

Совершенствование метода проверки наземного «холодного» запуска ТРДД с большой степенью двухконтурности

Васильев Д.Л., Егоров И.В., Жигунов М.М., Нарышкин А.А.

Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, г. Москва

e-mail: dgigunov@ciam.ru

Представлены реализованные на высотно-климатических стендах ЦИАМ конструктивные, технологические и системные мероприятия, обеспечивающие совершенствование метода проверки наземного «холодного» запуска ТРДД с большой степенью двухконтурности. Мероприятия позволяют выполнить полный объем сертификационных испытаний и повысить их достоверность.

Ключевые слова: высотно-климатический стенд, двухконтурный турбореактивный двигатель, большая степень двухконтурности, наземный запуск, «холодный» запуск.

Improvement of the method for checking the ground “cold” start of a turbofan with high bypass ratio

Vasilev D.L., Egorov I.V., Zhigunov M.M., Naryshkin A.A.

CIAM, Moscow

The paper presents constructive, technological and system measures implemented at CIAM altitude climatic test facility. These measures provide an improvement in the method for checking the ground “cold” start of a high bypass ratio turbofan. Furthermore, they allow to perform certification tests and increase their reliability.

Keywords: altitude climatic test facility, turbofan, high bypass ratio, ground start, «cold» start.

Введение

Запуск авиационного двигателя на земле является важнейшим эксплуатационным свойством, определяющим способность выхода двигателя на режим малого газа в данных климатических условиях за заданный промежуток времени после нажатия кнопки запуска и перевода рычага управления двигателя в положение «Малый газ» [1].

Основным требованием к наземному запуску двигателя является регламентированное время запуска, определяющее такой важный параметр, как готовность к взлету.

Время запуска регламентируется нормативными документами [2] для условий равнинных и высокогорных аэродромов на высоте –300...4500 м от уровня моря при температурах атмосферного воздуха –54...+54°C.

Особенностью запуска двухконтурного турбореактивного двигателя (ТРДД) с большой степенью двух-

контурности является продолжительное время раскрутки ротора низкого давления вследствие малой частоты вращения и малой избыточной мощности турбины вентилятора [3]. Возникающее при этом скольжение роторов приводит к дополнительному уменьшению избыточной мощности турбины, поэтому граница запуска ТРДД, определяемая динамическими свойствами, проходит правее, чем у турбореактивного двигателя.

Испытания наземного запуска двигателей

Испытания для оценки характеристик запуска авиационных двигателей в условиях равнинных и высокогорных аэродромов, расположенных в различных климатических зонах земного шара (от арктических до сухих или влажных субтропических) проводят на специальных высотно-климатических стендах с термобарокамерой (ТБК) большого объема, имеющей, как правило, прямоугольную форму сечения.

Основные цели испытаний наземного запуска двигателя [4]:

- отработка пусковых характеристик двигателя;
- исследование и проверка пусковых систем двигателя в ожидаемых условиях эксплуатации;
- оценка влияния неустановившегося теплового состояния на переходные характеристики двигателя;
- оценка работоспособности двигателя в условиях повышенной влажности при запуске;
- оценка работоспособности топливной и масляной систем двигателя в различных климатических условиях, в первую очередь, в условиях больших отрицательных температур.

Достижение указанных целей предполагает решение следующих задач:

- подтверждение (или уточнение) единой регулировки подачи топлива, необходимой как для воспламенения топливоздушной смеси (ТВС) в камере сгорания, так и для переходного процесса в требуемом диапазоне температур атмосферного воздуха;
- подтверждение (или уточнение) выбранной программы коррекции расхода топлива в зависимости от высоты расположения аэродрома как для воспламенения ТВС, так и для переходного процесса;
- установление границ запуска, определяемых процессом воспламенения ТВС и газодинамической устойчивостью компрессора;
- оценка соответствия времени запуска заданным зависимостям от высоты расположения аэродрома и температуры атмосферного воздуха, включая различные климатические условия, в частности влажный тропический климат;
- уточнение математической модели двигателя на режимах запуска в части влияния температуры и давления атмосферного воздуха.

По результатам испытаний подтверждается, уточняется или определяется единая регулировка про-

граммы подачи топлива для прогнозируемых условий эксплуатации. На основе этой регулировки с учетом выбранной программы коррекции подачи топлива по высоте, тепловому состоянию, температурам жидкостей и др. оцениваются времена запуска двигателя для различных климатических и высотных условий в соответствии с техническим заданием и требованиями отраслевого стандарта [2].

В ЦИАМе испытания по оценке пусковых характеристик двигателей в условиях равнинных и высокогорных аэродромов проводятся на высотно-климатических стендах типа У-10М и У-7М, схема которых представлена на рис. 1. Газовоздушный контур ТБК состоит из всасывающей шахты (с шестью входными дросселями, либо регулируемыми дросселями трубопроводами подвода подогретого воздуха от компрессора или осушенного и охлажденного воздуха от холодильной турбины), термобарокамеры, выхлопного трубопровода и технологического эксгаустера. С помощью регулируемых дросселей газовоздушного контура в ТБК устанавливается статическое давление, соответствующее заданной высоте аэродрома. Также дроссели обеспечивают поддержание близкого к нулевому перепада давлений между входом и выходом двигателя для исключения авторотации роторов.

Высотно-климатические стенды ЦИАМ способны имитировать условия запуска в диапазоне 0...5500 м по высоте H расположения аэродрома и $-60...+60^{\circ}\text{C}$ по температуре $T_{\text{вх}}$ атмосферного воздуха при влажности 10...100%. Габариты ТБК стендов 5,5×5,5×11 м, что соответствует объему более 330 м³. Максимальный расход воздуха через ТБК $G_{\text{ТБК}} = 120$ кг/с [5].

При имитации экстремальных по температуре условий эксплуатации предусмотрена обязательная выдержка (термостатирование) двигателя в этих условиях для выравнивания температур конструкции, топлива и масла.

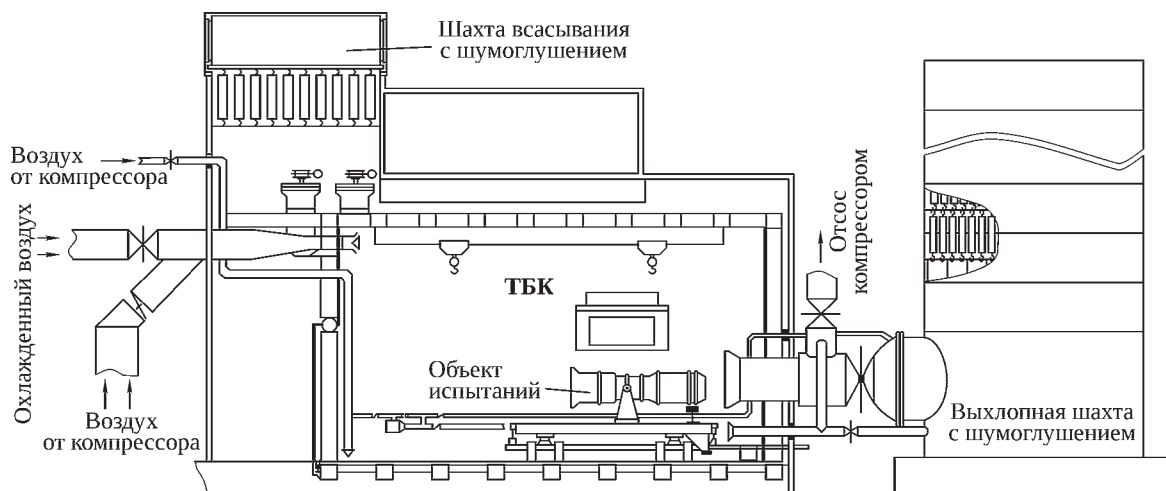


Рис. 1. Схема высотно-климатического стенда ЦИАМ

Объектом испытаний могут быть маршевые, бустерные, вспомогательные и поршневые двигатели самолетов и вертолетов, а также стационарные и передвижные газотурбинные энергетические установки.

Современные ТРДД с большой степенью двухконтурности оборудованы воздушной системой запуска, снабжаемой сжатым воздухом от вспомогательного газотурбинного двигателя, работающего маршевого двигателя или наземной системы [6]. На высотноклиматических стендах типа У-10М и У-7М в качестве источника сжатого воздуха для раскрутки ротора двигателя при запуске используется стендовая вспомогательная силовая установка на базе малоразмерного ГТД Hamilton Sundstrand PH-47C3. Параметры отбираемого воздуха:

Расход воздуха, кг/с	1,54
Давление, кг/см ²	3,8
Температура, °С	215±25

Системы зажигания ТРДД с большой степенью двухконтурности состоят из двух агрегатов и двух свечей зажигания. Каждый агрегат работает на свою свечу: один – в переменном-кратковременном режиме (циклами продолжительностью до 70 с), другой – в длительном режиме (продолжительностью, например, 1,5 ч). В наземных нормальных условиях воспламенение ТВС в камере сгорания обеспечивается от любой из указанных систем. Их поочередное использование рассматривается как один из способов повышения срока службы системы зажигания. В экстремальных климатических условиях, например при очень низких температурах, используется более мощная временно работающая система зажигания или обе системы одновременно. Как правило, включение зажигания и подача топлива осуществляется при частоте вращения ротора высокого давления 5...20% от номинала. Воспламенение ТВС происходит в течении 1 с, однако в экстремальных условиях задержка может достигать 25 с (в большей степени вследствие задержки появления топлива).

Совершенствование метода проверки «холодного» запуска ТРДД

Основным ограничением при проведении испытаний двигателей большой размерности на высотноклиматических стендах является малый расход холодного (предварительно осушенного) воздуха за холодильной турбиной турбохолодильного агрегата высотнокompрессорной станции. При максимально возможном захлаживании до $T_{вх} = -80^{\circ}\text{C}$ расход воздуха через холодильную турбину составляет $G_{хол} = 10$ кг/с, при $T_{вх} = -60^{\circ}\text{C}$ расход $G_{хол} = 13,5$ кг/с.

Такого расхода достаточно для длительного термостатирования двигателя, но не для поддержания заданной минимальной температуры воздуха на его входе до завершения запуска и выхода на режим малого газа (МГ), на котором суммарный расход воздуха через двигатель может достигать 35...45 кг/с.

Для исследования запуска двигателей с расходом воздуха на режиме МГ, превышающим возможности высотнокompрессорной станции стенда, разработана и реализована схема испытаний, предусматривающая разделение воздушного тракта внешнего контура и газового тракта внутреннего контура двигателя для раздельного отсоса выхлопных газов и воздуха через шахту стенда с регулированием величины отсоса (рис. 2). На предложенный способ проведения высотноклиматических испытаний ТРДД и устройство, его реализующее, получен патент на изобретение [7].

На основании патента разработана компоновка (рис. 3) для проверки «холодного» запуска ТРДД с большой степенью двухконтурности на высотнок-

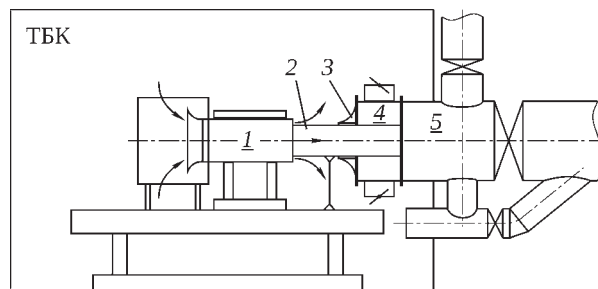


Рис. 2. Схема установки двигателя в ТБК стенда У-10М со стендовой системой перепуска воздуха:
1 – двигатель; 2 – выхлопной насадок;
3 – переходный участок; 4 – выхлопная проставка со створками перепуска; 5 – стендовая выхлопная труба

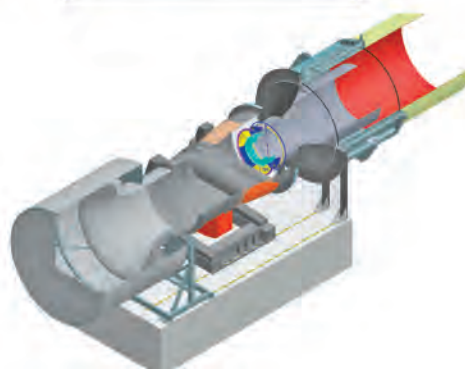
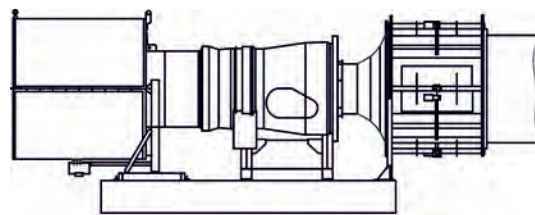


Рис. 3. Компоновка для проверки «холодного» запуска ТРДД с большой степенью двухконтурности

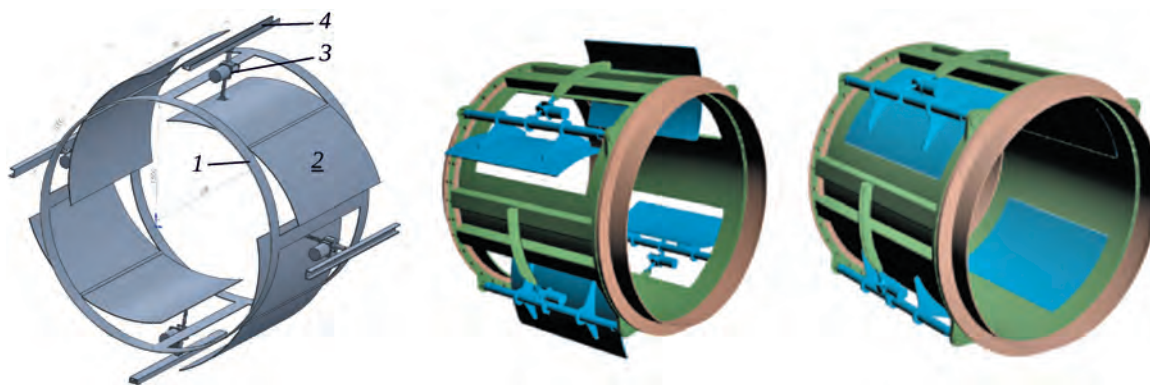


Рис. 4. Выхлопная проставка со створками перепуска (схема и вид с открытыми и закрытыми створками):
1 – корпус; 2 – поворотная створка; 3 – электромеханизм УР-6; 4 – рама крепления УР-6

климатическом стенде, включающая в себя лемни-скатный насадок с защитной сеткой и выхлопную проставку со створками перепуска воздуха. Проставка является частью стендовой системы отсоса выхлопных газов и обеспечивает возможность регулирования перепуска воздуха из ТБК в выхлопную шахту стенда за счет изменения площади отверстий перепуска при повороте створок.

Проставка представляет собой цилиндрический корпус с двумя фланцами крепления, в котором выполнены четыре поворотные створки (рис. 4). Управление створками осуществляется с помощью четырех электро-механизмов поступательного действия УР-6 (максимальная нагрузка на шток 800 кгс), закрепленных на рамах. Одним фланцем проставка крепится к фланцу стендовой выхлопной трубы, другой фланец стыкуется с переходным участком, в который с гарантированным зазором не менее 3 мм вставляется двигательный выхлопной насадок.

Предложенные мероприятия позволяют выполнить полный объем сертификационных испытаний ТРДД с большой степенью двухконтурности по проверке «холодного» запуска в типовой области условий эксплуатации на равнинных и высокогорных аэродромах (рис. 5),

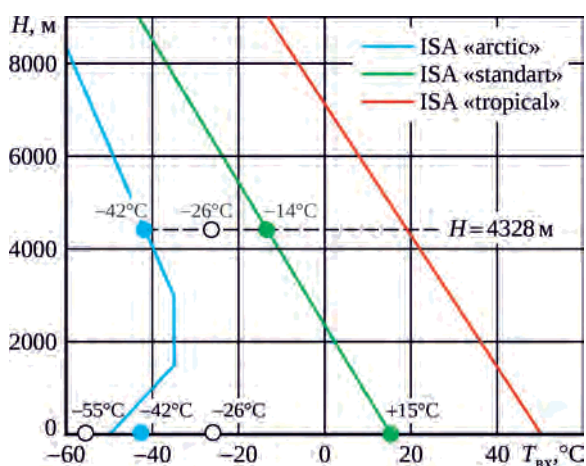


Рис. 5. Типовая область проверки «холодного» запуска ТРДД для равнинных и высокогорных аэродромов

предусмотренной требованиями сертификационного базиса по п. 33.89 «Эксплуатационные испытания» Норм летной годности воздушных судов АП-33 [8].

Эффективность способа подтверждена испытаниями опытного ТРДД с большой степенью двухконтурности и расходом воздуха на режиме МГ порядка 45 кг/с в земных условиях ($H=0$) при окружающей температуре воздуха -42°C . Графики изменения параметров двигателя и стенда на различных этапах запуска (этап 1 – раскрутка ротора стартером без подачи топлива; этап 2 – совместная работа стартера и турбины двигателя после подачи и воспламенения топлива; этап 3 – самостоятельная раскрутка двигателя от момента отключения стартера) приведены на рис. 6.

Необходимость прикрытия створок выхлопной проставки для перепуска воздуха из внешнего контура двигателя в ТБК возникает на заключительном этапе запуска после розжига камеры сгорания и отключения стартера, когда потребный расход воздуха через двигатель может превысить расход подаваемого охлажденного воздуха. Прикрытие створок и, соответственно, увеличение расхода перепускаемого в ТБК воздуха должно продолжаться в течении ~ 14 с до выхода двигателя на режим МГ. За это время температура воздуха на входе может увеличиться на $3...5^{\circ}\text{C}$ за счет подмешивания к холодному воздуху, подаваемому в объем ТБК от холодильной турбины, подогретого воздуха из внешнего контура двигателя.

Таким образом, основные этапы запуска (от раскрутки ротора стартером до начала самостоятельной раскрутки двигателя), характеризующие его надежность, происходят при поддержании заданной температуры воздуха $T_{\text{вх}} = -42^{\circ}\text{C}$. И только на заключительном этапе запуска (последние $5...7$ с до выхода на режим МГ) возможно незначительное увеличение температуры $T_{\text{вх}}$. Очевидно, что это не может значимо повлиять на характер процесса запуска и, прежде всего, на его продолжительность.

При необходимости вместе с перепуском воздуха через выхлопную проставку можно использовать

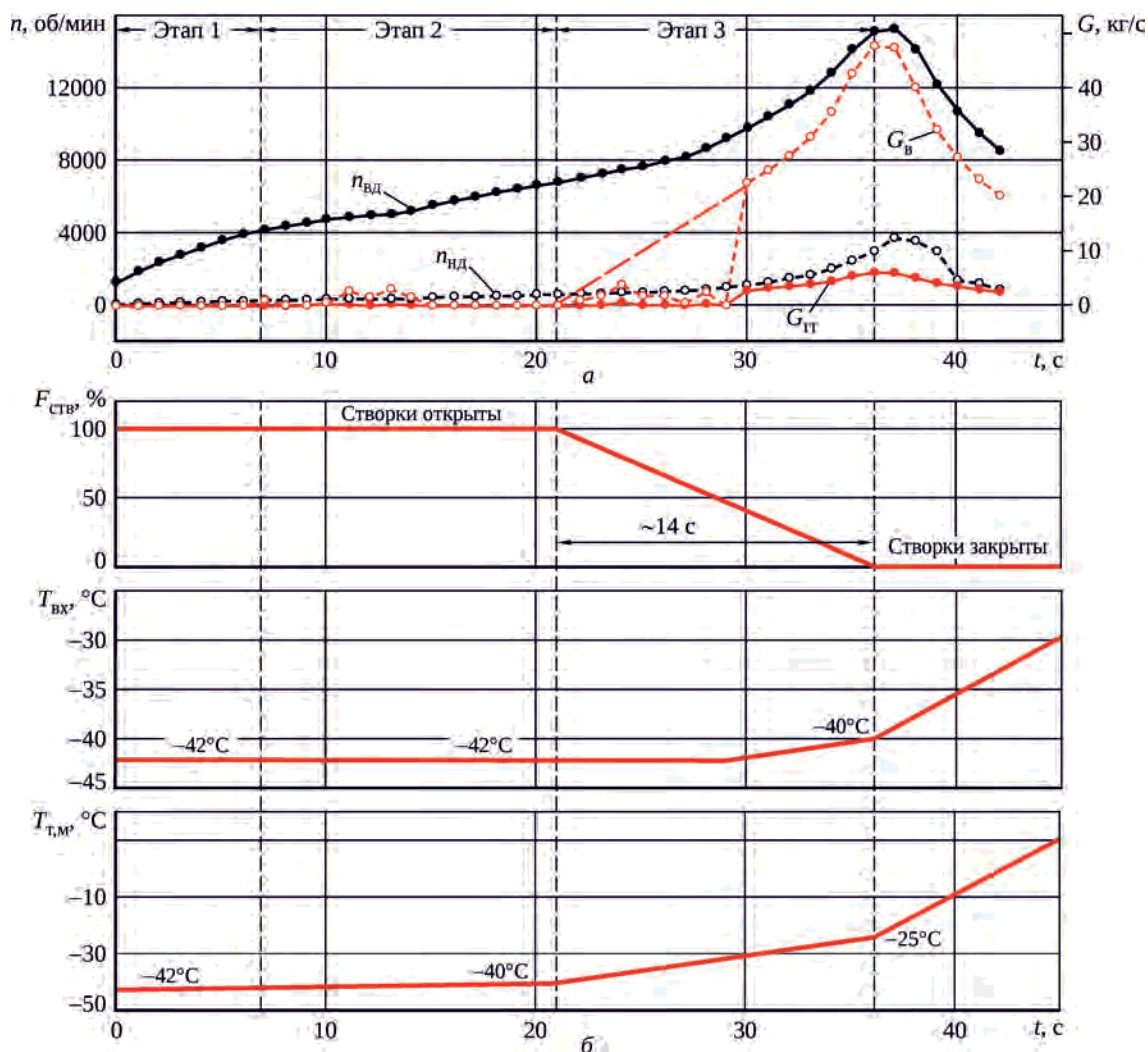


Рис. 6. «Холодный» запуск опытного ТРДД с большой степенью двухконтурности:
 а – параметры двигателя: расходы через вентилятор $G_{\text{в}}$ и газогенератор $G_{\text{гг}}$; частоты вращения роторов низкого $n_{\text{нд}}$ и высокого $n_{\text{вд}}$ давления; б – параметры стенда: площадь окна перепуска $F_{\text{ств}}$; температура воздуха $T_{\text{вх}}$ на входе в двигатель; температура топлива и масла $T_{\text{т,м}}$

дополнительную подпитку объема ТБК холодным воздухом из атмосферы, приоткрывая клапаны забора в момент выхода двигателя на режим МГ.

Ожидаемый тренд температур воздуха, топлива и масла на входе в двигатель при выполнении цикла из пяти последовательных запусков (с промежуточным термостатированием) показан на рис. 7.

Дополнительные мероприятия по совершенствованию высотно-климатического стенда ЦИАМ

Для синхронизации времени достижения заданной температуры топлива, масла и корпуса двигателя на высотно-климатическом стенде ЦИАМ создана новая система захлаживания топлива. В отличие от существовавшей ранее системы с несколькими расходными топливными баками (емкостью по 150 л),

расположенными внутри ТБК, в которых топливо охлаждалось по мере захлаживания воздуха, в новой системе используется один теплоизолированный топливный бак емкостью 500 л (рис. 8,а), в который поступает топливо, предварительно охлажденное в многосекционном трубчатом топливоздушном теплообменнике (рис. 8,б), размещенном в трубопроводе подвода воздуха в ТБК.

Подключение разного количества секций теплообменника и регулирование расхода топлива, прокачиваемого через расходный бак, позволяет синхронизировать время достижения заданной температуры топлива и двигателя, что существенно уменьшает время термостатирования перед проверкой запуска. Система может быть использована для оценки пусковых характеристик двигателя в условиях как отрицательных (до -60°C), так и положительных (до $+60^{\circ}\text{C}$) температур окружающего воздуха.

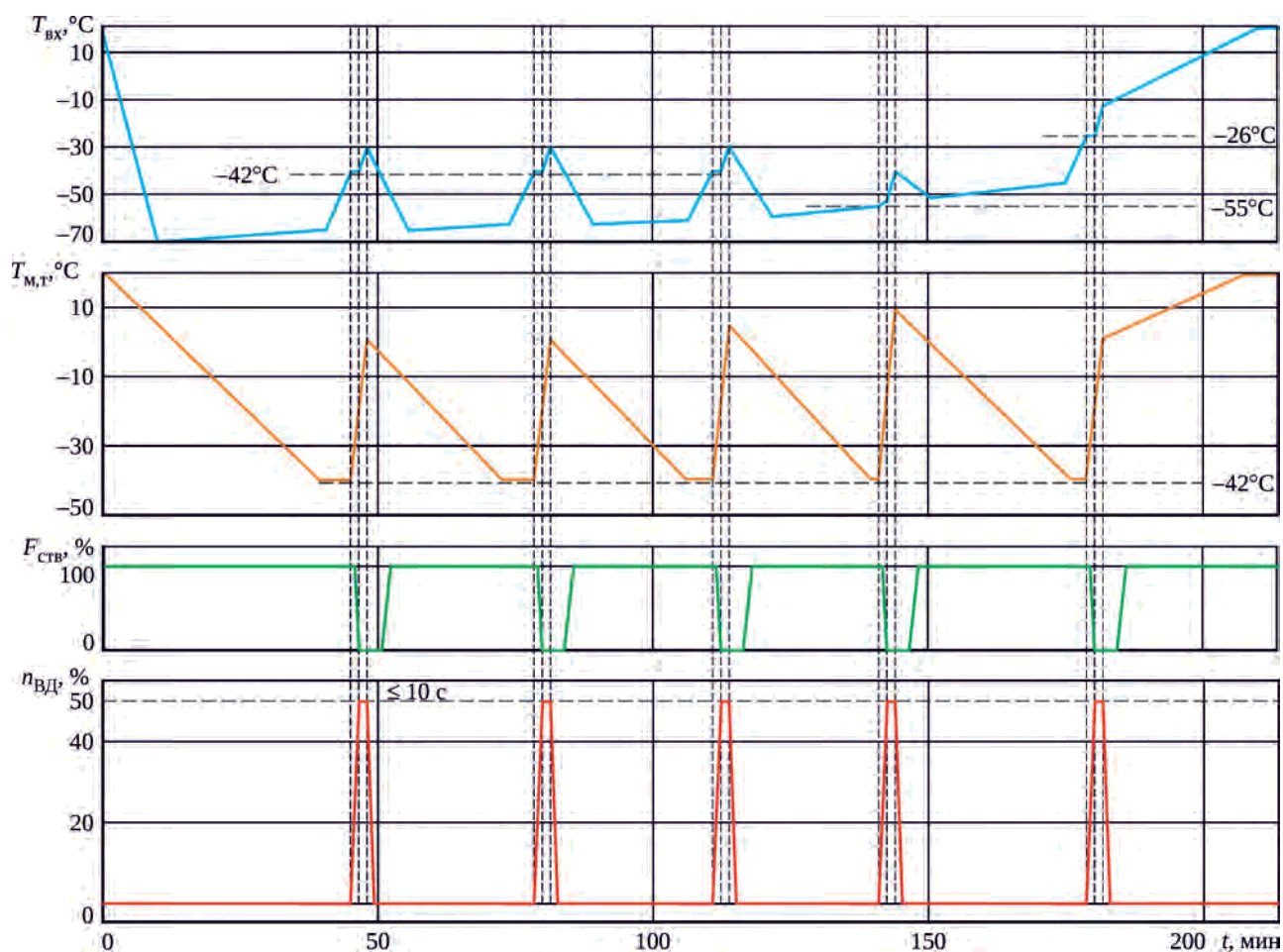


Рис. 7. Тренд параметров двигателя при выполнении цикла из пяти запусков

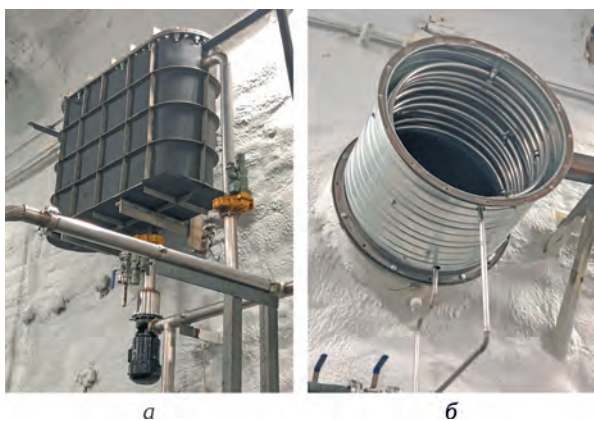


Рис. 8. Элементы системы термостатирования топлива:
 а – расходный топливный бак; б – многосекционный топливоздушный теплообменник

Дополнительным усовершенствованием, реализованным на стенде для проверки «холодного» запуска ТРДД, является входное защитное устройство (защитная сетка с ячейкой 1 мм и диаметром провода 0,25 мм) с вибродвигателем типа DC-24V, установленным на каркасе крепления сетки (рис. 9).

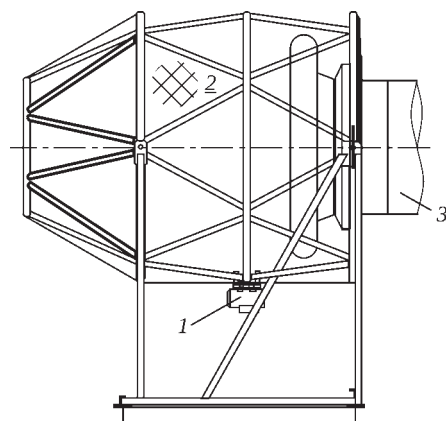


Рис. 9. Входное защитное устройство:
 1 – вибродвигатель; 2 – защитная сетка;
 3 – объект испытаний

Включение вибратора перед повторным запуском двигателя обеспечивает сброс ледяного налета, который может образоваться на сетке при длительных испытаниях в условиях отрицательных температур, для исключения механического повреждения входных элементов двигателя.



Рис. 10. ТБК высотного-климатического стенда ЦИАМ с новым теплоизоляционным покрытием

Для длительного поддержания внутри ТБК заданной по условиям испытаний отрицательной температуры воздуха внутренняя поверхность камеры (за исключением пола) покрыта слоем теплоизоляции так, чтобы

температура стенки не превышала 0°C . При выполнении мероприятий по совершенствованию высотного-климатического стенда ЦИАМ с внедрением экспериментальной установки для проверки «холодного» запуска ТРДД была осуществлена замена старого теплоизолирующего покрытия стенок ТБК на новое, обладающее лучшими адгезионными свойствами и низким коэффициентом теплопроводности (рис. 10).

Заключение

Реализованные на высотных-климатических стендах ЦИАМ конструктивные, технологические и системные мероприятия, обеспечивающие совершенствование метода проверки наземного «холодного» запуска ТРДД с большой степенью двухконтурности, позволяют выполнить полный объем сертификационных испытаний двигателя, улучшить условия проведения испытаний и повысить их достоверность.

Литература

1. Сосунов В.А., Литвинов Ю.А. Неустойчивые режимы работы авиационных газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1975. 216 с.
2. Отраслевой стандарт 1 01023-81 «Системы запуска авиационных газотурбинных двигателей. Общие технические требования».
3. Литвинов Ю.А., Боровик В.О. Характеристики и эксплуатационные свойства авиационных турбореактивных двигателей. М.: Машиностроение, 1979. 286 с.
4. Руководство по испытаниям авиационных двигателей на высотных и климатических стендах. Специальные испытания авиационных газотурбинных двигателей. ЦИАМ, инв. № 441. 2012.
5. Стенд С-300. Лаборатория испытаний полноразмерных авиационных двигателей. Испытательное оборудование. Установка У-10М. ЛПД-300-03-2010. 2012.
6. Иноземцев А.А., Коняев Е.А., Медведев В.В., Нерадько А.В., Ряссов А.Е. Авиационный двигатель ПС-90А / под ред. А.А. Иноземцева. М.: Либра-К, 2007. 320 с.
7. Нарышкин А.Н., Дячук В.В., Жигунов М.М. Способ высотных испытаний двухконтурных реактивных двигателей (ТРДД) и стенд для его осуществления. Патент на изобретение № 233614 от 20 октября 2008.
8. Авиационные правила. Часть 33. Нормы летной годности двигателей воздушных судов. 2012.

References

1. Sosunov V.A., Litvinov Yu.A. Neustanovivshiesia rezhimy raboty aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigatelei [Unsteady Operating Modes of Aircraft Gas Turbine Engines]. Moscow: Mashinostroenie, 1975. 216 p.
2. Otrasleyoi standart 1 01023-81 "Sistemy zapuska aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigatelei. Obshchie tekhnicheskie trebovaniia" [Industry Standard 1 01023-81 "Aircraft Gas Turbine Engine Starting Systems. General Technical Requirements"].
3. Litvinov Yu.A., Borovik V.O. Kharakteristiki i ekspluatatsionnye svoistva aviatsionnykh turboreaktivnykh dvigatelei [Characteristics and Operational Properties of Aircraft Turbojet Engines]. Moscow: Mashinostroenie, 1979. 286 p.
4. Rukovodstvo po ispytaniiam aviatsionnykh dvigatelei na vysotnykh i klimaticheskikh stendakh. Spetsial'nye ispytaniia aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigatelei [Manual for Testing Aircraft Engines on High-Altitude and Climatic Test Facilities. Special Tests of Aircraft Gas Turbine Engines]. TsIAM, No. 441. 2012.

-
5. Stend S-300. Laboratoriia ispytaniia polnorazmernykh aviatsionnykh dvigatelei. Ispytatel'noe oborudovanie. Ustanovka U-10M. LPD-300-03-2010 [Test Facility S-300. Laboratory for Testing Full-Size Aircraft Engines. Test Equipment. Rig U-10M. LPD-300-03-2010], 2012.
 6. Inozemtsev A.A., Koniaev E.A., Medvedev V.V., Nerad'ko A.V., Riassov A.E. Aviatsionnyi dvigatel' PS-90A [Aircraft Engine PS-90A]. Edited by Inozemtsev A.A. Moscow: Libra-K, 2007. 320 p.
 7. Naryshkin A.N., Diachuk V.V., Zhigunov M.M. Sposob vysotnykh ispytaniia dvukhkonturnykh reaktivnykh dvigatelei (TRDD) i stend dlia ego osushchestvleniia [Method of Altitude Test of Double-Circuit Turbojet Engines (TJEDC) and Test Facility for its Implementation]. Patent RF No. 233614. 2008.
 8. Aviatsionnye pravila. Chast' 33. Normy letnoi godnosti dvigatelei vozdushnykh sudov [Aviation Rules. Part 33. Airworthiness Standards for Aircraft Engines]. 2012.

Материалы получены редакцией 08.06.2018