

Н.А. Самойленко¹, Д.Д. Попова¹, Д.А. Попов^{1,2}

¹ ОДК-Авиадвигатель, Пермь, Россия

² Пермский национальный исследовательский политехнический университет, Пермь, Россия

ОБЗОР СИСТЕМ АКТИВНОГО УПРАВЛЕНИЯ РАДИАЛЬНЫМИ ЗАЗОРАМИ ТУРБИН, ПРИМЕНЯЕМЫХ В АВИАЦИОННОМ ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИИ. НАПРАВЛЕНИЯ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ

При проектировании современных газотурбинных двигателей мировые производители стремятся повышать эффективность основных узлов. Особое внимание уделяется повышению показателей экономичности двигателей. Существенное влияние на эффективность турбины и удельный расход топлива двигателя в целом оказывает величина радиального зазора. Даже незначительное изменение радиального зазора в турбине может привести к ощутимому перерасходу топлива, поэтому применяются системы активного управления радиальным зазором. Задачей САУРЗ является устранение/минимизация рассогласования радиальных перемещений ротора и статора, для чего производится регулирование тепловой инерционности статора (в существующих серийных системах).

Цель данной обзорной статьи заключается в рассмотрении многообразия различных САУРЗ, применяемых в серийном производстве турбин авиационных двигателей. На основании рассмотренных данных по турбинам серийных двигателей ведущих мировых производителей, таких как Rolls Royce, Pratt&Whiney, CFM International, General Electric, АО «ОДК-Авиадвигатель», выделены классификации САУРЗ по конструктивному исполнению (для турбины высокого или низкого давления) и по логике управления. В качестве ключевого фактора для классификации САУРЗ по конструктивному исполнению выбраны способ подачи охлаждающего воздуха и конфигурация полости обдува корпуса, классификация САУРЗ по логике управления включает в себя два варианта – двухпозиционная и программная системы. Помимо классификации были выделены пути совершенствования имеющихся серийных систем, которые заключаются в увеличении скорости регулирования. Также приведены перспективные САУРЗ, принципиально отличающиеся от имеющихся серийных по конструктивному исполнению и логике управления: для наземной техники – механические системы; для авиационной – тепловые, логика управления которых основана на математическом моделировании.

Ключевые слова: радиальный зазор, системы активного управления радиальным зазором, турбина, турбина высокого давления, турбина низкого давления, газотурбинный двигатель, классификация, конструктивные схемы САУРЗ, логика управления САУРЗ, тепловая САУРЗ, механическая САУРЗ.

N.A. Samoylenko¹, D.D. Popova¹, D.A. Popov^{1,2}

¹UEC-Aviadvgatel, Perm, Russian Federation

²Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation

REVIEW OF ACTIVE CLEARANCE CONTROL SYSTEMS USED IN AIRCRAFT ENGINE BUILDING. DIRECTIONS AND DEVELOPMENT PROSPECTS

World manufactures are focused on consumer features of products in the design of TPD. Special attention is paid to improving the efficiency of engines. Tip clearance significantly influences on the efficiency of turbine and the specific fuel consumption. Minor tip clearance change in turbine can lead to a significant increase in fuel consumption. That is what the active clearance control system (ACC) exists. The main purpose of ACC is to regulate the thermal inertia of stator (in existing serial systems) and to maintain the desired tip clearance.

The aim of this review article is to explore the variety of different ACC used in the serial production of gas turbine engines. The classification of ACC are distinguished by design (for HPT and LPT) and by control logic based on the considered data on turbines of serial engines from leading world manufactures (such as Rolls Royce, Pratt & Whiney, CFM, General Electric, Aviadvgatel). As a key factor for the classification of ACC by design, the method of supplying cooling air and the configuration of the casing blowing cavity were selected, the classification of ACC by control logic includes two options (two-position and program systems). In addition to the classification the ways of improving the existing serial systems were identified, which consist in increasing the speed of regulation. The promising ACC that are fundamentally different from the existing serials one by design and control logic were presented. Mechanical systems are used for ground engines and thermal systems are used for aircraft engines, whose control logic is based on mathematical modeling.

Keywords: tip clearance, active clearance control system, turbine, high pressure turbine, low pressure turbine, gas turbine engine, classification, ACC constructive schemes, ACC control logic, thermal ACC, mechanical ACC.

Введение

Современный авиационный газотурбинный двигатель (ГТД) представляет собой сложную нелинейную динамическую систему с взаимным влиянием газодинамических и теплофизических процессов, протекающих в его узлах. Процессы в двигателе являются нестационарными по времени и условиям эксплуатации.

Развитие ГТД связано с постоянным интенсивным поиском резервов дальнейшего повышения эффективности рабочего процесса с целью улучшения их экономичности. Одним из таких резервов является сокращение потерь, связанных с перетеканием рабочего тела в зазор между ротором и статором [1].

Протекающее через радиальный зазор над рабочей лопаткой рабочее тело не вносит своего вклада в мощность турбины. В радиальном зазоре эти утечки теряют свой потенциал по давлению и сохраняют свою энергию, не превращая ее в полезную работу турбины [2]; кроме того, изменяется структура течения в межлопаточном канале, так как вихрь утечки через радиальный зазор имеет наибольшую интенсивность среди всех вторичных течений в лопаточных решетках турбин [3].

Ведущие мировые производители ГТД непрерывно совершенствуют потребительские параметры выпускаемых изделий. Одним из наиболее значимых параметров является удельный расход топлива. В различных исследовательских работах отмечено, что радиальный зазор имеет значительное влияние на удельный расход топлива. Так, например, в работе [4] приведены сведения о том, что увеличение относительного радиального зазора в турбине высокого давления (ТВД) на 1 % приводит к снижению КПД двигателя примерно на 3 % и перерасходу топлива почти на 10 %. В зарубежных работах [5, 6] приводятся данные о том, что уменьшение радиального зазора на 0,01 дюйма (что составляет порядка 0,25 % в относительной величине) приводит к снижению удельного расхода топлива от 0,8 до 1 %, также сокращается эмиссия вредных веществ и снижается температура за турбиной приблизительно на 10 °С. Однако снижать монтажные зазоры не представляется возможным, так как существует опасность полного закрытия зазора на переходных режимах, вследствие чего происходит врезание ротора в статор. При врезании торца рабочей лопатки в статор происхо-

дит ее повреждение и нарушение имеющихся конструктивных особенностей (например, торцевого колодца – пассивного метода уплотнения радиального зазора), приводящих также к усилению вихря утечки через радиальный зазор, снижению КПД узла турбины и росту удельного расхода топлива.

В работе [7] представлены физические основы процесса изменения радиального зазора в течение полетного цикла. При изменении условий работы двигателя механическая деформация диска и лопатки происходит мгновенно, затем происходит тепловая деформация лопатки, так как она имеет малый размер и обладает малой тепловой инертностью. Вышеуказанные деформации приводят к уменьшению зазора, затем происходит прогрев более инертных диска и корпуса, дальнейшее изменение зазора зависит от их тепловой инертности и взаимных тепловых деформаций, но, как правило, корпус прогревается быстрее и темп закрытия зазора снижается, а значение приближается к крейсерской величине. Из вышесказанного следует, что радиальный зазор является сложным динамическим параметром, зависящим от механических, теплофизических и газодинамических процессов.

Для минимизации радиального зазора в процессе работы двигателя, а также предотвращения касания ротора о статор на переходных процессах используются системы активного управления радиальным зазором (САУРЗ, *англ.* ACC – Active Clearance Control), которые имеют различные принципы действия и конструктивные схемы.

Классификация САУРЗ

На рис. 1 представлена классификация возможных типов САУРЗ, приводимая в различных источниках [8, 9].

Тепловая система основана на нагреве или охлаждении корпуса воздухом, отбираемым из различных мест тракта двигателя. Тепловые системы являются наиболее распространенными и применяются на подавляющем большинстве современных двигателей, так как они наиболее простые в конструктивной реализации, однако их главным недостатком является скорость быстрогодействия. Тепловые схемы имеют два направления развития: увеличение скорости быстрогодействия и модификация программы управления.



Рис. 1. Классификация САУРЗ

Механические системы являются перспективными, однако в настоящее время не встречаются в серийном производстве. Поверхность корпуса перемещается с помощью механического привода. Главное преимущество таких систем заключается в быстром и точном позиционировании фрагментов корпуса. Недостатками являются сложность уплотнения подвижных частей и громоздкость системы.

Пневматические системы используют для регулирования воздух. Так, например, для уменьшения зазора необходимо подать воздух с давлением большим, чем в проточной части (например, для корпуса турбины – воздух из-за компрессора высокого давления (КВД)), в полость, размещенную над корпусом. Преимуществом является низкий расход воздуха (при условии должного уплотнения рабочих полостей), недостатками являются сложность организации и уплотнения полостей, а также малый системный диапазон регулирования (раз-

ницы значений давления может не хватить для закрытия зазора на двигателе в конце ресурса).

Выделяют также комбинированные системы, которые могут объединять сразу несколько методов. В отдельную категорию выделяют регенеративные системы, которые, по сути, не осуществляют активного управления радиальным зазором, а позволяют восстановить зазор на изношенном двигателе при техническом обслуживании путем введения регулирующих элементов (например, механических регуляторов радиального положения секторов статора).

Сравнительный анализ описанных выше типов систем приведен в табл. 1.

В настоящее время в серийном производстве авиационных двигателей применяются САУРЗ теплового регулирования, поэтому далее в статье производится обзор именно тепловых систем.

Таблица 1

Сравнительный анализ типов САУРЗ

| Тип | Тепловая | Механическая | Пневматическая |
|--------------|--|--|--|
| Преимущества | Распространенность (подавляющее большинство – в авиационных двигателях), вследствие чего конструкции и логика управления являются простыми и отработанными | Высокие точность и скорость регулирования | Низкий расход воздуха на САУРЗ (при должном уплотнении полостей наддува), высокая скорость регулирования |
| Недостатки | Низкая скорость регулирования | Сложность и громоздкость конструкции, необходимость уплотнения подвижных деталей | Малый диапазон регулирования, сложность (необходимость уплотнения полостей наддува) |

САУРЗ современных авиационных двигателей

Конструктивные схемы

Как было отмечено ранее [9], в серийном производстве применяются тепловые САУРЗ, основанные на обдуве корпуса воздухом, тем самым регулирующие его тепловые деформации. На рис. 2 [10] представлена часть схемы вторичных потоков двигателя PW 1100G, на которой видно, что на САУРЗ отбирается воздух из канала наружного контура.

Данная схема является типовой для всех современных двигателей как по конструктивному исполнению, так и по схеме работы. Воздух на обдув корпуса отбирается из канала наружного контура, затем поступает в тонкостенный кожух 1, расположенный над

корпусом ТВД, после выравнивания параметров в кольцевом канале воздух поступает на корпус ТВД через множество отверстий малого диаметра в кожухе. Из кожуха по трубопроводу 2 воздух поступает в кольцевую систему трубопроводов 3, окружающую корпус турбины низкого давления (ТНД). Обдув корпуса происходит через множество отверстий малого диаметра в кольцевых трубах 3. Все остальные существующие серийные САУРЗ отличаются незначительно, как правило отличия касаются мест отбора охлаждающего воздуха, конфигурации полостей воздуха обдува или логики управления. Так, например, в двигателе ПС-90А [11] обдув ТВД и ТНД происходит из кольцевой системы трубопроводов, аналогично ТНД PW 1100G.

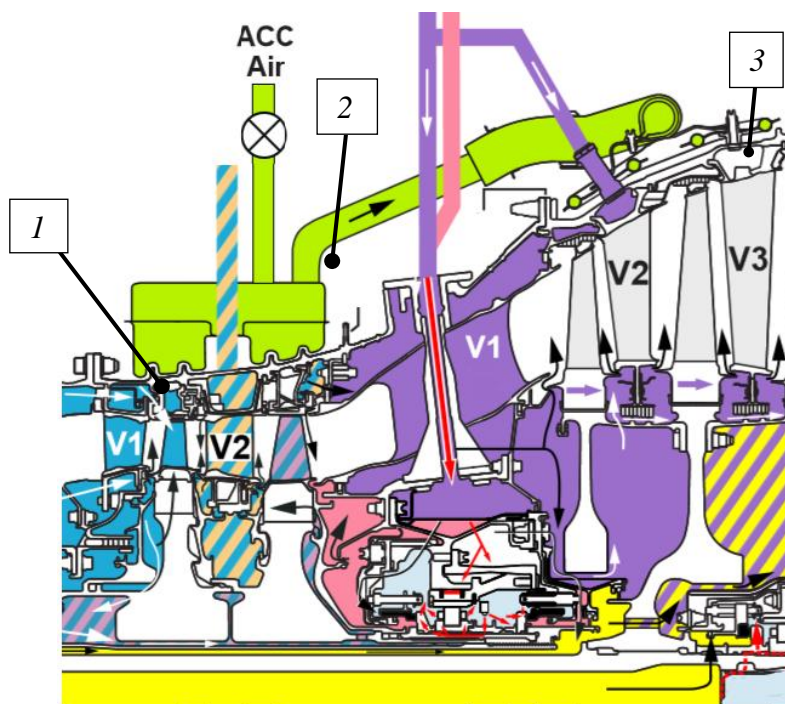


Рис. 2. Фрагмент схемы вторичных потоков двигателя PW1100G, схема САУРЗ [10]

В ТНД двигателей Rolls Royce Trent обдув корпуса происходит в отделенном кожухом подкапотном пространстве. На рис. 3 представлены патенты, демонстрирующие тип обдува корпуса ТНД в двигателях Rolls Royce: а) показана труба отбора воздуха из канала наружного контура и дальнейшее движение воздуха в кожухе (Alexander Boeck. Patent US 6,625,989. 2003–09–30); б) показан способ интенсификации теплообмена путем ввода дополнительного воздуха в окружном направлении

(для увеличения закрутки потока) в область ребер корпуса (Stuart J. Kirby. Patent US 2010/0260598 A1 2010–10–14).

С помощью такого кожуха можно добиться больших скоростей охлаждающего воздуха за счет малой площади канала, а также профилированием канала можно локально варьировать скорость потока, тем самым изменяя коэффициент теплоотдачи для локального регулирования температур и тепловых деформаций.

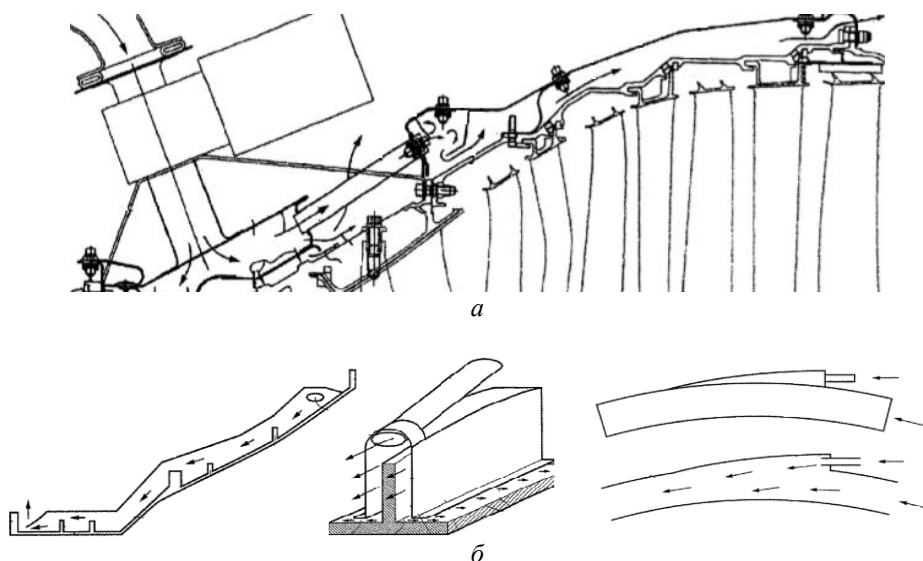


Рис. 3. Обдув турбины низкого давления под кожухом в двигателях Rolls Royce Trent:
a – схема обдува; *б* – способ интенсификации теплообмена

Стоит также выделить разновидность обдува ТВД, применяемую в двигателях General Electric [7]. Для интенсификации теплообмена при обдуве ТВД используются вторичные потоки с большим расходом охлаждающего воздуха. Таким потоком, например, является воздух, охлаждающий ротор. Воздух в первую очередь попадает в полость охлаждения корпуса, а затем через детали статора уходит на охлаждение ротора. Минусом такой системы является дополнительный подогрев воздуха, участвующего в охлаждении ротора.

Помимо этого, имеются патенты, направленные на интенсификацию теплообмена, что говорит о главном недостатке, отмеченном в приведенной классификации САУРЗ, а именно о недостаточной скорости регулирования на переходных режимах. Так, например, в патенте US 7,740,443 В2 воздух не обдувает ребра корпуса снаружи, а проходит через множество отверстий в них, тем самым увеличивается площадь поверхности теплообмена, в результате чего возрастает скорость регулирования.

На рис. 4 представлен способ обдува корпуса ТВД в двигателях General Electric, а также способ дополнительной интенсификации теплообмена¹.

Резюмируя, можно выделить следующие конструкции используемых серийных тепло-

вых САУРЗ современных авиационных двигателей, приведенные в табл. 2.

Логика управления

По логике управления, используемой в серийном производстве, тепловые САУРЗ авиационных двигателей можно разделить на программные и двухпозиционные.

В двухпозиционных САУРЗ возможно только два варианта обдува корпуса: включено/выключено. Радиальные зазоры заранее рассчитываются для всех режимов работы двигателя, на основании чего производят настройку САУРЗ. В качестве примера можно привести методику [12], в которой на основании термодинамических параметров двигателя производится одномерный расчет вторичных потоков для определения расходов и давлений. Затем в двумерной постановке определяются температуры и перемещения ротора и статора, в результате чего определяется зазор по типовому полетному циклу (ТПЦ). По определенному зазору можно варьировать задаваемый расход в САУРЗ, тем самым изменяя зазор. В основном двухпозиционные САУРЗ включаются и обеспечивают зазор на самом продолжительном крейсерском режиме. В качестве примера реализации двухпозиционной системы можно привести двигатель Rolls Royce Trent 700 [13], схема которого показана на рис 5. Клапан на трубе подвода открыт только на крейсерском режиме.

¹ Kenneth E.S., Wojciech S., Zhifeng D., Robert P.Z., Patent US 7,740,443 B2. 2010-06-22.

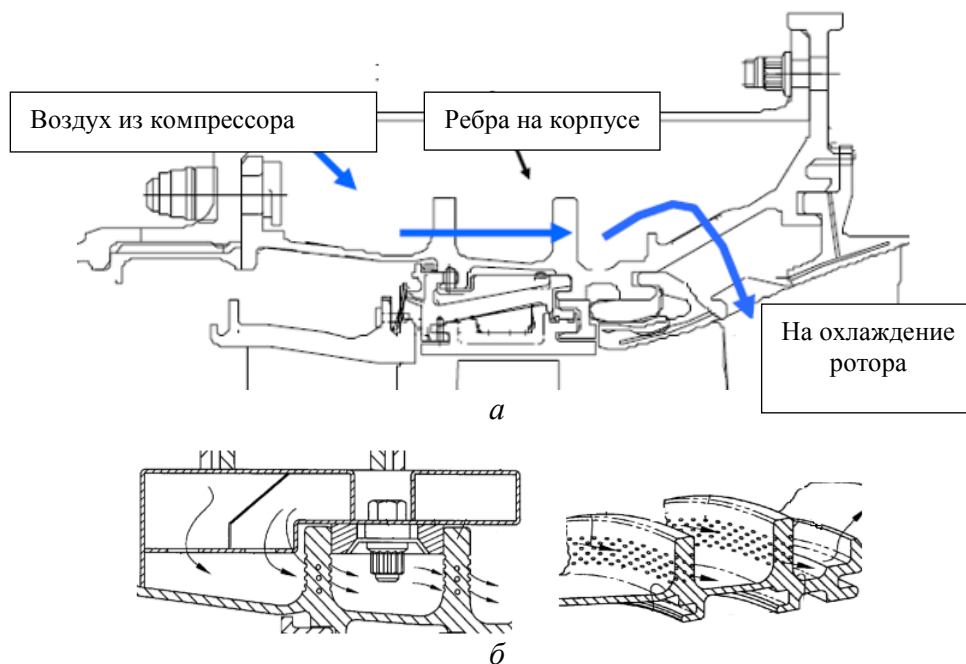


Рис. 4. Обдув турбины высокого давления воздухом на охлаждение ротора в двустенном корпусе в двигателях General Electric: а – схема обдува [7]; б – способ интенсификации теплообмена²

Таблица 2

Классификация САУРЗ по конструктивному исполнению

| Конструктивное исполнение | Применение | Пример двигателей/фирм |
|---|------------|-------------------------------|
| Тонкостенный кожух-коллектор с множеством отверстий, выходящих на корпус | ТВД | Rolls Royce, General Electric |
| Кольцевые трубопроводы, соединенные единым коллектором, с множеством отверстий, выходящих на корпус | ТВД, ТНД | PW 1100G, GE, ПС-90А |
| Тонкостенный кожух, образующий полость течения охлаждающего воздуха над корпусом | ТНД | Rolls Royce Trent |
| Двустенный корпус с последующей подачей воздуха на охлаждение ротора | ТВД | General Electric |

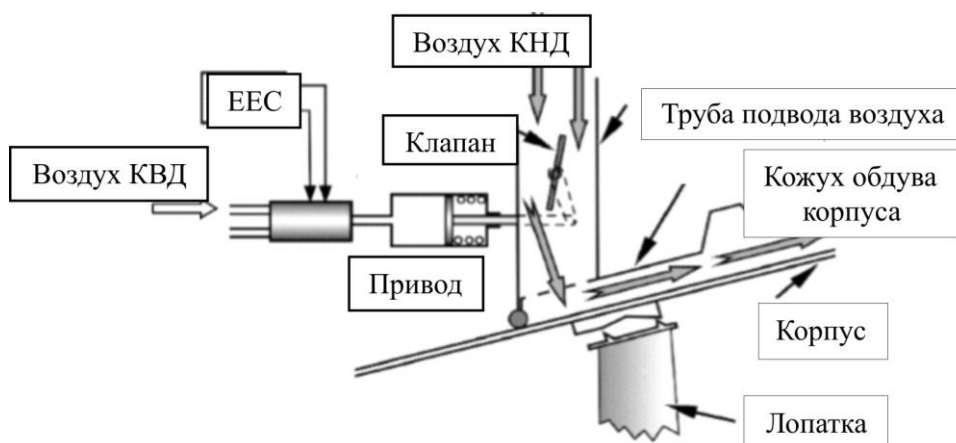


Рис. 5. Схема двухпозиционной САУРЗ турбины низкого давления двигателя Rolls Royce Trent 700 [13]: ЕЕС (Electronic Engine Control) – электронная система контроля двигателя

² Kenneth E.S., Wojciech S., Zhifeng D., Robert P.Z., Patent US 7,740,443 B2. 2010-06-22.

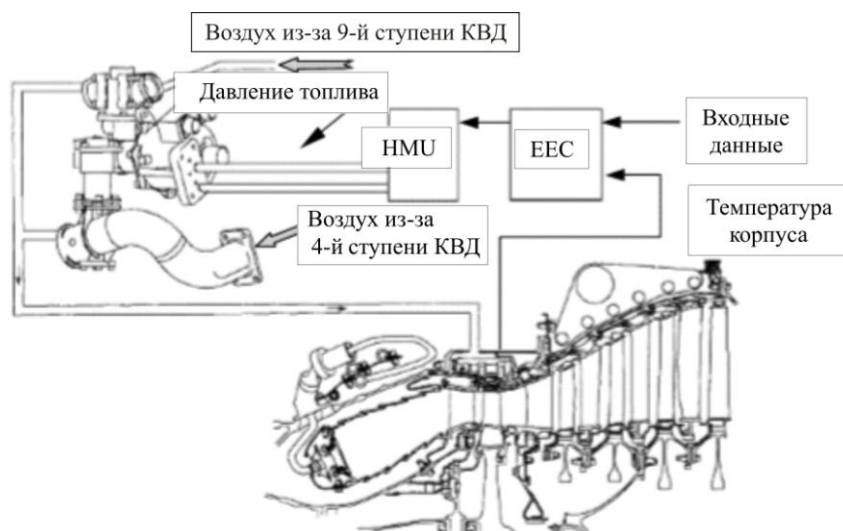


Рис. 6. Схема программной САУРЗ ТВД двигателя CFM56-7B [13]:
 ЕЕС (Electronic Engine Control) – электронная система контроля двигателя;
 НМУ (hydromechanical unit) – гидравлический привод

В программной САУРЗ регулирование осуществляется на основании каких-либо параметров цикла, а также в некоторых случаях с использованием обратной связи по величине зазора. На рис. 6 показана САУРЗ ТВД двигателя CFM56-7B, где НМУ (hydromechanical unit) – гидравлический привод. На основании входных данных (таких как температура газа, обороты ротора и т.д.) и результатов работы упрощенной модели расчета радиального зазора система устанавливает необходимость в регулировке и исходя из режима работы двигателя подает сигнал на клапан обдува, который регулирует температуру воздушной смеси, подаваемой на САУРЗ.

Наиболее упрощенное описание логики работы подобных систем можно сформулировать следующим образом: если зазор слишком большой/маленький (привязан к параметрам режима), то необходимо открыть/закрыть клапан обдува корпусов. Следовательно, система не прогнозирует величину зазора, а производит его отслеживание и регулирование на основании текущих входных данных.

Используемую в серийных САУРЗ авиационных двигателей логику управления можно разделить на два типа:

- программная (работает на всех режимах);
- двухпозиционная (работает преимущественно на крейсерских режимах).

Перспективные схемы САУРЗ

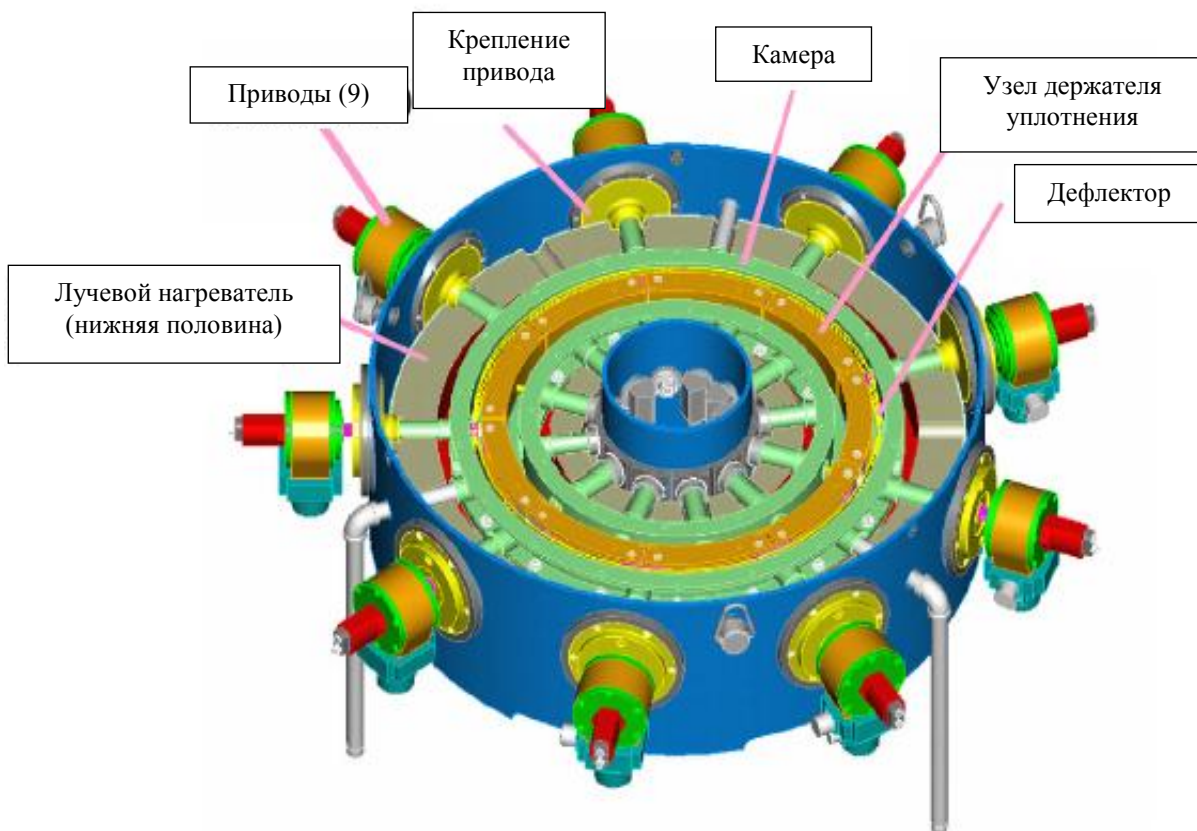
Среди наиболее перспективных направлений развития САУРЗ можно выделить такие,

как увеличение скорости регулирования на переходных режимах и полностью динамическое предиктивное управление радиальным зазором, исходя из рабочих параметров двигателя (поддержание зазора постоянным во всем ТПЦ).

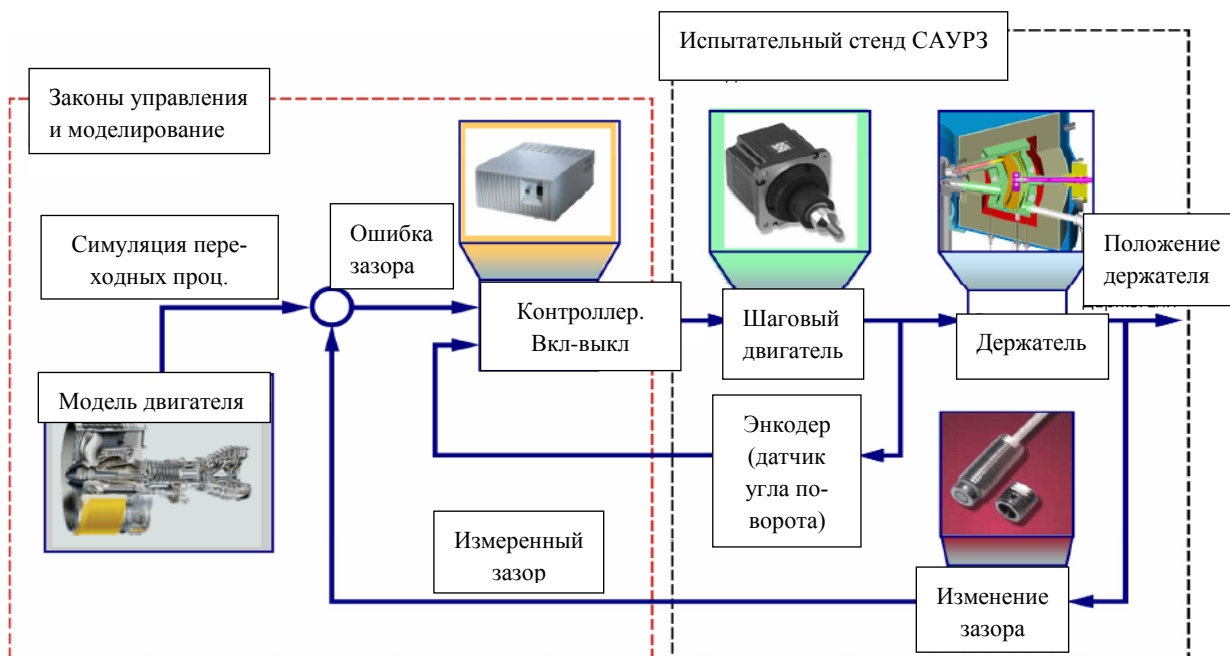
1. Механическая САУРЗ

В механических САУРЗ перемещение фрагментов корпуса осуществляется механически, вследствие чего перемещения корпуса не привязаны к режиму работы двигателя, а скорость регулирования зависит только от скорости работы привода. В работе [14] показана экспериментальная установка для регулирования радиального зазора с помощью шаговых двигателей на основании обратной связи по датчику величины радиального зазора.

На рис. 7 представлена конструктивная схема установки и логика управления системой. Секторные кольца статора перемещаются с помощью девяти шаговых двигателей. Скорость шагового двигателя 0,01 дюйм/с (0,254 мм/с), что позволяет закрывать зазоры практически мгновенно. Зазор измеряется тремя емкостными датчиками (для расчета принимается минимальное значение), затем по ошибке зазора (разница между текущим зазором и требуемым) происходит регулирование. Испытания показали, что система способна поддерживать радиальный зазор с малыми отклонениями (ошибка < 0,001 дюйма (0,0254 мм)).



a



б

Рис. 7. Испытательный стенд механической САУРЗ:
a – конструкция; *б* – логика управления [14]

Как было отмечено выше, главными преимуществами механической системы являются поддержание точного значения зазора с малой ошибкой и значительное быстродействие системы. К недостаткам можно отнести габариты, значительное изменение существующих конструкций (внедрение подвижных элементов в статор), необходимость дополнительного уплотнения подвижных соединений. Подобные системы из-за значительных габаритов возможно использовать только в наземных установках, однако, исходя из их значительных преимуществ, вероятно рассмотрение таких систем как перспективных для авиационных двигателей, так как в дальнейшем возможны уменьшение габаритов приводов и адаптация систем для использования на двигателях авиационного назначения.

2. Тепловые САУРЗ, основанные на математическом моделировании

Наиболее близкими к серийному производству являются тепловые САУРЗ, основанные на математическом моделировании, так как конструктивная схема остается неизменной, а изменяется лишь методика управления.

САУРЗ должна регулировать тепловую инерционность статора с помощью управляемого ею охлаждения посредством дозирования расхода или регулирования температуры охлаждающего воздуха. Для осуществления такой методики управления управляющая мо-

дель должна производить расчет величины радиального зазора не только в режиме реального времени, но и с прогнозированием вперед на некоторый временной отрезок, так как необходимо оценивать, каким будет величина радиального зазора при текущих параметрах и, исходя из этого, регулировать подачу охлаждающего корпус воздуха.

В работе [7] описана схема регулирования подобной САУРЗ. Логика управления представлена на рис. 8.

Модель радиального зазора должна рассчитывать перемещения ротора и статора, а также расход и температуру охлаждающего корпус воздуха, для установления оптимальной величины радиального зазора в любой точке ТПЦ. Из любой точки переходного процесса (верхняя линия на графике отклика величины радиального зазора рис. 8), подобрав по математической модели необходимый расход или температуру охлаждающего воздуха, можно привести систему в оптимальное (заданное) значение величины радиального зазора (зеленая линия).

В настоящее время главной проблемой создания подобных систем является скорость моделирования радиального зазора. Современные трехмерные методики являются наиболее достоверными и позволяют точно моделировать зазор даже на переходных процессах [15].

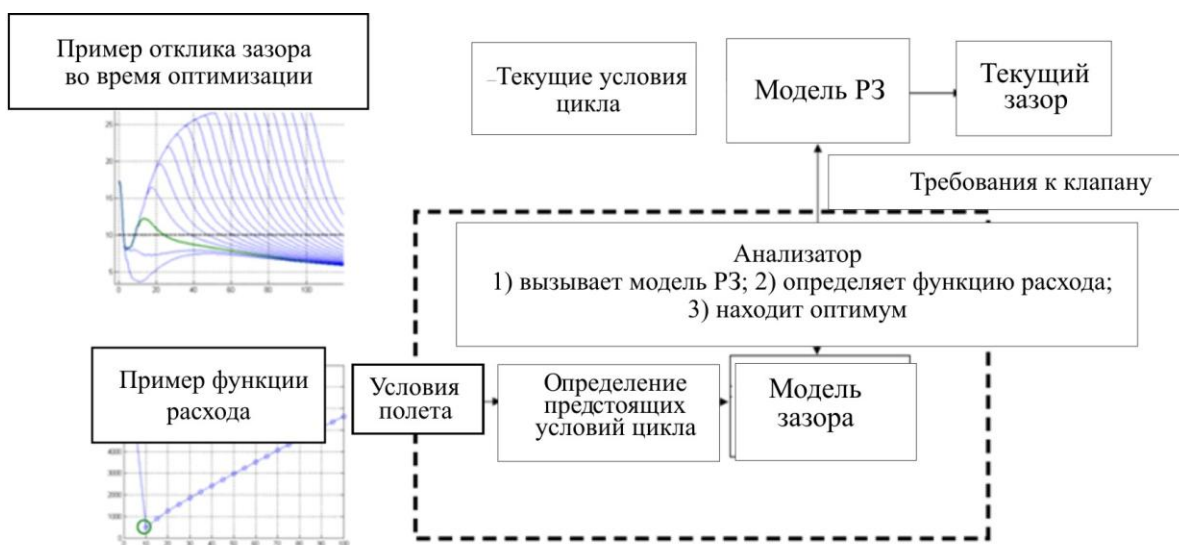


Рис. 8. Логика управления САУРЗ, основанной на математическом моделировании [7]

В серийном производстве применяются методики, подобные методике [11], изначально рассчитываются параметры потока по одномерной модели, а затем температуры и перемещения в осесимметричной двумерной постановке. Описанные выше методики не удовлетворяют потребностям динамических систем по скорости расчета, поэтому для подобных систем разрабатываются быстродействующие методики расчета. Так, например, в работах [16, 17] приведены предельно упрощенные одномерные методики, которые достаточно достоверны для регулирования зазора.

Заключение

В данной статье рассмотрены САУРЗ турбин, применяемые ведущими мировыми производителями в серийном производстве авиационных двигателей, а также наиболее актуальные и перспективные направления развития САУРЗ.

В ходе анализа существующих серийных САУРЗ приведена классификация для ТНД и ТВД по конструктивным схемам и логике управления. Помимо серийных САУРЗ рассмотрены наиболее перспективные системы, пока не применяемые в серийном производстве.

В результате анализа источников информации получена следующая классификация САУРЗ серийных авиационных двигателей:

1. По конструктивному исполнению:
Применительно для ТВД:

– тонкостенный кожух-коллектор с множеством отверстий малого диаметра, направленных на корпус (PW 1100G, Rolls Royce Trent);

– кольцевая система трубопроводов с единым коллектором и с множеством отверстий малого диаметра, направленных на корпус (ПС-90А);

– двустенный корпус ТВД с последующей подачей большого количества воздуха на охлаждение ротора (General Electric).

Применительно для ТНД:

– кольцевая система трубопроводов с единым коллектором и с множеством отверстий малого диаметра, направленных на корпус (ПС-90А, PW1100G, General Electric);

– тонкостенный кожух, образующий полость течения охлаждающего воздуха над корпусом (Rolls Royce Trent).

2. По логике управления:

– программные (работающие на всех режимах), в которых регулировка величины радиального зазора происходит исходя из режима работы двигателя: если зазор слишком большой/маленький, то клапан обдува корпусов регулирует расход или температуру охлаждающего корпуса воздуха (применяется на CFM56-7В);

– двухпозиционные (работающие на двух режимах – открыто/закрыто), в которых регулировка величины радиального зазора возможна на крейсерском режиме (применяется на ПС-90А, Rolls Royce Trent 700).

Библиографический список

1. Моделирование динамики радиального размера диска турбины, обусловленной действием механических факторов / Р.Л. Зеленский, С.В. Епифанов, Е.В. Марценюк, В.В. Бойко // Вісник двигунобудування. – 2015. – № 2. – С. 80–91.
2. Иноземцев А.А., Нихамкин М.А., Сандрацкий В.Л. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. – М.: Машиностроение, 2008. – Т. 2. – 368 с.
3. Пискунов С.Е., Попов Д.А., Самойленко Н.А. Общая классификация потерь и обзор моделей вторичных течений в решетках газовых турбин // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2020. – № 63. – С. 30–39.
4. Иноземцев А.А., Бажин С.В., Снитко М.А. Вопросы оптимизации радиальных зазоров ТВД авиационных ГТД // Вісник двигунобудування. – 2012. – № 2. – С. 149–154.
5. Lattime S.L., Steinetz V.M., Robbie M.G. Test rig for evaluating active turbine blade tip clearance control concepts. NASA/TM–2003–212533, also AIAA–2003–4700, presented at the AIAA/ASME/SAE/ASEE Conference – July, 2003. – Huntsville, AL // J. Int. Propulsion and Power. – May–June 2005. – Vol. 21 (3). – P. 1–23.
6. Wiseman M.W., Guo T.H. An investigation of life extending control techniques for gas turbine engines // Proceedings of the American Control Conference, IEEE Service Center – Piscataway, NJ, IEEE Catalog No. 01CH37148. – 2001. – Vol. 5. – P. 3706–3707.
7. Benefits of improved HP turbine clearance control. NASA/CP–2007–214995/VOL1, presented at the 2006 NASA seal/secondary air system workshop / R. Ruiz, B. Albers, S. Wojciech, K. Seitzer. – Cleveland, OH. – October, 2006.

8. Крюков А.И. Некоторые вопросы проектирования ГТД: учеб. пособие. – М.: Изд-во МАИ, 1993. – 336 с.
9. Lattime S.B., Steinets B.M.. Turbine engine clearance control systems: current practices and future directions // Paper for the 38th Joint Propulsion Conference – Glenn Research Center. 2002. – AIAA 20023790.
10. DLSCRIB: сайт. – URL: https://dlscrib.com/pw1100g-jm-af_58a511116454a79e56b1e980_pdf.html (дата обращения: 21.04.2021).
11. Нихамкин М.А., Зальцман М.М. Конструкция основных узлов двигателя ПС-90А. – Пермь: Изд-во Перм. гос. техн. ун-та, 2002. – 111 с.
12. Бондарчук П.В., Тисарев А.Ю., Лаврушин М.В. Разработка методики расчета системы управления радиальными зазорами в турбине ГТД // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. – 2012. – № 3. – С. 272–278.
13. Linke-Diesinger A. Systems of commercial turbofan engines. An introduction to system functions. – Leipzig: Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2008. – 239 p.
14. Evaluation of an active clearance control system concept / B.M. Steinetz, S.B. Lattime, S. Taylor, J.A. De Castro, J. Oswald, K.J. Melcher // NASA/TM–2005-213856, also AIAA–2005–3989, presented at the AIAA/ASME/SAE/ASEE Conference, November. – Cleveland, OH, 2005. – 20 p.
15. Thermo-mechanical analysis and estimation of turbine blade tip clearance of a small gas turbine engine under transient operating conditions / R. Kumar, V.S. Kumar, M.M. Butt, N.A. Sheikh, S.A. Khan, A. Afzal // Applied Thermal Engineering. – 2020. – Vol. 179. – P. 1–32. DOI:10.1016/j.applthermaleng.2020.115700
16. Integrated turbine tip clearance and gas turbine engine simulation / J.W. Chapman, J.L. Kratz, T.H. Guo, J. Litt // NASA/TM–2016-219146, presented at the 52nd AIAA/ASME/SAE/ASEE conference, July. – Cleveland, OH, 2016. – P. 1–17. DOI: 10.2514/6.2016-5047
17. Kratz J.L. Active turbine tip clearance control trade space analysis of an advanced geared turbofan engine // Joint Propulsion Conference, Cincinnati, OH, 11 July, 2018. – Cincinnati, OH, 2018. – P. 1-24. DOI: 10.2514/6.2018-4822

References

1. Zelenskij R.L., Epifanov S.V., Marcenjuk E.V., Bojko V.V. Modelirovanie dinamiki radialnogo diska turbini, obuslovennoj deistviem mehanicheckih faktorov. Vestnik dvigunobuduvania, 2015, no. 2, pp. 80-91.
2. Inozemtcev A.A., Nihamkin M.A., Sandratskij V.L. Osnovi konstruirovania aviatcionnih dvigatelej i energeticheskikh ustanovok. Moscow: Mahinostroenie, 2008, Tom 2. – 368 p.
3. Piskunov S.E., Popov D.A., Samojlenko N.A. Obzhaa klassifikatsia poter i obzor modelej techenij v reshotkah gazivih turbin. Vestnik PNIPU. Aerokosmicheskaa tehnika, 2020, no. 63, pp. 30-39.
4. Inozemtcev A.A., Bazhin S.V., Snitko M.A. Voprosi optimizatsii radialnih zazorov TVD aviatcionnih GTD. Vestnik dvigunobuduvania, 2012, no 2, pp. 149-154.
5. Lattime S.L., Steinetz B.M., Robbie M.G. Test Rig for Evaluating Active Turbine Blade Tip Clearance control Concepts. NASA/TM–2003-212533, also AIAA–2003–4700, presented at the AIAA/ASME/SAE/ASEE conference – July, 2003. – Huntsville, AL. Journal of Propulsion and Power, vol. 21 (3) May-June 2005, pp. 1–23.
6. Wiseman M.W., Guo T.H. An Investigation of Life Extending Control Techniques for Gas Turbine Engines. Proceedings of the American Control Conference, IEEE Service Center, Piscataway, NJ, IEEE Catalog No. 01CH37148, vol. 5, pp. 3706–3707, 2001.
7. Ruiz R., Albers B., Wojciech S., Seitzer K. Benefits of improved HP turbine clearance control. NASA/CP–2007-214995/VOL1, presented at the 2006 NASA seal/secondary air system workshop, Cleveland, OH, October, 2006.
8. Krukov A.I. Nekotorie voprosi proektirovania GTD. Moscow, Iz-vo MAI, 1993, 336 p.
9. Scott B. Lattime, Bruce M. Steinets. Turbine engine clearance control systems: current practices and future directions. Paper for the 38th Joint Propulsion Conference, Glenn Research Center, 2002. AIAA 20023790.
10. DLSCRIB, available at: https://dlscrib.com/pw1100g-jm-af_58a511116454a79e56b1e980_pdf.html (accessed 21 April 2021).
11. Nihamkin M.A., Zaltzman M.M. Konstruktsia ochovnih uzlov dvigatela PC-90A. Perm, iz-vo PGTU, 2002, 111p.
12. Bondarchuk P.V., Tisarev A.U., Lavruchin M.V. Razrabotka metodiki rascheta sistemi upravlenia radialnimi zazorami v turbine GTD. Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta, 2012, no. 3, pp. 272-278.

13. Linke-Diesinger A. Systems of commercial turbofan engines. An introduction to system functions. Leipzig: Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2008. 239 p.

14. Steinetz B.M., Lattime S.B., Taylor S., DeCastro J.A., Oswald J., Melcher K.J. Evaluation of an active clearance control system concept. *NASA/TM-2005-213856, also AIAA-2005-3989, presented at the AIAA/ASME/SAE/ASEE conference*, November, Cleveland, OH, 2005. 20 p.

15. Kumar R., Kumar V.S., Butt M.M., Sheikh N.A., Khan S.A., Afzal A. Thermo-mechanical analysis and estimation of turbine blade tip clearance of a small gas turbine engine under transient operating conditions. *Applied Thermal Engineering*, 2020, vol. 179, pp. 1-32. DOI:10.1016/j.applthermaleng.2020.115700

16. Chapman J.W., Kratz J.L., Guo T.H., LittIntegrated J. turbine tip clearance and gas turbine engine simulation. *NASA/TM-2016-219146, presented at the 52nd AIAA/ASME/SAE/ASEE conference, July, Cleveland, OH, 2016*, pp. 1-17. DOI: 10.2514/6.2016-5047.

17. Kratz J.L. Active turbine tip clearance control trade space analysis of an advanced geared turbofan engine. *Joint Propulsion Conference, Cincinnati, OH, 11 July, 2018*, pp. 1–24. DOI: 10.2514/6.2018-4822

Об авторах

Попова Диана Дмитриевна (Пермь, Россия) – инженер-конструктор – расчетчик отдела расчетно-экспериментальных работ по турбинам АО «ОДК-Авиадвигатель» (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 93, e-mail: popova-dd@avid.ru).

Попов Денис Андреевич (Пермь, Россия) – инженер-конструктор – расчетчик отдела расчетно-экспериментальных работ по турбинам АО «ОДК-Авиадвигатель» (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 93); аспирант кафедры «Авиационные двигатели» ФГАОУ ВО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., 29, e-mail: popov-da@avid.ru).

Самойленко Никита Андреевич (Пермь, Россия) – инженер-конструктор – расчетчик отдела расчетно-экспериментальных работ по турбинам АО «ОДК-Авиадвигатель» (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., 93, e-mail: nikita5am@yandex.ru).

About the authors

Diana D. Popova (Perm, Russian Federation) – Design and Analysis Engineer of Turbine Analysis and Experiment Department, JSC “UEC-Aviadvigatel” (93, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: popova-dd@avid.ru).

Denis A. Popov (Perm, Russian Federation) – Design and Analysis Engineer of Turbine Analysis and Experiment Department, JSC “UEC-Aviadvigatel” (93, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation); PhD Student of Aircraft Engines Department, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: popov-da@avid.ru).

Nikita A. Samoylenko (Perm, Russian Federation) – Design and Analysis Engineer of Turbine Analysis and Experiment Department, JSC “UEC-Aviadvigatel” (93, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: nikita5am@yandex.ru).

Получено 14.05.2021