

Научная статья

УДК 621.452

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=184458>

EDN: <https://www.elibrary.ru/XHWPUF>



Анализ законов управления для компенсации снижения эффективности узлов двухконтурного турбореактивного двигателя сверхзвукового пассажирского самолета

Юрий Александрович Эзрохи^{1✉}, Сергей Мирославович Каленский²

^{1, 2} Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, Москва,
Российская Федерация

¹ yaezrokhi@ciam.ru[✉]

² 30105@ciam.ru

Аннотация. Проанализированы эксплуатационные факторы, которые могут приводить к существенному износу турбореактивного двигателя сверхзвукового пассажирского самолета. Проведена оценка возможного ухудшения эффективности узлов данного двигателя в процессе выработки ресурса.

Выполнены расчетные исследования с использованием различных законов управления по измеряемым параметрам для поддержания тяги при снижении коэффициентов полезного действия основных узлов двигателя.

Ключевые слова: турбореактивный двухконтурный двигатель, снижение тяги при эксплуатации, компенсация ухудшения эффективности узлов, запас по температуре на входе в турбину, законы управления двигателем

Для цитирования: Эзрохи Ю.А., Каленский С.М. Анализ законов управления для компенсации снижения эффективности узлов двухконтурного турбореактивного двигателя сверхзвукового пассажирского самолета // Вестник Московского авиационного института. 2025. Т. 32. № 1. С. 153–162. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=184458>

Original article

Analysis of Control Laws for Efficiency Decline Compensation of the Supersonic Passenger Liner Bypass Turbofan Subassemblies

Yurii A. Ezrokhi^{1✉}, Sergei M. Kalenskii²

^{1, 2} Central Institute of Aviation Motors named after P.I. Baranov, Moscow, Russian Federation

¹ yaezrokhi@ciam.ru[✉]

² 30105@ciam.ru

Abstract

The article being presented considers the basic operational factors, which may lead to the subassemblies essential wearing of a of the supersonic passenger liner turbofan engine. It was demonstrated that the most telling effect on the engine parameters was exerted by the of blade machines, such as compressors and turbines, characteristics degradation.

Among the works on the aviation engines wearing being considered, the complex studies on the compressors and turbines characteristics degradation of the JT9D Pratt & Whitney turbofan engine were highlighted. Dimensionality

of the gas generator selected as the subject of research of the supersonic passenger liner turbofan engine is close to the JT9D Pratt & Whitney gas generator dimensionality ($G_{gg} \text{ JT9D} \sim 7/8 \text{ kg/s}$). Thus, with some approximation for the considered engine, the data on the turbofan engine JT9D Pratt & Whitney subassemblies efficiency degradation while operation process, though with correction corresponding to its resource, was employed.

On the assumption of the published data, the resource of supersonic passenger liner turbofan engine may be of 2000 flight cycles under condition of supersonic flight modes duration 4–5 hours. Thus, assuming the total resource of the prospective engine of the supersonic passenger liner may be of 10000 hours, the resource until the major maintenance would be presumably no more than 5000 hours (the half of the total resource).

Computational esteems of the considered engine parameters were performed with the turbofan bypass engine model with the flows mixing and common nozzle.

The engine operation modes at the flight conditions characteristic of the number of foreign projects of the supersonic passenger liners were selected as the modes at which the subassemblies parameters degradation was being considered. These are the takeoff mode, subsonic cruising mode, supersonic cruising mode and the transonic climbing mode. The thrust value obtained at the takeoff mode was assumed as the basic one, relative to which the required thrust values at the supersonic cruising mode and transonic climbing mode were determined. The subsonic cruising engine operation mode was being determined from the condition of the reduced fan rotational frequency maximum value ($n_{fr} = 1$).

As computational esteems revealed, parameters efficiency degradation of the selected engine subassemblies (while level maintaining of the gas temperature prior to the turbine at the initial level for each mode) may lead to the thrust reduction (R) to $\delta R \sim 9\%$. With this, the gas temperature rise prior to the turbine up to $\Delta T_g^* = 50\text{K}$ is necessary for the thrust complete recovery up to the initial level at the mode.

Several control laws of fuel feeding to the combustion chamber for the selected controlling parameters sustaining at every mode were considered to assess the possibilities for the possible thrust decay compensation of the selected engine due to its subassemblies efficiency degradation while in service.

The obtained computational data revealed that of initial rotational speed maintaining of the fan rotor (n_1), of the high-pressure compressor (n_2), or a total compressor pressure ratio $\pi_{c\Sigma}^*$ turns out not to be the most effective option. Particularly, at the supersonic cruiser flight mode with $n_1 = \text{const}$, the temperature increase was of $\Delta T_g^* \sim 70\text{K}$, at $n_2 = \text{const} - \Delta T_g^* \sim 90\text{K}$, and at $\pi_{c\Sigma}^* = \text{const} - \Delta T_g^* \sim 62\text{K}$.

Sustaining the engine pressure ratio $\pi_e^* = \text{const}$ and fan pressure ratio $\pi_f^* = \text{const}$ leads to close results. The engine thrust at the subsonic modes is being preserved at the initial level, while it rises (up to $\sim 2\%$) at the supersonic ones. It corresponds to gas temperature “overshoot” T_g^* prior to the turbine of 10K compared to its value necessary for the thrust sustaining.

As computational studies revealed, temperature T_c^* sustaining behind the high-pressure compressor, is capable of ensuring the least error while the required thrust maintenance for the majority of the considered flight modes, compared to the initial one. However, this control law corresponds to the thrust underrun at all considered modes of a flight cycle and is difficult in practical realization, which makes its unacceptable.

Thus, analysis of the possible ways of control for the indirect thrust sustaining by the measured parameters at the bypass turbofan engine parameters degradation of a supersonic passenger liner revealed the preferability of the $\pi_e^* = \text{const}$ and $\pi_f^* = \text{const}$ laws. For the subassemblies efficiency decline compensation and maintaining the required thrust ensuring at the basic flight modes while these control laws application, the temperature margin of $\Delta T_g^* > 55\text{K}$ may be required.

Keywords: bypass turbofan engine, trust decline during operation, subassemblies efficiency decline, temperature margin at the turbine inlet, engine control laws

For citation: Ezrokhi Yu.A., Kalenskii S.M. Analysis of Control Laws for Efficiency Decline Compensation of the Supersonic Passenger Liner Bypass Turbofan Subassemblies. *Aerospace MAI Journal*, 2025;32(1):153–162. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=184458>

List of Figures

Fig. 1. Relative thrust variation of a turbojet with the lowered efficiency of efficiency at various control laws

Fig. 2. Variation of the turbojet turbine enter gas temperature with the lowered units efficiency at various control laws

List of Tables

Table 1. Decline of turbojet JT9D units efficiency from an operating time [12]

Table 2. Prospective decline of turbojet units efficiency for the supersonic passenger liner from an operating time

Table 3. The effect the lowered units efficiency on parameters of a turbojet at maintenance of temperature T_g^* (or thrust R) on flight modes

Table 4. Relative thrust variation of a turbojet with the lowered efficiency of efficiency at various control laws

Table 5. Variation of the turbojet turbine enter gas temperature with the lowered units efficiency at various control laws

Введение

При определении технического облика проектируемого авиационного двухконтурного турбореактивного двигателя (ТРДД) выбор основных его параметров (суммарной степени повышения давления π_{Σ}^* , температуры газа перед турбиной T_T^* , степени двухконтурности m и др.) осуществляется, прежде всего, исходя из задач летательного аппарата, для которых он предназначен, с учетом различных ограничений (по массе и габаритам, материалам и технологиям и т.д.). Получаемый так называемый «новый» двигатель (т. е. двигатель в начале его эксплуатации) должен полностью соответствовать требованиям летательного аппарата, в первую очередь по своим тягово-экономическим параметрам.

Однако в процессе эксплуатации двигателя параметры его узлов неизбежно изменяются вследствие воздействия различных неблагоприятных эксплуатационных факторов, что приводит к постепенной выработке ресурса двигателя вплоть до снятия его с самолета на капитальный ремонт.

Износ двигателя, соответствующий определенной наработке, сопровождается изменением параметров рабочего тела в проточной части, связанным с ухудшением характеристик его узлов. Среди подвергшихся изменениям узлов следует, прежде всего, выделить лопаточные машины — компрессоры и турбины. Вследствие того что их характеристики начинают существенно отклоняться от исходных, изменяются параметры двигателя, и в первую очередь снижается его тяга.

Для поддержания уровня потребной тяги двигателя на основных режимах полетного цикла требуется по возможности компенсировать ее снижение, для чего необходимо иметь запас по температуре газа перед турбиной T_T^* , соответствующий ухудшению параметров его узлов. Вместе с тем необходимо выбрать такие законы регулирования двигателя, реализация которых позволит в максимальной степени компенсировать снижение тяги двигателя, при этом сведя к минимуму превышение температуры газа перед турбиной над необходимым уровнем.

Имеющиеся в настоящее время системы управления двигателем настроены на косвенное регулирование тяги двигателя путем подачи топлива в камеру сгорания, при котором поддерживается один или комплекс из нескольких параметров двигателя, измеряемых на двигателе в полете. Чаще всего этими параметрами являются частота вращения того или иного вала двигателя либо отношение измеряемых давлений в различных сечениях проточного тракта (например, степень повышения давления в двигателе или компрессоре). Однако по мере ухудшения характеристик узлов двигателя

взаимосвязь между тягой двигателя и этими параметрами регулирования существенно изменяется, что может привести к снижению точности поддержания тяги двигателя. При этом следует отметить, что данное отклонение тяги в полетных условиях не контролируется.

Применительно к двухконтурному турбореактивному двигателю сверхзвукового пассажирского самолета (СПС), который должен работать в теплонапряженных условиях длительного крейсерского сверхзвукового полета в течение нескольких часов, проблемы, связанные с ухудшением эффективности его узлов в процессе эксплуатации, вопросы выбора способов поддержания тяги по измеряемым параметрам и определения необходимого запаса по температуре газа перед турбиной, достаточно актуальны.

Выбор объекта исследований

С начала XXI века в ряде стран (США, страны ЕС, Россия и Япония) активизируются исследования в области создания сверхзвуковых пассажирских самолетов. В последнее время стал известен целый ряд проектов создания гражданских сверхзвуковых самолетов за рубежом, находящихся на разных стадиях реализации. Это пилотируемые демонстраторы X-59 QueSST (Lockheed Martin) и XB-1 (Boom Airliner), деловые самолеты S-512 (Spike Aerospace) и AS2 (Aerion Supersonic, приостановленный в 2021 г.) и небольшие пассажирские самолеты QSTA (Lockheed Martin), Overture (Boom Airliner), японский концепт (JAXA) [1-3]. Данные проекты предлагают пассажирские самолеты для полета на сверхзвуковом крейсерском режиме с числом Маха $M_{кр} = 1,6 \dots 2,2$, при этом последнее значение соответствует полетам над океаном.

В составе силовых установок для СПС рассматриваются как перспективные двигатели, так и двигатели ближайшего (первого) этапа, разрабатываемые на базе газогенераторов существующих ТРДД, в частности CFM56, Rolls-Royce BR710, General Electric Passport 20 и Pratt & Whitney PW800. Такой подход является общепринятым для уменьшения затрат и снижения технологических рисков [4, 5]. Среди проектов данных двигателей для СПС можно выделить как наиболее проработанный ТРДД Affinity компании General Electric на базе газогенератора ТРДД CFM56.

Уровень температуры газа перед турбиной в рассматриваемых двигателях определяется исходя из способности обеспечить их надежную работу при длительном сверхзвуковом полете, а также выбранного этапа реализации и составляет на этом режиме $T_{г.кр}^* = 1650 \dots 1800$ К. Предлагаются умеренные

значения суммарной степени повышения давления $\pi_{\Sigma}^* = 20 \dots 25$ и степени двухконтурности $m = 1,5 \dots 3$ [4, 6]. При этом выполнение требований по экологичности на взлетном режиме обеспечивается при дросселировании двигателя до необходимого уровня скорости истечения газа из сопла как основного источника шума.

В качестве объекта для проведения расчетных исследований с учетом анализа зарубежных работ [4, 6] был выбран ТРДД в классе тяги 150 кН с уровнем параметров основных узлов и систем, соответствующим поколению 4+ (на взлетном режиме суммарная степень повышения давления в компрессоре $\pi_{\Sigma}^* = 23,5$, степень повышения давления в компрессоре высокого давления (КВД) $\pi_{\text{КВД}}^* = 10$, степень двухконтурности $m_0 = 2$, в условиях крейсерского полета максимальная температура газа перед турбиной $T_{\text{г max}}^* = 1750$ К).

Определение возможного ухудшения параметров эффективности узлов в процессе эксплуатации

Как уже отмечалось, в эксплуатации узлы двигателя подвергаются воздействию целого ряда факторов, которые комплексно влияют на их характеристики. К этим факторам относятся: попадание посторонних предметов, изменения в атмосферных условиях, тепловая нестационарность элементов конструкции, характер изменения режимов работы двигателя [7], износ пар трения и др.

Анализ работ, содержащих данные об изменении характеристик ГТД в процессе эксплуатации [8–13], показывает, что наиболее заметное влияние на параметры двигателя оказывает ухудшение характеристик лопаточных машин — компрессоров и турбин.

Можно выделить следующие основные причины и виды износа элементов компрессоров и турбины [14, 15]:

1. Эрозия, в результате которой уменьшается толщина лопатки, увеличиваются шероховатость поверхности, радиальные зазоры и изменяются площади проходных сечений. Эрозии, как правило, более подвержены последние ступени компрессора из-за более высокого давления в месте их расположения и сопловые аппараты (СА) турбины.

2. Отложения на элементах компрессора и СА турбины. При этом явлении профиль лопаток меняется в направлении увеличения толщины, что приводит к уменьшению проходных сечений, возникают потери, обусловленные увеличением шероховатости поверхности лопаток.

3. Повреждения в результате попадания посторонних предметов на вход в двигатель (мусора с поверхности аэродрома при взлете и посадке, птиц). Эти повреждения приводят к затуплению входных кромок лопаток, забоинам, загибам и ряду других

последствий.

4. Коррозия, вызванная химической реакцией с различными веществами. Для компрессора это реакция материалов с находящимися в воздухе минеральными кислотами и солями, а для турбины — с горячими газами. В турбине, как правило, коррозия проявляется в большей мере, чем в элементах компрессора.

5. Попадание в проточную часть частиц, которые могут засорять охлаждающие каналы турбины и приводить к перегреву лопаток, а также их перегрев вследствие изменения поля температур на входе в турбину, вызванного ухудшением характеристик форсунок и камеры сгорания.

Коэффициент полезного действия турбины может изменяться также и из-за роста утечек вследствие износа. Надо отметить, что ряд проблем правильного учета в математической модели коэффициента полезного действия турбины при определении параметров авиационного газотурбинного двигателя отражен в работе [16].

Отклонения, вызванные износом, возрастают с наработкой двигателя в эксплуатации и в наибольшей степени проявляются у двигателей с газогенераторами относительно небольшой размерности $G_{\text{ГГ}}$, определяемой по параметрам на выходе из КВД [15]. У таких двигателей рост радиальных зазоров и изменение профиля лопаток оказывают большее влияние на характеристики не только самого КВД, но и других лопаточных машин.

Среди работ по износу авиационных двигателей можно выделить комплексные исследования ухудшения характеристик компрессоров и турбин в эксплуатации для ТРДД Pratt&Whitney JT9D, результаты которых представлены в [9, 12]. Эти исследования включают данные по большому числу (более тысячи) двигателей в процессе выработки ресурса и постановки на ремонт.

В табл. 1 представлены обобщенные результаты выявленного [12] ухудшения эффективности узлов данных двигателей в зависимости от наработки.

Полученные данные показывают существенное различие в темпах ухудшения эффективности различных узлов лопаточных машин в процессе эксплуатации: наиболее сильные изменения приходятся на компрессор и турбину высокого давления.

В [9, 12] отмечается, что повышение температуры газа перед турбиной для компенсации снижения тяги при наработке ~ 10000 ч для данных двигателей достигло ~ 60 К.

Как показали оценки, размерность газогенератора $G_{\text{ГГ}}$, выбранного в качестве объекта исследования ТРДД для СПС, близка к размерности газогенератора ТРДД Pratt&Whitney JT9D, которая составляет $G_{\text{ГГ J}} \sim 7,8$ кг/с. Поэтому для рассматриваемого двига-

Таблица 1. Ухудшение КПД узлов ТРДД JT9D в зависимости от наработки [12]

Наработка, ч	Ухудшение КПД узла ($\delta\eta$), %				
	Компрессор			Турбина	
	вентилятор	подпорные ступени	высокого давления	высокого давления	низкого давления
10000	–1,5	–1,46	–2,94	–2,63	–0,538
15000	–2,18	–2,04	–6,17	–3,22	–0,808
20000	–2,85	–2,61	–9,40	–3,81	–1,078

теля с некоторым приближением вполне допустимо использовать данные о возможном ухудшении КПД узлов ТРДД Pratt&Whitney JT9D в процессе эксплуатации, приведенные в табл. 1, но с поправкой, соответствующей его ресурсу.

Анализ изменения параметров двигателя при ухудшении эффективности узлов

Расчетные оценки параметров рассматриваемого двигателя проводились с помощью математической модели ТРДД со смешением потоков и общим соплом [18–20].

В качестве режима «завязки» двигателя принят стендовый режим в стандартных атмосферных условиях $M = 0$, $H = 0$ и при коэффициенте восстановления полного давления в воздухозаборнике $\sigma_{вх} = 1$.

В качестве режимов работы, на которых рассматривалось ухудшение параметров узлов, были выбраны максимальные режимы работы двигателя в условиях полета, характерных для иностранных проектов СПС с учетом публикаций [1–3]:

- взлетный режим (№ 1) при $M = 0$; $H = 0$ и атмосферных условиях, соответствующих «жаркому дню» МСА + 15К;
- дозвуковой крейсерский режим (№ 2) при $M = 0,8$; $H = 11$ км;
- сверхзвуковой крейсерский режим (№ 3) при $M = 1,8$; $H = 15$ км;
- трансзвуковой режим (№ 4) набора высоты при $M = 1,2$; $H = 10$ км.

Режим работы двигателя в условиях взлета в «жаркий день» (режим № 1) определялся из условия поддержания значения приведенной частоты вращения вентилятора $n_{прв}$, соответствующего «завязке» двигателя. Полученное на этом режиме

значение тяги двигателя далее принималось за базу, по отношению к которой определялись потребные значения тяги на сверхзвуковых режимах полета: крейсерском (режим № 3) и набора высоты (режим № 4). Дозвуковой крейсерский режим (режим № 2) работы двигателя определялся из условия максимального значения приведенной частоты вращения вентилятора ($n_{прв} = 1$).

Для оценки возможного ресурса рассматриваемого ТРДД для СПС были использованы данные работы [17], в которой отмечается, что важной задачей разработки конкурентоспособного двигателя СПС является достижение высоких показателей общего ресурса (более 2000 полётных циклов) с учетом полета на сверхзвуковых режимах в течение 4 ... 5 ч. При этом в качестве перспективного направления для решения данной задачи выделяется разработка деталей из высокотемпературных композиционных материалов на основе керамики.

Таким образом, при ориентации на общий ресурс перспективного двигателя СПС в 10000 ч, ресурс до капитального ремонта предположительно составит не более 5000 ч (половина от общего ресурса).

В табл. 1 были приведены данные работы [12] об ухудшении эффективности узлов двигателя (с близкой к рассматриваемому ТРДД размерностью газогенератора) при наработке в 10000 ч. На основе этих данных были выбраны параметры ухудшения коэффициентов полезного действия узлов СПС при выработке 5000 ч (в предположении о линейном изменении этих параметров на данном временном интервале). Полученные данные сведены в табл. 2.

Таблица 2. Предполагаемое ухудшение КПД узлов ТРДД для СПС в зависимости от наработки

Наработка часов / циклов	Ухудшение КПД узла ($\delta\eta$), %			
	Компрессор		Турбина	
	вентилятор	высокого давления	высокого давления	низкого давления
5000 / 1000	–0,75	–1,5	–1,3	–0,25
10000 / 2000	–1,5	–2,94	–2,63	–0,538

Как показали расчетные оценки, представленное в табл. 2 ухудшение параметров эффективности узлов выбранного ТРДД при сохранении уровня температуры газа перед турбиной T_r^* на исходном уровне для каждого режима может привести на рассмотренных режимах работы двигателя к снижению тяги R до $\delta R \sim 9\%$ (табл. 3). При этом для полного восстановления тяги до исходного уровня на режиме необходимо повышение температуры газа перед турбиной (табл. 3) на различных режимах от $\Delta T_r^* = 38\text{ К}$ (режим № 2) до $\Delta T_r^* = 50\text{ К}$ (режим № 1).

Для оценки возможной компенсации снижения тяги рассмотренного двигателя вследствие ухудшения эффективности его узлов в процессе эксплуатации рассмотрены несколько законов управления подачей топлива в камеру сгорания для поддержания выбранных регулирующих параметров на каждом режиме, начиная с типовых (по частоте вращения одного из валов двигателя и степени повышения давления в двигателе $\pi_{дв}^*$) и заканчивая некоторыми «нетрадиционными» (по степени повышения давления в узлах сжатия и параметрам за КВД).

В качестве степени повышения давления в двигателе $\pi_{дв}^*$ принималось отношение полного давления за турбиной низкого давления к полному давлению на входе в двигатель $\pi_{дв}^* = p_t^*/p_{вх}^*$.

В качестве «нетрадиционного» закона управления двигателем рассматривалось поддержание степени повышения давления в вентиляторе $\pi_{в}^*$ и суммарной степени повышения давления в компрессоре $\pi_{к\Sigma}^*$ как параметров, косвенно отражающих уровень давления на выходе из контуров ТРДД, а значит, отражающих и характер изменения степени расширения в его реактивном сопле.

Кроме того, рассмотрено и поддержание температуры за КВД T_k^* как параметра, по сравнению с $\pi_{к\Sigma}^*$ дополнительно учитывающего и изменение КПД всей системы сжатия.

Результаты расчетных исследований относительного изменения тяги двигателя (к исходной на каждом режиме полета $R_{исх}$) $\delta R = (R - R_{исх})/R_{исх}$ и изменения полной температуры перед турбиной (по сравнению с исходной $T_{г-исх}^*$) $\Delta T_r^* = T_r^* - T_{г-исх}^*$ при различных законах управления (выбранных регулируемых параметрах) сведены в табл. 4 и 5.

Таблица 3. Влияние пониженной эффективности узлов на параметры ТРДД при поддержании на режимах полета температуры T_r^* (либо тяги R)

Выбранный регулируемый параметр	Режим № 1	Режим № 2	Режим № 3	Режим № 4
	$H = 0$; $M = 0$; MCA + 15	$H = 11\text{ км}$; $M = 0,8$; MCA	$H = 15\text{ км}$; $M = 1,8$; MCA	$H = 10\text{ км}$; $M = 1,2$; MCA
	Относительное изменение тяги ТРДД (δR), %			
$T_r^* = \text{const}$	-8,96	-9,2	-9,03	-8,96
	Изменение полной температуры газа перед турбиной ТРДД (ΔT_r^* , К)			
$R = \text{const}$	50,2	38	44,4	41,7

Таблица 4. Относительное изменение тяги ТРДД с пониженной эффективностью узлов при различных законах управления

Выбранный регулируемый параметр	Относительное изменение тяги ТРДД на полетных режимах δR , %			
	Режим № 1	Режим № 2	Режим № 3	Режим № 4
	$H = 0$; $M = 0$; MCA + 15	$H = 11\text{ км}$; $M = 0,8$; MCA	$H = 15\text{ км}$; $M = 1,8$; MCA	$H = 10\text{ км}$; $M = 1,2$; MCA
$n_1 = \text{const}$	2,56	3,83	5,31	4,44
$n_2 = \text{const}$	6,58	8,75	10,01	9,31
$\pi_{дв}^*$	-0,06	0,88	2,16	1,36
T_k^*	-1,7	-0,88	-0,47	-0,51
$\pi_{к\Sigma}^*$	1,49	2,73	3,77	3,19
$\pi_{в}^*$	-0,01	0,91	2,3	1,43

Таблица 5. Изменение полной температуры газа перед турбиной ТРДД с пониженной эффективностью узлов при различных законах управления

Выбранный регулируемый параметр	Изменение полной температуры газа перед турбиной ТРДД на полетных режимах ΔT_g^* , К			
	Режим № 1	Режим № 2	Режим № 3	Режим № 4
	$H = 0$; $M = 0$; MCA + 15	$H = 11$ км; $M = 0,8$; MCA	$H = 15$ км; $M = 1,8$; MCA	$H = 10$ км; $M = 1,2$; MCA
$n_1 = \text{const}$	64,5	53,6	69,5	62,1
$n_2 = \text{const}$	87,3	73,9	91,1	84,3
$\pi_{дв}^*$	49,8	41,6	54,7	48
T_k^*	40,7	34,4	42,2	39,4
$\pi_{к\sum}^*$	58,5	49,2	62,2	56,4
π_B^*	50,1	41,7	55,4	48,3

Данные расчетных исследований для рассматриваемого двигателя с пониженной в процессе эксплуатации эффективностью узлов отображены графически на рис. 1 и 2.

Полученные результаты показали, что законы управления подачей топлива в камеру сгорания рассмотренного ТРДД, связанные с поддержанием частоты вращения одного из роторов двигателя, приводят к значительному (до ~10%) увеличению тяги двигателя за счет увеличения температуры газа перед турбиной T_g^* (ΔT_g^* может достигать ~90К). В этом случае для снижения «излишней» теплонапряженности узлов горячей части двигателя, по мере выработки его ресурса необходима постоянная коррекция самой поддерживаемой величины — частоты вращения — в сторону ее уменьшения.

Поддержание такого параметра, как степень повышения давления в двигателе $\pi_{дв}^*$, в настоящее время применяемое за рубежом в двигателях различного назначения, в рассматриваемом случае также дает вполне приемлемые результаты. Тяга двигателя на дозвуковых режимах поддерживается на исходном уровне, а на сверхзвуковых режимах

даже возрастает (до ~2%), что соответствует «забросу» температуры газа перед турбиной T_g^* на 10 К по сравнению с ее значением, необходимым для поддержания тяги.

Поддержание степени повышения давления в вентиляторе π_B^* приводит практически к тем же результатам, что и поддержание степени повышения давления в двигателе $\pi_{дв}^*$, и выбор между этими законами управления может быть обусловлен преимуществами при практической реализации в конструкции двигателя.

По сравнению с законами управления $\pi_B^* = \text{const}$ и $\pi_{дв}^* = \text{const}$ поддержание суммарной степени повышения давления в компрессоре $\pi_{к\sum}^*$ приводит к худшим результатам. Превышение по тяге двигателя на дозвуковых и сверхзвуковых режимах возрастает еще на ~1,5% и 2%, что соответствует дополнительному «забросу» по температуре газа перед турбиной T_g^* на ~8 К.

Поддержание температуры за КВД T_k^* , как показали расчетные исследования, способно обеспечить наименьшую погрешность при поддержании потребной тяги на большинстве рассмо-

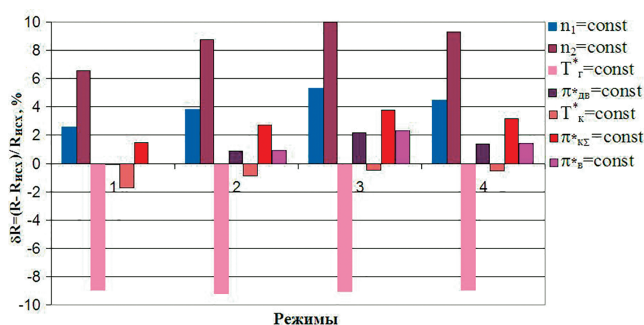


Рис. 1. Относительное изменение тяги ТРДД с пониженной эффективностью узлов при различных законах управления

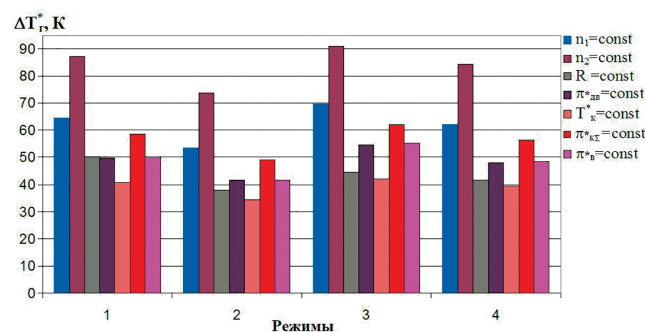


Рис. 2. Изменение полной температуры газа перед турбиной ТРДД с пониженной эффективностью узлов при различных законах управления

тренных режимов полета по сравнению с исходной ($|\delta R| < 0,5 \dots 1\%$), за исключением взлетного режима, где $|\delta R| \sim 1,7\%$. Однако этот закон соответствует недобору по тяге на всех рассмотренных режимах полетного цикла и, кроме того, трудно реализуем на практике в современных условиях, что делает его неприемлемым.

Выводы

Проведенный анализ возможных способов управления ТРДД сверхзвукового пассажирского самолета показал предпочтительность использования законов управления, которые связаны с поддержанием степени повышения давления в вентиляторе π_v^* или в двигателе в целом $\pi_{дв}^*$ и которые позволяют компенсировать снижение тяги при ухудшении в процессе эксплуатации эффективности узлов на основных режимах его работы.

При типовом значении наработки двигателя 5000 ч (или ~ 1000 полетных циклов и соответствующем износе его узлов) для обеспечения потребной тяги на основных режимах полета при использовании этих законов управления может потребоваться запас по температуре газа перед турбиной не менее 55 ... 60 К.

Полученные результаты по снижению тяги в процессе эксплуатации двигателя и необходимому запасу по температуре газа перед турбиной (для компенсации этого снижения) хорошо коррелируют с имеющимися в литературе данными [9, 12, 13, 15]. Однако в этих работах не представлен анализ возможных причин ухудшения эффективности узлов двигателя, вследствие которого снижается тяга [9, 12], а также рассмотрен чисто теоретический закон управления двигателем [13], который связан с расчетным определением значения полетной тяги двигателя и практическая реализация которого в настоящее время крайне затруднительна.

В отличие от работы [13], предложенные здесь законы управления ТРДД для СПС связаны с поддержанием параметров двигателя, непосредственно измеряемых в полете и косвенно отражающих уровень тяги двигателя во всех полетных условиях, поэтому данные законы управления вполне могут быть реализованы в настоящее время на всех существующих и разрабатываемых авиационных двигателях.

Список источников

1. From Concorde to new supersonic aircraft projects. Air and Space Academy. Toulouse – France. AAE Dossier #46. 2019. URL: https://academieairespace.com/wp-content/uploads/2019/06/AAE_D46_UK_WEB.pdf
2. *Buonanno M.* Conceptual design of a quiet supersonic technology airliner. Lockheed Martin Corporation. 2019.

URL: <https://lbpw-ftp.larc.nasa.gov/aviation-2019/buonanno-lockheed-martin-conceptual-design-supersonic-airliner.pdf>

3. *Sun Y., Smith H.* Review and prospect of supersonic business jet design // Progress in Aerospace Sciences. 2017. Vol. 90, pp. 12–38. DOI: 10.1016/j.paerosci.2016.12.003
4. *Якурнова К.А., Алendarь А.Д.* Анализ зарубежных работ по созданию двухконтурного турбореактивного двигателя на основе базового газогенератора // XLVII Гагаринские чтения 2021: Сб. тезисов XLVII Международной молодёжной научной конференции (20–23 апреля 2021, Москва). М.: Перо, 2021. С. 202–203.
5. *Гусманова А.А., Эзрохи Ю.А.* Анализ возможности создания авиационных двигателей различного назначения на основе базового газогенератора // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 1. С. 156–166. DOI: 10.34759/vst-2023-1-156-166
6. *Berton J.J., Huff D.L., Seidel J.A., Geiselhart K.A.* Supersonic technology concept aeroplanes for environmental studies // AIAA SciTech Forum and Exposition (6–10 January 2020; Orlando, Florida). AIAA 2020–0263. DOI: 10.2514/6.2020-0263
7. *Луковников А.В.* Концептуальное проектирование силовых установок летательных аппаратов в многодисциплинарной постановке // Вестник Московского авиационного института. 2008. Т. 15. № 3. С. 34–43.
8. *Kurz R., Brun K., Wollie M.* Degradation effects on industrial gas turbines // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. 2009. Vol. 131. No. 6: 062401. DOI: 10.1115/1.3097135
9. *Sallee G.P.* Performance deterioration based on existing (historical) data. JT9D jet engine diagnostics program. Report Number NASA-CR-135448. 1978. 225 p.
10. *Morini M., Pinelli M., Spina P.R., Venturini M.* Influence of blade deterioration on compressor and turbine performance // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. 2010. Vol. 132. No. 3: 032401. DOI: 10.1115/1.4000248
11. *Li Y.G.* Gas turbine performance and health status estimation using adaptive gas path analysis // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. 2010. Vol. 132. No. 4: 041701. DOI: 10.1115/1.3159378
12. *Litt J.S., Parker K.I., Chatterjee S.* Adaptive gas turbine engine control for deterioration compensation due to aging // 16th International Symposium on Airbreathing Engines (31 August – 05 September 2003; Cleveland, OH). Glenn Research Center. NASA/TM-2003-212607.
13. *Гуревич О.С., Гольберг Ф.Д., Сметанин С.А., Трифонов М.Е.* Оптимизация управления газотурбинным двигателем в процессе выработки его ресурса // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17. № 4. С. 47–56. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-4-47-56
14. *Симкин Э.Л.* Основы эксплуатации авиационных газотурбинных двигателей: Учебное пособие / Под редакцией Б.Г. Мингазова. Казань: Изд-во Казанского государственного технического университета, 2010. 450 с.

15. Цховребов М.М., Худяков Е.И. Математическое моделирование изменения параметров ТРДД в процессе эксплуатации // ЦИАМ 2001-2005. Основные результаты научно-технической деятельности: Сб. ст. в 2 т. М.: ЦИАМ. 2005. Т. 1. С. 61-64.
16. Эзрохи Ю.А., Гусманова А.А. Об учете коэффициента полезного действия турбины при определении параметров авиационного газотурбинного двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 2. С. 77-87. DOI: 10.34759/vst-2022-2-77-87
17. Алendarь А.Д., Ланшин А.И., Евстигнеев А.А. и др. Обзор проблем создания сверхзвукового пассажирского самолета нового поколения в части силовой установки // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22. № 1. С. 7-28. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-1-7-28
18. Дружинин Л.Н., Швеиц Л.И., Ланшин А.И. Математическое моделирование ГТД на современных ЭВМ при исследовании параметров и характеристик авиационных двигателей // Труды ЦИАМ. 1979. № 832. 48 с.
19. Эзрохи Ю.А. Моделирование двигателя и его узлов // Машиностроение: Энциклопедия. Т. IV-21. Самолеты и вертолеты. Кн. 3. Авиационные двигатели. М.: Машиностроение, 2010. С. 341-353.
20. Филинов Е.П., Кузьмичев В.С., Ткаченко А.Ю., Остапюк Я.А. Определение потребного расхода воздуха на охлаждение турбин на этапе концептуального проектирования газотурбинного двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 1. С. 61-73. DOI: 10.34759/vst-2021-1-61-73

References

1. *From Concorde to new supersonic aircraft projects*. Air and Space Academy. Toulouse — France. AAE Dossier #46. 2019. URL: https://academieairespace.com/wp-content/uploads/2019/06/AAE_D46_UK_WEB.pdf
2. Buonanno M. *Conceptual design of a quiet supersonic technology airliner*. Lockheed Martin Corporation. 2019. URL: <https://lbpw-ftp.larc.nasa.gov/aviation-2019/buonanno-lockheed-martin-conceptual-design-supersonic-airliner.pdf>
3. Sun Y, Smith H. Review and prospect of supersonic business jet design. *Progress in Aerospace Sciences*. 2017;90:12-38; DOI: 10.1016/j.paerosci.2016.12.003
4. Yakurnova KA, Alendar' AD. Analysis of foreign work on the creation of a dual-circuit turbojet engine based on a basic gas generator. In: *Materialy XLVII Mezhdunarodnoi molodezhnoi nauchnoi konferentsii "XLVII Gagarinskii chteniya 2021" (April 20-23, 2021, Moscow)*. Moscow: Pero; 2021. p. 202-203. (In Russ.).
5. Gusmanova AA, Ezrokhi YuA. Analysis of the possibility of creating different purpose aviation engines of the based engine core. *Aerospace MAI Journal*. 2023;30(1):156-166. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2023-1-156-166
6. Berton JJ, Huff DL, Seidel JA. et al. Supersonic technology concept aeroplanes for environmental studies. *AIAA SciTech Forum and Exposition (January 6-10, 2020; Orlando, Florida)*. AIAA 2020-0263. DOI: 10.2514/6.2020-0263
7. Lukovnikov AV. A conceptual design of aircraft propulsion systems in multidisciplinary statement. *Aerospace MAI Journal*. 2024;31(3):7-13. (In Russ.).
8. Kurz R, Brun K, Wollie M. Degradation effects on industrial gas turbines. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 2009;131(6):062401. (In Russ.). DOI: 10.1115/1.3097135
9. Sallee GP. *Performance deterioration based on existing (historical) data. JT9D jet engine diagnostics program*. Report Number NASA-CR-135448; 1978. 225 p.
10. Morini M, Pinelli M, Spina PR, et al. Influence of blade deterioration on compressor and turbine performance. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 2010;132(3): 032401. DOI: 10.1115/1.4000248
11. Li YG. Gas turbine performance and health status estimation using adaptive gas path analysis. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 2010;132(4):041701. DOI: 10.1115/1.3159378
12. Litt JS, Parker KI, Chatterjee S. Adaptive gas turbine engine control for deterioration compensation due to aging. *16th International Symposium on Airbreathing Engines (August 31 - September 05, 2003; Cleveland, OH)*. Glenn Research Center. NASA/TM-2003-212607.
13. Gurevich OS, Gol'berg FD, Smetanin SA, et al. Optimization of gas turbine aircraft engine control throughout the engine service life. *Vestnik of Samara University Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018;17(4):47-56. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-4-47-56
14. Simkin EL. *Fundamentals of the operation of aviation gas turbine engines*. Kazan: Kazanskii gosudarstvennyi tekhnicheskii universitet; 2010. 450 p. (In Russ.).
15. Tskhovrebov MM, Khudyakov EI. Mathematical modeling of changes in turbofan engine parameters during operation. In: *"CIAM 2001-2005. The main results of scientific and technical activity". Collection of articles in 2 vols*. Moscow: CIAM; 2005. Vol. 1. p. 61-64. (In Russ.).
16. Ezrokhi YuA, Gusmanova AA. On accounting for turbine efficiency, while gas turbine engine parameters determining. *Aerospace MAI Journal*. 2022;29(2):77-87. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2022-2-77-87
17. Alendar' AD, Lanshin AI, Evstigneev AA, et al. The problems of creating a propulsion system of a new generation supersonic passenger aircraft (review). *Vestnik of Samara University Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023;22(1):7-28. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-1-7-28

18. Druzhinin LN, Shvets LI, Lanshin AI. Mathematical modeling of gas turbine engines on modern computers in the study of parameters and characteristics of aircraft engines. *Trudy TsIAM*. 1979. No. 832. 48 p. (In Russ.).
19. Ezrokhi YuA. Engine and its components modeling. In: *Engineering. Encyclopedia. Vol. IV-21 "Airplanes and helicopters"*. Book 3 "Aircraft engines". Moscow: Mashinostroenie; 2010. p. 341-353. (In Russ.).
20. Filinov EP, Kuz'michev VS, Tkachenko AYU, et al. Determining required turbine cooling air flow rate at the conceptual design stage of gas turbine engine. *Aerospace MAI Journal*. 2021;28(1):61-73. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2021-1-61-73

Статья поступила в редакцию / Received 19.12.2024
Одобрена после рецензирования / Revised 10.01.2025
Принята к публикации / Accepted 14.01.2025