

## ОПТИМИЗАЦИЯ УПРАВЛЕНИЯ ГАЗОТУРБИНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ В ПРОЦЕССЕ ВЫРАБОТКИ ЕГО РЕСУРСА

© 2018

- О. С. Гуревич** доктор технических наук, профессор, заместитель генерального директора – директор исследовательского центра «САУ двигателей»;  
Центральный институт авиационного моторостроения  
имени П.И. Баранова, г. Москва;  
[gurevich\\_os@ciam.ru](mailto:gurevich_os@ciam.ru)
- Ф. Д. Гольберг** доктор технических наук, профессор, начальник сектора;  
Центральный институт авиационного моторостроения  
имени П.И. Баранова, г. Москва;  
[fegolb@ciam.ru](mailto:fegolb@ciam.ru)
- С. А. Сметанин** начальник сектора;  
Центральный институт авиационного моторостроения  
имени П.И. Баранова, г. Москва;  
[smetaninsa@ciam.ru](mailto:smetaninsa@ciam.ru)
- М. Е. Трифонов** инженер;  
Центральный институт авиационного моторостроения  
имени П.И. Баранова, г. Москва;  
[mtrifonov@ciam.ru](mailto:mtrifonov@ciam.ru)

Исследуются методы оптимизации управления с целью поддержания основных характеристик газотурбинного двигателя при выработке им ресурса в процессе эксплуатации. Выполнен анализ изменения характеристик узлов двигателя в процессе эксплуатации. Для исследования влияния износа на параметры двигателя модифицирована математическая модель турбореактивного двухконтурного двигателя. Проводится оценка влияния износа узлов газотурбинного двигателя на его основные характеристики при традиционных способах управления. Предлагается метод управления двигателем с использованием рассчитываемой в бортовой математической модели величины тяги, позволяющий компенсировать негативное влияние ухудшения характеристик узлов при их износе. Приводятся результаты математического моделирования работы турбореактивного двухконтурного двигателя на установившихся и переходных режимах, подтверждающие эффективность предложенного метода управления: при износе двигателя сохраняется исходная величина тяги при расходовании имеющегося запаса по температуре газа в камере сгорания.

*Газотурбинный двигатель; система автоматического управления; компрессор; износ; бортовая математическая модель двигателя; тяга.*

---

*Цитирование:* 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

### Введение

Современные газотурбинные двигатели управляются по параметрам, которые косвенно характеризуют их ключевые характеристики ввиду отсутствия возможности прямого измерения параметров, связанных с ними. В турбовентиляторных двигателях вместо непосредственного управления величиной тяги осуществляется её косвенное регулирование посредством управления частотой вращения ротора вентилятора  $n_B$ , компрессора высокого давления  $n_K$  или степенью повышения давления в компрессоре  $\pi_K$ . Однако связь между этими параметрами и тягой изменяется в процессе эксплуатации из-за влияния внешних условий за пределами области сохранения условий подбора, при износе узлов и изменении их характеристик в процессе выработки ресурса.

В результате двигатель может не обеспечивать получения требуемой для самолёта тяги, а её отклонение не контролируется в эксплуатации.

Прямое управление режимом работы двигателя по величине тяги позволяет сохранить исходную тяговую характеристику двигателя вне зависимости от степени его износа и условий эксплуатации и тем самым повысить эффективность использования двигателя на летательном аппарате. Такое управление можно реализовать посредством применения в программном обеспечении системы автоматического управления (САУ) бортовой математической модели двигателя (БММД), позволяющей осуществлять расчёт величины реактивной тяги [1;2]. Получение необходимой точности расчёта достигается путём идентификации математической модели в процессе эксплуатации, позволяющей корректировать её с учётом изменения характеристик двигателя.

Применение системы такого типа позволяет выполнить одно из основных требований к современным системам управления газотурбинных двигателей (ГТД) – адаптацию к условиям полёта и изменению характеристик двигателя в процессе эксплуатации.

В настоящей работе рассмотрено влияние износа на характеристики некоторых узлов двигателя и исследуются особенности построения системы управления для его автоматической компенсации.

### **Анализ изменения характеристик узлов двигателя при износе**

Выполнен анализ работ, содержащих данные о влиянии износа на характеристики узлов ГТД. В большинстве работ по данной тематике ограничиваются рассмотрением только характеристик компрессоров.

В данном разделе приводится краткое резюме рассмотренных статей, посвящённых определению характеристик узлов изношенного газотурбинного двигателя. Эти работы включали в себя как расчётные [3], так и проводимые во ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» (ЦИАМ) экспериментальные исследования.

В экспериментальных работах ЦИАМ, в которых в качестве объектов выступали турбореактивный и турбовальный авиационные двигатели, показано, что износ компрессора сопровождается пропорциональным снижением всех трёх его основных параметров: степени повышения давления  $\pi_K$ , расхода воздуха  $G_{Knp}$  и коэффициента полезного действия (КПД)  $\eta_K$ . При этом рабочая точка на расходной характеристике КВД смещается вверх по напорной ветке ближе к границе газодинамической устойчивости (ГДУ), которая, в свою очередь, располагается ниже границы устойчивости нового двигателя. Запасы ГДУ в этом случае снижаются на величину более 10% и располагаются ниже линии потребных запасов.

В расчётной работе университета Крэнфилда (Великобритания) [3] отмечается, что наиболее близкое к реальному изменение характеристик компрессора при износе определяется снижением  $\pi_K$ ,  $G_{Knp}$  и  $\eta_K$  (рис. 1), а рабочая точка на характеристике КПД уходит из своего оптимального положения и смещается правее локального максимума  $\eta_{Kmax}(A'-B')$ .

Ухудшение характеристик выработавшего ресурс компрессора может достигать 5%, а в некоторых случаях и 10% по всем его основным параметрам.

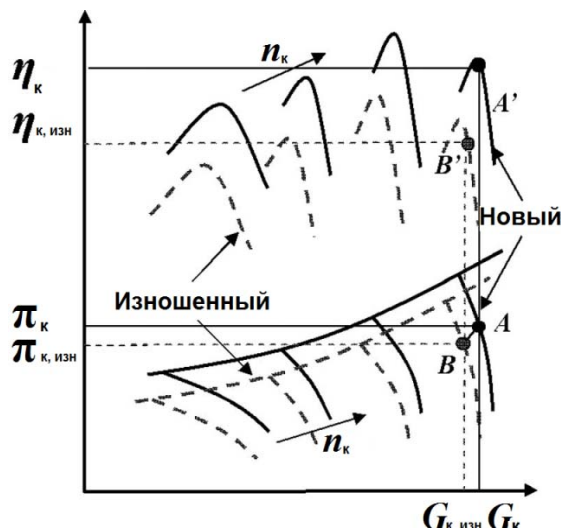


Рис. 1. Изменение характеристик компрессора при его износе [3]

Результаты проведённого анализа положены в основу математического моделирования износа лопаточных машин применительно к турбореактивному двухконтурному двигателю (ТРДД) с высокой степенью двухконтурности.

Для исследования влияния износа выполнена модификация ранее разработанного в ЦИАМ комплексного математического стенда «Двигатель – САУ» [1] применительно к двигателю магистрального самолёта, при которой в модель двигателя введены соответствующие отклонения характеристик его узлов.

На рис. 2 представлено заданное ухудшение характеристик компрессора высокого давления (КВД) при его износе и соответствующее ему изменение положения линии рабочих режимов. В выполненных расчётах напорные характеристики и линии КПД смещены влево и вниз с одинаковым снижением  $\pi_k$ ,  $G_{кр}$  и  $\eta_k$  на 10% от исходной величины.

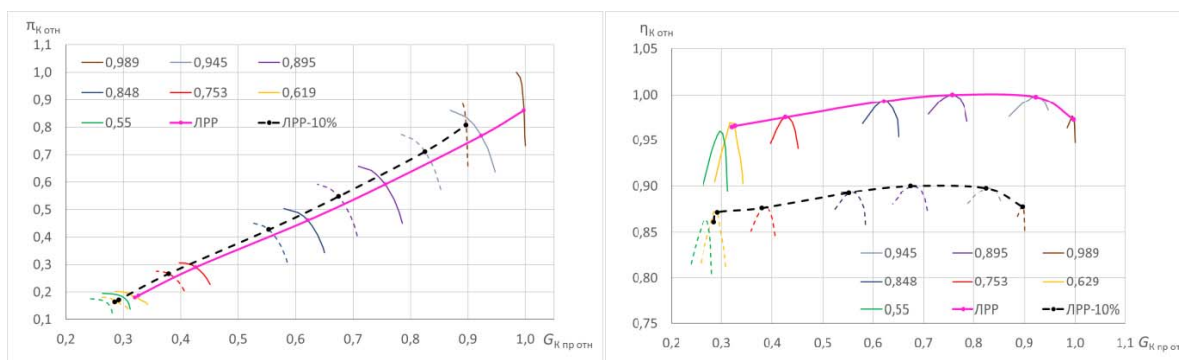


Рис. 2. Характеристики КВД при имитации его износа

Линия установившихся рабочих режимов (ЛРР) компрессора высокого давления при такой имитации износа смещается вверх ближе к границе устойчивости. При этом падают значения приведённого расхода воздуха и степени повышения давления. На характеристике КПД рабочие точки уходят из своего оптимального положения, соответствующего локальному максимуму КПД, что приводит к дополнительному его снижению.

Аналогичные расчёты были проведены для вентилятора и подпорных ступеней (ПС) компрессора низкого давления.

### Влияние износа на основные параметры рабочего процесса ТРДД при традиционном способе управления

Модифицированный математический стенд позволяет проводить расчёты по оценке влияния износа на основные параметры рабочего процесса двигателя магистрального самолёта.

На рис. 3 представлены результаты расчёта изменения относительной величины тяги двигателя  $R_{отн}$  и температуры газа в камере сгорания  $T_{г}^*$  вдоль дроссельной линии при 10-процентном ухудшении параметров различных узлов. Моделирование проводилось для условий  $H = 0$ ,  $M = 0$  с внешними параметрами, соответствующими международной стандартной атмосфере (МСА).

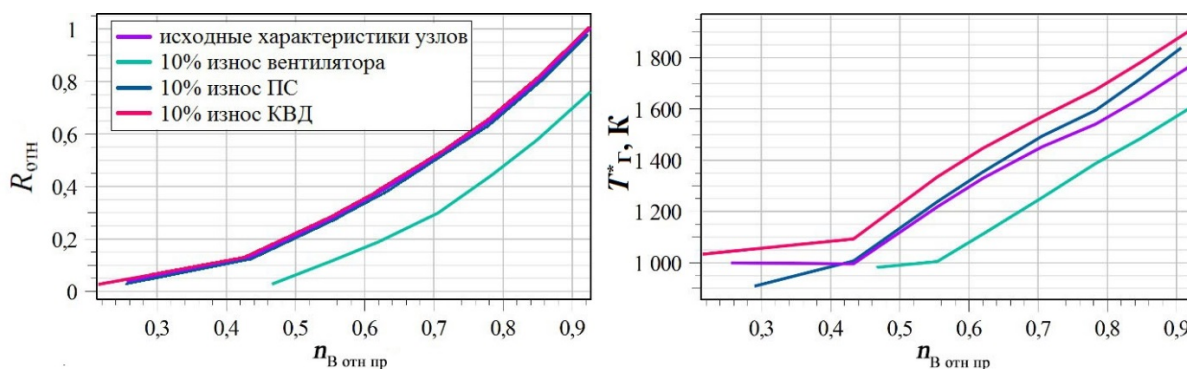


Рис. 3. Влияние износа различных узлов на параметры двигателя (дроссельная линия в условиях  $H = 0$ ,  $M = 0$ , МСА)

Расчёт показал, что более заметное влияние на тягу при традиционном законе управления частотой вращения вентилятора  $n_B$  оказывает износ вентилятора. При этом на пониженных режимах работы снижение тяги в первую очередь обуславливается падением давления за вентилятором, а на близких к взлётному режимам проявляется влияние снижения расхода воздуха через него, влияние падения КПД на тягу на всех режимах незначительно.

В случае ухудшения характеристик других узлов величина тяги сохраняется на прежнем уровне из-за увеличения расхода топлива системой управления для поддержания заданного значения частоты вращения  $n_B$ . При этом температура газа в камере сгорания (КС) увеличивается на  $\sim 100 \dots 150$  К.

Результаты расчёта изменения характеристик двигателя (относительной тяги и расходуемых относительно дроссельной линии запасов газодинамической устойчивости КВД  $\Delta K_{y, КВД, расч}$ ) в процессе приёмистости при имитации износа различных узлов представлены на рис. 4.

Износ вентилятора в этом случае не позволяет достичь в конце переходного процесса исходной величины взлётной тяги (рис. 4). При износе ПС взлётная тяга практически не изменяется, но время приёмистости увеличивается на 0,5 с.

Аналогичные расчёты проведены для четырёх различных степеней износа двигателя (совместное ухудшение характеристик вентилятора, подпорных ступеней и компрессора высокого давления), определяемых величиной отклонения характеристик узлов от номинальных: 3, 5, 10 и 15%. В таблице приведены результаты этих расчётов, показывающие влияние степени износа на ключевые параметры ТРДД (тягу, удельный расход топлива  $C_R$  и температуру газа в камере сгорания) при его работе в условиях  $H = 0$ ,  $M = 0$ , МСА.

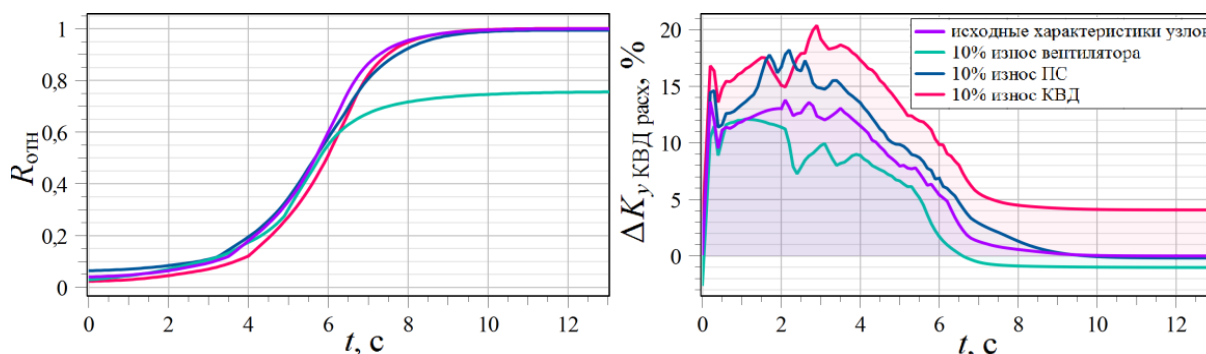


Рис. 4. Влияние износа различных узлов на параметры двигателя в процессе приёмистости ( $H = 0$ ,  $M = 0$ , МСА)

Таблица. Влияние степени износа на параметры двигателя

Степень износа, %	$R_{отн} = R_{изн} / R_{исх}$	$C_R, \frac{\text{кг}}{\text{ч} \cdot \text{кгс}}$	$T_r^*, \text{К}$
	Режим работы двигателя		
	взлётный	крейсерский	взлётный
0	1	0.535	1776.8
3	0.927	0.557	1783.9
5	0.87	0.575	1792
10	0.753	0.63	1817.7
15	0.628	0.707	1844.3

Анализ полученных результатов показывает, что даже незначительный износ двигателя при традиционных методах управления приводит к существенному снижению тяги. При этом рост температуры газа в камере сгорания  $T_r^*$  при максимальной рассматриваемой степени износа 15% составляет около 67 К. Наличие запаса по температуре газа может быть использовано для снижения негативного влияния износа двигателей, проектируемых, как правило, с запасом по  $T_r^*$ , составляющим до 150 К.

### Построение САУ с БММД и контуром управления тягой

Достигнутый уровень вычислительных возможностей современных цифровых электронных систем управления ГТД позволяет улучшить характеристики и повысить надёжность двигателя методами управления. Один из путей достижения этого связан с применением в САУ в качестве бортовой модели двигателя термогазодинамической математической модели, основанной на описании процессов в двигателе с помощью уравнений газовой динамики, термодинамики, гидравлики и механики. Совершенствование вычислительных методов, применяемых при решении уравнений, на которых базируются эти модели, позволило в настоящее время проводить расчёты в бортовых вычислителях за время, существенно меньшее реального, и применять такие модели в качестве бортовых.

С помощью БММД может быть осуществлено управление двигателем по параметрам, получаемым расчётом, которые непосредственно характеризуют рабочий процесс в двигателе, но недоступны для измерения. К ним относится тяга двигателя, запасы газодинамической устойчивости компрессоров, температура газа в камере сгорания, коэффициент избытка воздуха в камере сгорания и др. [1;4].

Структурная схема системы управления с БММД приведена на рис. 5.

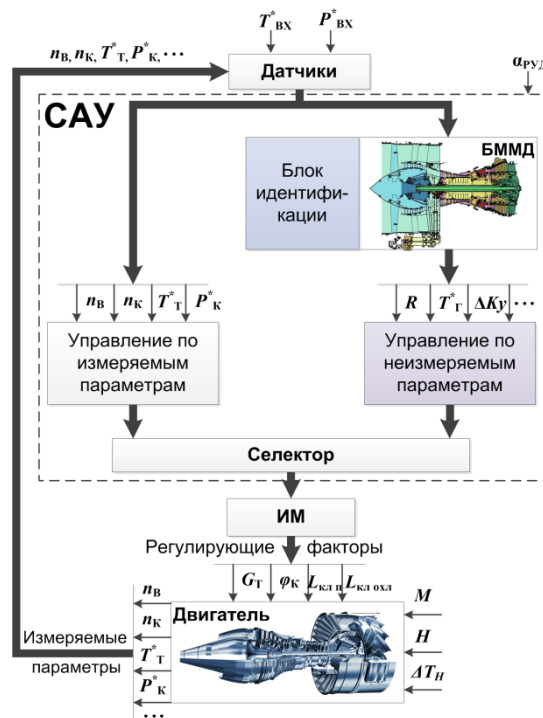


Рис. 5. Структурная схема САУ с БМД

Вместе с применяемыми в качестве основных контурами регулирования по неизменяемым параметрам в такой системе управления функционируют также и традиционные регуляторы параметров, физически измеряемых в САУ, которые используются для задания области работы основного регулятора по условиям сохранения газодинамической устойчивости и прочности.

Для оценки возможностей такой системы управления тягой в математический стенд «Двигатель – САУ» введены:

- бортовая математическая модель двигателя с блоком идентификации в модель системы управления;
- контур управления тягой на установившихся и переходных режимах работы двигателя.

Структурная схема системы управления представлена на рис. 6.

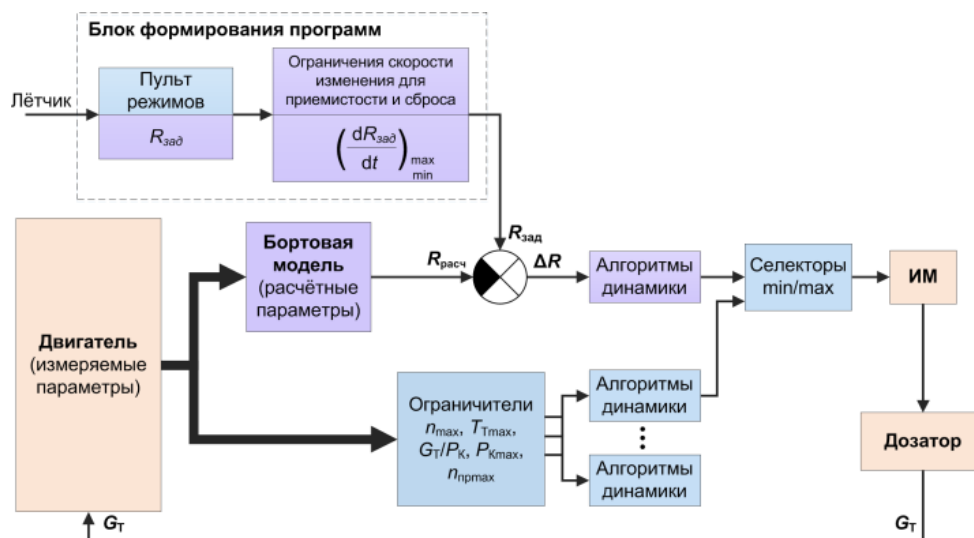


Рис. 6. Структурная схема контура управления тягой

Традиционные программы управления на установившихся  $n_B = f(\alpha_{РВД}, T_{ex}^*, P_{ex}^*)$  и переходных режимах работы двигателя  $\dot{n}_K = f(P_{ex}^*)$  [4] в такой схеме заменяются программами управления по рассчитываемой в БММД тяге  $R = f(\alpha_{РВД}, T_{ex}^*, P_{ex}^*)$  и  $R = f(t)$  соответственно.

### Оценка эффективности применения контура регулирования тяги

С помощью разработанного математического комплекса, включающего модуль имитации износа узлов двигателя и систему управления тягой, проведены расчёты изменения параметров ТРДД при традиционном способе управления и управлении с использованием рассчитываемой в бортовой математической модели величины тяги.

Изменение параметров двигателя вдоль дроссельной линии для нового и изношенного двигателя (характеристики компрессоров ухудшены на 5%) при работе регулятора частоты вращения вентилятора  $n_B$  и разработанного контура управления тягой двигателя  $R$  представлено на рис. 7.

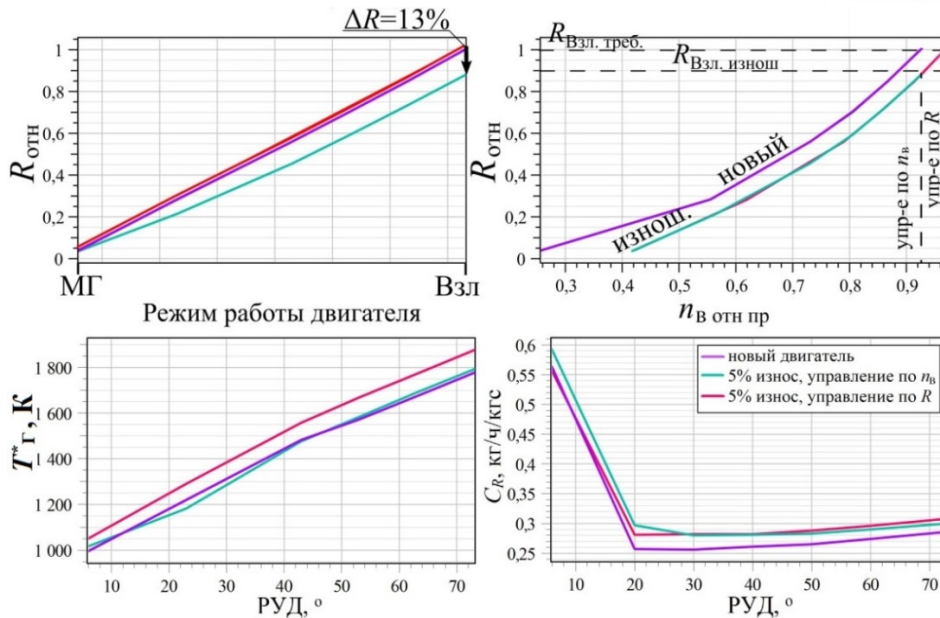


Рис. 7. Изменение параметров двигателя вдоль дроссельной линии при различных методах управления ( $H = 0, M = 0, MCA$ )

Видно, что при износе значительно изменяется зависимость тяги от приведённой частоты вращения вентилятора (правый верхний график). В результате при традиционном способе управления по параметру  $n_B$  на взлётном режиме работы двигателя снижение тяги составляет порядка 13% (левый верхний график).

При работе синтезированного контура регулирования тяги дроссельная характеристика практически совпадает с характеристикой нового двигателя (сохраняется исходное значение тяги), но при этом дополнительно расходуется запас по температуре газа в камере сгорания (рост  $T_G^*$  составляет  $\sim 100$  К).

На режиме приёмности использование контура тяги позволяет на изношенном двигателе (5% ухудшение характеристик компрессоров) развить требуемую взлётную тягу при сохранении исходного времени приёмности, что достигается за счёт повышения температуры газа в камере сгорания, а также снижения запасов газодинамиче-

ской устойчивости КВД (роста расходуемых относительно дроссельной линии запасов устойчивости  $\Delta K_{y, \text{КВД расх}}$ ) на 5 – 6% (рис. 8).

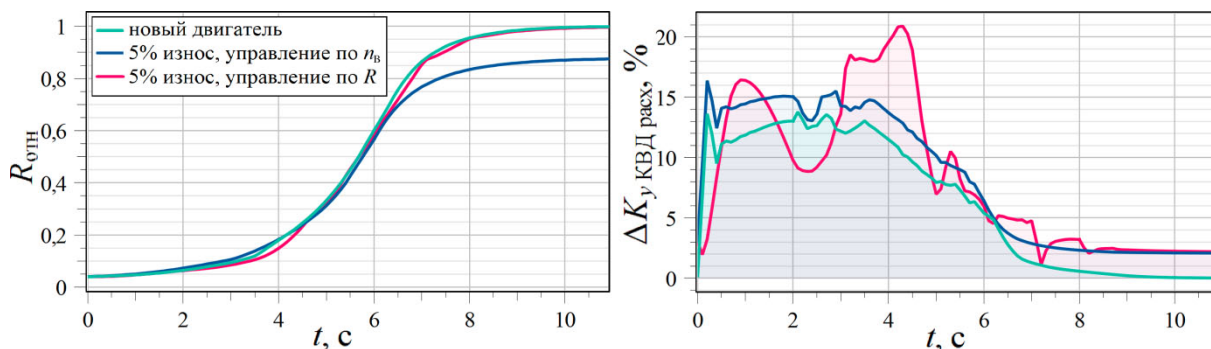


Рис. 8. Изменение параметров двигателя в процессе приёмности при различных методах управления ( $H = 0, M = 0, \text{MCA}$ )

Наиболее критичным переходным режимом работы двигателя с точки зрения безопасности эксплуатации магистрального самолёта является режим пятисекундной приёмности с полётного малого газа (ПМГ) до взлётного, который применяется при совершении манёвра ухода самолёта на второй круг. Изменение параметров двигателя с различной степенью износа (5% и 10%) при управлении им по типовым программам и с помощью регулятора тяги на этом режиме представлено на рис. 9 (переходный процесс начинается со второй секунды).

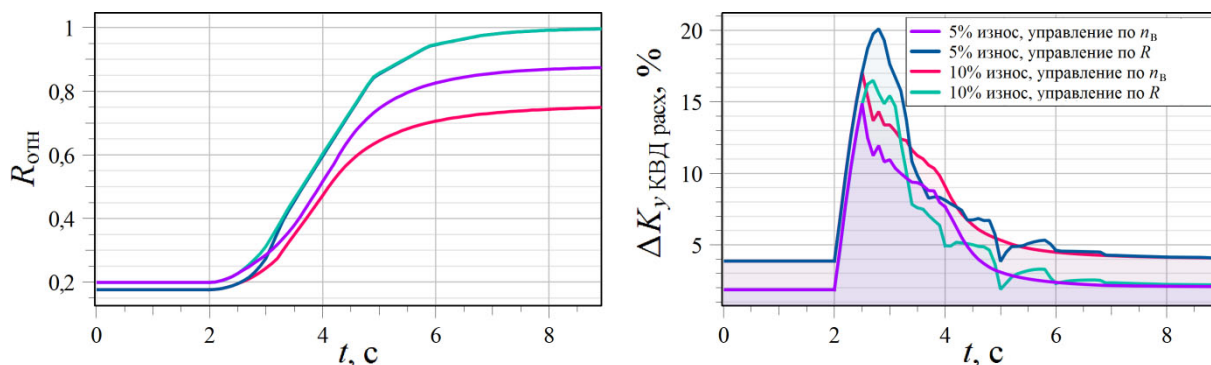


Рис. 9. Изменение параметров двигателя в процессе приёмности «ПМГ-Взлётный» при различных методах управления ( $H = 0, M = 0, \text{MCA}$ )

Применение контура регулирования тяги позволяет сохранить требуемое значение импульса тяги при любой степени износа, тогда как традиционный способ управления приводит к значительному снижению этого параметра (на 12 и 24% при 5- и 10-процентном износе соответственно) и в результате ограничивает возможности эксплуатации самолёта по условию обеспечения безопасности манёвра ухода на второй круг.

### Заключение

В процессе выработки авиационным газотурбинным двигателем своего ресурса, сопровождающейся ухудшением характеристик его узлов, применение традиционных методов управления приводит к снижению тяги двигателя. Использование для управления рассчитываемой в бортовой математической модели двигателя тяги позволяет сохранить её величину при расходовании имеющегося запаса по температуре газа. На



переходных режимах работы двигателя применение такого способа управления даёт возможность получить требуемую взлётную тягу, сохранив при этом время приёмистости и величину импульса тяги.

### Библиографический список

1. Golberg F.D., Gurevich O.S., Petukhov A.A. Improving control reliability and quality of aircraft engines by means the software virtual engine // Proceedings of the 29<sup>th</sup> Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (September, 7-12, 2014, St. Petersburg, Russia). 2014.

2. Csank J.T., Connolly J.W. Enhanced engine performance during emergency operation using a model-based engine control architecture // Proceedings of the 51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference (July, 27-29, 2015, Orlando, FL, USA). 2015. DOI: 10.2514/6.2015-3991

3. Li Y.G. Gas turbine performance and health status estimation using adaptive gas path analysis // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. 2010. V. 132, Iss. 4. DOI: 10.1115/1.3159378

4. Гуревич О.С. Системы автоматического управления авиационными ГТД: энциклопедический справочник. М.: Торус Пресс, 2011. 208 с.

## OPTIMIZATION OF GAS TURBINE AIRCRAFT ENGINE CONTROL THROUGHOUT THE ENGINE SERVICE LIFE

© 2018

- O. S. Gurevich** Doctor of Science (Engineering), Professor, Deputy Director General; Central Institute of Aviation Motors, Moscow, Russian Federation; [gurevich\\_os@ciam.ru](mailto:gurevich_os@ciam.ru)
- F. D. Golberg** Doctor of Science (Engineering), Professor, Head of Section; Central Institute of Aviation Motors, Moscow, Russian Federation; [fegolb@ciam.ru](mailto:fegolb@ciam.ru)
- S. A. Smetanin** Head of Section; Central Institute of Aviation Motors, Moscow, Russian Federation; [smetaninsa@ciam.ru](mailto:smetaninsa@ciam.ru)
- M. E. Trifonov** Engineer; Central Institute of Aviation Motors, Moscow, Russian Federation; [mtrifonov@ciam.ru](mailto:mtrifonov@ciam.ru)

The task of optimizing control methods in order to maintain key performance parameters of a gas turbine engine throughout the engine service life is considered. Variations in the performance characteristics of engine components in the process of operation are analyzed. To study the effect of deterioration on the engine parameters, a mathematical model of a turbofan engine was modified. The influence of degradation of the gas turbine engine components on its key performance parameters with traditional control methods is assessed. An engine control method using the value of thrust calculated in the on-board engine mathematical model is proposed. This method makes it possible to compensate for the negative effect of the components' performance degradation due to their wear. The results of mathematical modeling of the operation of a turbofan engine in steady-state and transient modes are given. The results confirm the effectiveness of the proposed control method: despite the engine deterioration the original thrust value is maintained due to the available gas temperature margin in the combustion chamber.

*Gas turbine engine; engine control system; compressor; deterioration; performance; on-board engine mathematical model; thrust.*

---

*Citation:* Gurevich O.S., Golberg F.D., Smetanin S.A., Trifonov M.E. Optimization of gas turbine aircraft engine control throughout the engine service life. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 4. P. 47-56. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-4-47-56

## References

1. Golberg F.D., Gurevich O.S., Petukhov A.A. Improving control reliability and quality of aircraft engines by means the software virtual engine. *Proceedings of the 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (September, 7-12, 2014, St. Petersburg, Russia)*. 2014.
2. Csank J.T., Connolly J.W. Enhanced engine performance during emergency operation using a model-based engine control architecture. *Proceedings of the 51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference (July, 27-29, 2015, Orlando, FL, USA)*. 2015. DOI: 10.2514/6.2015-3991
3. Li Y.G. Gas turbine performance and health status estimation using adaptive gas path analysis. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 2010. V. 132, Iss. 4. DOI: 10.1115/1.3159378
4. Gurevich O.S. *Sistemy avtomaticheskogo upravleniya aviatsionnymi GTD: entsiklopedicheskiy spravochnik* [Aviation gas turbine engine control systems: Encyclopedic reference book]. Moscow: Torus Press Publ., 2011. 208 p.