *Сб. тез. докл. XII Всерос. межвуз. науч.-техн. конф. Газотурбинные и комбинированные установки и двигатели*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004, 13 с.
- [7] Иванов В.Л. *Двухконтурный воздушно-реактивный двигатель*. А. с. №209148. СССР, 1964. 3 с.
- [8] Иванов В.Л., Леонтьев А.И., Манушин Э.А., Осипов М.И. *Теплообменные аппараты и системы охлаждения газотурбинных и комбинированных установок*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004. 592 с.
- [9] Елисеев Ю.С., Крымов В.В., Манушин Э.А., Суровцев И.Г. *Конструирование и расчет на прочность турбомашин газотурбинных и комбинированных установок*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009. 519 с.
- [10] Ланшин А.И., Полев А.С. Перспективные направления развития двигателей для магистральных самолетов гражданской авиации. *Международный форум двигателестроения. Сб. тез. докл. Науч.-техн. конгресс по двигателестроению (НИКД-2014)*. Москва, ЦИАМ, 2014, ч. 1, с. 5–7.
- [11] Замфорт Б.С. Основные этапы развития ТРДД для пассажирских самолетов. *Сб. тез. докл. Междунар. форум двигателестроения. Науч.-техн. конгресс по двигателестроению. (НИКД-2014)*. Москва, ЦИАМ, 2014, ч. 1, с. 22–24.
- [12] Чуйко В.М., ред. *Авиадвигателестроение. Энциклопедия*. Москва, Издат. дом «Авиамир», 1999. 300 с.
- [13] Антонов А.И., Баранов Ю.Ф., Марков Ю.С. Высокоэффективные топливо-воздушные теплообменники систем авиационных ГТД. *Сб. тез. докл. XII Всерос. межвуз. науч.-техн. конф. Газотурбинные и комбинированные установки и двигатели*. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004, с. 103–104.

References

- [1] Beknev V.S., Ivanov V.L. A possible method for raising the power capacity and economic efficiency of stationary combined-cycle power plants equipped with gas turbines. *Thermal Engineering*, 2005, vol. 52, no. 6, pp. 481–486.
- [2] Inozemtsev A.A., Sandratskii V.L. *Gazoturbinnnye dvigateli* [Gas turbine engines]. Perm', ОАО Авиадвигатель' publ., 2006. 1202 p.
- [3] Belopotapov O.F., Voshchinin S.A., Gnedenko V.G., Goriachev I.V. Vozmozhnye modeli ekonomicheskoi rentabel'noi realizatsii tekhnologii plazmotermicheskoi pererabotki tverdykh bytovykh otkhodov v Rossii [Probable models of economically profitable realization of plasmotherm processing technology for solid domestic garbage]. *Konversia v mashinostroenii* [Conversion of engineering]. 2007, no. 4-5, pp. 99–103.
- [4] Evstigneev A.A., Korovkin V.D., Tskhovrebov M.M., Shliakhtin V.E. Mezhdistsiplinarnoe matematicheskoe modelirovanie TRDD slozhnykh tsiklov [Interdisciplinary mathematical modeling engine complicated cycles]. *12 Vserossiiskaia mezhvuzovskaia nauchno-tekhnicheskaja konferentsiia «Gazoturbinnnye i kombinirovannye ustanovki i dvigateli»* [12 All-Russia interuniversity scientific and technical conference «Gas Turbine and combined engines and motors»]. Moscow, Bauman Press, 2004. 56 p.

- [5] Eliseev Iu.S., Manushin E.A., Mikhal'tsev V.E., Osipov M.I. *Teoriia i proektirovanie gazoturbinykh i kombinirovannykh ustanovok* [Theory and design of gas-turbine and combined units]. Moscow, Bauman Press, 2000. 640 p.
- [6] Osipov M.I. Povyshenie effektivnosti i udel'noi moshchnosti gazoturbinykh i kombinirovannykh ustanovok [Increase of efficiency and power density of gas-turbine and combined units]. *12 Vserossiiskaia mezhvuzovskaia nauchno-tekhnicheskaiia konferentsiia «Gazoturbinye i kombinirovannye ustanovki i dvigateli»* [12 All-Russia interuniversity scientific and technical conference «Gas Turbine and combined engines and motors»]. Moscow, Bauman Press, 2004. 13 p.
- [7] Ivanov V.L. *Dvukhkonturnyi vozdushno-reaktivnyi dvigatel'* [Dual-circuit air-jet engine]. Avtorskoe svidetel'stvo SSSR no. 209148, 1964.
- [8] Ivanov V.L., Leont'ev A.I., Manushin E.A., Osipov M.I. *Teploobmennye apparaty i sistemy okhlazhdeniia gazoturbinykh i kombinirovannykh ustanovok* [Heat exchangers and cooling systems for gas turbine and combined units]. Moscow, Bauman Press, 2004. 592 p.
- [9] Eliseev Iu.S., Krymov V.V., Manushin E.A., Surovtsev I.G. *Konstruirovaniie i raschet na prochnost' turbomashin gazoturbinykh i kombinirovannykh ustanovok* [Design and calculation of the strength of turbomachines gas-turbine and combined units]. Moscow, Bauman Press, 2009. 519 p.
- [10] Lanshin A.I., Polev A.S. Perspektivnye napravleniia razvitiia dvigatelei dlia magistral'nykh samoletov grazhdanskoi aviatsii [Perspective directions of development of engines for main civil aircraft]. *Mezhdunarodnyi forum dvigatelestroeniia. Nauchno-tekhnicheskii kongress po dvigatelestroeniiu, (NIKD-2014)* [International forum engine. Scientific-technical Congress on engine building (NICD-2014)]. Moscow, CIAM publ., 2014, pt. 1, pp. 5–7.
- [11] Zamfort B.S. Osnovnye etapy razvitiia TRDD dlia passazhirskikh samoletov [Main stages of development of the turbofan engines for passenger aircraft]. *Mezhdunarodnyi forum dvigatelestroeniia. Nauchno-tekhnicheskii kongress po dvigatelestroeniiu, (NIKD-2014)* [International forum engine. Scientific-technical Congress on engine building (NICD-2014)]. Moscow, CIAM publ., 2014, pp. 22–24.
- [12] *Aviadvigatelestroenie. Entsiklopediia* [Engine aircraft. Encyclopedia]. Ed. Chuiko V.M. Moscow, Aviamir publ., 1999. 300 p.
- [13] Antonov A.I., Baranov Iu.F., Markov Iu.S. Vysokoeffektivnye toplivovozdushnye teploobmenniki sistem aviatsionnykh GTD [Highly efficient fuel-air heat exchangers systems aircraft GTE]. *12 Vserossiiskaia mezhvuzovskaia nauchno-tekhnicheskaiia konferentsiia «Gazoturbinye i kombinirovannye ustanovki i dvigateli»* [12 All-Russia interuniversity scientific and technical conference «Gas Turbine and combined engines and motors»]. Moscow, Bauman Press, 2004, pp. 103–104.

Статья поступила в редакцию 04.06.2014

Информация об авторах

ИВАНОВ Вадим Леонидович (Москва) — кандидат технических наук, доцент кафедры «Газотурбинные и нетрадиционные энергоустановки». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: vadimlivanov@yandex.ru).

ЩЕГОЛЕВ Николай Львович (Москва) — кандидат технических наук, доцент кафедры «Газотурбинные и нетрадиционные энергоустановки». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

СКИБИН Дмитрий Александрович (Москва) — инженер ООО «РТДС+» (117393, Москва, Российская Федерация, Обручева ул., д. 52, стр. 69).

Information about the authors

IVANOV Vadim Leonidovich (Moscow) — Cand. Sc. (Eng.), Associate Professor of «Gas Turbine and Non-Conventional Power Plants» Department. Bauman Moscow State Technical University (BMSTU, building 1, 2-nd Baumanskaya str., 5, 105005, Moscow, Russian Federation e-mail: vadimlivanov@yandex.ru).

SHCHEGOLEV Nikolay L'vovich (Moscow) — Cand. Sc. (Eng.), Associate Professor of «Gas Turbine and Non-Conventional Power Plants» Department. Bauman Moscow State Technical University (BMSTU, building 1, 2-nd Baumanskaya str., 5, 105005, Moscow, Russian Federation).

SKIBIN Dmitriy Aleksandrovich (Moscow) — Engineer of LLC RTDS+ (building 69, Obrucheva str., 52, 117393, Moscow, Russian Federation).