

ПРИМЕНЕНИЕ БОРТОВОЙ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ ГАЗОТУРБИНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ С ДОПОЛНИТЕЛЬНОЙ КАМЕРОЙ СГОРАНИЯ

Гольберг Ф.Д. *, Гуревич О.С. **, Зуев С.А. ***, Петухов А.А. ****

*Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова,
ЦИАМ, Авиамоторная ул., 2, Москва, 111116, Россия*

** e-mail: fdgolberg@ciam.ru*

*** e-mail: gurevich_os@ciam.ru*

**** e-mail: sazuev@ciam.ru*

***** e-mail: aapetukhov@ciam.ru*

Статья поступила в редакцию 15.07.2019

Рассмотрены принципы управления расходом топлива в дополнительную камеру сгорания (ДКС) и площадью критического сечения сопла многорежимного авиационного двухвального двухконтурного газотурбинного двигателя (ГТД), основанные на применении в программном обеспечении цифровой системы автоматического управления (САУ) двигателя его бортовой математической модели. Разработаны структура и алгоритмы управления для такого регулятора. Приведены результаты оценки эффективности рассмотренных методов управления.

Ключевые слова: система автоматического управления, газотурбинный двигатель, «виртуальный двигатель», площадь критического сечения сопла, расход топлива, дополнительная камера сгорания.

Управление современными газотурбинными двигателями осуществляется по параметрам, доступным для измерения в САУ. Эти параметры (частота вращения роторов, температура газа за турбиной низкого давления (ТНД), расход топлива в основную и дополнительную камеры сгорания и др.) не в полной мере определяют параметры, непосредственно характеризующие работу двигателя, такие, как тяга R , удельный расход топлива C_R , а также безопасность эксплуатации и надёжность: температура газа T_T^* в камере сгорания (КС), запасы ΔK_y газодинамической устойчивости (ГДУ) и др.

Аппаратурное развитие систем автоматического управления, в результате которого для формирования алгоритмов управления стали применяться мощные компьютерные системы, обладающие высоким быстродействием, большим объемом памяти и вместе с тем способные работать в условиях воздействия внешних факторов, характерных для летательного аппарата и двигателя (системы типа FADEC¹), открыло принципиально новые возмож-

ности для управления рабочим процессом в двигателе.

Появилась возможность ввести в программное обеспечение (ПО) этих систем встроенную всережимную самоидентифицирующуюся термогазодинамическую математическую модель двигателя — «виртуальный двигатель» [1, 2]. С помощью такой модели, работающей в реальном масштабе времени и обладающей достаточно высокой точностью, можно рассчитывать в процессе работы двигателя информационные параметры рабочего процесса, недоступные для измерения, и осуществлять управление двигателем по этим параметрам.

Программное обеспечение «виртуальный двигатель», построенное на основе таких математических моделей, и в работах зарубежных ведущих авиадвигательных предприятий рассматривается как одно из наиболее перспективных направлений развития систем управления, контроля и диагностики двигателей [1—3, 9, 10, 18—20].

Так, в работе [2], выполненной в исследовательском центре NATO (Research and Technology Organisation of North Atlantic Treaty Organisation) рассмотрена схема применения в САУ ГТД «виртуального двигателя» (рис. 1).

¹ Full authority digital engine control system.

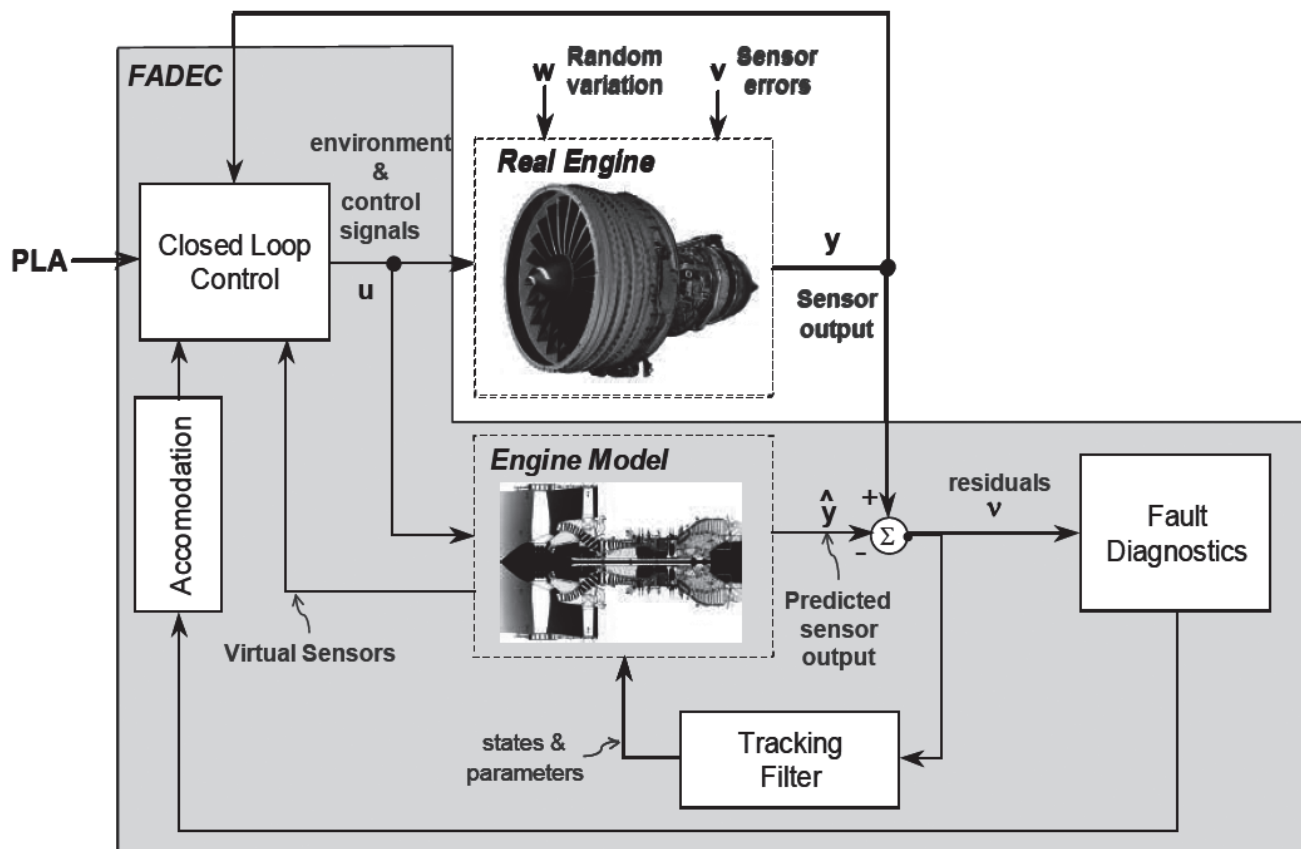


Рис. 1. Схема общего подхода к управлению и диагностике, основанного на применении модели

По такой схеме с помощью бортовой математической модели двигателя предполагается реализовать управление двигателем и его диагностику по параметрам «виртуальных датчиков», иначе говоря, замкнутое управление по неизмеряемым параметрам (таким, как тяга, запасы устойчивости), для которых не существует «реальных» датчиков.

В работе [3], посвященной этим же вопросам, утверждается: «Использование бортовой модели двигателя для удовлетворения требований перспективного управления и диагностики становится наиболее целесообразным подходом. Постоянно увеличивающаяся производственная мощность вычислителей достигла такого уровня, когда использование алгоритмов на основе модели для диагностики и управления стало осуществимым. Ранее сложность моделей термодинамического цикла делала их использование нецелесообразным. Методы, основанные на использовании моделей, дают потенциал для создания интеллектуальных силовых установок, которые можно охарактеризовать как самодиагностируемые, самопрогнозируемые, самооптимизирующиеся, адаптируемые и робастные – это значительно превышает нынешние системы в производительности, надежности и безопасности».

В ЦИАМ в течение последних лет проводятся исследования в этих направлениях [4 – 8]. В работах [4, 6, 7] для двигателя типа ТРДД рассмотрено такое управление расходом топлива в камеру сгорания, направляющими аппаратами компрессоров и расходом воздуха, отбираемого на охлаждение турбин.

В настоящей статье приводятся результаты исследований методов управления двухвальным двухконтурным многорежимным ГТД с дополнительной камерой сгорания с использованием бортовой математической модели для управления расходом топлива $G_{ТФ}$ в дополнительную камеру сгорания и площадью $F_{кр}$ критического сечения сопла.

Современные способы управления расходом $G_{ТФ}$ топлива и площадью $F_{кр}$ критического сечения сопла иллюстрирует структурная схема (рис. 2).

Управление расходом топлива $G_{ТФ}$ в дополнительную камеру сгорания, как правило, осуществляется в схеме без обратной связи по программе вида

$$G_{ТФ} = f(\alpha_{ПВД}, p_k^*, T_{ВХ}^*). \quad (1)$$

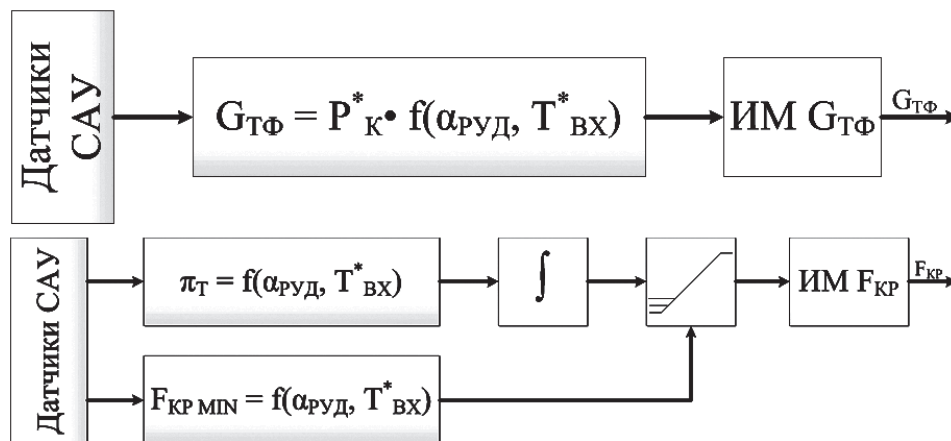


Рис. 2. Структурная схема системы управления при косвенном регулировании

Эта программа позволяет косвенно регулировать тягу R_{Σ} (тягу двигателя на форсированных режимах) в зависимости от положения рычага управления двигателем (РУД) и одновременно значения температуры газа и коэффициента $\alpha_{КС}$ избытка воздуха в ДКС. Прямое измерение и регулирование параметров R_{Σ} и $\alpha_{КС}$, что позволило бы повысить качество управления ими, в современных системах не может быть осуществлено.

Управление площадью критического сечения сопла при работе дополнительной камеры сгорания осуществляется по программам двух типов.

Для замкнутого управления используется суммарная степень расширения газа на турбине π_T^* , вычисляемая в САУ как отношение измеренных значений давления p_K^* за компрессором высокого давления и p_T^* за ТНД².

В качестве программы-ограничения минимальной площади $F_{кр}$ применяется программа

$$F_{кр} = f(\alpha_{РУД}, T_{ВХ}^*), \quad (2)$$

защищающая двигатель от недопустимого снижения запасов ГДУ вентилятора.

Управление на форсированных режимах работы ГТД с ДКС с математической моделью двигателя в его САУ позволяет осуществить не косвенное, а прямое управление по параметрам двигателя R_{Σ} , $\alpha_{КС}$, $C_{R\Sigma}$ и ΔK_y , недоступным для измерения и определяемым путем расчета в бортовой математической модели.

Структурная схема построения регуляторов $G_{ТФ}$ и $F_{кр}$ в такой системе приведена на рис. 3.

Воздействием на расход топлива $G_{ТФ}$ выполняются три программы управления, обеспечивающие:

— требуемую зависимость тяги R_{Σ} от положения РУД в различных условиях полета:

$$R_{\Sigma} = f(\alpha_{РУД}, p_{ВХ}^*, T_{ВХ}^*); \quad (3)$$

— ограничение минимального $\alpha_{КС}^{\min}$ и максимального $\alpha_{КС}^{\max}$ значений коэффициента $\alpha_{КС}$ избытка воздуха в ДКС:

$$\alpha_{КС}^{\min} = f(p_{ВХ}^*, T_{ВХ}^*); \quad (4)$$

$$\alpha_{КС}^{\max} = f(p_{ВХ}^*, T_{ВХ}^*). \quad (5)$$

Выбор выполняемой в данный момент программы, воздействующей на один регулирующий фактор, осуществляется путем селектирования программ сначала по максимальному, затем по минимальному уровню.

Воздействием на площадь $F_{кр}$ критического сечения сопла осуществляется регулирование режима работы газогенератора для обеспечения минимального удельного расхода топлива

$$C_{R\Sigma} = (G_{ТО} + G_{ТФ}) / R_{\Sigma}.$$

Реализация такого управления должна обеспечиваться с помощью специального экстремального регулятора.

² Рассматривается также параметр π_{Σ}^* — суммарная степень повышения давления в двигателе. Однако, несмотря на большую информативность, его применение не очень распространено из-за трудностей достаточно точного измерения давлений на входе и выходе двигателя.

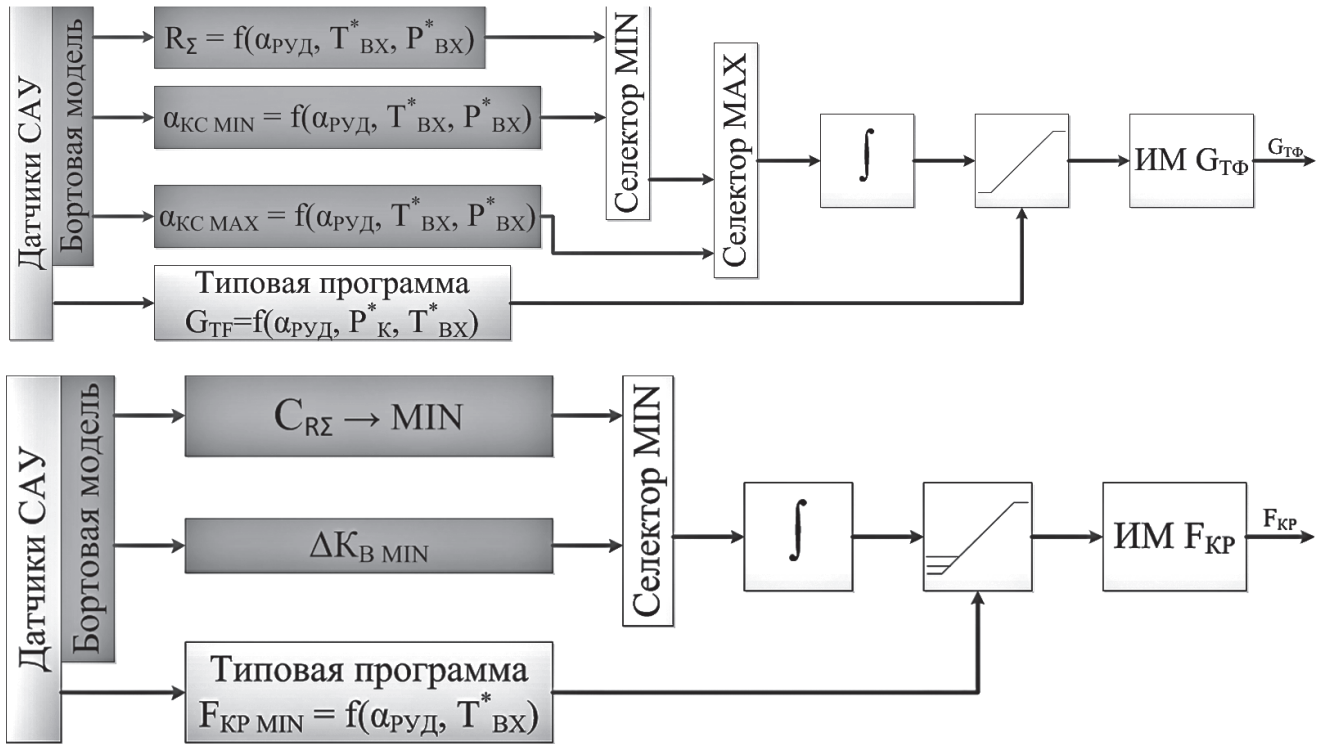


Рис. 3. Структурная схема системы управления при прямом регулировании

Дополнительно воздействием на площадь $F_{кр}$ через селектор min реализуется ограничение минимально допустимых запасов ГДУ вентилятора по программе:

$$\Delta K_{y\ min} = f(n_B, T^*_{BX}). \quad (6)$$

В системе управления $F_{кр}$ и G_{TF} сохраняются в качестве резервных традиционные регуляторы, базирующиеся на измеряемых параметрах.

Для оценки эффективности применения новых принципов управления многорежимным ГТД выполнено математическое моделирование с использованием математических моделей исследуемого двигателя и его системы автоматического управления, а также бортовой математической модели двигателя, встроенной в САУ.

Математическая модель исследуемого двигателя, так же как и его бортовая модель, являются динамическими всережимными термогазодинамическими математическими моделями [5], позволяющими осуществлять расчет параметров рабочего процесса двигателя на установившихся и переходных режимах его работы в полном диапазоне их изменения и условий эксплуатации двигателя.

На рис. 4 показано изменение удельного расхода топлива $C_{R\Sigma}$ на трех форсированных режимах работы двигателя (максимальном, частичном

и минимальном) при изменении площади $F_{кр}$ критического сечения сопла. При этом на каждом режиме поддерживается заданное значение суммарной тяги двигателя в соответствии с программой регулирования $R_{\Sigma} = f(\alpha_{PUD}, p^*_{BX}, T^*_{BX})$.

Процессы рассчитаны для стандартных условий: $M = 0, H = 0, T^*_{BX\ мса}$.

На рис. 4 и 5 обозначено:

RUD – положение рычага управления двигателем. Значение 1 соответствует режиму минимальный форсированный, 2–5 – частично форсированный, 6 – максимальный форсированный;

Rotn – относительная величина тяги двигателя;

$C_{R\Sigma}$ – удельный расход топлива, кг/(кгс·ч);

DKV – запасы газодинамической устойчивости компрессора низкого давления, %;

FKPotn – относительная площадь критического сечения сопла.

Из графиков (рис. 4) видно, что на каждом режиме минимальному значению $C_{R\Sigma}$ соответствует определенная оптимальная величина площади $F_{кр}$.

Сравним характеристики двигателя, получаемые при использовании программ управления (1) и (3). Выберем программу (3) так, чтобы характеристики двигателя совпадали с получаемыми при

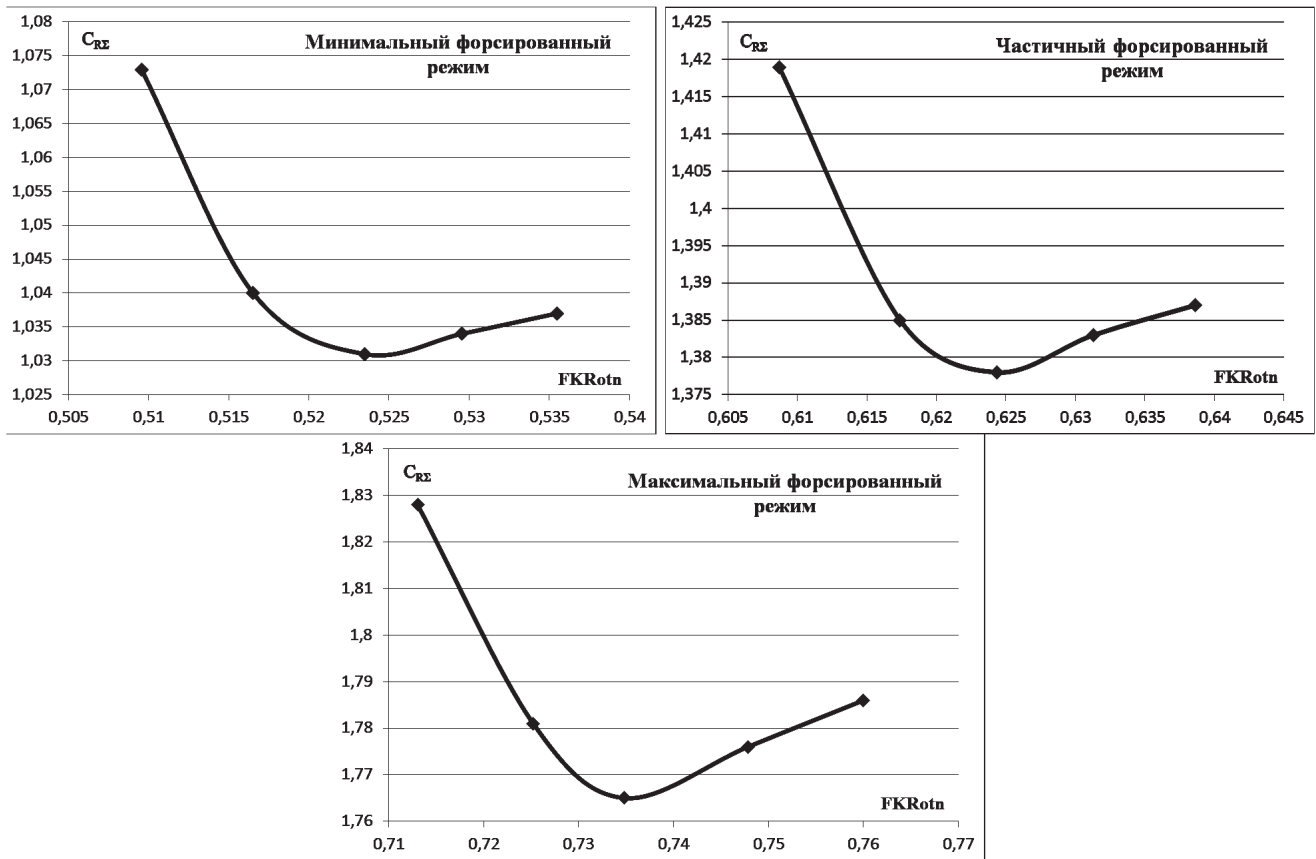


Рис. 4. Изменение удельного суммарного расхода топлива в зависимости от изменения площади критического сечения сопла

управлении им по программе (1). При этом площадь критического сечения сопла изменяется так, чтобы на установившихся режимах обеспечить минимальное значение суммарного удельного расхода топлива C_{Σ} (см. рис. 4).

Введем в модель исследуемого двигателя уменьшение КПД турбины высокого давления на 2%, которое, например, может произойти при выработке ресурса двигателя.

На рис. 5 показано полученное в этом случае изменение параметров двигателя для обоих рассматриваемых способов управления расходом топлива в ДКС.

Как видно из графиков, замкнутое управление по расчетному значению тяги позволяет поддерживать ее значение на заданном уровне. При этом выполняются все ограничения по параметрам газогенератора с помощью регуляторов, воздействующих на расход топлива в основной камере сгорания. Такое регулирование, в частности, позволяет на режиме «полный форсированный» увеличить суммарную тягу двигателя (в данном примере – на 3%). При этом управление площадью критического сечения сопла позволит обеспечить минимальный удельный суммарный расход топли-

ва при сохранении запасов газодинамической устойчивости вентилятора.

Выводы

Исследованы методы управления ГТД с ДКС, основанные на использовании встроенной в САУ бортовой математической модели двигателя, позволяющие осуществить регулирование по информативным параметрам, недоступным для измерения.

Показано, что управление непосредственно по тяге двигателя воздействием на расход топлива в дополнительную камеру сгорания позволяет обеспечить инвариантность тяги к ухудшению характеристик узлов двигателя в процессе эксплуатации.

Воздействием на площадь критического сечения сопла можно минимизировать удельный расход топлива и ограничить запасы газодинамической устойчивости вентилятора на форсированных режимах.

Библиографический список

1. Kreiner A., Lietzau K. The use of onboard real-time models for jet engine control. MTU Aero Engines, Germany, 2004. URL: <http://docshare01.docshare.tips/files/5150/51504922.pdf>

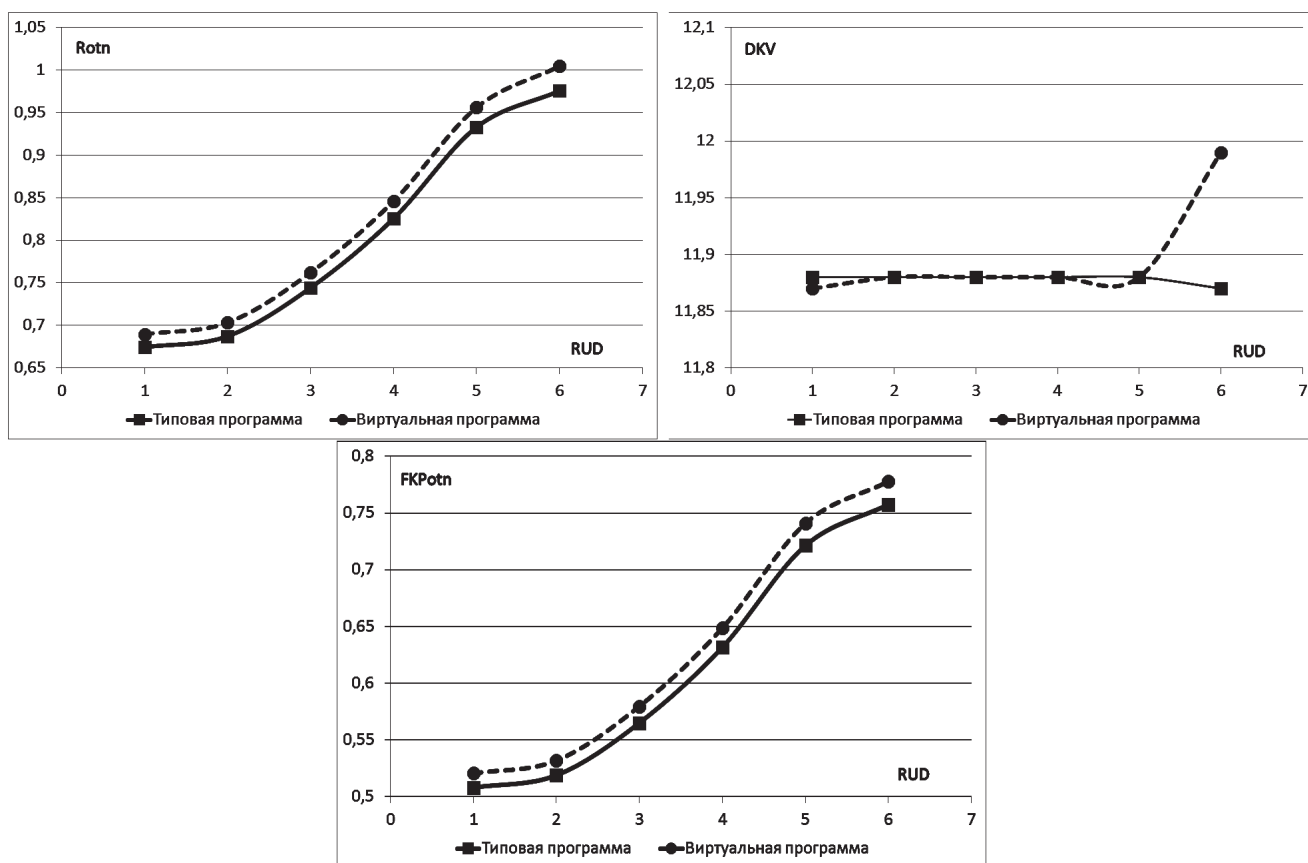


Рис. 5. Изменение параметров многорежимного ГТД на форсированных режимах при уменьшении КПД ТВД на 2%

- Intelligent Propulsion System Foundation Technology. — Summary of Research. The Ohio State University Research Foundation. National Aeronautics and Space Administration Glenn Research Center (NASA/CR) — 2008-215226. June 2008.
- Litt J.S., Simon D.L., Garg S. et al. A Survey of Intelligent Control and Health Management Technologies for Aircraft Propulsion Systems. — NASA/TM-2005-213622.
- Гольберг Ф.Д., Гуревич О.С., Петухов А.А. Математическая модель двигателя в САУ ГТД для повышения надежности и качества управления // Труды МАИ. 2012. № 58. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=33278>
- Golberg F.D., Gurevich O.S., Petukhov A.A. Improving control reliability and quality of aircraft engines by means the software «virtual engine» // 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS, St. Petersburg, Russia, 07-12 September 2014).
- Гуревич О.С., Гольберг Ф.Д., Зуев С.А., Бусурин В.И. Управление органами механизации компрессора газотурбинного двигателя с использованием его математической модели» // Труды МАИ. 2017. № 93. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=80286>
- Гуревич О.С., Гольберг Ф.Д., Петухов А.А., Зуев С.А. Применение программного обеспечения «Виртуальный двигатель» в системах охлаждения узлов газотурбинного двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 3. С. 83-94.
- Гуревич О.С. (ред.) Системы автоматического управления авиационными газотурбинными двигателями // Труды ЦИАМ. № 1346. М.: Торус Пресс, 2010. — 264 с.
- Garg S., Kumar A., Mathews H.K., Rosenfeld T., Rybarik P., Viassolo Daniel E. Intelligent control and health monitoring // More Intelligent Gas Turbine Engines, 2009, RTO-TR-AVT-128, chapter 3, 178 p.
- Litt J.S., Simon D.L., Garg S. et al. A Survey of Intelligent Control and Health Management Technologies for Aircraft Propulsion Systems // Journal of Aerospace Computing, Information, and Communication. 2005. Vol. 1. No. 12, pp. 543-563. DOI: 10.2514/1.13048
- Нечаев Ю.Н. Законы управления и характеристики авиационных силовых установок. — М.: Машиностроение, 1995. — 400 с.
- Гуревич О.С., Гольберг Ф.Д., Селиванов О.Д. Интегрированное управление силовой установкой многорежимного самолета / Под общ. ред. О.С. Гуревича. — М.: Машиностроение, 1994. — 304 с.
- Костюков В.М., Капырин Н.И. Модель газотурбинного двигателя и его системы управления для особых значений углов атаки и метеорологических

- условий // Труды МАИ. 2011. № 49. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=28075>
14. *Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М., Котовский В.Н., Полев А.С.* Теория авиационных двигателей: Учебник для вузов ВВС: В 2 ч. — М.: Изд-во ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2005. — Ч. 1. — 366 с.
 15. *Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М., Котовский В.Н., Полев А.С.* Теория авиационных двигателей: Учебник для вузов ВВС: В 2 ч. — М.: Изд-во ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2005. — Ч. 2. — 335 с.
 16. *Скибин В.А., Солонин В.И., Палкин В.А.* Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний в обеспечение создания перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор). — М.: ЦИАМ, 2010. — 672 с.
 17. *Котельников В.Р., Хробыстова О.В., Зрелов В.А., Пономарев В.А.* Двигатели боевых самолетов России. — Рыбинск: Медиарост, 2017. — 616 с.
 18. *Kurzke J. and Riegler C.* A Mixed Flow Turbofan Afterburner for the Definition of Reheat Fuel Control Laws. — May 1998, Design Principles and Methods for Aircraft Gas Turbine Engines, RTO-MP-8, February 1999.
 19. *Orme J., Schkolnik G.* Flight Assessment of the Onboard Propulsion System Model for the Performance Seeking Control Algorithm on an F-15 Aircraft. — NASA Technical Memorandum 4705 (NASA TM-4705), AIAA-1995-2361. DOI: 10.2514/6.1995-2361
 20. *Desai N.C., Crainic C.* Adaptive Thermodynamic Engine Model for the Next Generation Control System for Helicopter Engines. — American Helicopter Society 58th Annual Forum (Montreal, Canada, 11-12 June 2002).

THE ONBOARD MATHEMATICAL MODEL APPLICATION TO CONTROL GAS TURBINE ENGINE WITH EXTRA COMBUSTION CHAMBER

Gol'berg F.D.* , Gurevich O.S. , Zuev S.A.*** , Petukhov A.A.******

*Central Institute of Aviation Motors named after P.I. Baranov,
CIAM, 2, Aviamotornaya str., Moscow 111116, Russia*

* *e-mail: fdgolberg@ciam.ru*

** *e-mail: gurevich_os@ciam.ru*

*** *e-mail: sazuev@ciam.ru*

**** *e-mail: aapetukhov@ciam.ru*

Abstract

Modern gas turbine engines control is performed by the parameters accessible for measuring, which for the most part characterize indirectly the engine critical parameters such as thrust value R , specific fuel consumption C_R , as well as parameters, affecting directly operational safety and reliability, such as gas temperature T_G^* in the combustion chamber (CC), stall margin (ΔS_m) etc.

Employing the all-modes self-identified thermo-gas-dynamic model of the above said engine in modern digital automatic control systems (ACS) offer scopes for new opportunities of substantial control quality enhancing. This model allows computing with high precision the engine critical parameters in real-time scale, and realize the engine control directly by these parameters.

The article presents the results of studying such methods for controlling the fuel consumption G_{FE} into extra combustion chamber, and nozzle throat area F_T of the multi-mode engine.

The scheme of structural and algorithmic construction of such system is introduced.

Implementation of the three control programs, such as thrust changing R_Σ depending on throttle position, and minimum α_{ECC}^{\min} and maximum α_{ECC}^{\max} values limiting of the air-to-fuel ratio α_{ECC} in the extra combustion chamber is being accomplished by affecting the fuel consumption (G_{FE}).

Ensuring the minimum possible value of the specific total fuel consumption $C_{R\Sigma} = (G_{FM} + G_{FA}) / R_\Sigma$, as well as restriction of fan stall margin, are implemented by affecting nozzle throat area by the extremal controller.

The effectiveness evaluation of the control methods under consideration was brought about by the integrated mathematical models "Engine - ACS - Onboard Mathematical Model" employed in CIAM.

It was shown, that direct engine thrust control by the impact on fuel consumption into the extra combustion chamber allowed ensuring the thrust value

invariance to the engine components degradation while in operation.

The impact on the nozzle throat area herewith minimizes specific fuel consumption and limits the fan stall margin.

Keywords: automatic control system, gas turbine engine, “virtual engine”, nozzle throat area, fuel consumption, extra combustion chamber.

References

1. Kreiner A., Lietzau K. *The use of onboard real-time models for jet engine control*. MTU Aero Engines, Germany, 2004. URL: <http://docshare01.docshare.tips/files/5150/51504922.pdf>
2. *Intelligent Propulsion System Foundation Technology*. Summary of Research. The Ohio State University Research Foundation. National Aeronautics and Space Administration Glenn Research Center (NASA/CR) — 2008-215226. June 2008.
3. Litt J.S., Simon D.L., Garg S. et al. *A Survey of Intelligent Control and Health Management Technologies for Aircraft Propulsion Systems*. NASA/TM-2005-213622.
4. Gol'berg F.D., Gurevich O.S., Petukhov A.A. *Trudy MAI*, 2012, no. 58. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=33278>
5. Golberg F.D., Gurevich O.S., Petukhov A. Improving control reliability and quality of aircraft engines by means the software “virtual engine”. *29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS, St. Petersburg, Russia, 07-12 September 2014)*.
6. Gurevich O.S., Gol'berg F.D., Zuev S.A., Busurin V.I. *Trudy MAI*, 2017, no. 93. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=80286>
7. Gurevich O.S., Golberg F.D., Petukhov A.A., Zuev S.A. “Virtual engine” software usage for air bleed control in GTE units' cooling systems. *Aerospace MAI Journal*, 2017, vol. 24, no. 3, pp. 83-94.
8. Gurevich O.S. (eds) *Sistemy avtomaticheskogo upravleniya aviatsionnymi gazoturbinnymi dvigatelyami* (Automatic control systems for aircraft gas-turbine engines), Moscow, Torus Press, 2010, 264 p.
9. Garg S., Kumar A., Mathews H.K., Rosenfeld T., Rybarik P., Viassolo D.E. Intelligent control and health monitoring. *More Intelligent Gas Turbine Engines*, 2009, RTO-TR-AVT-128, chapter 3, 178 p.
10. Litt J.S., Simon D.L., Garg S. et al. A Survey of Intelligent Control and Health Management Technologies for Aircraft Propulsion Systems. *Journal of Aerospace Computing, Information, and Communication*, 2005, vol. 1, no. 12, pp. 543-563. DOI: 10.2514/1.13048
11. Nechaev Yu.N. *Zakony upravleniya i kharakteristiki aviatsionnykh silovykh ustanovok* (Control laws and performances of aircraft power units), Moscow, Mashinostroenie, 1995, 400 p.
12. Gurevich O.S., Gol'berg F.D., Selivanov O.D. *Integrirovannoe upravlenie silovoi ustanovkoi mnogorezhimnogo samoleta* (Integrated propulsion control of multimode aircraft), Moscow, Mashinostroenie, 1994, 304 p.
13. Kostyukov V.M., Kapyrin N.I. *Trudy MAI*, 2011, no. 49. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=28075>
14. Nechaev Yu.N., Fedorov P.M., Kotovskii V.N., Polev A.C. *Teoriya aviatsionnykh dvigatelei* (Aircraft Engines Theory), Moscow, VVIA im. prof. N.E. Zhukovskogo, 2005. Part 1, 366 p.
15. Nechaev Yu.N., Fedorov P.M., Kotovskii V.N., Polev A.C. *Teoriya aviatsionnykh dvigatelei* (Aircraft Engines Theory), Moscow, VVIA im. prof. N.E. Zhukovskogo, 2005. Part 2, 335 p.
16. Skibin V.A., Solonin V.I., Palkin V.A. *Raboty vedushchikh aviadvigatelistroitel'nykh kompanii v obespechenie sozdaniya perspektivnykh aviatsionnykh dvigatelei <analiticheskii obzor>* (The works of leading aircraft-engine-building companies to ensure advanced aircraft engines development), Moscow, TsIAM, 2010, 672 p.
17. Kotel'nikov V.R., Khrobystova O.V., Zrel'ov V.A., Ponomarev V.A. *Dvigateli boevykh samoletov Rossii* (Engines of Russian Combat Aircraft), Rybinsk, Mediarost, 2017, 616 p.
18. Kurzke J. and Riegler C. *A Mixed Flow Turbofan Afterburner for the Definition of Reheat Fuel Control Laws*. May 1998, Design Principles and Methods for Aircraft Gas Turbine Engines, RTO-MP-8, February 1999.
19. Orme J., Schkolnik G. *Flight Assessment of the Onboard Propulsion System Model for the Performance Seeking Control Algorithm on an F-15 Aircraft*. NASA Technical Memorandum 4705 (NASA TM-4705), AIAA-1995-2361. DOI: 10.2514/6.1995-2361
20. Desai N.C. and Crainic C. *Adaptive Thermodynamic Engine Model for the Next Generation Control System for Helicopter Engines*. American Helicopter Society 58th Annual Forum (Montreal, Canada, 11-12 June 2002).