

УДК 621.452.33

УПРАВЛЕНИЕ ЗАПУСКОМ ВСПОМОГАТЕЛЬНОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ НА БОЛЬШИХ ВЫСОТАХ ПОЛЕТА

А. В. ИВАНОВ¹, А. В. АФАНАСЬЕВА², В. А. ШУКАЛЮК³

¹temkaw@mail.ru, ²gruzdeva.a-v@yandex.ru, ³shukaliuk.vadim@yandex.ru

АО «НПП «Аэросила»

Поступила в редакцию 12.09.2022

Аннотация. В данной статье описаны современные методы управления запуском вспомогательного газотурбинного двигателя, обеспечивающие надежный земной и высотный запуск, рассмотрены основные проблемы, возникающие в процессе запуска вспомогательного двигателя, и методы их решения.

Ключевые слова: вспомогательный газотурбинный двигатель, система автоматического управления, горячее зависание, разгонная характеристика, расход топлива, управление запуском ГТД.

ВВЕДЕНИЕ

Вспомогательные газотурбинные двигатели (ВГТД) широко применяются на различных типах летательных аппаратов в качестве источника сжатого воздуха для запуска маршевых двигателей и обеспечения функционирования системы кондиционирования, а также в качестве источника электроэнергии для бортовых систем при неработающих маршевых двигателях (в процессе стоянки). В полете ВГТД применяются в основном в аварийной ситуации – при выключении маршевого двигателя для обеспечения запуска последнего или для компенсации потери электрической мощности, отбираемой от генератора маршевого двигателя. При этом важно обеспечить надежный запуск ВГТД во всем ожидаемом диапазоне условий применения ВГТД, в том числе на высотах до 12 000 м.

ЗАКОНЫ УПРАВЛЕНИЯ ЗАПУСКОМ ВГТД

Управление дозированием топлива ВГТД на запуске по общим принципам не отличается от управления дозированием топлива обычного газотурбинного двигателя и может быть условно разделено на два этапа: этап розжига камеры сгорания и этап управления раскруткой ротора турбокомпрессора.

На первом этапе происходит розжиг камеры сгорания одновременно с раскруткой ротора турбокомпрессора от электрического стартера. Закон управления розжигом камеры сгорания достаточно прост и в общем случае записывается в виде $G_T = const$, где значение расхода топлива выбирается исходя из условий обеспечения гарантированного розжига камеры сгорания во всех ожидаемых условиях эксплуатации ВГТД. Для обеспечения более быстрого розжига камеры сгорания применяется также закон управления, учитывающий изменение внешних условий окружающей среды и тепловое состояние двигателя: $G_T = f(p_{ВХ}^*, t_{ВХ}^*, t_T)$, где t_T – температура за турбиной двигателя перед запуском.

На втором этапе происходит управление раскруткой ротора турбокомпрессора сначала за счет дозирования расхода топлива в камеру сгорания одновременно с подводом мощности от электрического стартера, а затем только за счет дозирования расхода топлива. Так как одним из основных требований, предъявляемых к ВГТД, является обеспечение предельного времени

запуска на земле и в полете, то закон управления запуском большинства отечественных ВГТД задается в виде $n = f(\tau)$, где время τ различается для земного и полетного режимов запуска [1]. Зачастую при использовании закона $n = f(\tau)$, вследствие совокупного действия факторов, негативно влияющих на пусковые характеристики ВГТД, таких как повышенная температура наружного воздуха (до плюс 60 °С), снижение емкости аккумуляторных батарей, ухудшение характеристик узлов двигателя в процессе эксплуатации, возникает недопустимое превышение температуры газов на запуске, приводящее к выключению двигателя системой защиты. Для предотвращения срабатывания системы защиты применяется канал управления, ограничивающий температуру газов на запуске. В общем случае закон ограничения температуры газов используется в виде $t_{г.мах} = const$, однако с целью увеличения ресурсных показателей может использоваться также зависимость $t_{г.мах} = f(n)$.

Применение канала ограничения температуры газов совместно с каналом управления частотой вращения, работающим по закону $n = f(\tau)$, приводит к возникновению другой проблемы (см. рис. 1а). При передаче управления селектором каналу ограничения температуры газов рассогласование Δn в канале управления частотой вращения растет с увеличением

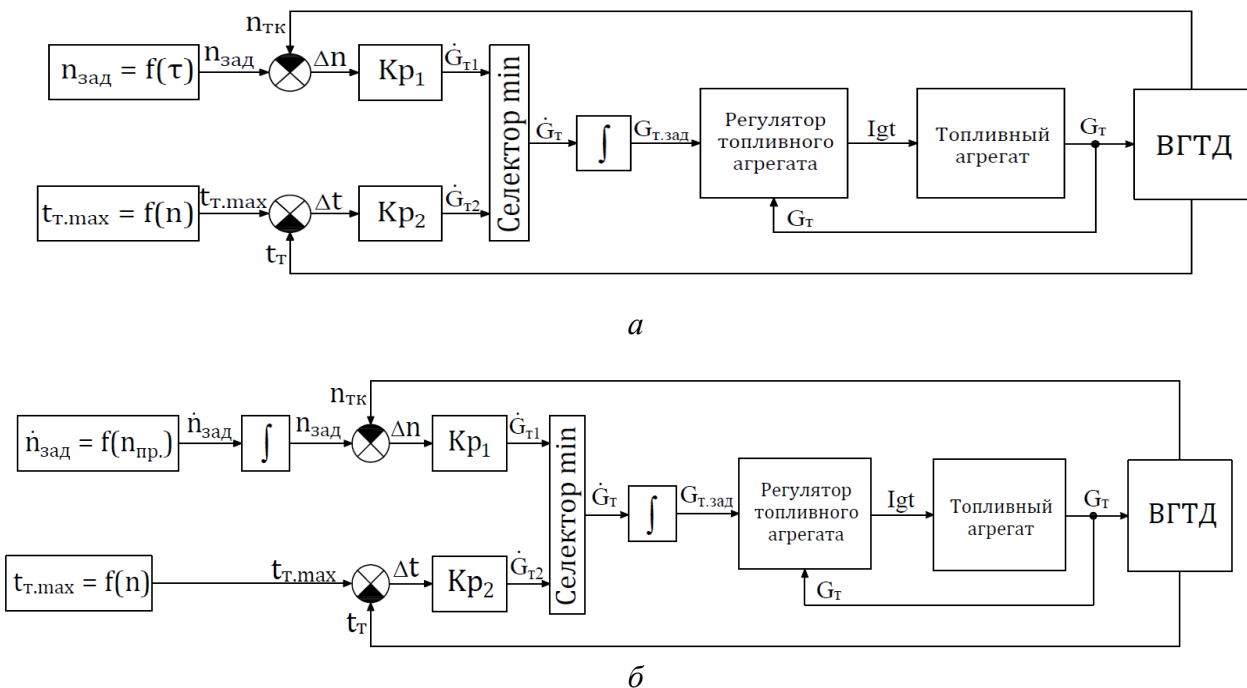


Рис. 1. Структурная схема регулятора управления запуском ВГТД:
а – с применением закона $n = f(\tau)$; б – с применением закона $\dot{n} = f(n_{пр})$

времени τ , что при возврате на канал управления частотой вращения приводит к скачку топлива и, как следствие, к возврату на канал ограничения температуры газов. Для исключения накопления ошибки по времени, а также для обеспечения возможности управления запасами газодинамической устойчивости в современных ВГТД применяется закон $\dot{n} = f(n_{пр})$, численные значения которого получены пересчетом численных значений закона $n = f(\tau)$ (см. рис. 1б). При передаче управления селектором на канал ограничения температуры газов рассогласование Δn в канале управления частотой вращения не изменяется, ввиду того что задающая величина \dot{n} меняется в зависимости от приведенной частоты вращения ротора турбокомпрессора. Управление дозированием топлива на запуске для обеспечения заданного значения углового ускорения ротора турбокомпрессора \dot{n} широко применяется в системах автоматического управления (САУ) маршевых двигателей [2, 3].

В процессе запуска ВГТД возможны также случаи погасания камеры сгорания или потери газодинамической устойчивости (помпажа) основного компрессора. Для предотвращения возникновения указанных ситуаций применяются каналы ограничения максимального и минимального расхода топлива, работающие по законам $G_{т. max} = f(n_{пр})$ и $G_{т. min} = f(n_{пр})$, соответственно (см. рис. 2). Наряду с этим широкое применение находят также различные алгоритмы выявления и парирования помпажа компрессора и погасания камеры сгорания [3, 4, 5].

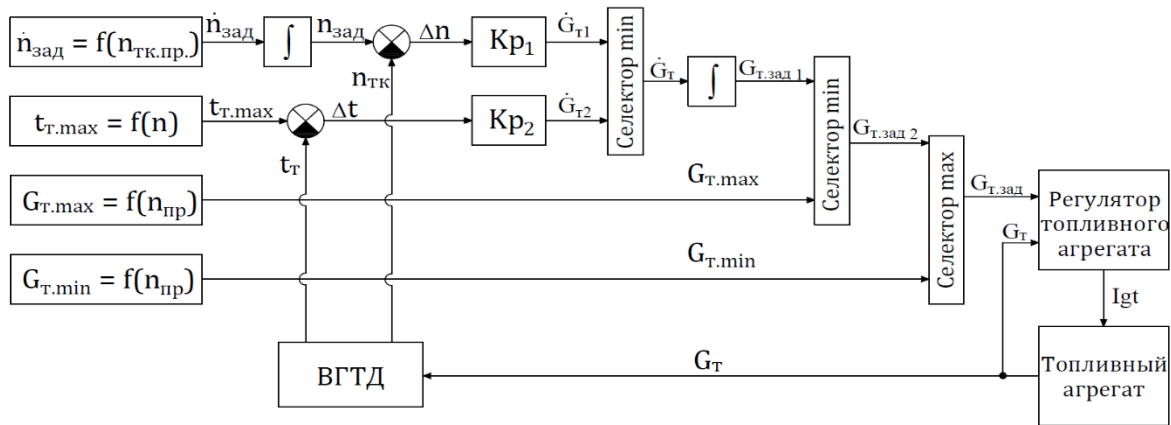


Рис. 2. Структурная схема регулятора управления запуском ВГТД с защитой от погасания камеры сгорания и помпажа компрессора

КОРРЕКЦИЯ ЗАКОНОВ УПРАВЛЕНИЯ ЗАПУСКОМ ВГТД В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ИЗМЕНЕНИЯ ВНЕШНИХ УСЛОВИЙ

С увеличением высоты полета и падением атмосферного давления существенно изменяются и динамические характеристики двигателя, что приводит к необходимости корректировки разгонной характеристики. Закон управления в этом случае задается в виде $\dot{n} = k_p \cdot f(n_{пр})$, где коэффициент k_p рассчитывается в зависимости от полного давления на входе в двигатель: $k_p = f(p_{вх}^*)$. Также корректируются и законы каналов ограничения расхода топлива: $G_{т. max} = k_{т. max} \cdot f(n_{пр})$ и $G_{т. min} = k_{т. min} \cdot f(n_{пр})$, где коэффициенты $k_{т. max}$ и $k_{т. min}$ рассчитываются в зависимости от значения комплекса $\frac{p_{вх}^*}{p_0} \cdot \sqrt{\frac{T_{вх}^*}{T_0}}$ приведения расхода топлива. Коэффициенты k_p , $k_{т. max}$, $k_{т. min}$, а также численные значения характеристик $G_{т. max} = f(n_{пр})$, $G_{т. min} = f(n_{пр})$ рассчитываются, исходя из динамических и статических характеристик для каждого типа ВГТД и корректируются по результатам натурных испытаний двигателей на объекте. Описанные законы управления успешно реализованы на ВГТД типа ТА18-100 и ТА18-200 (АО «НПП «Аэросила»), применяемых на самолетах Ан-178, Ан-132D, RRJ-95, Ан-124 и др., и позволили обеспечить надежные запуски ВГТД на высотах до 12500 м.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ВЫСОТНОГО ЗАПУСКА ВГТД БЕЗ КОРРЕКЦИИ ЗАКОНОВ УПРАВЛЕНИЯ В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ВНЕШНИХ УСЛОВИЙ

На некоторых типах ВГТД с электронным управлением отсутствует возможность получения или измерения САУ значений параметров на входе в двигатель $p_{вх}^*$ и $t_{вх}^*$ ввиду отсутствия этих параметров в потоке передаваемых в САУ ВГТД данных от бортовых систем или ввиду отсутствия установленных на ВГТД датчиков давления и температуры воздуха. Примером таких ВГТД являются двигатели типа ТА14 (АО «НПП «Аэросила»), применяемые на самолетах Ил-114, Ан-140 и др. Для осуществления запуска таких ВГТД в САУ реализуются упрощенные законы управления без коррекции по параметрам $p_{вх}^*$ и $t_{вх}^*$: $G_т = const$ – для розжига

камеры сгорания, $\dot{n} = f(n)$ и $t_{т.мах} = f(n)$ – для осуществления раскрутки ротора турбокомпрессора. Поддержание САУ некорректируемых заданных значений углового ускорения ротора турбокомпрессора с увеличением высоты полета и снижением динамических характеристик двигателя приводит к возникновению горячего зависания частоты вращения (см. рис. 3).

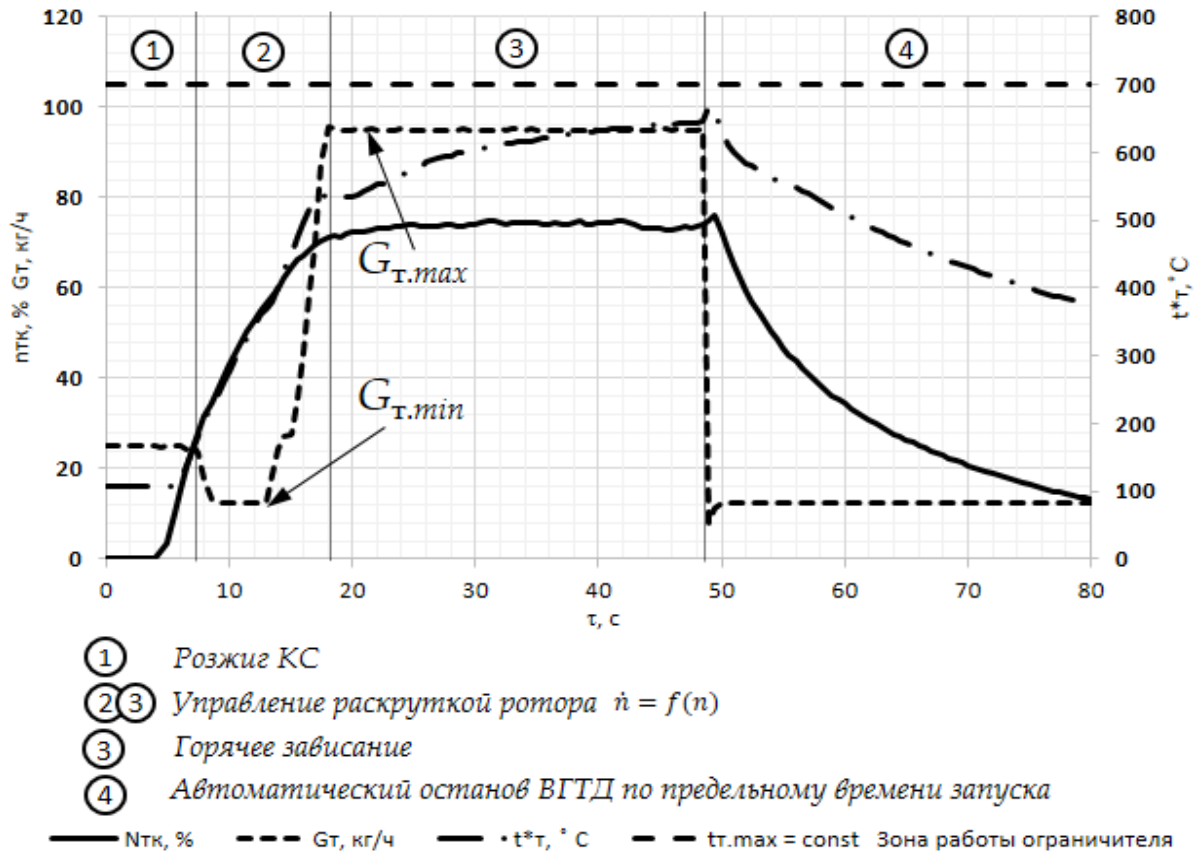


Рис. 3. Горячее зависание ВГТД ТА14 (АО «НПП «Аэросила») при запуске на высоте 8000 м

При возникновении горячего зависания канал управления ограничением температуры газов $t_{т.мах} = f(n)$ либо вовсе не вступает в работу ввиду низких значений температур газа (см. рис. 3), либо его работа оказывается неэффективной и не выводит двигатель из режима горячего зависания. В этом случае осуществить запуск ВГТД возможно только с применением специальных алгоритмов предупреждения, распознавания и парирования горячего зависания. В настоящее время возможности современных электронных САУ позволяют реализовать не только сложные алгоритмы управления, но и различные интеллектуальные методы [6, 7]. Ввиду этого реализация алгоритмов борьбы с горячим зависанием не представляет особой сложности.

Из рис. 3 видно, что начало горячего зависания сопровождается резким увеличением расхода топлива. Поэтому для предупреждения горячего зависания и смягчения его последствий введен упреждающий алгоритм, ограничивающий скорость изменения расхода топлива в зависимости от величины рассогласования углового ускорения $\dot{G}_{т.мах} = f(\Delta\dot{n})$, где $\Delta\dot{n} = \dot{n}_{зад} - \dot{n}$. Значения $\dot{G}_{т.мах}$ выбраны с учетом максимальных потребных темпов изменения расхода топлива в земных условиях и уменьшаются с увеличением значения рассогласования $\Delta\dot{n}$, предупреждая резкое увеличение расхода топлива при большой величине рассогласования. Применение алгоритма ограничения $\dot{G}_{т.мах}$ на высотах полета более 6000 м не гарантирует предотвращение горячего зависания. Для обеспечения запуска ВГТД на высотах от 6000 до 12 000 м была принята концепция запуска с прохождением горячего зависания. Алгоритм такого запуска представлен на рис. 4. В начале запуска происходит розжиг камеры сгорания с

последующим управлением раскруткой ротора турбокомпрессора по законам $G_T = const$, $\dot{n} = f(n)$, $\dot{G}_{T.max} = f(\Delta\dot{n})$, соответственно. При выявлении горячего зависания каналы управления раскруткой ротора отключаются и начинает работать алгоритм устранения горячего зависания.



Рис. 4. Блок-схема алгоритма запуска ВГТД с прохождением горячего зависания

После устранения горячего зависания вновь включается канал управления раскруткой ротора турбокомпрессора. При повторном диагностировании горячего зависания описанные действия повторяются.

Метод определения горячего зависания основан на отслеживании поведения контролируемых САУ параметров двигателя, характерного для физических процессов, происходящих в двигателе в момент горячего зависания, и состоит из следующих условий:

$$\left(\frac{dt_T}{dt} > A_1\right) \wedge \left(\frac{dn_{TK}}{dt} < A_2\right) \wedge \left(\left(\frac{dG_T}{dt} > A_3\right) \vee (G_T = G_{T.max})\right) \wedge (t \geq 1c).$$

Значения констант A_1 , A_2 , A_3 рассчитываются или определяются экспериментально для каждого типа двигателя. Физический смысл метода состоит в фиксировании в течение заданного промежутка времени (как правило, не превышающего 1 с) роста температуры газов за турбиной t_T , падения частоты вращения ротора турбокомпрессора n_{TK} при одновременном увеличении расхода топлива G_T или нахождении дозирующей иглы на упоре, соответствующем максимальному расходу топлива $G_{T.max}$.

Снятие признака горячего зависания происходит только по наличию положительного углового ускорения ротора турбокомпрессора в течение заданного промежутка времени:

$$\left(\frac{dn_{TK}}{dt} > A_2\right) \wedge (t \geq 0.1c).$$

При выявлении горячего зависания в САУ заложена следующая последовательность действий по его устранению:

- а) установить значение максимального расхода топлива $G_{T.max}$, соответствующее значению максимального расхода топлива на режиме холостого хода в земных условиях;
- б) при положении дозирующей иглы, соответствующем $G_T > G_{T.max}$, произвести установку дозирующей иглы в положение, соответствующее $G_T = G_{T.max}$, с максимальной скоростью перемещения;

в) уменьшать расход топлива с темпом $(0.05 \div 0.25) \cdot \dot{G}_{T,max.экспл}$ до момента снятия призна горячего зависания, где $\dot{G}_{T,max.экспл}$ – максимальный темп уменьшения расхода топлива при одновременном снятии максимальной нагрузки с двигателя в эксплуатации.

Применение описанных выше алгоритмов позволило добиться гарантированного запуска двигателя ТА14 (АО «НПП «Аэросила») на высотах до 11 000 м без коррекции законов управления в зависимости от внешних условий (см. рис. 5).

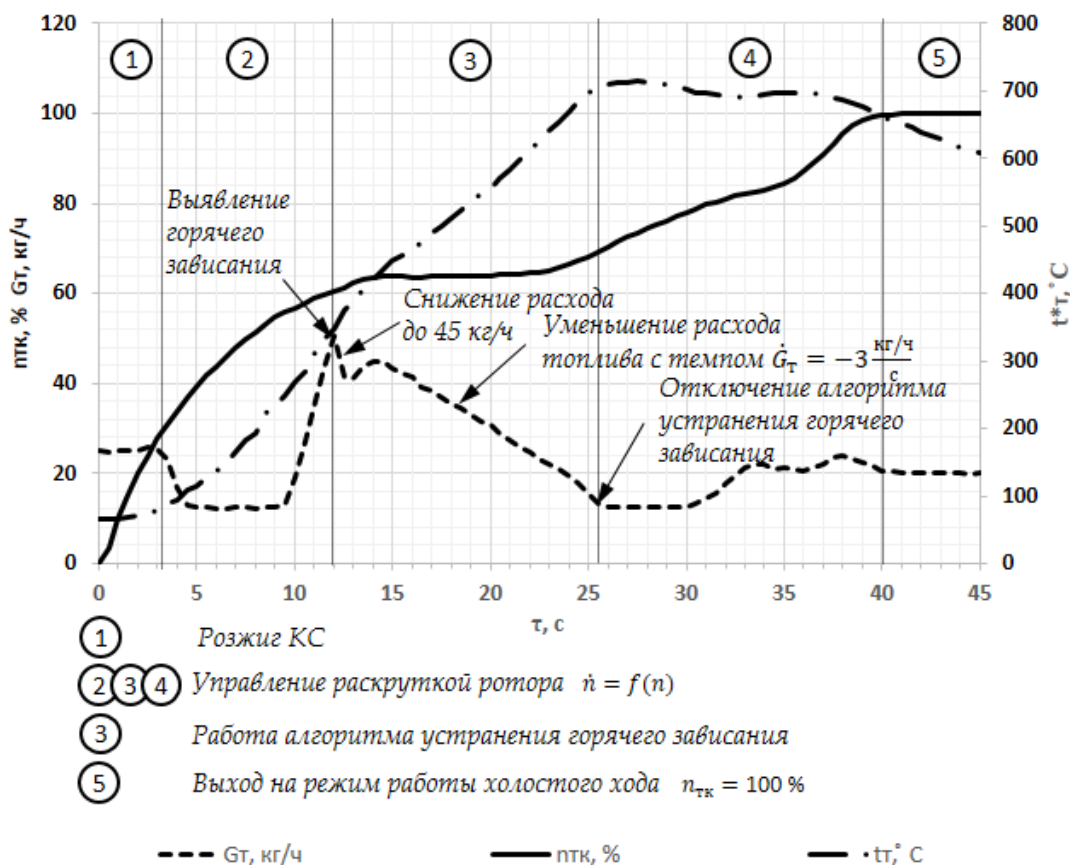


Рис. 5. Запуск ВГТД ТА14 (АО «НПП «Аэросила») на высоте 10000 м с парированием горячего зависания

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В статье представлены современные подходы к управлению запуском вспомогательного газотурбинного двигателя, описаны применяемые законы управления. Коррекция законов управления в зависимости от изменения внешних условий позволяет обеспечить гарантированный запуск двигателя на высотах до 12 000 м. В случае невозможности измерения САУ параметров атмосферы или получения информации о них от бортовых систем применяется концепция запуска двигателя с выявлением и устранением горячего зависания [8], позволяющая также обеспечить гарантированный высотный запуск.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Карягин Г.В. Системы управления ВГТД / Г.В. Карягин, Э.Н. Обрубова // Системы автоматического управления авиационными ГТД: Энциклопедический справочник / под ред. д.т.н., проф. О.С. Гуревича. – М.: ТОРУС ПРЕСС, 2011. – С. 136-140. [Karyagin G.V. VGTD control systems / G.V. Karyagin, E.N. Obrubova // *Systems of automatic control of aviation gas turbine engines: Encyclopedic reference book* / ed. d.t.s., prof. O.S. Gurevich. Moscow, Torus Press, 2011]
2. Мухаммедов Н.А. Обеспечение надежного запуска авиационного ГТД на основе оптимизации характеристик пускового устройства и совершенствования системы управления: автореф. дис. ... канд. техн. наук: 05.07.05 / Мухаммедов Никита Атамуратович. – Рыбинск, 2016. – 16 с. [N.A. Mukhammedov. "Ensuring the reliable launch of an aviation gas turbine engine based on the optimization of the characteristics of the starting device and the improvement of the control system": Ph.D. dis. ... cand. tech. Sciences: 05.07.05 / Mukhammedov Nikita Atamuradovich. Rybinsk, 2016.]

3. Полулях А.И., Тимкин Ю.И., Савенков Ю.С., Саженов А.Н., Трубников Ю.А. Способ защиты газотурбинного двигателя при помпаже на запуске // Патент РФ. Опубл. 10.11.2010. Бюл. № 31. [A.I. Polulyakh, Yu.I. Timkin, Yu.S. Savenkov, A.N. Sazhenkov, Yu.A. Trubnikov "Method for protecting a gas turbine engine during start-up surge", (in Russian), Patent RF 2403454, 2010.]

4. Близиуков Л.Г., Семерняк Л.И. Принципы селективной защиты газотурбинного двигателя от помпажа компрессора // Системы автоматического управления авиационными газотурбинными двигателями / Под ред. О.С. Гуревича. М.: ТОРУС ПРЕСС, 2010. – С. 101-108. [L.G. Bliznyukov, L.I. Semernyak. "Principles of Selective Protection of a Gas Turbine Engine from Compressor Surging", (in Russian), in Automatic Control Systems for Aviation Gas Turbine Engines / Ed. O.S. Gurevich. M.: TORUS PRESS, 2010. pp. 101-108.]

5. Бурдин В.В., Гладких В.А. Способ управления расходом топлива на запуске газотурбинной установки // Патент РФ № 2422658. Опубл. 27.06.2011. Бюл. № 18. [V. V. Burdin, V. A. Gladkich, "Method for controlling fuel consumption at the start of a gas turbine plant", (in Russian), Patent RF 2422658, 2011.]

6. Интеллектуальные системы управления и контроля газотурбинных двигателей / под ред. академика С.Н. Васильева. – М.: Машиностроение, 2008. 550 с. ["Intelligent control systems and control of gas turbine engines": ed. Academician S.N. Vasiliev. - M.: Mashinostroenie, 2008.]

7. Распопов Е.В., Куликов Г.Г., Фатиков В.С., Арьков В.Ю. Интеллектуальная система запуска для нового поколения авиационных ГТД // Вестник УГАТУ. 2007. Т.9. №2 (20). С. 153-157. [E.V. Raspopov, G.G. Kulikov, V.S. Fatikov, V.Yu. Arkov, "Intelligent launch system for a new generation of aircraft gas turbine engines", (in Russian), in Vestnik UGATU, vol. 9, no. 2 (20), pp. 153-157, 2007.]

8. Сухоросов С.Ю., Астахов А.А., Иванов А.В., Груздева А.В. Способ управления запуском вспомогательного газотурбинного двигателя на больших высотах полета // Патент RU 2 772 674. Опубл. 24.05.2022. Бюл. №15. [S.Yu. Sukhorosov, A.A. Astakhov, A.V. Ivanov, A.V. Gruzdeva, "A method for controlling the launch of an auxiliary gas turbine engine at high flight altitudes", (in Russian), Patent RF 2772674, 2022.]

ОБ АВТОРАХ

ИВАНОВ Артем Викторович, начальник расчетно-конструкторского отдела АО «НПП «Аэросила». Дипл. инж. по спец. «Авиационные двигатели и энергетические установки» (МАТИ, 2011), к.т.н. 05.07.05 (МАИ, 2019).

АФАНАСЬЕВА Алена Витальевна, начальник бригады математического моделирования и расчета систем автоматического управления расчетно-конструкторского отдела АО «НПП «Аэросила». Дипл. инж. по спец. «Роботы и робототехнические системы» (АГУ, 2014).

ШУКАЛЮК Вадим Андреевич, инженер-конструктор расчетно-конструкторского отдела АО «НПП «Аэросила». Дипл. магистр по спец. «Информатика и вычислительная техника» (МАИ, 2019).

METADATA

Title: Control of the start of the auxiliary gas turbine engine at high altitudes

Authors: A. V. Ivanov¹, A. V. Afanasyeva², V. A. Shukaliuk³

Affiliation:

¹ Joint Stock Company "Scientific Production Enterprise "Aerosila" (JSC "SPE "Aerosila"), Russia.

Email: ¹temkaw@mail.ru, ²gruzdeva.a-v@yandex.ru, ³shukaliuk@yandex.ru

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa University of Science and Technology), vol. 27, no. 1(99), pp. 31-37, 2023. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: This article considers modern methods of auxiliary gas turbine engine start control, providing reliable ground and high-altitude gas turbine engine start, the main problems in the process of gas turbine engine start and methods for their solution.

Key words: auxiliary gas turbine engine, automatic control system, fuel overflow, acceleration characteristic, fuel consumption, control of the gas turbine engine start.

About authors:

IVANOV Artyom Viktorovich, Head of the Calculation and Design Department at JSC "SPE "Aerosila". Dipl. engineer, specialty "Aircraft engines and power plants" (MATI, 2011). Cand. Sci., specialty "Heat, electrorocket engines and power plants of aircraft" (MAI, 2019).

AFANASYEVA Alyona Vitalievna, Head of the Team of the Mathematical Modeling and Calculation of Automatic Control Systems, the Calculation and Design Department at JSC "SPE "Aerosila". Dipl. engineer, specialty "Ro-bots and robotic systems" (ASU, 2014).

SHUKALIUK Vadim Andreevich, design engineer of the Calculation and Design Department at JSC "SPE "Aerosila". Dipl. master, specialty "Informatics and computer engineering" (MAI, 2019).