

Тепловые процессы в технике. 2022. Т. 14. № 11. С. 515–526  
Thermal processes in engineering, 2022, vol. 14, no. 11, pp. 515–526

Научная статья  
ВАК 05.07.07  
DOI: 10.34759/tpt-2022-14-11-515-526

## Проектирование теплового испытательного стенда для исследования турбин турбореактивных двигателей

А.В. Медведева<sup>1✉</sup>, П.Н. Хопин<sup>1</sup>

<sup>1</sup> *Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, Россия*  
*simvolik-berk@yandex.ru*<sup>✉</sup>

**Аннотация.** Представлен проект предложения на разработку теплового испытательного стенда для проведения исследовательских испытаний, близких к натурным, турбин турбореактивных двигателей с камерой сгорания с воссозданием тепловых потоков. Приведен схематичный вариант компоновки стенда, перечень исследуемых параметров, а также 3D-модель предлагаемого впускного устройства для стенда с готовой компрессорной линией подачи на базе испытательного центра с установленным оборудованием с потребляемой суммарной электрической мощностью 734 МВт, обеспечивающей при испытаниях двигателей имитацию высотно-скоростных условий полета в диапазоне высот 0–27 км, чисел Маха 0–4 для ВРД взлетной тягой до 25 тс.

**Ключевые слова:** испытательный стенд, турбина, камера сгорания, турбореактивный двигатель, впускное устройство

**Для цитирования.** Медведева А.В., Хопин П.Н. Проектирование теплового испытательного стенда для исследования турбин турбореактивных двигателей // Тепловые процессы в технике. 2022. Т. 14. № 11. С. 515–526. DOI: 10.34759/tpt-2022-14-11-515-526

Original article

## Thermal test bench designing for turbojet engines turbines studying

A.V. Medvedeva<sup>1✉</sup>, P.N. Khopin<sup>1</sup>

<sup>1</sup> *Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia*  
*simvolik-berk@yandex.ru*<sup>✉</sup>

**Abstract.** The article presents a draft proposal for the thermal test bench development for conducting research tests of full-scale turbines of turbojet engines with a combustion chamber with the heat flows reconstitution close to the full-scale ones. A sketchy option of the bench layout, the list of parameters under study, as well as 3D-model of the intake device, being proposed for the bench with ready-made compressor supply line, based testing center with pre-installed equipment are presented. The consumed electric power is 734 MW, which ensures simulation of the altitude-velocity flight conditions in the 0–27 km altitude range, Mach numbers of 0–4 for the air-jet engine with the takeoff thrust up to 25 ton-force.

© Медведева А.В., Хопин П.Н., 2022

**Keywords:** test bench, turbine, combustion chamber, turbojet engine, intake device

**For citation.** Medvedeva A.V., Khopin P.N. Thermal test bench designing for turbojet engines turbines studying. *Teplovye protsessy v tekhnike = Thermal processes in engineering*, 2022, vol. 14, no. 11, pp. 515–526. (In Russ.). DOI: 10.34759/tpt-2022-14-11-515-526

## Введение

Экспериментальное исследование натуральных турбин в составе горячего тракта двигателя в стендовых условиях проводится с целью определения теплового состояния элементов проточной части турбины, пропускной способности и мощности турбины с обеспечением условий работы узла при воссоздании тепловых потоков, близких к натурным.

Воспроизведение модельных условий обеспечивается разрабатываемой компоновкой стенда в части соблюдения следующих параметров:

- степень понижения давления;
- кинематический параметр;
- относительные расходы охлаждающего воздуха, выпускаемого в проточную часть турбины;
- отношение температуры охлаждающего воздуха к температуре газа на входе;
- число Рейнольдса;
- параметры турбулентности потока на входе.

Значительное влияние на полученные в ходе испытаний характеристики любого узла газотурбинного двигателя (ГТД) оказывает равномерность распределения температур и давлений воздуха на входе в объект испытаний (ОИ), оптимальный профиль температуры в радиальном направлении, а также стабильность этих профилей при изменении режима работы двигателя. Понижение температуры воздуха приводит при частоте вращения ротора  $n_{изм} = const$  к значительному возрастанию тяги турбореактивного двигателя (ТРД) и уменьшению удельного расхода топлива  $C_{уд}$ ; повышение температуры воздуха на входе в двигатель  $t_n$  приводит к обратному эффекту. Рост тяги ТРД при этом происходит как за счет возрастания расхода воздуха  $G_b$ , так и за счет возрастания удельной тяги  $P_{уд}$  ( $P_{дв} = P_{уд} \cdot G_b$ ). Из теории ГТД известно, что  $G_b$  возрастает с понижением  $t_n$ , так как увеличивается плотность воздуха  $\rho = p_n / R \cdot T_n$ .

В свою очередь удельная тяга  $P_{уд}$  с понижением  $t_n$  растет, так как увеличивается степень

подогрева воздуха в двигателе  $T_g^* / T_n^*$ , поскольку при  $n = const$ ;  $T_g^* \approx const$ , а  $T_n^*$  уменьшается. Это основная причина роста  $P_{уд}$  [2].

## Требования к камере сгорания

Предлагаемый стенд предназначен для проведения испытаний в стандартных атмосферных условиях, согласно ГОСТ 4401–81 [3], на высоте полета  $H = 0$ . Тогда исходные атмосферные параметры:

$$T_0 = 288.15 \text{ К (15 } ^\circ\text{C)},$$

$$P_{атм} = 1.01325 \cdot 10^5 \text{ Па (101.3 кПа)},$$

$$\rho_{атм} = 1.225 \text{ кг/м}^3.$$

Распределение температуры газа в выходном сечении камеры сгорания имеет решающее значение для ресурса турбинных лопаток. Включение в состав стенда штатной камеры сгорания с газосборником на телескопическом соединении с жаровыми трубами обеспечивает необходимую температурную неравномерность газового потока на входе в турбину в окружном направлении, а также радиальную эпюру температур. Камера сгорания — один из наиболее теплонапряженных узлов газотурбинного двигателя.

Увеличение входных значений температуры, давления и интенсивности турбулентности потока положительно влияет на скорость сгорания топлива. А чем выше скорость горения, тем меньше потребный объем камеры, ее габариты и масса.

Общими для всех камер сгорания являются следующие требования.

1. Минимальные потери полного давления, оцениваемые коэффициентом сохранения полного давления

$$\sigma_{кс}^* = p_g^* / p_k^*,$$

где  $p_g^*$  и  $p_k^*$  — соответственно полные давления на выходе и на входе в камеру сгорания. Для современных камер сгорания  $\sigma_{кс}^* = 0.94 - 0.97$ .

2. Широкий диапазон устойчивой работы без срыва пламени и вибрационного горения в любых условиях эксплуатации как на стационар-

ных, так и на переходных режимах работы двигателя.

3. Высокая полнота сгорания топлива на всех режимах работы двигателя, характеризуемая коэффициентом полноты сгорания

$$\eta_r = q / q_{\text{вн}},$$

где  $q$  – действительно выделившееся количество теплоты;  $q_{\text{вн}}$  – максимально возможное количество теплоты, выделяющееся при полном сгорании топлива. Для лучших камер сгорания  $\eta_r \geq 0.99$ .

Основными факторами, влияющими на протекание реакции горения топлива в камере, являются состав топливовоздушной смеси, температура и давление воздуха на входе. Состав смеси характеризуется коэффициентом избытка воздуха  $\alpha$ , который представляет собой отношение действительного расхода воздуха  $G_v$  через камеру к теоретически необходимому для полного сгорания топлива  $G_{\text{вт}}$ :

$$\alpha = G_v / G_{\text{вт}} = G_v / (L_0 G_T) = 1 / (L_0 q_T),$$

где  $L_0$  – количество воздуха, необходимое для сжигания 1 кг топлива;  $G_T$  – секундный расход топлива, кг/с;  $q_T = G_T / G_v$  – относительный расход топлива [4].

Это означает, что от полного давления на входе в камеру сгорания будет зависеть устойчивость процесса горения, а следовательно, качество проводимых испытаний, неравномерность полей давлений и температур перед тур-

биной в окружном направлении, а также стабильность этих профилей при изменении режима работы.

### Впускное устройство

Известно, что на стендах для нетепловых испытаний турбин различного назначения для получения окружного распределения рабочего тела от линии подачи в полость испытуемой турбины используется входной аппарат типа «улитка» [5]. Но такое устройство было бы слабо эффективно для распределения воздуха по отдельным каналам входного сечения камер сгорания, так как не имело бы направленного действия по нужным каналам входа.

Предлагается для имитатора последней ступени штатного компрессора турбореактивного двигателя в качестве направляющего впускного устройства для подачи воздуха с потребной неравномерностью распределения в камеру сгорания использовать впускное устройство (рис. 1) (построение выполнено с использованием программы SolidWorks), представляющее собой однозамкнутый трубопровод с дополнительной стенкой внутри, которая повторяет внешний профиль, образуя круговую полость нагнетания диффузорно-конфузорной геометрии с выходом на отдельные направляющие трубки, крепящиеся к наружному кольцу диффузора стендовой камеры сгорания с помощью фланцевых соединений.

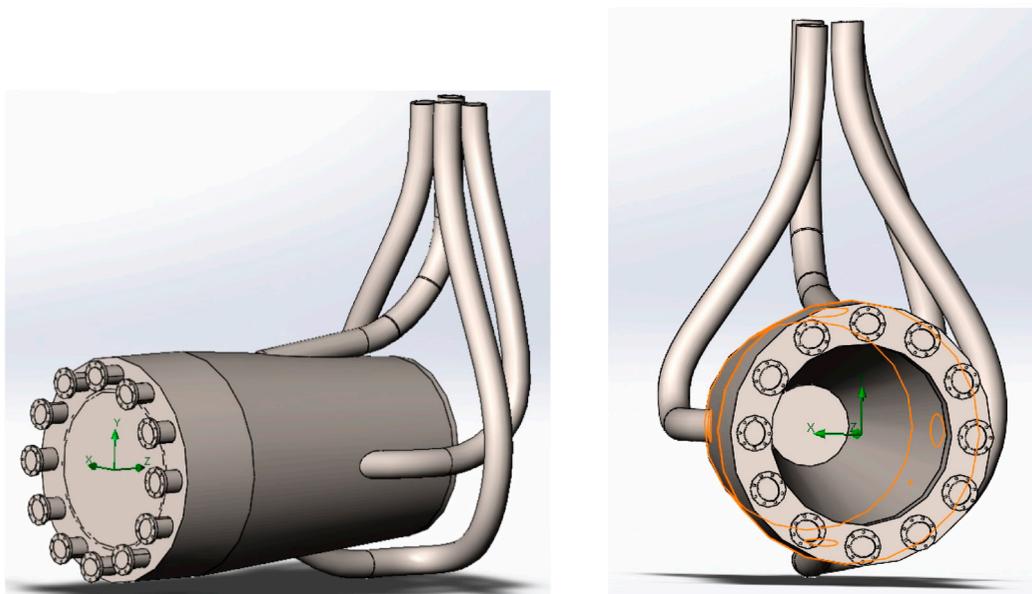


Рис. 1. Впускное устройство (без привязки к масштабу и реальной геометрии)

Внутренняя часть устройства (рис. 2) выполнена полой с учетом необходимости установки системы валов сквозь устройство. Воздух, поступающий по четырем трубопроводам от главной магистрали в тело устройства, сообщаясь по его поверхности, образуя завихрения, обтекая конусообразную форму, выходит в меньшие трубопроводы (на представленном варианте устройства их 12 – определяется по количеству жаровых труб).

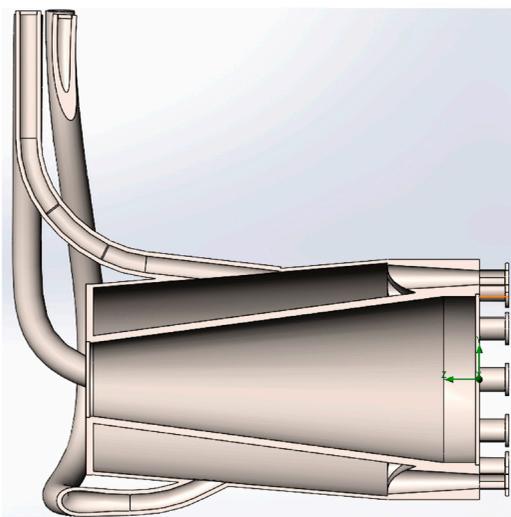


Рис. 2. Впускное устройство в боковом разрезе

Моделирование проведено в программе SolidWorks. За исходные данные принят диаметр входа жаровой трубы камеры сгорания двигателя ПС-90, который равен выходному диаметру каждого ответвленного участка впускного устройства. Чтобы найти этот диа-

метр, воспользуемся известным значением габаритного диаметра двигателя (внутренний диаметр входа в двигатель равен 1900 мм [4]), чертежом двигателя ПС-90 (рис. 3) в формате .dwg с инженерного портала <https://vmasshtabe.ru/> [6] и САПР-программой AutoCAD.

Проставим размер внутреннего диаметра входа в двигатель на чертеже в программе AutoCAD. Реальный размер найдем с помощью коэффициента масштаба размеров. Диаметр входа в камеру сгорания равен 65.11 мм. Следовательно, выходной диаметр ответвленного участка впускного устройства равен 65.11 мм. Аналогично определим габаритный размер впускного трубопровода от входа в верхнюю камеру жаровой трубы до входа в нижнюю камеру. Он равен 651.5 мм.

Ступенчатый диффузор камеры сгорания снижает скорость воздуха со 110–150 м/с на входе до 50–80 м/с на выходе из него. Температура воздуха на входе в диффузор может достигать 650 °С (в зависимости от двигателя и выбранного режима испытаний). В соответствии с этими данными было проведено моделирование потока воздуха с цветовым отражением по скорости, поступающего во впускное устройство из главной магистрали компрессорной станции (рис. 4).

На входе задано давление 20 бар. Видно, что распределение воздуха соответствует скорости потока на выходе около 100–110 м/с, что удовлетворяет требованиям показателя на входе в диффузор камеры сгорания.

Это же распределение потоков по давлению изображено на рис. 5.

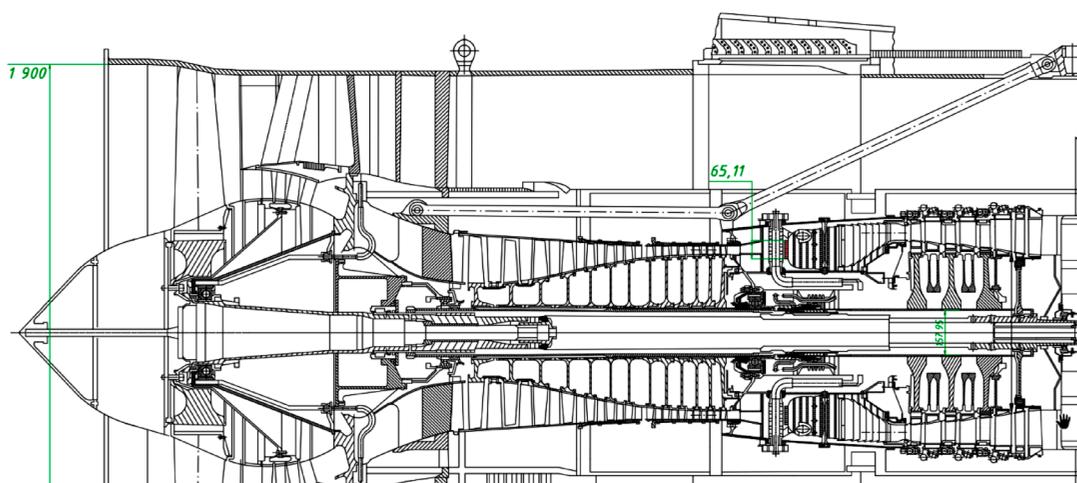


Рис. 3. Продольный разрез ТРДД ПС-90А

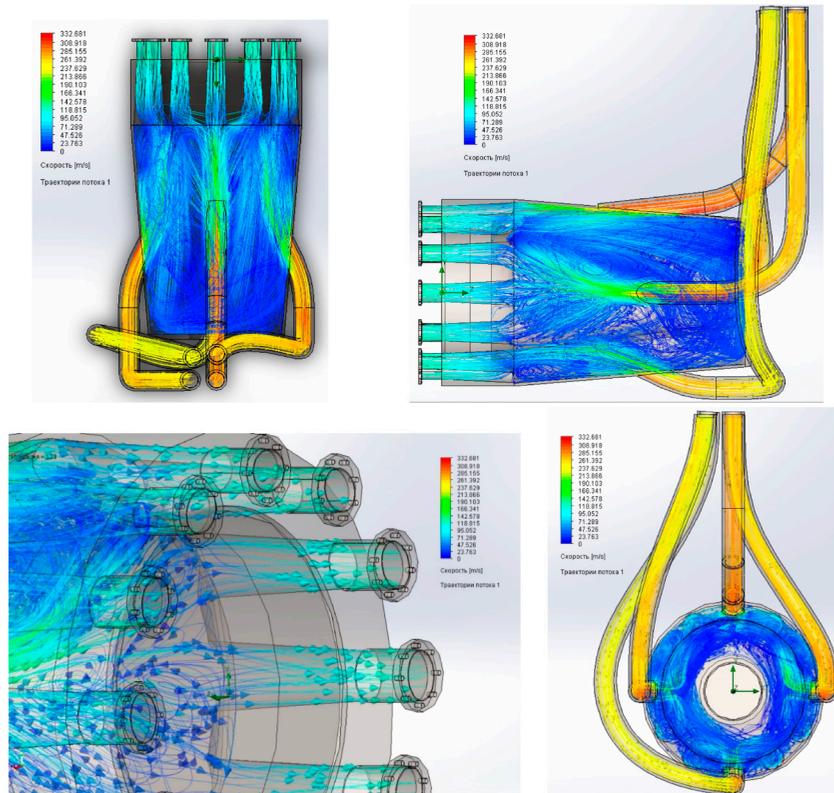


Рис. 4. Потoki воздуха во впускном устройстве (скорость)

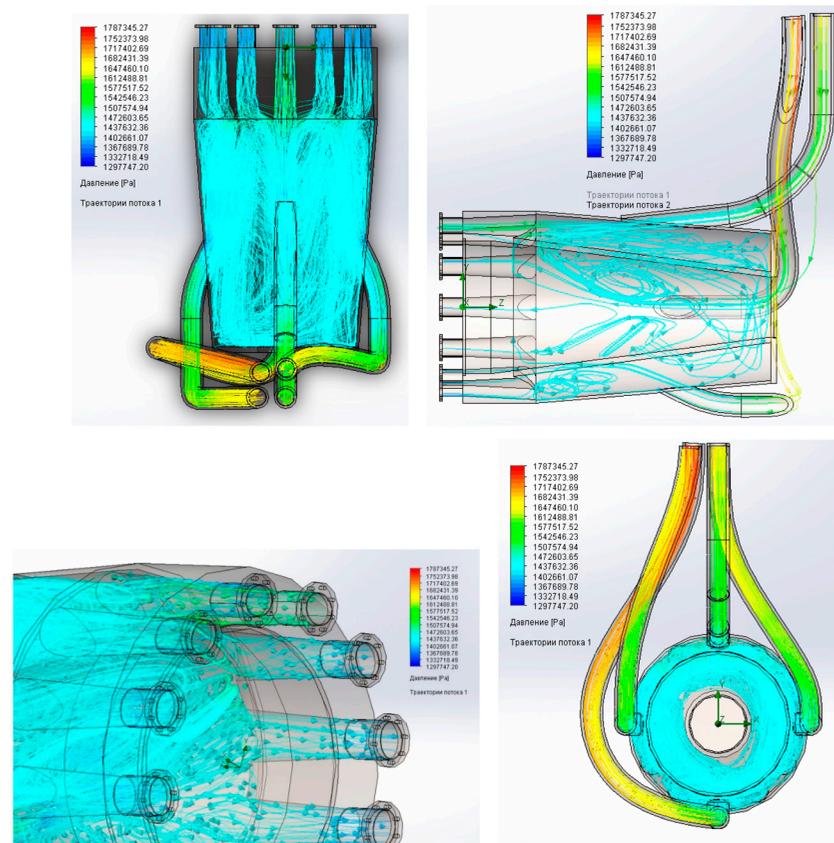


Рис. 5. Потoki воздуха во впускном устройстве (давление)

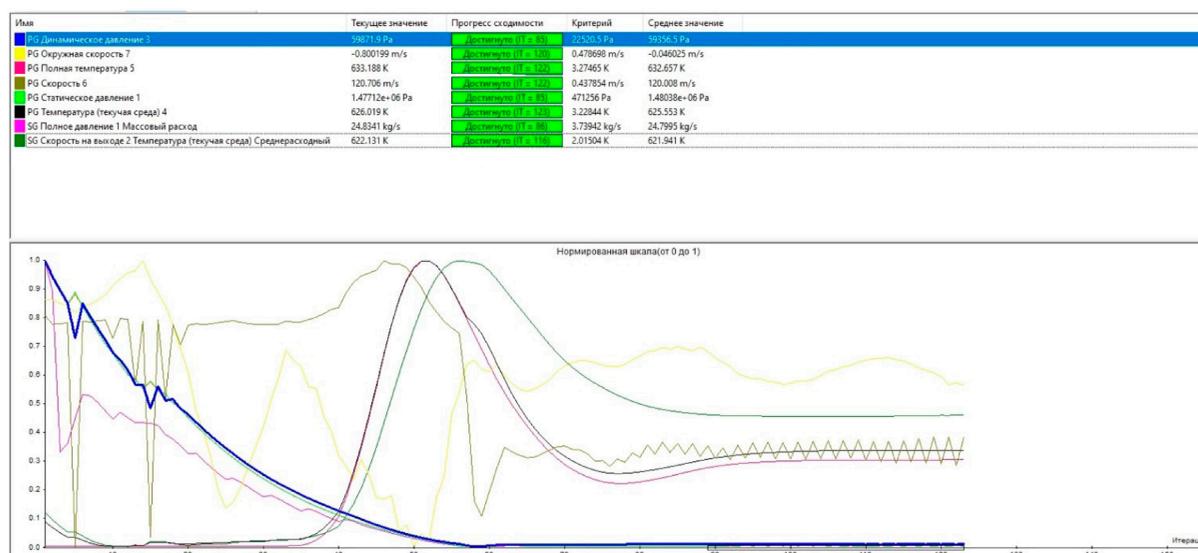


Рис. 6. Таблица полученных значений с графиками (программа SolidWorks Flow Simulation): вертикальная ось отражает полную значения от 0 до 1; на горизонтальной оси указано число итераций по времени

На рис. 6 представлен табличный расчет САПР программой SolidWorks Flow Simulation некоторых параметров течения воздуха, а также графики полученных результатов.

Предполагается возможность использования данного устройства под различные компоновки камер сгорания ГТД с изменением длины проточной части тела устройства, количества трубопроводов и геометрии для увязки в испытательном стенде в соответствии с требованиями.

Также можно рассмотреть вариант с единственным входным трубопроводом (рис. 7). Такая компоновка упростит разработку и изготовление устройства, моделирование течения газа.

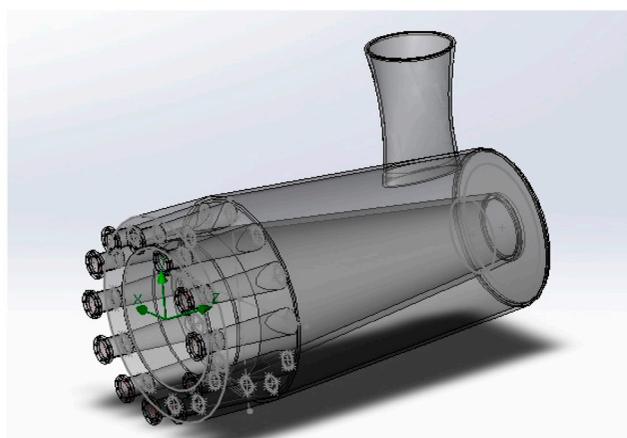


Рис. 7. Впускное устройство с единым входным трубопроводом

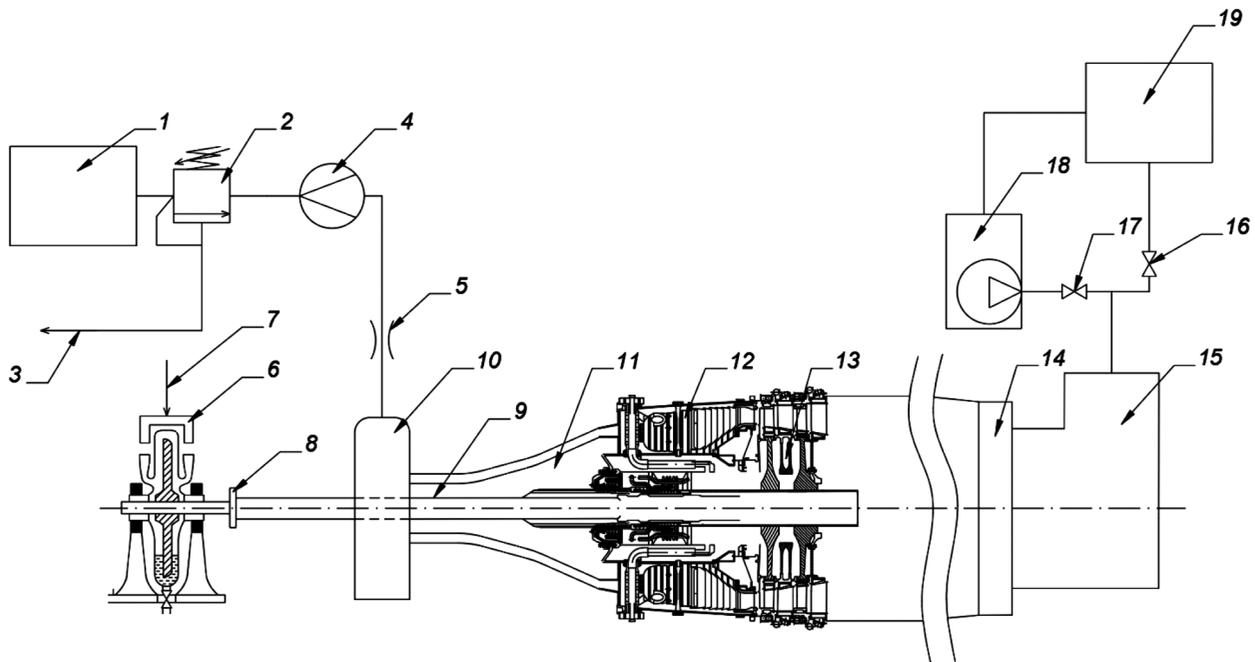
### Принципиальная схема стенда. Параметры работы турбин и средства их измерений при испытаниях

Принципиальная схема предлагаемого испытательного стенда представлена на рис. 8.

Вал турбины высокого давления (ВД) 9 соединен с гидротормозом 6, поглощающим мощность, развиваемую турбиной. Воздух из нагнетательной магистрали 1 ( $P_{max} = 25$  бар) подается от штатной компрессорной станции через дроссельную заслонку (регулирование) 5 по трубопроводу, сжигание топлива осуществляется в камере сгорания 12.

При имитации земных режимов работы двигателя или режимов с повышенной тягой двигателя давление газа перед турбиной и за ней будет превышать атмосферное. После выхода из турбины газ, предварительно охлажденный в холодильнике 14, выбрасывается через отводящую магистраль 15, сжимается в компрессорах эксгаустерной части 18, выбрасывается в атмосферу через выхлопную шахту 19.

Мощность, развиваемая турбиной, поглощается и измеряется гидротормозом, а также с его помощью можно измерить частоту вращения  $n_{вд}$ . При снятии характеристик получают для ожидаемых эксплуатационных условий работы не менее четырех кривых зависимости мощности от частоты вращения ротора при постоянной температуре газа перед турбиной или же при постоянной частоте вращения ротора и различной температуре газов перед турбиной.



**Рис. 8.** Схема стенда для испытания натурной турбины: 1 – нагнетательная магистраль; 2 – предохранительный клапан; 3 – линия сброса; 4 – расходомер; 5 – дроссель; 6 – гидротормоз; 7 – линия подачи воды; 8 – муфта ОИ–ГТ; 9 – вал ОИ; 10 – впускная магистраль; 11 – устройство впуска; 12 – камера сгорания; 13 – турбина высокого давления ТРД; 14 – холодильник; 15 – отводящая магистраль; 16, 17 – запорный клапан; 18 – система эксгаустеров; 19 – выхлопная шахта

Шахта выхлопная – металлическая, секционированная с вертикальными или горизонтальными глушителями шума. Шумопоглощающие панели крепятся к наружным стенкам ствола шахты [7].

Холодильник с вторичным хладоносителем предполагает разбрызгивание в потоке воздуха соляного или другого раствора, охлаждаемого в испарителе фреоновой установки компрессорного типа. Он должен обеспечить охлаждение выхлопного газа при испытаниях до приемлемой температуры нормальной работы прочих агрегатов стенда для дальнейшего продвижения воздуха к эксгаустерам. Также известны газодводяные теплообменники-рекуператоры, способные охладить воздух с 1250 до 180 °С. Вода, проходящая через холодильник (оборотное водоснабжение), охлаждается в бассейнах или градирнях и используется многократно [8].

Эксгаустеры для отсоса выхлопных газов являются разновидностью компрессоров. Используют выхлопные охлажденные газы, дожимают давление с учетом потерь давления в выхлопном тракте стенда.

Для обеспечения работы эксгаустеров требуется установка электродвигателей и системы противопомпажной защиты.

Также предусмотрена установка радиального защитного кожуха в области объекта испытаний, предотвращающего вылет за зону испытаний лопаток и их частей при их разрушении (на схеме не указан).

Для обеспечения ОИ топливом и маслом существуют примыкающие к боксам вспомогательные технологические помещения. Топливохранилище состоит из емкостей, соединенных со сливной станцией и насосной, перекачивающих топливо в расходные емкости, а из них к испытательным боксам [9].

На стенде предусмотрена система автоматизированного управления для подготовки, управления, контроля, обработки, анализа и оформления результатов испытаний, выполняемые автоматическими устройствами, приборами и ЭВМ. Автоматизация предусматривает, в первую очередь, внедрение и использование измерительно-вычислительного комплекса (ИВК), автоматизирующего измерения (контроль) и обработку измерительной информации в темпе эксперимента [8].

Представлены параметры, контролируемые и измеряемые АСУ ТП, необходимые для дальнейшей обработки в зависимости от целей испытаний:

- температура пера лопаток СА II ступени;
- температура пера лопаток РК II ступени;
- температура рабочих лопаток первой ступени турбины;
- степень понижения давления в ступени турбины, полное давление;
- температура газов перед турбиной;
- частота вращения ротора ТВД;
- массовый секундный расход воздуха;
- давление на входе в камеру сгорания;
- давление на выходе из турбины;
- температура на входе в камеру сгорания;
- давление на входе в турбину.

В отличие от испытаний в системе двигателя, когда характеристика турбины может быть получена практически только на рабочих режимах, на автономном стенде реализуется все поле характеристик, так как в этом случае можно задавать любые значения параметров на входе, а частоту вращения турбины регулировать загрузкой гидротормоза.

В сечении за турбиной двигателя предполагается установить многоточечные приемники гребенок статического и динамического давления и температуры, что соответствует общепринятой практике и принципам препарирования проточной части ГТД [10].

Температуру нагрева поверхности лопаток ТВД предполагается измерять оптическим пирометром, принципиальная схема (состав типового средства измерения взят из Приложения к свидетельству об утверждении типа средств измерений [11]) которого изображена на рис. 9, а схема его установки в корпус ОИ представлена на рис. 10.

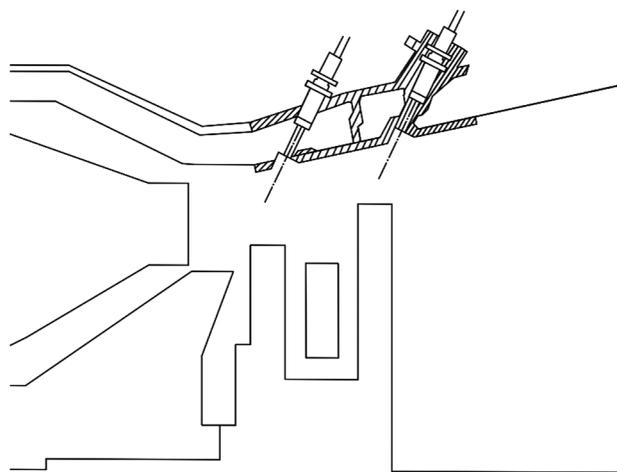


Рис. 10. Установка пирометров в корпус ОИ

В табл. 1 указаны параметры измерения и контроля, которые возможно реализовать на предлагаемом стенде с помощью специализированных устройств.

Таблица 1. Измеряемые параметры при испытании турбин на испытательном стенде и средства их измерений

Измеряемый параметр	Средства измерения
1	2
Температуры лопаток, охлаждающего воздуха	Термопары; пирометры
Истинные напряжения в лопатках турбины и на валу	Тензометрирование лопаток и валов тензометрическими преобразователями
Крутящий момент	Балансирные моментоизмерительные системы, торсионные моментометры
Частота вращения ротора	Тахометр с первичным преобразователем
Расход воздуха	Массовый расходомер

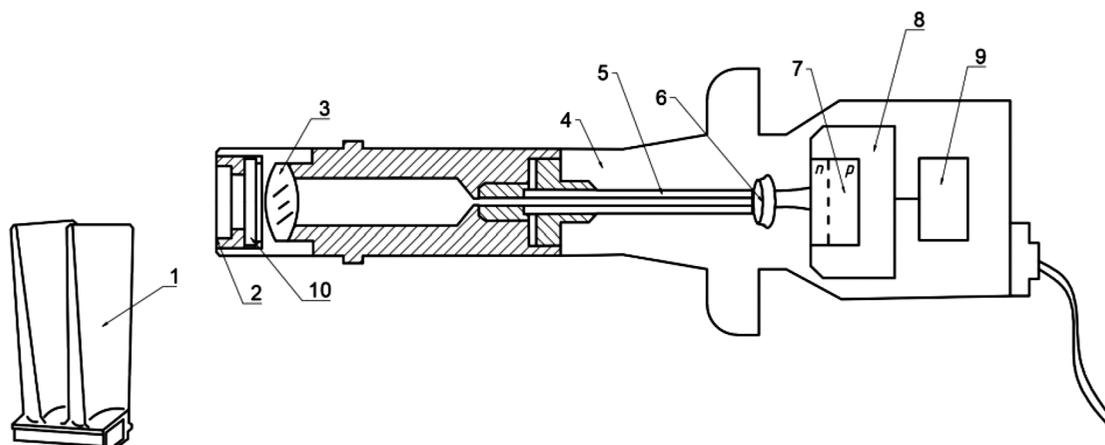


Рис. 9. Принципиальная схема оптического пирометра: 1 – объект; 2 – объектив пирометра; 3 – сапфировая линза; 4 – система обдува; 5 – жгут; 6 – фотодиод; 7 – ФЭП; 8 – термостат; 9 – регулятор тока термостата; 10 – защитное стекло

Окончание таблицы

1	2
Давление заторможенного потока	Цилиндрический приемник с манометром
Статическое давление на поверхностях	Дренажные отверстия; Г-образные и дисковые насадки
Динамический напор (разность между давлением заторможенного потока и статическим)	Трубка Прандтля; датчики деформационные; тензорезисторные преобразователи

Для получения достоверных средних значений при неравномерных полях температур и давлений необходимо определять термодинамические величины во многих точках сечения.

Выходная часть сопла условно разбивается на ряд колец с равными площадями. Каждое такое кольцо для измерения давления заторможенного потока снабжается отдельными пневмометрическими трубками, которые обычно объединены в одну гребенку (рис. 11).

Термопары могут быть расположены на гребенке пневмометрических трубок. Поэтому термоэлектрические преобразователи устанавливаются в комплексе с приемниками давления. Температура потока по сечению неравномерна, поэтому по измерениям в нескольких точках сечения определяется средняя величина температуры заторможенного потока.

Для опытных двигателей используется более подробное препарирование с использованием нескольких гребенок приемников температуры и давления в характерных сечениях. Гребенки применяются двух типов – радиальные и шаговые. Первые фиксируют радиальную неравномерность, вторые – окружную; наиболее досто-

верную информацию получают при использовании нескольких радиальных и шаговых гребенок.

Для определения величины и направления скорости потока могут быть использованы газодинамические насадки, изображенные на рис. 12.

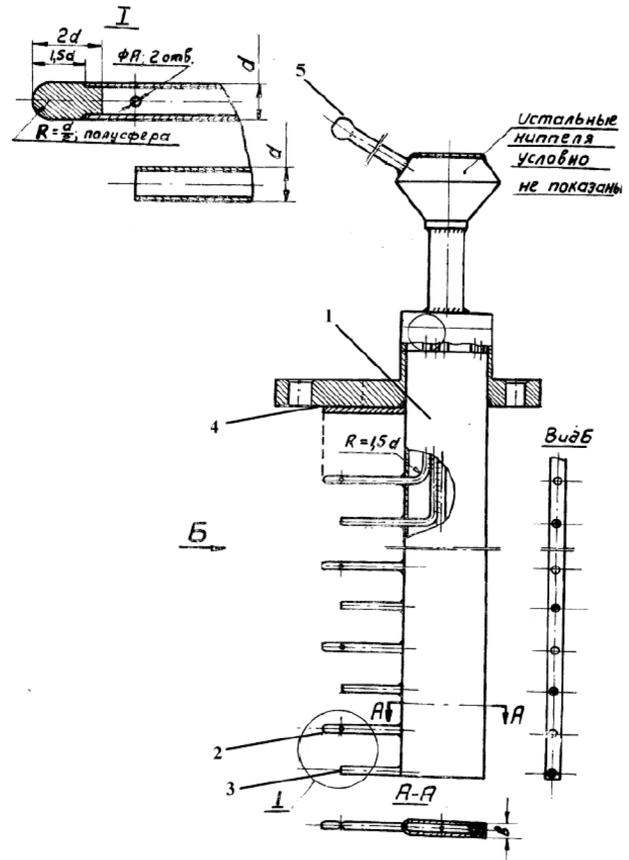


Рис. 11. Принципиальная схема конструкции гребенки [12]: 1 – корпус гребенки; 2 – приемный элемент гребенки для измерения давления; 3 – приемный элемент гребенки для измерения температуры; 4 – фланец для крепления гребенки к корпусу турбины; 5 – ниппель для соединения приемного элемента с датчиком давления

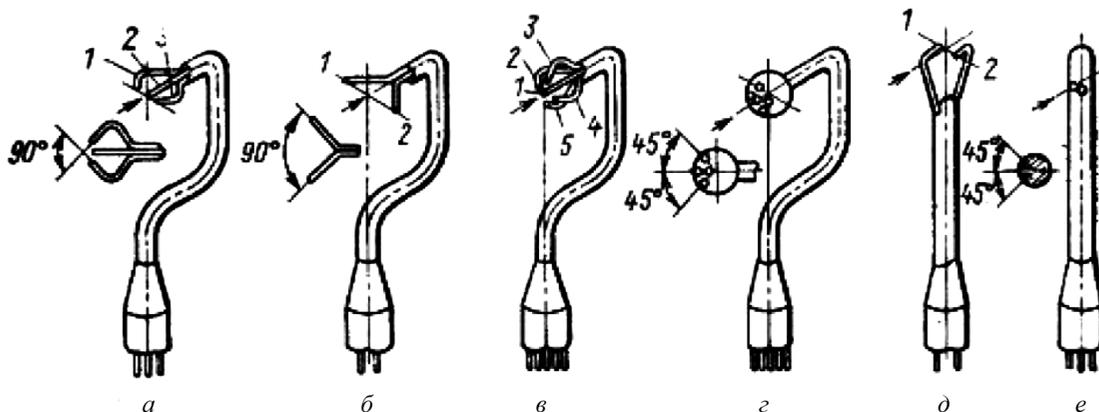


Рис. 12. Насадки для определения направления потока [13]: а, б – трубчатые насадки для плоского потока; в – трубчатый насадок для пространственного потока; г – насадок со сферической головкой для пространственного потока; д – насадок для определения направления потока за плохообтекаемыми телами; е – цилиндрический насадок для плоского потока

Измерение полного давления проводится центральной трубкой (или отверстием), предварительно ориентированной по направлению потока. За давление, пропорциональное статическому, принимаются давления в боковых трубках. Величину скорости потока определяют с помощью коэффициентов насадка, полученных в предварительной градуировке.

По результатам экспериментов строят круговые диаграммы (рис. 13) с нанесенными на них проекциями мест расположения элементов конструкции, которые могут влиять на локальное повышение температуры газа (стоек, отверстий отбора воздуха за компрессором, пламяпроводов и др.). Если проекции места установки элементов конструкции и точки повышенной температуры совпадают, то, по всей вероятности, они являются причиной повышения температуры, и для получения меньшей неравномерности должны быть конструктивно изменены.

По круговым диаграммам рассчитывают средние поясные температуры:

$$t_{\text{ср.п}}^{*m} = \frac{\sum_{i=1}^n t_i^{*m}}{n},$$

где  $t_{ri}^*$  – местные температуры в поясе;  $n$  – количество точек измерения в поясе  $m$ , по которым строится средняя радиальная эпюра температур и определяются отклонения местной температуры от средней поясной.

Результаты экспериментов по определению температурного поля перед турбиной или за ней используются для корректировки расчета охлаждения и прочности элементов турбины.

На неустановившихся режимах (запуск, приемистость, переход с режима на режим) температура газа осциллографируется.

Для регистрации подключаются не все термопары, а только те, которые фиксировали максимальные температуры на различных режимах. По осциллограммам определяют максимальные температуры газа и их продолжительность. Определение температурного поля газов перед турбиной с помощью технологического соплового аппарата достаточно точно. Его достоинство заключается в том, что отсутствует загромождение потока приборами и, кроме того, температуры газа измеряются в местах непосредственного воздействия на сопловые лопатки турбины. Однако этот способ дорог и громоздок.

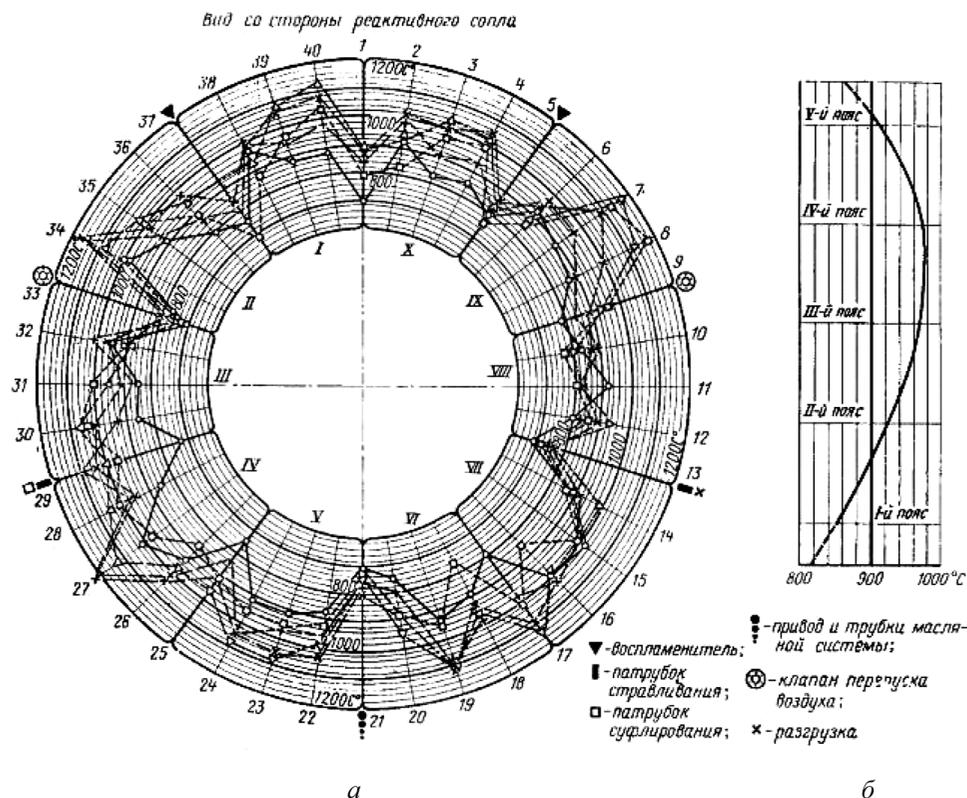


Рис. 13. Диаграммы температурного поля перед турбиной [13]: а – круговая диаграмма; б – радиальная эпюра температур, построенная по средним поясным температурам

## Заключение

В целом предложенный стенд при проведении определенных модификаций может быть пригоден и для проведения ресурсных испытаний турбин и отдельных элементов горячей части турбореактивного двигателя в условиях, близких к натурным. Предлагаемый стенд для поузловых испытаний ТРД позволяет упростить увязку испытываемого узла в составе двигателя.

## Список источников

- ГОСТ 16504–81. Система государственных испытаний продукции. Испытания и контроль качества продукции. Основные термины и определения.
- Григорьев В.А.** Испытания и обеспечение надежности авиационных ГТД и энергетических. Краткий курс лекций / Минобрнауки РФ; Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). Самара, 2011. 112 с.
- ГОСТ 4401–81. Группа Т27 Межгосударственный стандарт. Атмосфера стандартная. Параметры. МКС 07.040 ОКСТУ 7502. Дата введения 1982-07-01.
- Иноземцев А.А., Коняев Е.А., Медведев В.В., Нерадько А.В., Ряссов А.Е.** Авиационный двигатель ПС-90А / под ред. А.А. Иноземцева. Москва, 2007. 320 с.
- Применко А.Е.** Газовые турбины и применение их в авиации / под ред. Г.С. Жирицкого. Москва: Государственное издательство оборонной промышленности, 1950. 156 с.
- Инженерный портал «В Масштабе.ру». URL: <https://vmasshtabe.ru/> (дата обращения: 05.09.2022).
- Павлов Ю.И., Шайн Ю.Я., Абрамов Б.И.** Проектирование испытательных стендов для авиационных двигателей. Москва: Машиностроение, 1979. 152 с.
- Григорьев В.А., Бочкарев С.К., Лапшин А.В., Ильинский С.А.** Автоматизация испытаний и научных исследований ГТД: учеб. пособие. Самара: Издательство Самарского государственного аэрокосмического университета, 2007. 30 с.
- Скорородов А.В., Блинов В.Л., Комаров О.В.** Испытания газотурбинных газоперекачивающих агрегатов и вспомогательного оборудования: учебное пособие [Испытания газотурбинных газоперекачивающих агрегатов и вспомогательного оборудования]. Екатеринбург, 2020. 132 с.
- Хопин П.Н., Сильченко О.Б.** Методы и средства испытаний газотурбинных двигателей: учеб. пособие. Москва: Издательство МАИ, 2020. 96 с.
- Приложение к свидетельству № 38823 об утверждении типа средств измерений. Описание типа средства измерений. Преобразователи оптические пирометрические ОПП-94, модификации ОПП-94 К, ОПП-94 К-1,25, 2012 г. 4 с.
- Афанасьев В.А., Монахова В.П., Мухина С.Д., Версин А.А.** Разработка экспериментальных средств для градуировки приемников давления // Труды МАИ. 2017. № 95. 20 с. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=84502>
- Солохин Э.Г.** Испытания воздушно-реактивных двигателей: учебник для вузов. Москва: Машиностроение, 1975. 356 с.

## References

- GOST 16504–81. Sistema gosudarstvennykh ispytaniy produktsii. Ispytaniya i kontrol' kachestva produktsii. Osnovnye terminy i opredeleniya [The state system of testing products. Product test and quality inspection. General terms and definitions]. MКС 01.040.03 03.120.10, 1982-01-01.
- Grigor'ev V.A.** Ispytaniya i obespechenie nadezhnosti aviatsionnykh GTD i energeticheskikh [Testing and ensuring the reliability of aviation gas turbine engines and energy. A short course of lectures]. Minobrnauki RF, Samarskii gosudarstvennyi aerokosmicheskii universitet imeni akademika S.P. Koroleva (natsional'nyi issledovatel'skii universitet). Samara, 2011, 112 p.
- GOST 4401–81. Sistema gosudarstvennykh ispytaniy produktsii. Ispytaniya i kontrol' kachestva produktsii. Osnovnye terminy i opredeleniya [Group T27 Standart atmosphere. Parameters]. MКС 07.040 ОКСТУ 7502, 1982-07-01.
- Inozemcev A.A., Konjaev E.A., Medvedev V.V., Nerad'ko A.V., Rjassov A.E.** Aviatsionnyi dvigatel' PS-90A [Aircraft engine PS-90A]. Ed. by A.A. Inozemceva. Moscow, 2007, 320 p.
- Primenko A.E.** Gas turbines and their application in aviation. Ed. by G.S. Zhirickogo. Moscow, 1950, 156 p.
- Engineering portal “V Mashtabe.ru”, 2008–2021. URL: <https://vmasshtabe.ru/> (accessed: 05.09.2022).
- Pavlov Ju.I., Shajn Ju.Ja., Abramov B.I.** Design of test benches for aircraft engines. Moscow, Mashinostroenie, 1979, 152 p.
- Grigoriev V.A., Bochkarev S.K., Lapshin A.V., Ilyinsky S.A.** Avtomatizatsiya ispytaniy i nauchnykh issledovaniy GTD (Automation of testing and scientific research of gas turbine engines). Samara, Izdatel'stvo Samarskogo gosudarstvennogo aehrokosmicheskogo universiteta, 2007, 130 p.
- Skorohodov A.V., Blinov V.L., Komarov O.V.** S44 Testing of gas turbine gas pumping units and auxiliary equipment / Ministry of Science and Higher Education. education of the Russian Federation. Ekaterinburg, 2020, 132 p.
- Khopin P.N., Sil'chenko O.B.** Metody i sredstva ispytaniy gazoturbinnnykh dvigatelei [Methods and means of testing gas turbine engines]. Moscow, Izdatel'stvo MAI, 2020, 96 p.
- Prilozhenie k svidetel'stvu No. 38823 ob utverzhdenii tipa sredstv izmerenii. Opisanie tipa sredstva izmerenii. Preobrazovateli opticheskie pirometricheskie OPP-94, modifikatsii OPP-94 K, OPP-94 K-1,25 [Appendix to certificate No. 38823 on the type approval of measuring instruments. Description of the type of measuring instrument. Optical pyrometric converters OPP-94, modifications OPP-94 K, OPP-94 K-1,25], 2012 g. 4 p.
- Afanas'ev V.A., Monahova V.P., Muhina S.D., Versin A.A.** Razrabotka eksperimental'nykh sredstv dlya graduirovki

priemnikov davleniya [Development of experimental means for calibration of pressure receivers]. *Trudy MAI*, 2017, no. 95. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=84502>

13. **Solohin Je.G.** Ispytaniya vozdushno-reaktivnykh dvigatelei [Tests of air-jet engines]. Moscow, Mashinostroenie, 1975, 356 p.

Статья поступила в редакцию 15.10.2022; одобрена после рецензирования 09.11.2022; принята к публикации 18.11.2022.

The article was submitted on 15.10.2022; approved after reviewing on 09.11.2022; accepted for publication on 18.11.2022.