DOI: 10.15593/2224-9982/2020.63.01

УДК 621.452

Г.М. Попов, В.М. Зубанов, В.Н. Мавтвеев, О.В. Батурин, А.И. Корнеева

Самарский национальный исследовательский университет им. академика С.П. Королева,
Самара, Россия

МЕТОД СОГЛАСОВАНИЯ СОВМЕСТНОЙ РАБОТЫ ВОЗДУШНОГО СТАРТЕРА И ВСПОМОГАТЕЛЬНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Приводится подробное описание разработанного авторами метода согласования рабочего процесса основных элементов системы запуска современного газотурбинного двигателя для самолета гражданской авиации: вспомогательной силовой установки и воздушной турбины – стартера. Данная методика была разработана в ходе решения практической задачи подбора существующих ВСУ и воздушной турбины для вновь создаваемого двигателя. Необходимость разработки указанного метода вызвана отсутствием рекомендаций по согласованию элементов системы запуска в доступной литературе.

В основе метода лежит совмещение характеристик ВСУ и турбины, приведенных к единой системе координат. Пересечение линий характеристик, соответствующих одинаковым условиям, указывает на возможность совместной работы указанных элементов. Отсутствие пересечения говорит о невозможности совместного функционирования. При расчете учитываются также потери в магистралях подвода воздуха к турбине. Использование разработанного метода позволяет оценить возможность совместной работы ВСУ и воздушной турбины на любом эксплуатационном режиме.

Кроме проверки возможности функционирования, в результате расчета определяются конкретные параметры рабочего процесса в рабочей точке, которые затем используются как исходные данные при расчетах элементов системы запуска, например определения параметров турбины, которые, в свою очередь, позволяют дать исходную информацию для расчета времени запуска или возможности функционирования системы запуска ГТД по прочностным и другим критериям.

Алгоритм расчета времени запуска ГТД также был разработан авторами и реализован в виде оригинальной компьютерной программы.

Ключевые слова: запуск ГТД, система запуска, воздушная турбина, методика, совместная работа, вспомогательная силовая установка, мощность, время запуска, совмещение характеристик, согласование, эксплуатационные характеристики, программа ЭВМ.

G.M. Popov, V.M. Zubanov, V.N. Mavtveev, O.V. Baturin, A.I. Korneeva

Samara University, Samara, Russian Federation

METHOD OF COORDINATING AIR STARTER AND AUXILIARY POWER UNIT JOINT OPERATION

The presented work provides a detailed description of the method developed by the authors for coordinating the working process of the main elements of the starting system for a modern gas turbine engine for a civil aviation aircraft: an auxiliary power unit (APU) and an air turbine – starter. This technique was developed in the course of solving the practical problem of selecting the existing APU and air turbine for a newly created engine. The need to develop this method is due to the lack of recommendations on the coordination of the elements of the starting system in the available literature.

The method is based on combining the characteristics of the APU and the turbine, reduced to a single coordinate system. The intersection of the characteristic's lines corresponding to the same conditions indicates the possibility of joint operation of the specified elements. The lack of intersection indicates the impossibility of joint functioning. The calculation also takes into account losses in the air supply lines to the turbine. The use of the developed method makes it possible to assess the possibility of joint operation of the APU and the air turbine in any operating mode.

In addition to checking the possibility of functioning, as a result of the calculation, specific parameters of the working process at the operating point are determined, which are then used as initial data in calculating the elements of the starting system, for example, determining the parameters of the turbine, which in turn allow providing initial information for calculating the starting time or the possibility of functioning of the starting system GTE according to strength and other criteria.

The algorithm for calculating the start-up time of the gas turbine engine was also developed by the authors and implemented in the form of an original computer program.

Keywords: gas turbine engine start-up, GTE starting system, air turbine, methodology, joint work, auxiliary power unit, power, start-up time, characteristics matching, coordination, operational characteristics, computer program.

Введение

Запуск авиационного газотурбинного двигателя является важным процессом, который во многом определяет безопасность, эффективность эксплуатации и надежность двигателя и летательного аппарата в целом. Система запуска ГТД включает в себя стартер, вспомогательную силовую установку, воздушные и топливные коммуникации, системы зажигания и автоматического управления (САУ) и др. Система запуска является «второстепенной» системой двигателя¹. Беглый анализ научно-технических публикаций по теме совершенствования рабочих процессов и конструкции авиационных ГТД позволяет найти лишь единичные работы, касающиеся ее [1–6]. Однако без системы запуска функционирование любого двигателя будет невозможно. Он просто не «включится».

В ранние годы реактивной авиации для запуска ГТД часто использовали наземные пусковые установки JASU, или *impingement starter*. Сегодня использование таких установок нашло продолжение в универсальных UNIJASU, которые используются в ВМС США [1]. Однако уже много десятков лет назад инженеры пришли к выводу о том, что с точки зрения эффективности, универсальности и надежности наиболее предпочтительным является система запуска двигателя, построенная на основе воздушной турбины, механически связанной с ротором ГТД, получающей сжатый воздух от компрессора вспомогательной силовой установки (ВСУ) (рис. 1). К достоинствам такой системы относится высокий показатель удельной мощности и простая конструкция [2, 7, 8].

К системе запуска предъявляются следующие требования [8]:

1) работа воздушного турбостартера (ТСВ) должна быть согласована с работой ВСУ на всех эксплуатационных режимах;

2) время запуска ГТД должно быть минимизировано;

3) крутящий момент на выходном валу не должен превышать максимальное значение по условиям прочности редуктора и коробки приводов двигателя.

Рис. 1. Принципиальная схема системы запуска с ТСВ

Коллектив авторов статьи – сотрудники кафедры теории двигателей летательных аппаратов Самарского национального исследовательского университета имени С.П. Королева – имеет большой опыт в исследовании и доводке рабочего процесса различных узлов ГТД [9, 10]. В настоящее время научная группа принимает участие в совместных работах в интересах различных предприятий, входящих в состав Объединенной двигателестроительной корпорации. В частности, одним из заказчиков была поставлена задача выполнить работу по оценке возможности применения воздушных турбостартеров, выпускаемых на предприятии, для запуска ТРДД того же класса новой конструкции.

Перед решением поставленной задачи в актуальной научно-технической литературе был проведен поиск информации по современным системам запуска ГТД и методам повышения их эффективности. Авторам не удалось найти методов решения поставленной задачи. Если работы по оптимизации рабочего процесса турбин встречаются в печати [9–14], то вопрос согласования рабочего процесса турбины и ВСУ не был поднят ни в одной работе. Ниже приводится краткий обзор некоторых найденных статей.

В работе [3] было рассмотрено подробное моделирование ускорения турбовального двигателя во время перезапуска с режима «ожидания» до режима малого газа. Под режимом ожидания авторы рассматриваемой статьи понимают режим, когда газогенератор двигателя поддерживается на стабилизированной частоте ниже частоты малого газа посредством

¹ ОСТ 1 01023–81. Системы запуска авиационных газотурбинных двигателей. М.: Стандартинформ, 1981. 17 с.

электродвигателя, без горения в камере сгорания. В работе [4] авторы уделили внимание разработке закона управления запуском ГТД с помощью ТСВ на основе его дроссельных характеристик. Авторы оценили потребную мощность стартера при запуске ГТД при различных высотах и скоростях полета и при различных окружающих условиях. Учет процессов, происходящих в ТСВ, и его проектирование для двигателя большого морского корабля/наземной ГТУ изучались в работе авторов [5]. Из-за специфики использования ТСВ авторы рассмотрели только один режим работы ТСВ при постоянных параметрах на входе.

С опорой на немногочисленную найденную информацию были сформулированы главные цели работы: разработка метода определения возможности совместного функционирования воздушного турбостартера ГТД с ВСУ и определение времени запуска двигателя и других параметров системы в заданных полетных условиях.

Определение возможности совместной работы ВСУ и ТСВ

В тексте используются следующие параметры:

K_G – параметр расхода;

K_N – параметр мощности;

π – степень повышения/понижения давления;

ΔG – потери (отбор) расхода воздуха в магистралях самолета;

Δp^* – потери полного давления в магистралях самолета;

ΔT^* – потери полной температуры в магистралях самолета;

N – мощность;

J – момент инерции;

ω – угловая скорость.

От ВСУ отбирается воздух с параметрами $G_{отб}$, $p_{отб}^*$, $T_{отб}^*$ (рис. 2). Он через трубопроводы попадает на вход в ТСВ. При этом в магистралях имеют место гидравлические потери и утечки, которые характеризуются величинами ΔG , Δp^* , ΔT^* . Сжатый воздух, пройдя через турбину ТСВ, сбрасывается в атмосферу [7, 8].

Ключом к успешному функционированию системы запуска является согласование работы ВСУ и ТСВ. Действительно, если максимальная эффективность ТСВ или требуемая проектная мощность будут иметь место при расходах сжатого воздуха или уровнях давления, недоступных для ВСУ, требуемые характеристики системы запуска в целом никогда не будут достигнуты.

Рабочий процесс ВСУ обычно описывается зависимостью полного давления $p_{отб}^*$ и температуры $T_{отб}$ воздуха, отобранного от ВСУ, от его массового расхода $G_{отб}$ ($p_{отб}^*$, $T_{отб}^* = f(G_{отб})$). Характеристики ВСУ могут быть представлены для нескольких условий ее работы, содержать информацию о изменении режима ее работы или регулирования (рис. 3 и 4).

В основе разработанного метода согласования работы ТСВ и ВСУ лежит метод совмещения их характеристик, представленных в единых параметрах. В качестве таких параметров были приняты расширение/повышение давления рабочего тела в системе π и приведенный параметр расхода K_G :

$$K_G = \frac{G_{вхТСВ} \cdot \sqrt{T_{вхТСВ}^*}}{p_{вхТСВ}^*}, \quad (1)$$

где $G_{вхТСВ}$ – значение расхода воздуха через ТСВ; $T_{вхТСВ}^*$ – значение полной температуры на входе в ТСВ; $p_{вхТСВ}^*$ – значение полного давления на входе в ТСВ.

Рис. 2. Схема взаимодействия элементов системы запуска ГТД

Рис. 3. Изменение давления рабочего тела на выходе ВСУ в зависимости от режима ее работы

Рис. 4. Изменение температуры рабочего тела на выходе ВСУ в зависимости от режима ее работы

Рис. 5. Краткая блок-схема разработанной методики доводки ТСВ с учетом эксплуатационных ограничений

Условие совместной работы ВСУ и ТСВ можно представить с помощью следующих равенств:

$$\pi_{\text{ВСУ}} = \frac{p_{\text{отб}}^*}{p_h} = \frac{p_{\text{вхТСВ}}^* + \Delta p_{\text{гидр}}^*}{p_h} = \pi_{\text{ТСВ}} + \frac{\Delta p_{\text{гидр}}^*}{p_h};$$

$$T_{\text{отб}}^* - \Delta T = T_{\text{вхТСВ}}^*,$$

$$K_{G \text{ ВСУ}} = K_{G \text{ ТСВ}}.$$

Разработанная методика согласования работы ТСВ и ВСУ с учетом эксплуатационных ограничений может быть представлена в виде следующей последовательности действий (рис. 5). Согласование происходит следующим образом.

Этап 1. С учетом потерь на передачу сжатого воздуха характеристики ВСУ исходного вида $p_{\text{отб}}^* = f(G_{\text{отб}})$ и $T_{\text{отб}}^* = f(G_{\text{отб}})$ приводятся к зависимости $K_{G \text{ ВСУ}} = f(\pi_{\text{ВСУ}})$, найденной по параметрам на входе в ТСВ, с помощью формул:

$$K_{G \text{ ВСУ}} = \frac{G_{\text{ТСВ}} \sqrt{T_{\text{вхТСВ}}^*}}{p_{\text{вх}}^*} = \frac{(G_{\text{отб}} - \Delta G) \sqrt{(T_{\text{отб}}^* - \Delta T)}}{p_{\text{отб}}^* - \Delta p_{\text{гидр}}^*};$$

$$\pi_{\text{ВСУ}} = \frac{p_{\text{отб}}^* - \Delta p_{\text{гидр}}^*}{p_h},$$

где $K_{G \text{ ВСУ}}$ – параметр расхода воздуха ВСУ, определенный по параметрам на входе в ТСВ с учетом потерь в магистралях; p_h – давление атмосферного воздуха для высот полета в САУ.

Этап 2. Характеристики турбины приводятся к виду $K_{N \text{ ТСВ}} = f(\pi_{\text{ТСВ}})$ и $K_{G \text{ ТСВ}} = f(\pi_{\text{ТСВ}})$ с использованием формулы (1) и следующего уравнения:

$$K_{N \text{ ТСВ}} = \frac{N_{\text{ТСВ}}}{p_{\text{вхТСВ}}^* \sqrt{T_{\text{вхТСВ}}^*}},$$

где $N_{\text{ТСВ}}$ – значение мощности ТСВ, Вт.

Этап 3. Характеристики $K_{G_{BCY}} = f(\pi_{BCY})$ и $K_{G_{TCB}} = f(\pi_{TCB})$ для ВСУ и ТСВ соответственно следует совместить на одном поле и определить точки пересечения, которые будут являться точками, удовлетворяющими условию совместной работы.

Этап 4. Если для некоторых эксплуатационных режимов работы точки совместной работы не были найдены (нет пересечений характеристик ТСВ и ВСУ), то необходимо скорректировать форму лопаток ТСВ и повторить этапы 1–3, определив измененные характеристики турбины с помощью CFD-моделирования.

Этап 5. Определяются параметры рабочего процесса ТСВ при его совместной работе с ВСУ на каждом режиме работы ВСУ в следующей последовательности.

- в точках пересечения характеристик определяются параметры на выходе из ВСУ $p_{отб}^*$, $T_{отб}^*$, $G_{отб}$;

- по найденным значениям параметров воздуха на выходе из ВСУ определяются параметры воздуха на входе в ТСВ.

Таким образом, на основе точек пересечения приведенных характеристик находятся физические характеристики ТСВ при совместной работе с ВСУ на всех его режимах.

Этап 6. На основе определенных параметров рабочего процесса ТСВ при его совместной работе с ВСУ на каждом режиме работы ВСУ рассчитываются параметры системы запуска (крутящий момент на валу турбины и время запуска).

На основе данных о крутящем моменте выходного вала определяются линейные зависимости $M_{кр. вых. в} = f(n_{ВВ})$ [2, 8, 15] для каждого режима работы:

$$M_{кр. вых. в} = An_{ВВ} + B.$$

По найденной зависимости в дальнейшем определяется время запуска авиационного газотурбинного двигателя.

Этап 7. Если хотя бы один из найденных параметров системы запуска не удовлетворяет техническому заданию или эксплуатационным ограничениям, то необходимо скорректировать форму лопаток ТСВ и вновь повторить этапы 1–6 до выполнения поставленных требований.

Этап 8. В случае если на всех эксплуатационных режимах работы ограничивающие величины (в первую очередь крутящий момент на валу турбины) удовлетворяют ограничениям и выполняются условия совместной работы, делается заключение о возможности согласованной работы ВСУ и ТСВ для рассматриваемых режимов работы ВСУ.

Методика была апробирована при оценке возможности совместной работы двухступенчатой воздушной турбины и ВСУ в составе ТРДД для самолета гражданской авиации (рис. 6). На этом рисунке заштрихованная часть характеристики соответствует рабочим частотам вращения ТСВ. Точки пересечения характеристик являются точками, где выполняются условия совместной работы ВСУ и ТСВ. Анализ показывает, что при использовании исследуемого ТСВ согласованная работа ТСВ и ВСУ не обеспечивалась для всех режимов работы ВСУ и необходима работа по изменению ВСУ, ТСВ или подбору новых компонентов. Кроме того, крутящий момент на валу ТСВ больше максимально допустимого, что может привести к поломке редуктора и коробки приводов двигателя.

Рис. 6. Совмещенная расходная характеристика ВСУ и ТСВ

Определение времени запуска ГТД

Раскрутка ротора ГТД при запуске осуществляется воздушной турбиной стартера и основной турбиной двигателя, которые участвуют в раскрутке не весь период запуска, а лишь на определенных этапах. Процесс запуска двигателя можно разбить на три основных этапа (рис. 7) [2, 8, 15].

Рис. 7. Этапы запуска ГТД с помощью ТСВ [5]

На первом этапе двигатель раскручивается только стартером. На втором – происходит совместная раскрутка ротора турбостартером и основной турбиной. На третьем воздушный стартер отключен и ротор двигателя до частоты вращения ротора на режиме малого газа $n_{м.г.}$ раскручивается только основной турбиной.

Обобщенное уравнение движения ротора двигателя на запуске можно записать в следующем виде [2, 8, 15]:

$$J \left(\frac{\pi}{30} \right) \left(\frac{\Delta n}{\Delta \tau} \right) = iM_{ТСВ} - M_{сопр} + M_T + \Delta M_{авторотации} \quad (2)$$

где i – передаточное отношение к ТСВ в коробке агрегатов; $\Delta \tau$ – шаг расчета по времени, с; Δn – изменение частоты вращения ротора высокого давления за шаг расчета, об/мин; $\Delta M_{авторотации}$ – крутящий момент, учитывающий подвод энергии набегающего потока воздуха на частоте авторотации [16].

Изменение частоты вращения ротора за шаг расчета, согласно обобщенному уравнению (2), можно представить в следующем виде [2, 8, 15]:

$$\Delta n = \frac{\Delta \tau}{J \left(\frac{\pi}{30} \right)} \times \left(k_{M_{ТСВ}} i M_{ТСВ} - M_{сопр} (1 - k_{M_T}) + \Delta M_{авторотации} \right),$$

где $k_{M_{ТСВ}}$ – коэффициент, учитывающий изменение крутящего момента стартера за время работы ТСВ; k_{M_T} – коэффициент связи между

моментами компрессора и турбины ротора ВД, $k_{M_T} = \frac{M_T}{M_{сопр}}$.

Коэффициент связи между моментами компрессора и турбины изменяется в диапазоне $k_{M_T} = 0 \dots k_{M_T_{max}}$. Пока в камере сгорания еще не подается топливо, $k_{M_T} = 0$. После подачи топлива коэффициент k_{M_T} возрастает и при определенной частоте вращения ротора ВД $n_{ВДвал_равновесный}$ крутящий момент основной турбины сравнивается с моментом сопротивления компрессора $M_T = M_{сопр}$. После чего крутящий момент турбины увеличивается до максимального избыточного на запуске: $k_{M_T_{max}} > 1$.

Значение текущей частоты вращения определяется как $n_{t+\Delta t} = n_t + \Delta n$. Расчет продолжается до тех пор, пока не будет достигнута частота вращения режима малого газа ($n_{t+\Delta t} = n_{м.г.}$).

Значения частоты вращения n_1 , n_2 и $n_{м.г.}$, $k_{M_T_{max}}$ зависят от характеристик компрессора, турбины и стартера, работы камеры сгорания, конструктивных и других эксплуатационных факторов.

Описанный выше алгоритм был реализован в виде программы, на которую было получено свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2019663216. В ней было учтено изменение коэффициентов $k_{M_{ТСВ}}$ и $k_{M_T_{max}}$ и $M_{сопр}$ на основе имеющихся у авторов теоретических и экспериментальных данных.

Заключение

В представленной статье описываются разработанные авторами методики согласования рабочего процесса ВСУ и воздушной турбины, применяемой при запуске ГТД, и расчета времени его включения. Созданные методики позволяют проверить возможность совместного функционирования турбины и ВСУ на всех эксплуатационных режимах, выходные параметры турбины, ожидаемое время раскрутки ротора ГТД и сравнение критических параметров системы с предельными значениями. На базе указанной информации в дальнейшем может быть сделан вывод о возможности запуска двигателя в конкретных условиях.

Полученная методика может быть использована:

- для оценки возможности запуска двигателя и вычисления основных его параметров для конкретных элементов системы запуска;
- подбора ВСУ и ТСВ, удовлетворяющих условиям совместной работы и выполняющих заданные требования системы запуска, включая конструктивные, эксплуатационные и прочностные ограничения;
- модернизации элементов, входящих в систему запуска, с целью выполнения заданных технических требований.

Разработанные методики были реализованы в виде компьютерных программ и готовы к практическому использованию.

Работа выполнена при финансовой поддержке со стороны Министерства науки и высшего образования РФ в рамках госзадания (FSSS-2020-0015 «Исследование устойчивых и неустойчивых динамических и виброакустических процессов в гидравлических и газовых системах на основе физического и математического моделирования»).

Библиографический список

1. Zoccoli M.J., Cheeseman W.H. Development of the next generation gas turbine based jet air start unit for the US navy // Proceed. of the ASME 1998 Int. Gas Turb. and Aeroeng. Cong. and Exhib., Stockholm, Sweden, June 2–5, 1998. – Stockholm, Sweden, 1998. – 98-GT-084. DOI 10.1115/98-GT-084
2. Алабин М.А., Кац Б.М., Литвинов Ю.А. Запуск авиационных газотурбинных двигателей. – М.: Машиностроение, 1968. – 227 с.
3. High fidelity modeling of the acceleration of a turboshaft engine during a restart / A. Ferrand, M. Belenoue, Y. Bertin [et al.] // Proceed. of the ASME Turbo Expo 2018: Turbomach. Techn. Conf. and Expos, Oslo, Norway, June 11–15, 2018. – Oslo, Norway, 2018. – GT2018-76654. DOI 10.1115/GT2018-76654
4. Turbo engine starting control law design and process simulation / T. Tian, Ch. Yu-chun, M. Xin-yue, Z. Chao // Proceed. of the 2018 9th Int. Conf. on Mechan. and Aerosp. Eng. (ICMAE), Budapest, Hungary, July 10–13, 2018. – Budapest, Hungary, 2018. – P. 546–551. DOI 10.1109/ICMAE.2018.8467712
5. Park J.H., Baek JeH. Design of an air-starter turbine and starting performance prediction through the numerical analysis // Proceed. of the ASME Turbo Expo 2015: Turbine Techn. Conf. and Expos., Montreal, Quebec, Canada, June 15–19, 2015. – Montreal, Quebec, Canada, 2015. – GT2015-43062. DOI 10.1115/GT2015-43062
6. Modeling and simulation of the start-up operation of a heavyduty gas turbine by using NARX models / H. Asgari, X. Chen, R. Sainudiin, M. Morini, M. Pinelli [et al.] // Proceed. of ASME Turbo Expo, Düsseldorf, Germany, June 16–20, 2014. – Düsseldorf, Germany, 2014. – GT2014-25056.
7. Иноземцев А.А., Нихамкин М.А., Сандрацкий В.Л. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. – М.: Машиностроение, 2008. – 207 с.
8. Кац Б.М., Жаров Э.С., Винокуров В.К. Пусковые системы авиационных газотурбинных двигателей. – М.: Машиностроение, 1976. – 220 с.
9. Improving of the working process of axial compressors of gas turbine engines by using an optimization method / E. Marchukov, I. Egorov, G. Popov [et al.] // IOP Conf. Series: Materials Sci. and Eng. – 2017. – Vol. 232, no. 1. – Art. 012041. DOI 10.1088/1757-899X/232/1/012041
10. Matveev V., Baturin O., Popov G. The optimization of four-stage low pressure turbine with outlet guide vane // IOP Conf. Series: Materials Sci. and Eng. – 2018. – Vol. 302, no. 1. – Art. 012037. DOI: 10.1088/1757-899X/302/1/012037
11. Marchukov E.Y., Egorov I.N. Gas dynamic modernization of axial uncooled turbine by means of CFD and optimization software // IOP Conf. Series: Materials Sci. and Eng. – 2018. – Vol. 302, no. 1. – Art. 012027. DOI 10.1088/1757-899X/302/1/012027
12. Fully-turbulent adjoint method for the unsteady shape optimization of multi-row turbomachinery / A. Rubino, S. Vitale, P. Colonna, M. Pini // Aerosp. Sci. and Techn. – 2020. – Vol. 106. – 106132. DOI: 10.1016/j.ast.2020.106132
13. Thorn C.R., Hartfield R.J. Three-dimensional turbine blade optimization using evolutionary algorithm with viscous flow analysis // Proceed. of the 54th AIAA Aerosp. Sci. Meeting. – 2016. – 60339. DOI: 10.2514/6.2016-0115
14. Multidisciplinary optimization design of long blade turbine stage based on parallel self-Adaptive multi-objective differential evolution algorithm / J. Li, B. Li, L. Song, Z. Feng // Proceed. of the ASME Turbo Expo. – 2016. – GT2016-56180. DOI: 10.1115/GT2016-56180

15. Мухаммедов Н.А. Обеспечение надежного запуска авиационного ГТД на основе оптимизации характеристик пускового устройства и совершенствования системы управления: дис. ... канд. техн. наук: 05.07.05. – Рыбинск, 2016. – 182 с.

16. Новосельцев Д.А. Рабочий процесс компрессоров ГТД на режимах авторотации: дис. ... канд. техн. наук: 05.04.06. – Омск, 2002. – 181 с.

References

1. Zoccoli M.J., Cheeseman W.H. Development of the Next Generation Gas Turbine Based Jet Air Start Unit for the US Navy. Proceedings of the ASME 1998 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibition, Stockholm, Sweden, June 2–5, 1998, 98-GT-084. DOI: 10.1115/98-GT-084

2. Alabin M.A., Kats B.M., Litvinov Yu.A. Zapusk aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigateley [Starting of aircraft gas turbine engines]. Moscow: Mashinostroyeniye, 1968, 227 p.

3. Ferrand A., Bellenoue M., Bertin Y. [et al]. High Fidelity Modeling of the Acceleration of a Turboshaft Engine During a Restart. Proceedings of the ASME Turbo Expo 2018: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, Oslo, Norway, June 11–15, 2018, GT2018-76654. DOI: 10.1115/GT2018-76654

4. Tian T., Yu-chun Ch., Xin-yue M., Chao Z. Turbo Engine Starting Control Law Design and Process Simulation. Proceedings of the 2018 9th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering (ICMAE), Budapest, Hungary, July 10–13, 2018. pp. 546-551. DOI: 10.1109/ICMAE.2018.8467712

5. Park J.H., Baek JeH. Design of an Air-Starter Turbine and Starting Performance Prediction Through the Numerical Analysis. Proceedings of the ASME Turbo Expo 2015: Turbine Technical Conference and Exposition, Montreal, Quebec, Canada, June 15–19, 2015. GT2015-43062. DOI: 10.1115/GT2015-43062

6. Asgari, H., Chen, X., Sainudiin, R., Morini, M., Pinelli, M. and others. Modeling and simulation of the start-up operation of a heavyduty gas turbine by using NARX models. Proceedings of ASME Turbo Expo 2014 Dusseldorf, Germany, June 16–20, 2014. GT2014-25056.

7. Inozemtsev A.A., Nikhamkin M.A., Sandratskiy V.L. Osnovy konstruirovaniya aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok [Fundamentals of designing aircraft engines and power plants]. Moscow: Mashinostroyeniye, 2008. 207 p.

8. Kats B.M., Zharov E.S., Vinokurov V.K. Puskovyye sistemy aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigateley [Aircraft gas turbine engine starting systems]. Moscow: Mashinostroyeniye, 1976, 220 p.

9. Marchukov E., Egorov I., Popov G. [et al]. Improving of the working process of axial compressors of gas turbine engines by using an optimization method. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2017, Vol. 232, No. 1, Article number 012041. DOI: 10.1088/1757-899X/232/1/012041

10. Matveev V., Baturin O., Popov G. The Optimization of Four-Stage Low Pressure Turbine with Outlet Guide Vane. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2018, Vol. 302, No. 1, Article number 012037. DOI: 10.1088/1757-899X/302/1/012037

11. Marchukov E.Y., Egorov I.N. Gas Dynamic Modernization of Axial Uncooled Turbine by Means of CFD and Optimization Software. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2018, Vol. 302, No. 1, Article number 012027. DOI: 10.1088/1757-899X/302/1/012027

12. Rubino A., Vitale S., Colonna P. and Pini M. Fully-turbulent adjoint method for the unsteady shape optimization of multi-row turbomachinery. Aerospace Science and Technology, 2020 vol. 106, 106132. DOI: 10.1016/j.ast.2020.106132

13. Thorn C.R., Hartfield R.J. Three-dimensional turbine blade optimization using evolutionary algorithm with viscous flow analysis. Proceedings of the 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2016, 60339. DOI: 10.2514/6.2016-0115

14. Li J., Li B., Song L. and Feng Z. Multidisciplinary optimization design of long blade turbine stage based on parallel self-Adaptive multi-objective differential evolution algorithm. Proceedings of the ASME Turbo Expo, 2016, GT2016-56180. DOI: 10.1115/GT2016-56180

15. Mukhammedov N.A. Obespecheniye nadezhnogo zapuska aviatsionnogo gtd na osnove optimizatsii kharakteristik puskovogo ustroystva i sovershenstvovaniya sistemy upravleniya [Ensuring a reliable launch of an aviation GTE based on optimizing the characteristics of the launching device and improving the control system]: dissertation of the candidate of technical sciences: 05.07.05. Rybinsk, 2016, 182 p.

16. Novoseltsev D.A. Rabochiy protsess kompressorov GTD na rezhimakh avtorotatsii [Working process of GTE compressors in autorotation modes]: dissertation of the candidate of technical sciences: 05.04.06. Omsk, 2002, 181 p.

Об авторах

Попов Григорий Михайлович (Самара, Россия) – кандидат технических наук, доцент кафедры «Теория двигателей летательных аппаратов» ФГБОУ ВО СНИУ им. С.П. Королева (443086, г. Самара, Московское ш., д. 34, e-mail: grishatty@gmail.com).

Зубанов Василий Михайлович (Самара, Россия) – младший научный сотрудник научно-образовательного центра газодинамических исследований, ФГБОУ ВО СНИУ им. С.П. Королева (443086, г. Самара, Московское ш., д. 34, e-mail: waskes91@gmail.com).

Матвеев Валерий Николаевич (Самара, Россия) – доктор технических наук, профессор кафедры «Теория двигателей летательных аппаратов» ФГБОУ ВО СНИУ им. С.П. Королева (443086, г. Самара, Московское ш., д. 34, e-mail: valeriy2008@rambler.ru).

Батурин Олег Витальевич (Самара, Россия) – кандидат технических наук, доцент кафедры «Теория двигателей летательных аппаратов» ФГБОУ ВО СНИУ им. С.П. Королева (443086, г. Самара, Московское ш., д. 34, e-mail: oleg.v.baturin@gmail.com).

Корнеева Анастасия Ивановна (Самара, Россия) – инженер отдела перспективных проектов и программ, ФГБОУ ВО СНИУ им. С.П. Королева (443086, г. Самара, Московское ш., д. 34, e-mail: akorneeva94@mail.ru).

About the authors

Grigory M. Popov (Samara, Russian Federation) – CSc in Technical Sciences, Associate Professor of Aircraft Engine Theory Department, Samara University (34, Moscow highway, Samara, 443086, Russian Federation, e-mail: grishatty@gmail.com).

Vasily M. Zubanov (Samara, Russian Federation) – Junior Researcher, Research and Educational Centre of Gas-Dynamic Studies, Samara University (34, Moscow highway, Samara, 443086, Russian Federation, e-mail: waskes91@gmail.com).

Valeriy N. Matveev (Samara, Russian Federation) – Doctor of Technical Sciences, Professor of Aircraft Engine Theory Department, Samara University (34, Moscow highway, Samara, 443086, Russian Federation, e-mail: valeriy2008@rambler.ru).

Oleg V. Baturin (Samara, Russian Federation) – CSc in Technical Sciences, Associate Professor of Aircraft Engine Theory Department, Samara University (34, Moscow highway, Samara, 443086, Russian Federation, e-mail: oleg.v.baturin@gmail.com).

Anastasia I. Korneeva (Samara, Russian Federation) – Engineer of Advanced Projects and Programs Department, Samara University (34, Moscow highway, Samara, 443086, Russian Federation, e-mail: akorneeva94@mail.ru).

Получено 01.10.2020