

УДК 621.438:004.422.8

**А.А. Григорьев, М.Ш. Нихамкин,
Л.В. Воронов, Н.А. Саженов**

Пермский национальный исследовательский политехнический университет,
Пермь, Россия

А.Л. Полянин

ОАО «Авиадвигатель», Пермь, Россия

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛОВОГО СОСТОЯНИЯ КОРПУСОВ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Обзор областей применения и анализ основных требований, предъявляемых к газотурбинным двигателям (ГТД) наземного использования, показывает, что повышение эффективности и экономичности данного класса ГТД достигается поддержанием высоких параметров рабочего процесса, таких как степень повышения давления в компрессоре и температура газа на входе в турбину. Анализ возможностей термометрирования и тепловизионного способа определения теплового состояния корпусных деталей горячего тракта газотурбинных двигателей наземного использования позволяет сделать вывод о преимуществе тепловизионного способа. Дана краткая характеристика возможностей тепловизионной системы NEC TH9100 WRI. Разработана методика и проведены экспериментальные исследования теплового состояния корпусных деталей горячего тракта газотурбинных двигателей наземного использования ПС-90ГП-25 с помощью тепловизионной системы NEC TH9100 WRI. Целью исследования являлось получение экспериментальных данных о тепловых полях корпусов турбины и переходного корпуса двигателей на стенде и в условиях эксплуатации на различных режимах работы для использования при разработке систем охлаждения и уточнения математических моделей, а также для оценки эффективности системы охлаждения. Для уточнения значений коэффициентов теплового излучения поверхностей корпусных деталей использовали результаты термометрирования корпуса двигателя с помощью термопар, проводившегося одновременно с тепловизионной съемкой. На основании анализа термограмм с высокой точностью определены высокотемпературные зоны, требующие особого внимания при разработке системы охлаждения. Показано, что применение дополнительного охлаждения переходного корпуса позволяет существенно снизить его температуру.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, тепловое поле, тепловизионное исследование, термограмма, система охлаждения.

**A.A. Grigoriev, M.Sh. Nikhamkin,
L.V. Voronov, N.A. Sazhenkov**

Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation

A.L. Polyinin

OJSC "Aviadvigatel", Perm, Russian Federation

EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF GAS-TURBINE CASING THERMAL STATE

The increase of thermal and economical effectiveness as the fundamental need for turbo-power units is achieved by holding high working process parameters such as compressor pressure ratio and pre turbine gas temperature. The analysis of different kinds of hot-casing details thermal inspection possibilities is showed that the thermal imaging is preferable. A short characteristic of NEC TH9100 WRI thermal camera capability is introduced. The experimental method of gas-turbine plants thermal state investigation is developed and approved on hot section of PS-90GP-25 turbo-power unit using NEC TH9100 WRI thermal vision system. The research objective is experimental thermal fields of turbine and intermediate casing of gas turbine plants obtaining during different running conditions on the test-bench and exploitations. The obtained data are provided for cooling systems development and analyzing and mathematical model improvement. Thermal emission coefficients were refined by parallel to the thermo camera shooting thermocouple instrument recordings. Exact accuracy detection of high-heat areas is possible during thermal image analysis. It is shown that additional cooling measures can effectively decrease the intermediate casing temperature.

Keywords: gas-turbine engine, thermal field, thermovision inspection, thermogramm, cooling system.

Параллельно с использованием в авиации газотурбинные двигатели (ГТД) нашли широкое применение в наземной технике в качестве привода нагнетателей природного газа в составе газоперекачивающих агрегатов на компрессорных станциях магистральных газопроводов, а также для привода генераторов в газотурбинных электростанциях [1–3].

Быстрому внедрению ГТД в различные отрасли промышленности и транспорта способствовали неоспоримые преимущества этого класса тепловых двигателей перед другими энергетическими установками (паротурбинными, дизельными и др.) [1]:

- большая мощность в одном агрегате;
- компактность, малая масса (рис. 1);
- уравновешенность движущихся элементов;
- широкий диапазон применяемых топлив;
- легкий и быстрый запуск, в том числе при низких температурах;

- хорошие тяговые характеристики;
- высокая приемистость и хорошая управляемость.



Рис. 1. Сравнение габаритных размеров ГТД и дизельного двигателя мощностью 3 МВт

Повышение эффективности и экономичности ГТД наземного использования достигается поддержанием высоких параметров рабочего процесса, таких как степень повышения давления в компрессоре и температура газа на входе в турбину. В результате возрастают температуры деталей, действующие на них механические нагрузки. В частности это относится к корпусам турбин и переходным корпусам между турбиной компрессора и силовой турбиной. Нагретые до высоких температур корпусные детали ГТД существенно повышают температуру воздуха в шумотеплоизолирующих кожухах (КШТ), что ухудшает условия работы ГТД и навесного оборудования [4]. Для совершенствования систем охлаждения корпусных деталей ГТД и систем вентиляции внутри КШТ необходимо иметь данные о тепловом состоянии корпусов турбин и переходных корпусов.

Цели описанного исследования состояли:

- в получении экспериментальных данных о тепловых полях корпусов турбины и переходного корпуса двигателей наземного применения на стенде и в условиях эксплуатации для использования при разработке систем охлаждения корпусов и верификации математических моделей;

- экспериментальной оценке эффективности системы охлаждения корпусов двигателя ПС-90ГП-25.

Применяемые в настоящее время методы оценки теплового состояния деталей ГТД с помощью термопар и терморезисторов позволяют получить лишь дискретную картину тепловых полей (только в точках установки термопар). Использование термочувствительных красок дает представление о полях температур на поверхности деталей, но лишь в виде информации о превышении в отдельных зонах контрольного значения температуры, определяемого фазовым переходом термочувствительного вещества краски.

Существенно более полную информацию о тепловом состоянии деталей удастся получать при использовании тепловизионного метода [5]. Он основан на регистрации потока инфракрасного излучения исследуемого объекта при помощи тепловизионной камеры с последующей обработкой полученных термограмм. Инфракрасное излучение реального объекта зависит от его температуры, а также от материала и состояния поверхности. Влияние последних двух факторов принято учитывать коэффициентом теплового излучения (КТИ) ε . Он определяется как отношение интенсивности инфракрасного излучения объекта при данной температуре к интенсивности излучения при той же температуре идеального объекта – «абсолютно черного тела». Возможные значения коэффициента теплового излучения ε лежат в диапазоне от 0 до 1. Таким образом, для определения абсолютных значений температур с помощью тепловизионной системы было необходимо предварительно определить коэффициент теплового излучения поверхности исследуемого объекта [6].

Сущность методики экспериментального исследования полей температур нагретых корпусных деталей ГТД состоит в получении термограмм деталей, уточнении значений коэффициентов теплового излучения с использованием результатов термометрирования, корректировке термограмм с целью получения реальных полей температур [7]. В соответствии с задачами исследования методика должна обеспечивать универсальность в части изменения типа двигателя и режима его работы; рабочий диапазон температур – до 700 °С.

Для проведения исследований была использована тепловизионная система NEC TH9100 WRI (рис. 2). Она представляет собой прецизионную инфракрасную камеру с лицензионной неохлаждаемой болометрической матрицей. Камера имеет два одновременно работающих канала – видео и инфракрасный – и обладает возможностью получения

на мониторе камеры композитного (одновременно видимого и инфракрасного) изображения. Предусмотрена возможность цифровой записи непосредственно в компьютер, а программные средства позволяют работать с каждым кадром в режиме стоп-кадра для создания отдельных термограмм. Тепловизионная система NEC TH9100 WRI имеет диапазон измерения температуры $-40...+2000\text{ }^{\circ}\text{C}$, чувствительность от $0,02\text{ }^{\circ}\text{C}$, спектральный диапазон 8–14 мкм, матрицу 320×240 пикселей, пространственное разрешение 1,2 мрад, частоту 60 кадров/с [8].



Рис. 2. Тепловизионная система
NEC TH9100 WRI

Для обработки тепловизионных изображений используется программный комплекс SRVision Infrascan, установленный на персональном компьютере. Программный комплекс позволяет производить обработку изображений как в режиме реального времени, так и по окончании измерений. Предусмотрена возможность коррекции коэффициента излучения в точках измерения, построения термопрофиля по заданной линии, сохранения данных в форматах SIT, BMP, JPEG.

Исследование проводилось на натуральных двигателях ПС-90ГП-25 мощностью 25 МВт и ПС-90-ГП-2 мощностью 16 МВт. Корпус турбины высокого давления (ТВД) выполнен из сплава ЭП718; турбины низкого давления (ТНД) – из сплава ЭП609; переходный корпус – из сплава ЭИ868. Все корпуса имеют покрытие ЭК-1000. Исследовали два двигателя ПС-90ГП-25: первый – в составе газотурбинной установки в КШТ на компрессорной станции в эксплуатационных условиях, второй – на испытательном стенде. На втором двигателе применена система охлаждения переходного корпуса за счет продувки относительно холодного воздуха, отобранного от компрессора, по внутренним каналам корпуса. Двигатель ПС-90-ГП-2 исследовали на испытательном стенде.

Во время исследования двигателя ПС-90ГП-25 в составе ГТУ в эксплуатационных условиях он работал в установившемся номинальном режиме со следующими физическими значениями параметров:

- температура на входе $T_{\text{вх}} = 273,5 \text{ К}$ ($0,5 \text{ }^{\circ}\text{C}$);
- частота вращения ротора ТВД $n_{\text{ТВД}} = 11\,420 \text{ об/мин}$;
- приведенная частота вращения ротора ТВД $n_{\text{ТВДпр}} = 11\,718 \text{ об/мин}$;
- полная средняя температура за ТВД $T_{\text{ТВД}} = 1041 \text{ К}$ ($768 \text{ }^{\circ}\text{C}$);
- полная средняя температура за силовой турбиной $T_{\text{с.т}} = 721 \text{ К}$ ($448 \text{ }^{\circ}\text{C}$).

Во время исследования двигателя ПС-90ГП-25 на испытательном стенде он работал на двух установившихся режимах (номинальном и малого газа) со следующими физическими значениями параметров:

1) номинальный режим

- температура на входе $T_{\text{вх}} = 298,5 \text{ К}$ ($25,5 \text{ }^{\circ}\text{C}$);
- частота вращения ротора ТВД $n_{\text{ТВД}} = 11\,534,4 \text{ об/мин}$;
- приведенная частота вращения ротора ТВД $n_{\text{ТВДпр}} = 11\,327 \text{ об/мин}$;
- полная средняя температура за ТВД $T_{\text{ТВД}} = 1030 \text{ К}$ ($757 \text{ }^{\circ}\text{C}$);
- полная средняя температура за свободной турбиной $T_{\text{с.т}} = 732 \text{ К}$ ($459 \text{ }^{\circ}\text{C}$);

2) режим малого газа

- температура на входе $T_{\text{вх}} = 298,5 \text{ К}$ ($25,5 \text{ }^{\circ}\text{C}$);
- частота вращения ротора ТВД $n_{\text{ТВД}} = 10\,332,1 \text{ об/мин}$;
- приведенная частота вращения ротора ТВД $n_{\text{ТВДпр}} = 10\,103 \text{ об/мин}$;
- полная средняя температура за ТВД $T_{\text{ТВД}} = 785,5 \text{ К}$ ($512,5 \text{ }^{\circ}\text{C}$);
- полная средняя температура за свободной турбиной $T_{\text{с.т}} = 653,4 \text{ К}$ ($380,4 \text{ }^{\circ}\text{C}$).

Во время исследования двигателя ПС-90ГП-2 на испытательном стенде он работал в установившемся номинальном режиме со следующими физическими значениями параметров:

- температура на входе $T_{\text{вх}} = 278 \text{ К}$ ($5 \text{ }^{\circ}\text{C}$);
- частота вращения ротора ТВД $n_{\text{ТВД}} = 11\,094 \text{ об/мин}$;
- приведенная частота вращения ротора ТВД $n_{\text{ТВДпр}} = 10\,900 \text{ об/мин}$;
- полная средняя температура за ТНД $T_{\text{ТВД}} = 1044,9 \text{ К}$ ($771,9 \text{ }^{\circ}\text{C}$).

Тепловизионная съемка корпусов двигателей в стендовых условиях производилась с левой (если смотреть в направлении входа) стороны под прямым углом (рис. 3, поз. 1). При испытаниях двигателя ПС-90ГП-25 в составе ГТУ в эксплуатационных условиях (в КШТ), из-за ограниченности пространства под КШТ, тепловизионная съемка проводилась с левой стороны под углом 45° (см. рис. 3, поз. 2). По-

грешность в определении абсолютных значений температур из-за различия в углах съемки в указанных пределах не превышает 0,5 % и может не учитываться.

Порядок тепловизионной съемки и обработки результатов был принят следующим. Устанавливался дискретный режим съемки и значение коэффициента теплового излучения $\varepsilon = 1$. После запуска двигателя и вывода его на заданный режим работы тепловизор фокусировался, производилась съемка в видимом и инфракрасном диапазонах длин волн. Полученные термограммы дают распределение по поверхности корпусов условной (при $\varepsilon = 1$) температуры $t_{\text{ТВ}}$.

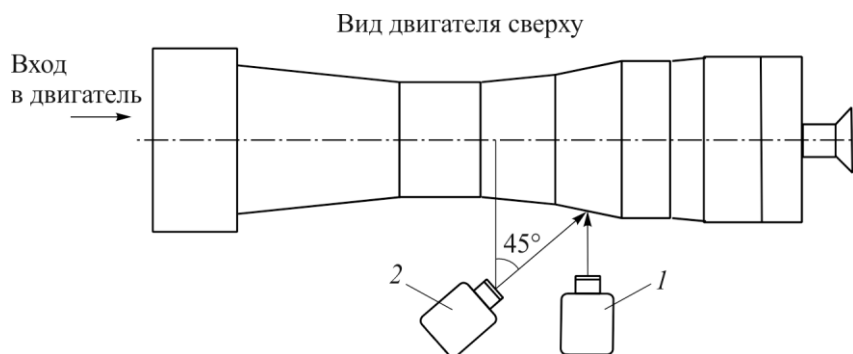


Рис. 3. Схема расположения тепловизора при регистрации теплового состояния корпусов двигателей на испытательном стенде (поз. 1) и в КШТ (поз. 2)

Одновременно с тепловизионным исследованием двигателя в стендовых условиях проводилось дискретное термометрирование переходного корпуса с помощью термопар. Четыре термопары были закреплены в средней части охлаждаемого переходного корпуса по окружности (рис. 4). Значения температур, замеренных термопарами на номинальном режиме, приведены в таблице.

Последующая обработка термограмм проводится на персональном компьютере с помощью программного комплекса SRVision Infrascan. При этом устанавливается значение коэффициента теплового излучения $\varepsilon < 1$, определенное для материала исследуемой поверхности. Полученная при тепловизионной съемке термограмма условной температуры корректируется, определяются истинные поля температур и значения температур в характерных точках.

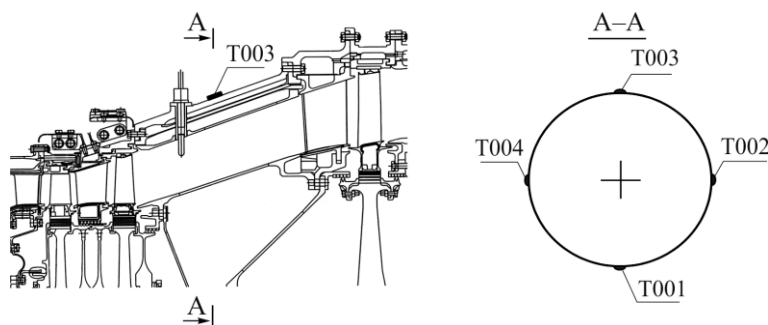


Рис. 4. Схема размещения термопар на переходном корпусе ПС-90ГП-25

Значения температур $t_{\text{тп}}$, зарегистрированных термопарами на номинальном режиме при испытаниях двигателя ПС-90ГП-25 на стенде

Термопара	T001	T002	T003	T004
Температура, °C	346,6	315,6	340,4	320,0

С целью уточнения значений коэффициентов теплового излучения ε использовали результаты термометрирования корпуса двигателя ПС-90ГП-25 на испытательном стенде. Регистрацию показаний термопар $t_{\text{тп}}$, приведенных в таблице, проводили одновременно с тепловизионной съемкой.

Значения коэффициента теплового излучения ε определяли итерационно с помощью программного комплекса SRVision Infrascan так, чтобы получаемое в ходе корректировки термограммы значение $t_{\text{тв}}$ температуры в точке установки термопары T002 (см. рис. 2) совпало с зарегистрированным термопарой $t_{\text{тв}} = t_{\text{тп}}$. Итерационную процедуру уточнения значения ε проводили до достижения абсолютной погрешности 0,01.

Для материала ЭИ 868 с покрытием ЭК-1000 для температуры $t_{\text{тп}} = 315^\circ\text{C}$ таким образом получено значение $\varepsilon = 0,96$. При этом значении ε диапазон температур корпусов турбин и переходного корпуса составляет $300\text{--}520^\circ\text{C}$. В этом диапазоне значение ε изменяется в пределах 2,6–4,8 %. Это позволило принять для всего этого диапазона температур одинаковое значение $\varepsilon = 0,96$, что внесло в абсолютные значения температур относительную погрешность в пределах 2 %.

Аналогично для сплава ЭП718 с покрытием ЭК-1000 и сплава ЭП609 с покрытием ЭК-1000 получено значение $\varepsilon = 0,98$.

При последующем анализе термограмм определили значения абсолютных температур на поверхности переходного корпуса при установленном значении $\varepsilon = 0,96$, а на поверхности корпусов ТВД и ТНД – при $\varepsilon = 0,98$.

В результате тепловизионного исследования полей температур двигателя ПС-90ГП-25 в составе газотурбинной установки в КШТ на компрессорной станции в условиях эксплуатации получены термограммы части корпуса двигателя, захватывающей корпуса турбин и переходный корпус (рис. 5). При работе двигателя на номинальном режиме наиболее нагретой является поверхность переходного корпуса, где максимальная температура достигает 637°C . В видимом диапазоне длин волн переходный корпус имеет малиновое свечение, которое соответствует диапазону температур $600\text{--}700^\circ\text{C}$, что косвенно подтверждает достоверность полученного результата.

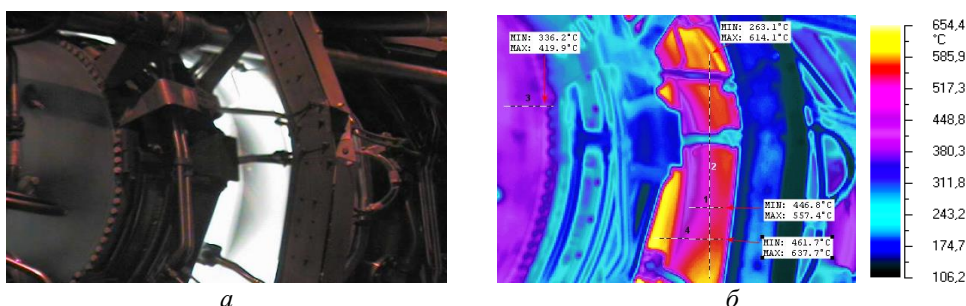


Рис. 5. Двигатель ПС-90ГП-25 в КШТ, номинальный режим: *а* – внешний вид корпусов; *б* – термограмма

В результате тепловизионного исследования полей температур, корпусов турбин и переходного корпуса двигателя ПС-90ГП-25 на стенде получены термограммы для двух режимов работы двигателя: номинального режима работы и малого газа (рис. 6). Наиболее нагретой является поверхность корпуса ТНД, особенно в районе фланцевого соединения с переходным корпусом, где максимальная температура достигает 518°C . В районе фланцевого соединения корпуса ТВД и переходного корпуса максимальная температура 403°C . Поверхность переходного корпуса является наименее нагретой, максимальная температура не превышает 357°C , что подтверждается замерами с помощью термпар. Температура переходного корпуса двигателя в этом случае на 180°C ниже, чем в предыдущем.

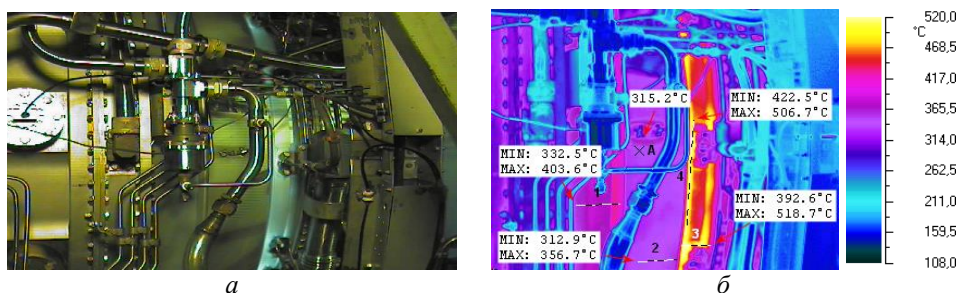


Рис. 6. Двигатель ПС-90ГП-25 на стенде, номинальный режим: *а* – внешний вид корпусов; *б* – термограмма

Снижение температуры переходного корпуса достигнуто благодаря применению системы охлаждения переходного корпуса за счет продувки воздуха, отобранного от компрессора, по внутренним каналам корпуса. При этом отбор от компрессора дополнительного охлаждающего воздуха приводит к некоторому снижению мощности и топливной экономичности двигателя. Для обеспечения заданной мощности приходится увеличивать температуру газа за камерой сгорания, что, в свою очередь, требует дополнительного охлаждения турбины компрессора для сохранения заданного ресурса.

В результате тепловизионного исследования полей температур, корпусов турбин и переходного корпуса двигателя ПС-90ГП-2 на стенде получены термограммы для двух режимов работы двигателя: номинального режима работы и малого газа (рис. 7).

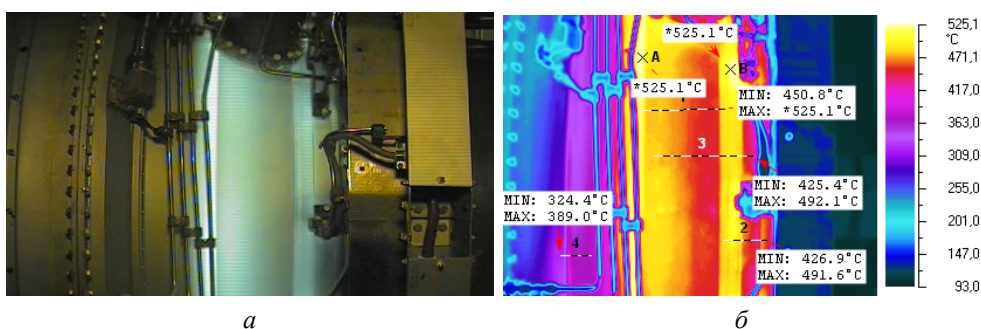


Рис. 7. Двигатель ПС-90ГП-2 на стенде, номинальный режим: *а* – внешний вид корпусов; *б* – термограмма

Наиболее нагретой является поверхность переходного корпуса, особенно в районе фланцевых соединений с корпусами ТВД и ТНД, где максимальная температура достигает 525 °С.

Температура поверхности переходного корпуса постепенно снижается в направлении газового потока до значения 447 °С.

Температура поверхности корпуса ТНД постепенно снижается в направлении газового потока до значения 427 °С.

Поверхность корпуса ТВД является наименее нагретой, максимальная температура не превышает 346 °С, что объясняется применением эффективной системы охлаждения корпуса ТВД.

Библиографический список

1. Григорьев А.А. Введение в авиационную и ракетную технику: учеб. пособие. – 2-е изд., перераб. и доп. – Пермь: Изд-во Перм. нац. исслед. политехн. ун-та, 2014. – 139 с.

2. Григорьев А.А. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. Теоретические основы: учеб. пособие. – 2-е изд., перераб. и доп. – Пермь: Изд-во Перм. гос. техн. ун-та, 2010. – 368 с.

3. Иноземцев А.А., Нихамкин М.Ш., Сандрацкий В.Л. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. – М.: Машиностроение. – 2008. – Т. 1. – 1210 с.

4. Зигель Р., Хауэлл Дж. Теплообмен излучением. – М.: Мир, 1975. – 936 с.

5. Неразрушающий контроль. Справочник: в 7 т. / под общ. ред. В.В. Клюева. Т. 5: в 2 кн. Кн. 1. Тепловой контроль. – М.: Машиностроение, 2004. – 679 с.

6. Куинн Т. Температура. – М.: Мир, 1985. – 448 с.

7. Свет Д.Я. Оптические методы измерения истинных температур. – М.: Наука, 1982. – 296 с.

8. Госсорг Ж. Инфракрасная термография. Основы, техника, применение: пер. с фр. – М.: Мир, 1988. – 416 с.

References

1. Grigorev A.A. Vvedenie v aviatsionnuyu i raketnuyu tekhniku [Introduction to aviation and rocket engineering]. Permskiy natsionalnyy issledovatel'skiy politekhnicheskiy universitet, 2014. 130 p.

2. Teoriya, raschet i proektirovanie aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok [Theory, analysis and designing of aviation engines and power plants]. Permskiy gosudarstvennyy tekhnicheskiy universitet, 2010. 368 p.

3. Inozemtsev A.A., Nikhamkin M.Sh., Sandratsky V.L. Osnovy konstruirovaniya aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok [Principle design of aviation engines and power plants]. Moscow: Mashinostroyeniye, 2008. Vol. 1. 1210 p.

4. Zigel R., Khaueil G. Teploobmen izlucheniem [Radiation transfer]. Moscow: Mir, 1975. 936 p.

5. Kluev V.V. Nerazrushayushchiy kontrol. Teplovoy kontrol [Non destructive testing. Heat control]. Moscow: Mashinostroyeniye, 2004, vol. 5, 679 p.

6. Kuinn T. Temperatura [Temperature]. Moscow: Mir, 1985. 448 p.

7. Svet D.Ya. Opticheskie metody izmereniya istinnykh temperatur [Optical measurement methods of real temperatures]. Moscow: Nauka, 1982. 296 p.

8. Gossorg Zh. Infirakrasnaya termografiya. Osnovy, tekhnika, primeneniye [Infrared thermography. Fundamentals, technology, application]. Moscow: Mir, 1988. 416 p.

Получено 3.03.2014

Об авторах

Григорьев Андрей Алексеевич (Пермь, Россия) – кандидат технических наук, доцент кафедры «Авиационные двигатели» ФГБОУ ВПО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., 29, e-mail: kaf-ad@cpl.pstu.ru).

Нихамкин Михаил Шмерович (Пермь, Россия) – доктор технических наук, профессор кафедры «Авиационные двигатели» ФГБОУ ВПО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., 29, e-mail: kaf-ad@cpl.pstu.ru).

Воронов Леонид Васильевич (Пермь, Россия) – кандидат технических наук, доцент кафедры «Авиационные двигатели» ФГБОУ ВПО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., 29, e-mail: kaf-ad@cpl.pstu.ru).

Саженков Николай Алексеевич (Пермь, Россия) – младший научный сотрудник кафедры «Авиационные двигатели» ФГБОУ ВПО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., 29, e-mail: kaf-ad@cpl.pstu.ru).

Полянин Андрей Леонидович (Пермь, Россия) – кандидат технических наук, начальник отдела ОАО «Авиадвигатель» (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., 93, e-mail: polanin@avid.ru).

About the authors

Grigoriev Andrey Alekseevich (Perm, Russian Federation) – Ph. D. in Technical Sciences, Associate Professor, Department of Aircraft Engines, Perm National Research Polytechnic University (614990, Perm, Komsomolsky av., 29, e-mail: kaf-ad@cpl.pstu.ru).

Nikhamkin Mikhail Shmerovich (Perm, Russian Federation) – Doctor of Technical Sciences, Professor, Department of Aircraft Engines, Perm National Research Polytechnic University, (614990, Perm, Komsomolsky av., 29, e-mail: kaf-ad@cpl.pstu.ru).

Voronov Leonid Vasilevich (Perm, Russian Federation) – Ph. D. in Technical Sciences, Associate Professor, Department of Aircraft Engines, Perm National Research Polytechnic University (614990, Perm, Komsomolsky av., 29, e-mail: kaf-ad@cpl.pstu.ru).

Sazhenkov Nikolay Alexeevich (Perm, Russian Federation) – Junior Research Fellow, Department of Aircraft Engines, Perm National Research Polytechnic University (614990, Perm, Komsomolsky av., 29, e-mail: kaf-ad@cpl.pstu.ru).

Polyanin Andrey Leonidovich (Perm, Russian Federation) – Ph. D. in Technical Sciences, Head of Department, OJSC “Aviadvigatel” (614990, Perm, Komsomolsky av., 93, e-mail: polanin@avid.ru).