

УДК 621.452.32

ВЛИЯНИЕ РЕСУРСНОЙ НАРАБОТКИ НА ПАРАМЕТРЫ, ХАРАКТЕРИСТИКИ УЗЛОВ И ТЕМПЕРАТУРУ ГАЗА ПЕРЕД ТУРБИНОЙ ДВИГАТЕЛЯ ВОЕННОЙ АВИАЦИИ

Г. П. ГРЕБЕНЮК¹, Р. Ф. СУЛТАНОВ², М. Ю. ШАБАЛИН³, В. Р. РАХМАТУЛЛИН⁴

^{1,3,4} motor@motor-odk.ru, ² sultan_90@mail.ru

АО «Научно-производственное предприятие «Мотор»

Поступила в редакцию 02.06.2016

Аннотация. Температура газа в камере сгорания современных ТРДДФ достигла предельного значения, что привело к обострению проблемы обеспечения ресурса двигателя. Необоснованное завышение запаса по температуре газа может оказать определяющее влияние на ресурсные показатели двигателя и поставить вопрос о возможности создания двигателя под заявленные характеристики. В работе обоснован запас по температуре газа двигателя военной авиации и представлены изменения показателей эффективности узлов, связанные с наработкой двигателя.

Ключевые слова: турбореактивный двигатель; ресурс; ухудшение параметров.

ВВЕДЕНИЕ

Проектирование современных ТРДДФ ведется в соответствии с «Положением по методологии создания авиационных двигателей военного назначения», разработанным ЦИАМ в 2007 году [1]. Данное положение содержит требование по обоснованию запаса по температуре газа перед турбиной, обусловленного ухудшением газодинамической эффективности узлов двигателя по мере выработки ресурса, и разработки соответствующей адекватной математической модели. Также в указанном положении оговорены ресурсные показатели, которые должны закладываться при проектировании. Они превышают ресурсы, достигнутые на отечественных ТРДДФ в несколько раз.

Реализация в ТРДДФ 5 поколения высокого уровня параметров термодинамического цикла привела к обострению проблемы обеспечения ресурса двигателя.

В связи с достижением температурой газа в камере сгорания предельного значения, которое можно реализовать при горении углеводородного топлива, обострилась проблема обеспечения ресурсных показателей самого нагруженного узла двигателя – турбины высокого давления.

В этих условиях необоснованное завышение запаса по температуре газа может оказать определяющее влияние на проектную оценку запасов прочности лопаток турбины и, соответственно, на ресурсные показатели двигателя, особенно с учетом требования реализации длительного сверхзвукового полета на бесфорсажном режиме – режиме, максимально нагруженном по температуре газов перед турбиной. И такая ситуация может поставить вопрос о самой возможности создания двигателя под заявленные характеристики.

Для двигателей, устанавливаемых на самолеты гражданской авиации, работа по определению запаса по температуре газа перед турбиной уже проведена с учетом имеющихся данных по двигателям 4 поколения. Ее итогом стало разработанное ЦИАМ и утвержденное в 2008 г. «Руководство по определению запасов по температуре газа перед турбиной при создании базовых двигателей нового поколения для магистральных самолетов гражданской авиации» [2]. Создание аналогичного руководства для двигателей нового поколения самолетов военной авиации проводится в настоящее время. В связи с этим становится актуальным вопрос

по обобщению имеющегося опыта эксплуатации и влияния различных факторов на запас по температуре газа [3, 4].

ИЗМЕНЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ПРИ ВЫРАБОТКЕ РЕСУРСА

В статье рассматривается один из факторов, влияющих на запас по температуре газа перед турбиной высокого давления – ухудшение параметров двигателя по мере выработки ресурса. Его доля в запасе по температуре газа составляет около трети для двигателей гражданской авиации.

При создании двигателей военной авиации II–IV поколений в ОТТ-86 и типовых программах ГСИ закладывались специальные испытания с проверкой работоспособности двигателя на режимах с превышением температуры газов на 30–45 К выше максимальной. Жизненный цикл этих двигателей обеспечивался последовательностью капитальных ремонтов, после которых двигатели сдавались заказчику с очередным межремонтным ресурсом как новые, с устранением влияния предыдущей наработки.

Исходным материалом для проведенных исследований приняты результаты длительных испытаний на 2000 % ресурс двигателя Р-195, устанавливаемого на штурмовик Су-39. В последующем были проанализированы результаты длительных испытаний еще одного экземпляра двигателя на 3000 % ресурс, которые подтвердили и уточнили результаты 2000 % наработки. Двигатель Р-195 – двухвальный одноконтурный с регулируемым соплом, трехступенчатым КНД ($G_{в пр} = 66$ кг/с), пятиступенчатым КВД ($G_{в пр} = 24$ кг/с) и одноступенчатыми ТВД и ТНД. Длительные испытания реализованы при ресурсной наработке 2000 %:

– 500-часовыми испытаниями по программе, составленной на основе полетных циклов и испытательных циклов двигателей аналогичного целевого назначения и разбитой на 100 этапов длительностью по 5 ч;

– тремя эквивалентно-циклическими 150-часовыми испытаниями (каждое за ресурс 500 ч, 100 этапов длительностью по 1,5 ч).

Испытания второго двигателя на 3000 % ресурс проведены шестью эквивалентно-циклическими 150-часовыми циклами.

На четырех сборах двигателя 2000 % ресурс снимались дроссельные характеристики до и после ДИ на приведенных частотах вращения ротора НД n_1 от 80 до 104 % с оценкой параметров рабочего цикла: P , G_T , G_B , n_2 , p_2 , T_2^* , p_4 , T_4^* , при известных значениях $F_{кр}$.

Анализ дроссельных характеристик показал влияние на параметры времени наработки и в меньшей степени режима работы. В табл. 1 дано изменение параметров за 2000 % наработки на расчетном режиме $n_1 = 100,5$ % при одном уровне тяги двигателя.

По сформированным массивам параметров определены их относительные отклонения от базовых значений (до начала ДИ), и построены зависимости вида $\delta P_{ji} = \varphi(\tau_i, n_{1i})$. Далее рассчитаны показатели газодинамической эффективности компрессора $\delta \eta_k^*$ и турбины $\delta A_{ТВД}$, практически однозначно определяемые по измеряемым параметрам и известным F_2 , F_4 , $\eta_{мех}$, $G_{СА}$, T_3^* , $\sigma_{КС}$.

Два оставшихся неизвестными параметра турбины: $\delta \eta_t^*$ и $\delta A_{ТНД}$ определялись решением систем из двух линейных уравнений относительно отклонений каждой пары измеренных параметров, с присутствием в

Таблица 1

Изменение параметров двигателя

Параметр, P_j	P , кН	G_T , кг/ч	n_2 , %	G_B , кг/с	p_2 , МПа	T_2^* , К	T_3^* , К	T_4^* , К	p_4 , МПа
До ДИ	42,28	3660	98,80	66,60	0,924	595	1162	913	0,202
После ДИ	42,76	3912	98,83	66,50	0,927	604	1207	959	0,210
δP_j , %	1,14	6,9	0,0	-0,15	0,28	1,51	3,87	5,04	4,03

каждой паре δG_T как параметра наиболее достоверного и имеющего противоположные знаки влияния по $\delta \eta^*_T$ и $\delta A_{ТНД}$; при этом итоговые отклонения δP_{ji} учитывали влияние на них ранее определенных величин $\delta \eta^*_K$ и $\delta A_{ТВД}$. После отбраковки выпадающих значений (следствие влияния ошибок измерений δP_{ji}), полученные отклонения $\delta \eta^*_T$ и $\delta A_{ТНД}$ осреднялись. Результаты выполненных исследований по влиянию наработки на суммарные параметры компрессора (δG_B и $\delta \eta^*_K$), пропускные способности турбин $\delta A_{ТВД}$, $\delta A_{ТНД}$ и КПД турбины $\delta \eta^*_T$ приведены на рис. 1–5.

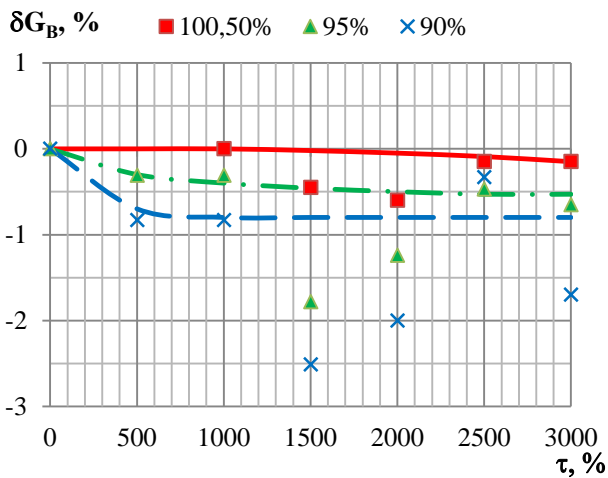


Рис. 1. Зависимость относительных отклонений расхода воздуха на входе в двигатель δG_B от наработки и режима работы двигателя

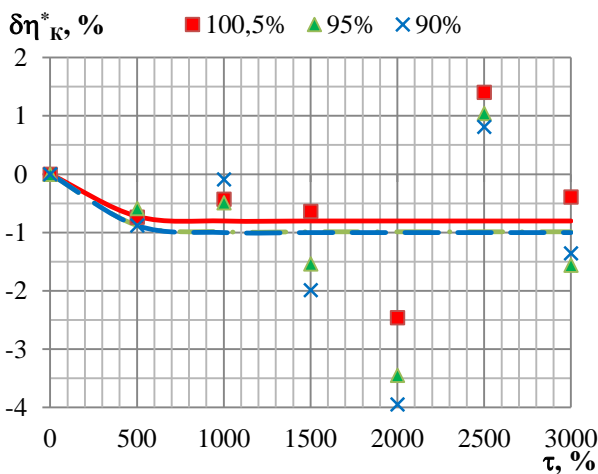


Рис. 2. Зависимость относительных отклонений суммарного КПД компрессора $\delta \eta^*_K$ от наработки и режима работы двигателя

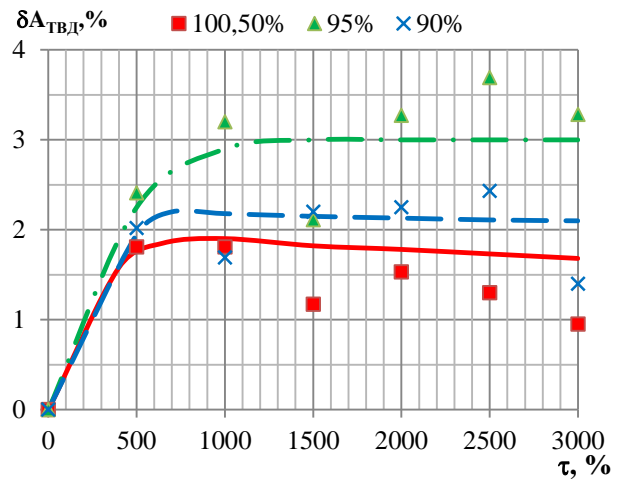


Рис. 3. Зависимость относительных отклонений пропускной способности ТВД $\delta A_{ТВД}$ от наработки и режима работы двигателя

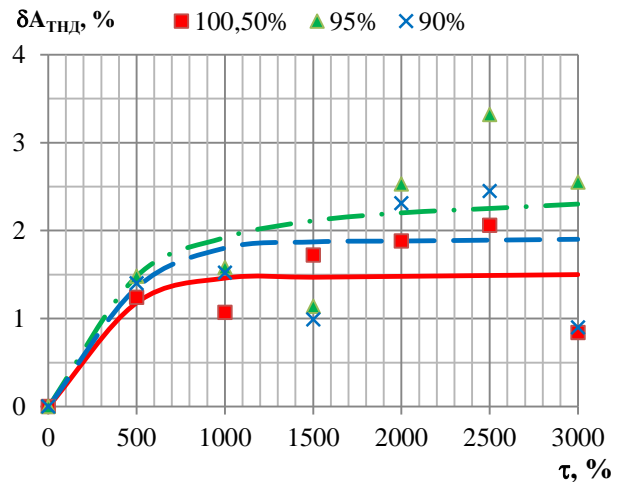


Рис. 4. Зависимость относительных отклонений пропускной способности ТНД $\delta A_{ТНД}$ от наработки и режима работы двигателя

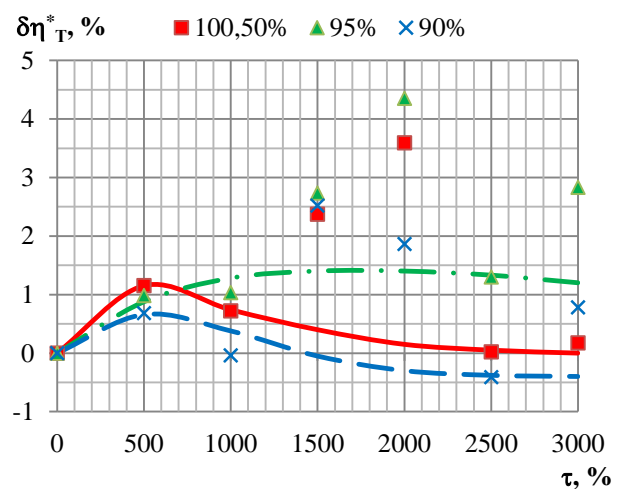


Рис. 5. Зависимость относительных отклонений суммарного КПД турбины $\delta \eta^*_T$ от наработки и режима работы двигателя

АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ИССЛЕДОВАНИЯ

Комплексный анализ влияния наработки до 2000–3000 % и режима работы на параметры узлов турбокомпрессора позволил выявить следующие тенденции:

– длительная наработка влияет на состояние лопаточных венцов проточной части турбокомпрессора, что приводит к нарушению критерия геометрического подобия и деформации характеристик компрессора и турбины. Основные остаточные изменения в проточной части происходят за первые 1000 % наработки;

– по компрессору основное влияние проявляется в снижении суммарного КПД, которое на расчетном режиме составляет от 1,0 до 2,0 %, увеличиваясь при снижении приведенной частоты вращения. Расход воздуха во всем диапазоне режимов наработки и режимов работы остается практически постоянным.

Опыт значительно более длительной эксплуатации аналогичных турбокомпрессоров в составе наземных ГТУ (с наработкой до 20 000 ч) не выявил ее влияния на параметры и характеристики компрессора и турбины, что объясняется значительно более низкими режимами работы по сравнению с двигателем Р-195 (обороты ниже на 15–18 %, $T_{Г}^*$ ниже на 150–180 К) и полным отсутствием большого количества «жестких» динамических режимов.

Можно заключить, что геометрические параметры рабочей лопатки первой ступени компрессора, определяющей расходную характеристику, не претерпевают изменений в процессе длительной наработки двигателя, и влияние наработки в основном сказывается на радиальных зазорах КВД, увеличение которых от возможных касаний в динамических процессах приемистости и сброса оборотов приводит в целом к снижению КПД компрессора.

– по турбине основное влияние прослеживается в увеличении пропускной способности обеих СА: от 1,5 до 2,5 % в ТВД и от 1,5 % до 2,0 % в ТНД. Суммарный КПД турбины, в отличие от компрессора, практически не меняется.

Оценка увеличения пропускных способностей СА от 1,5 до 2,5 % может отражать интегральный эффект влияния наработки как от увеличения площади критического сечения СА в результате остаточной термической деформации лопаточных венцов проточной части турбины, так и от возможного увеличения перетекания рабочего тела из тракта через увеличенные контактные зазоры по лабиринтам и полкам СА; последнее могло отразиться в снижении КПД турбины, которое в результатах анализа не проявилось.

Результаты выполненных исследований дают основания предложить уточнение математической модели ГТД в части введения поправок в характеристики компрессора и турбины при расчете параметров двигателя при выработке ресурса.

Для суммарной характеристики компрессора, в которой приведенная частота вращения ротора НД $n_{1пр}$ является одним из основных критериев подобия, получена, с учетом результатов 2000 % наработки $\delta\eta_{К}^* = -2,5\%$, двухпараметрическая зависимость относительного снижения КПД компрессора $\delta\eta_{К}^* = f(\tau_i, n_{1пр})$, позволяющая комплексно учесть влияние на КПД наработки и режима работы.

Для турбин, при оценке суммарного КПД $\delta\eta_{Т}^* = 0$ для обоих испытанных экземпляров, с учетом, что в полетных условиях при $T_{Г}^* \text{ max}$ режим работы обеих турбин $\pi_{Т}^* = \text{const}$, поправки по пропускной способности приняты постоянными, и с учетом результатов 2000 % испытаний, равными величинам, полученным для диапазона $n_{1пр} = 100,5\text{--}104\%$ после 1000 % наработки: $\delta A_{ТВД} = 2,2\%$ и $\delta A_{ТНД} = 1,5\%$.

Разделение по каскадам полученной поправки на суммарный КПД компрессора выполнено из условия равенства суммы работ каскадов суммарной работе компрессора, рассчитанной по параметрам на входе и выходе, и свелось к решению двух уравнений относительно двух неизвестных $\eta_{КНД}^*$ и $\eta_{КВД}^*$ при принятом расчетном покаскадном распределении суммарной степени повышения полного давления:

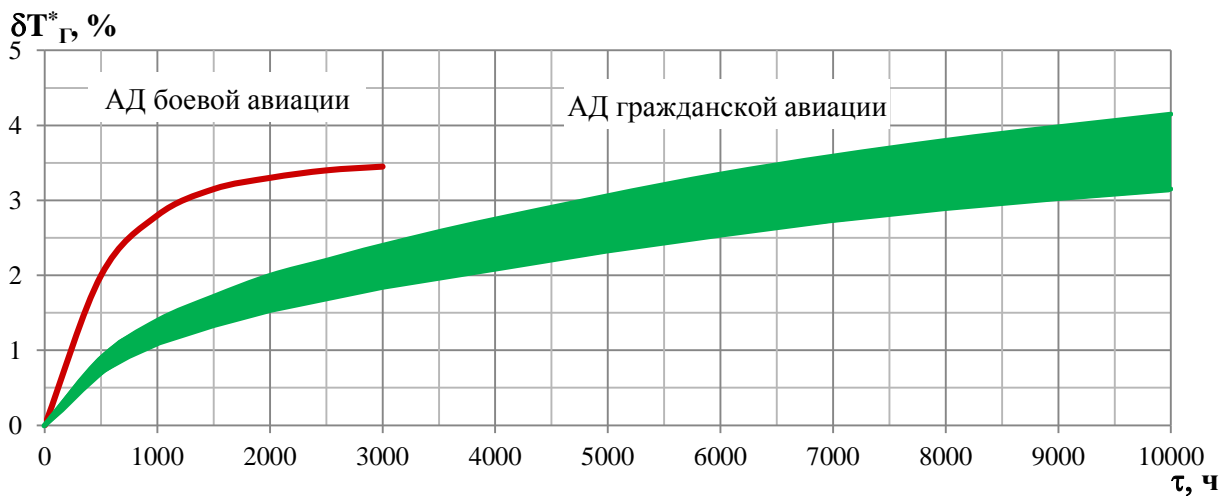


Рис. 6. Относительное увеличение температуры газа перед турбиной по наработке для двигателей военной и гражданской авиации

$$\eta_{\text{КВД}}^* = \frac{\left(\pi_{\text{КВД}}^{*0,286} - 1 \right)}{T_2^*} \quad (1)$$

$$\eta_{\text{КВД}}^* = \frac{\left(\pi_{\text{КВД}}^{*0,286} - 1 \right) \cdot \left(1 + \frac{\pi_{\text{КВД}}^{*0,286}}{\eta_{\text{КВД}}^*} \right)}{\frac{\pi_{\text{К}}^{*0,286} - 1}{\eta_{\text{К}}^*} - \frac{\pi_{\text{КВД}}^{*0,286} - 1}{\eta_{\text{КВД}}^*}} \quad (2)$$

При суммарном снижении КПД компрессора $\delta\eta_{\text{К}}^* = -2,5\%$ его разделение по каскадам дает $\delta\eta_{\text{КНД}}^* = -0,7\%$ и $\delta\eta_{\text{КВД}}^* = -1,6\%$, что подтверждает основную долю КВД в общем снижении КПД компрессора.

Полученные в работе результаты исследований по влиянию выработки ресурса на параметры и характеристики узлов турбокомпрессора двухвального ТРД, последующая расчетная оценка прироста температуры газов по тракту турбины современного двигателя военной авиации могут быть учтены при обосновании соответствующей нормы на прирост температуры газов в разрабатываемом ЦИАМ документе аналогично зависимости, полученной для авиационных двигателей гражданской авиации.

ВЫВОД

Сопоставление полученных зависимостей (рис. 6) позволяет сделать общий вывод, что двигатели разных схем, с различным уровнем параметров рабочего цикла, но изготовленные из общих материалов и по родственным технологиям выходят примерно на один уровень снижения газодинамической эффективности проточной части, оцениваемый ростом $T_{\text{Г}}^*$ на 3–4 %, но с более быстрым его достижением (в 5–10) раз на двигателях военной авиации. Эта добавка температуры газа при выработке ресурса охватывает ранее устанавливаемый уровень превышения $\Delta T_{\text{Г}}^* = 30\text{--}40\text{ К}$.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Положение** по методологии создания авиационных двигателей военного назначения. М.: ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», 2007. [Regulations for methods of military air engine design (in Russian). Moscow: FSUE «CIAM named after Baranov P.I.», 2007.]
2. **Руководство** по определению запасов по температуре газа перед турбиной при создании базовых двигателей нового поколения для магистральных самолетов гражданской авиации. М.: ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», 2008. [Manual on determination of gas temperature margin in front of a turbine on designing of basic engines of new generation for long-range civil aircrafts (in Russian). Moscow: FSUE «CIAM named after Baranov P.I.», 2008.]
3. **Экспериментально-расчетная оценка влияния наработки и режима работы на параметры рабочего цикла и показатели газодинамической эффективности узлов турбокомпрессора при выработке 3000 %**. Техническая справка

07540515ДС-35. Уфа: ОАО «НПП «Мотор», 2015. [Experimental and rated estimation of influence of operating time and working conditions on operating cycle parameters and gas dynamic efficiency indices of turbine compressor assemblies on reaching 3000% (in Russian). Technical Certificate 07540515ДС-35. Ufa: JSC "RPE "Motor", 2015.]

4. **Экспериментально-расчетное обоснование показателей газодинамической эффективности турбокомпрессора при выработке ресурса.** Техническая справка 30.02-0011.008ТС. Уфа: ОАО «НПП «Мотор», 2014. [Experimental and rated justification of gas dynamic efficiency indices of a turbine compressor on reaching the life time (in Russian). Technical Certificate 30.02-0011.008ТС. Ufa: JSC "RPE "Motor", 2014]

ОБ АВТОРАХ

ГРЕБЕНЮК Геннадий Петрович, ведущий инж.-констр. отдела «Перспективные разработки» АО «НПП «Мотор». Дипл. инж.-мех. (УАИ, 1970). Канд. техн. наук (УАИ, 1983) Иssl. в обл. расчета, диагностики, испытаний и доводки ГТД и КС.

СУЛТАНОВ Рузиль Фаилевич, нач. сектора «Термогазодинамические расчеты» АО «НПП «Мотор». Аспирант кафедры «Авиационные двигатели» УГАТУ. Дипл. инж.-констр. (УГАТУ, 2012). Иssl. в обл. проектирования и доводки ГТД.

ШАБАЛИН Максим Юрьевич, нач.отдела «Перспективные разработки» АО «НПП «Мотор». Дипл. инж.-мех. (УГАТУ, 1995). Иssl. в обл. проектирования и доводки ГТД.

РАХМАТУЛЛИН Валерий Ренатович, инж.-констр. отдела «Перспективные разработки» АО «НПП «Мотор». Дипл. инж.-констр. (УГАТУ, 2007). Иssl. в обл. диагностики и испытаний ГТД.

METADATA

Title: Influence of life operating time on parameters, assembly characteristics and gas temperature at a turbine inlet of an airforce engine

Authors: G.P. Grebenyuk¹, R.F. Sultanov², M. Yu. Shabalin³, V.R. Rahmatullin⁴

Affiliation:

JSC "Research and Production Enterprise "Motor", Ufa.

Email: ^{1,3,4} motor@motor-odk.ru, ² sultan_90@mail.ru

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 20, no. 3 (73), pp. 83-88, 2016. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: Gas temperature in a combustion chamber of the most up-to-date reheated double-flow turbofan engines has reached a limiting value that has led to aggravation of engine life support problem. Ungrounded overrating of a gas temperature margin can have determining influence on engine life parameters and raise the question concerning the possibility of engine design according to the stated characteristics. Gas temperature margin of an airforce engine is grounded and parameter changes of assembly effectiveness that are relating to the engine operating time are given in the work.

Key words: turbojet engine, service life, parameter degradation.

About authors:

GREBENYUK Gennadiy Petrovich principal design engineer of department «Advanced development» JSC "RPE «Motor». Dipl. Mechanic engineer (UAI, 1970). Cand. of Tech. Sci. (UAI, 1983)

SULTANOV Ruzil Failevich, head of section «Thermodynamic calculation» JSC «RPE «Motor». Postgrad. Student, Dept. of Aircraft Engine, USATU. Dipl. design engineer (USATU, 2012).

SHABALIN Maksim Yuryevich, head of department «Advanced development» JSC «RPE «Motor». Dipl. Mechanic engineer (USATU, 1995).

RAHMATULLIN Valeriy Renatovich, design engineer of department «Advanced development» JSC «RPE «Motor». Dipl. design engineer (USATU, 2007).