

УДК 620.16

Термопрочностные испытания остекления фонаря современного сверхзвукового самолета*

В.К. БЕЛОВ¹, В.И. БОЛОТСКИЙ², В.В. ПИСАРЕВ³, А.С. ЛАЗНЕНКО⁴,
Ю.С. СЛЕПАК⁵, Д.А. ШИНКАРЕВ⁶

¹ 630051, РФ, г. Новосибирск, ул. Ползунова, 21/1, Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С.А. Чаплыгина, доктор технических наук, старший научный сотрудник, профессор. E-mail: sibnia@sibnia.ru

² 630051, РФ, г. Новосибирск, ул. Ползунова, 21/1, Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С.А. Чаплыгина, начальник отделения НИО-10. E-mail: ni010@yandex.ru

³ 630051, РФ, г. Новосибирск, ул. Ползунова, 21/1, Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С.А. Чаплыгина, начальник ОКБ. E-mail: pisarev@sibnia.ru

⁴ 630051, РФ, г. Новосибирск, ул. Ползунова, 21/1, Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С.А. Чаплыгина, начальник отделения НИО-6, аспирант. E-mail: 89831344286@mail.ru

⁵ 630051, РФ, г. Новосибирск, ул. Ползунова, 21/1, Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С.А. Чаплыгина, заместитель начальника отделения НИО-10. E-mail: slepak@sibnia.ru

⁶ 630051, РФ, г. Новосибирск, ул. Ползунова, 21/1, Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С.А. Чаплыгина, начальник сектора НИО-10, аспирант. E-mail: c31nstu@mail.ru

Остекление современных сверхзвуковых самолетов является высоконагруженным элементом конструкции. Для определения ресурса остекления недостаточно проведения только расчетных и экспериментальных исследований. Чтобы получить полную картину напряженно-деформированного состояния, необходимо проводить термопрочностные испытания натурной конструкции по программе, достаточно полно отражающей спектр эксплуатационных нагрузок. Такие нагрузки создаются в стенде ресурсных испытаний фонарей.

С 2011 года в ФГУП «СибНИА им С.А. Чаплыгина» были возобновлены работы по проведению ресурсных испытаний фонарей гермокабины сверхзвуковых самолетов. На территории института был создан новый стенд для термопрочностных испытаний гермокабины, позволяющий воспроизводить нестационарное равномерное температурное поле на поверхности объекта испытаний, давление и температуру внутри гермокабины.

В работе представлено описание стенда для проведения термопрочностных ресурсных испытаний остекления фонаря современного сверхзвукового самолета. Показана конструкция стенда и систем, входящих в его состав. Описан способ получения нестационарного равномерного поля температур с регулируемым расходом воздуха. Предоставлено описание автомати-

* Статья получена 20 апреля 2016 г.

зированной системы управления (АСУ), состоящей из аппаратного комплекса и программного продукта, позволяющей проводить испытания в полностью автоматизированном режиме. Приведено описание информационно-измерительной системы (ИИС), позволяющей отображать картину равномерности температурного поля в реальном времени и записывать показания датчиков температуры и давления в базу данных.

На стенде установлена и опробована система измерений малых перемещений остекления фонаря относительно металлической заделки. Данная система позволяет в процессе эксперимента отслеживать картину «подвижки» остекления из-за теплового расширения конструкции.

В заключении представлены первые результаты пусконаладочной работы, отработаны программы испытаний с погрешностями по нагреву и охлаждению, не превышающими значения заданных параметров.

Первые результаты испытаний выявили слабые места, благодаря которым были внесены изменения в конструкцию фонаря гермокабины.

Ключевые слова: термпрочностные испытания, прочностные испытания сверхзвуковых самолетов, термпрочностные испытания остекления фонаря, остекление фонаря гермокабины, стенд РИФ, испытание остекления фонаря гермокабины, натурные испытания остекления фонаря, нестационарное температурное поле, струйная система нагрева

DOI: 10.17212/1814-1196-2016-3-81-94

ВВЕДЕНИЕ

Остекление фонарей кабины экипажа современных сверхзвуковых самолетов является высоконапряженным элементом конструкции. Как единое целое с каркасом фонаря и примыкающей частью фюзеляжа, оно подвержено нестационарному тепловому воздействию, а также несет нагрузки, создаваемые давлением в гермокабине, и аэродинамические нагрузки. Большой объем расчетных и экспериментальных исследований на всех этапах разработки конструкции фонаря оказывается недостаточным для установления ресурса остекления. Только термпрочностные испытания натурной конструкции фонаря по программе, достаточно полно отражающей спектр эксплуатационных температур и нагрузок, позволяют воспроизвести близкое к реальному напряженно-деформированное состояние конструкции, определить ее прочностные характеристики, выявить слабые места и разработать рекомендации по их доработкам [1, 2].

Для проведения термпрочностных испытаний остекления фонаря современного сверхзвукового самолета в ФГУП «СибНИА им С.А. Чаплыгина» после пятнадцатилетнего перерыва вновь был разработан и изготовлен стенд РИФ (ресурсные испытания фонаря), позволяющий осуществлять тепловые воздействия на фонарь: нестационарные нагрев и последующее охлаждение наружной поверхности при полетах на сверхзвуковой и дозвуковой скоростях, избыточное давление в гермокабине пилота с одновременным поддержанием постоянной температуры в гермокабине вне зависимости от режима испытания.

Стенд РИФ разработан и изготовлен в 2011 году специалистами СибНИА на площадях корпуса № 6, а также несколькими организациями-соисполнителями. В конструкции стенда использовались элементы и технологии, ранее отработанные на фонарях сверхзвуковых самолетов из органического стекла. Схема стенда приведена на рис. 1.

В состав стенда входит следующее:

- рабочая камера;
- система нагрева поверхности фонаря;
- система охлаждения поверхности фонаря;
- АСУ;
- информационно-измерительная система;
- камера шумоглушения;
- система вентиляции камеры шумоглушения;
- система вентиляции и шумоглушения блока турбохолодильников;
- система наддува гермокабины и гермошланга;
- система нагрева гермокабины;
- система охлаждения гермокабины;
- система очистки и осушки сжатого воздуха;
- система электроснабжения;
- вспомогательные системы (обслуживания испытательного оборудования и объекта испытаний, транспортировки объекта испытаний, освещения, видеонаблюдения, связи, вентиляции помещений и испытательного оборудования).

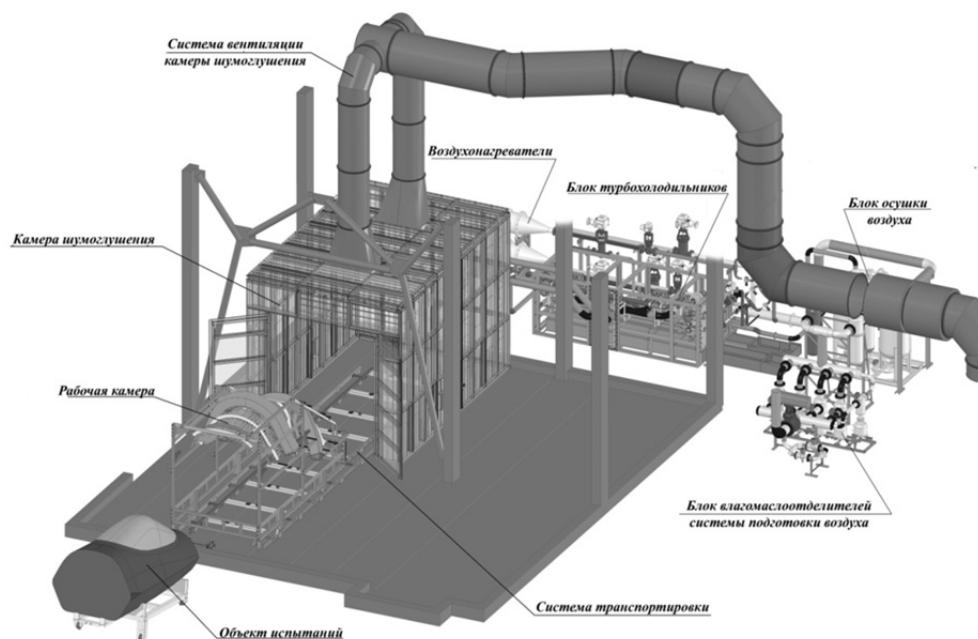


Рис. 1. Схема стенда РИФ

1. РАБОЧАЯ КАМЕРА СТЕНДА

Основу рабочей камеры для нагрева и охлаждения поверхности фонаря составляет система коллекторных трубок с соплами, запитываемыми через раздаточный коллектор, установленный на каркасе (рис. 2).

Тонкостенные малоинерционные в тепловом отношении трубки с соплами образуют поверхность, эквидистантную внешнему контуру фонаря. Че-

рез сопла подается горячий или холодный сжатый воздух с регулируемой расходом и температурой, требуемыми для воспроизведения заданной программы нагрева и охлаждения объекта испытаний. Струи воздуха направлены по нормали [3–9] к поверхности фонаря. На стенде используются две независимые зоны управления нагревом и охлаждением, установлены два раздаточных коллектора. Впервые на данном стенде для обеспечения равномерного поля температур сопла над металлическим каркасом изготовлены регулируемые, что позволяет настроить рабочую часть стенда достаточно точно, а 140 датчиков информационно-измерительной системы на внешней поверхности фонаря дают возможность легко локализовать место отклонения температуры от заданной. На стенде РИФ можно получить интервал температур от $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ до $+200\text{ }^{\circ}\text{C}$ со скоростью нагрева до $1\text{ }^{\circ}\text{C}/\text{с}$, охлаждения до $3\text{ }^{\circ}\text{C}/\text{с}$.

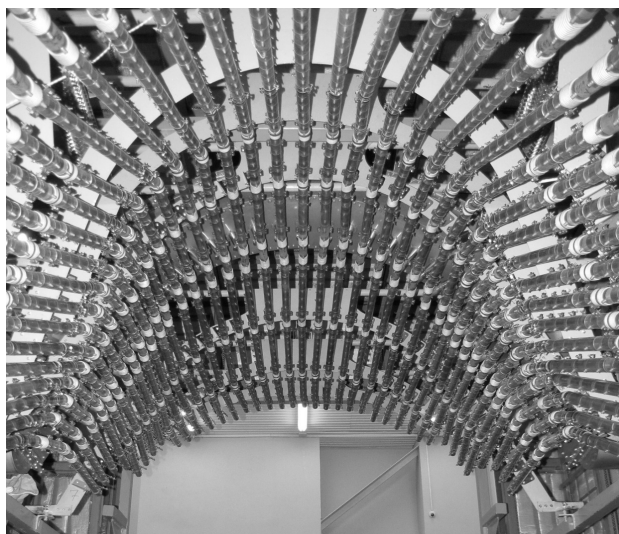


Рис. 2. Рабочая часть стенда

2. СИСТЕМА НАГРЕВА ПОВЕРХНОСТИ ФОНАРЯ

Система нагрева поверхности фонаря (рис. 3) включает в себя два малоинерционных электрических воздушнонагревателя общей мощностью 460 кВт [10–13], регулируемые клапаны и сеть трубопроводов. В состав каждого нагревателя входят 28 нихромовых трубок длиной 745 мм.

Нагреватели ВН-1 и ВН-2, взятые со стенда РИФ-10В, подверглись модернизации. В них были заменены нагревательные элементы, изготовленные из нихромовой Х20Н80 (нержавеющей 12Х18Н10Т) ленты толщиной 0,2 мм, на нагревательные элементы, изготовленные из нихромовой ленты толщиной 0,4 мм. Увеличение толщины стенки нагревательного элемента позволило «снимать» больше энергии и увеличить удельный расход воздуха. В результате температура на нагревательном элементе при максимальных режимах нагрева увеличилась с $600\text{ }^{\circ}\text{C}$ до $1100\text{ }^{\circ}\text{C}$, что привело к поперечному прогибу нагревательного элемента. Для уменьшения поперечного прогиба нагревательный элемент изготовили из двух половинок, при нагреве компенсирующих друг друга.

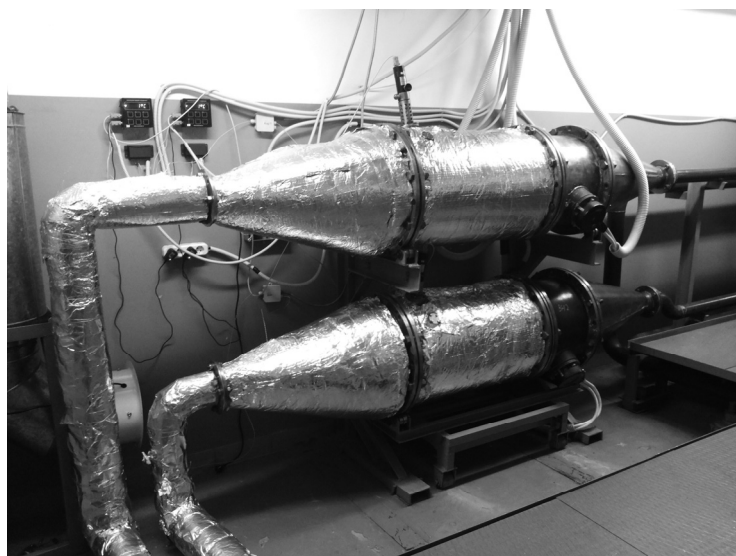


Рис. 3. Малоинерционные воздушонагреватели системы нагрева поверхности фонаря

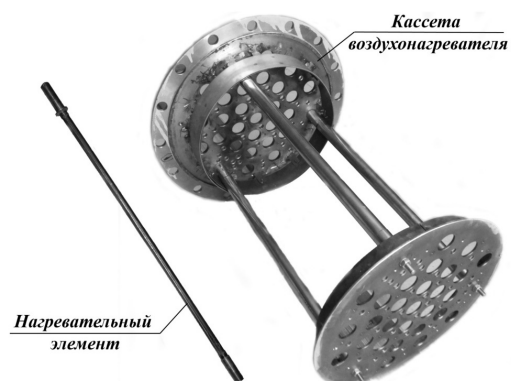


Рис. 4. Теплоизоляционная кассета воздушонагревателя системы нагрева поверхности фонаря

Для уменьшения тепловых потерь и увеличения КПД нагревателя помимо внешней теплоизоляции корпуса была разработана и установлена внутренняя теплоизоляционная кассета (рис. 4). Внутренняя теплоизоляционная кассета позволила уменьшить температуру на поверхности корпуса воздушонагревателя с 347 °С до 140 °С при длительной работе (примерно 20 мин на максимальном режиме).

3. СИСТЕМА ОХЛАЖДЕНИЯ ПОВЕРХНОСТИ ФОНАРЯ

В системе охлаждения поверхности фонаря (рис. 5) используются шесть авиационных турбохолодильников, по три на каждую зону охлаждения, регулируемые клапаны и сеть трубопроводов. В зависимости от потребляемого расхода воздуха работают либо по одному турбохолодильнику 3061А малой мощности, либо все турбохолодильники. Расход воздуха через систему охлаждения достигает 50 000 кг/ч.



Рис. 5. Система охлаждения поверхности фонаря

4. СИСТЕМЫ АСУ И ИИС

В соответствии с задачами испытаний были разработаны автоматизированная система управления (АСУ) и информационно-измерительная система (ИИС) [14, 15].

АСУ обеспечивает управление технологическим оборудованием стенда с помощью аппаратных и программных вычислительных средств. Структура системы управления трехуровневая:

- 1) нижний уровень – измерительные приборы, объединенные с контроллером и верхним уровнем в промышленные сети RS485;
- 2) средний уровень – программируемый контроллер Mitsubishi FX3U с модулями расширения, соединенный с верхним уровнем через Ethernet;
- 3) верхний уровень – компьютер оператора АСУ РИФ.

Интерфейс АСУ показан на рис. 6. Все параметры (давления в магистралях, температуры на разных участках стенда, ток и напряжения воздушонагревателей) отображаются в реальном времени и записываются в базу данных. В АСУ предусмотрена защита от аварийных ситуаций. В случае аварийной ситуации происходит принудительная остановка, срабатывают автоматы защиты сети, питание всех электроприборов отключается.

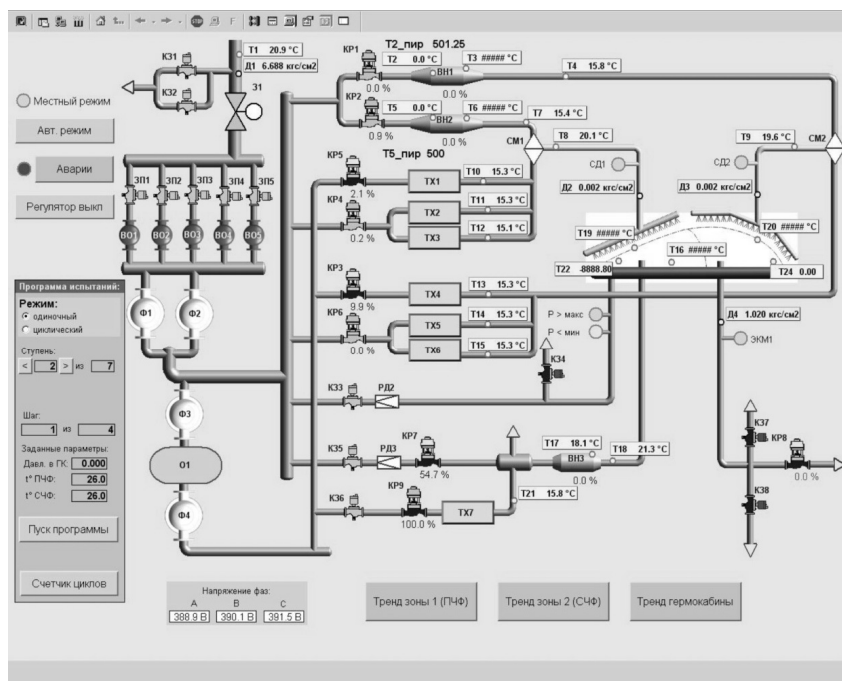


Рис. 6. Интерфейс системы АСУ

Скорость изменения температуры на поверхности объекта испытаний достигает трех градусов в секунду. Для реализации таких параметров в АСУ применен принцип пропорционально-интегрально-дифференциального регулятора (ПИД-регулятора). На некоторых режимах испытаний достичь требуемого закона регулирования температуры и давления с помощью ПИД-регулятора было недостаточно, поэтому для получения хорошей характеристики регулирования в программный код АСУ были внесены дополнительные подпрограммы, подклю-

чающиеся на определенный интервал времени для сглаживания скачков перерегулирования. На рис. 8 показан график отработки программы испытаний.

ИИС представляют собой аппаратный комплекс и программный продукт.

Структура информационно-измерительной системы трехуровневая:

- 1) нижний уровень – 208 датчиков ТПИ-1 (рис. 7);
- 2) средний уровень – модульная система сбора данных LTR фирмы L-Card;
- 3) верхний уровень – компьютер оператора ИИС РИФ.

Специально для стенда РИФ был изготовлен и внесен в Государственный реестр средств измерений термопреобразователь сопротивления ТПИ-1 на основе тонкопленочного платинового датчика температуры Heraeus M213.

Информационно-измерительная система (рис. 9) позволяет отслеживать и записывать результаты испытаний в реальном времени.

ИИС одновременно отображает и записывает показания с 208 датчиков температуры на поверхности фонаря, датчика давления и датчика температуры гермокабины.

На рис. 7 показана схема объекта испытаний с равномерно распределенными датчиками температуры. В случае превышения допустимой погрешности по температуре срабатывает звуковой сигнал оператору и в контрольном окне записывается номер датчика.

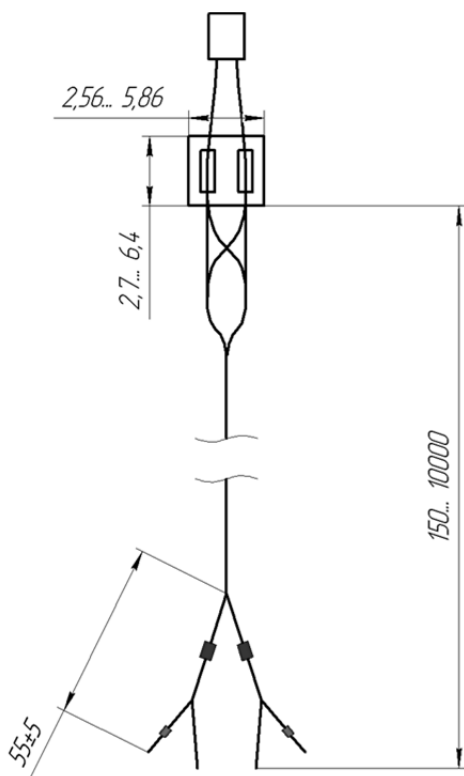


Рис. 7. Платиновый термопреобразователь сопротивления ТПИ-1

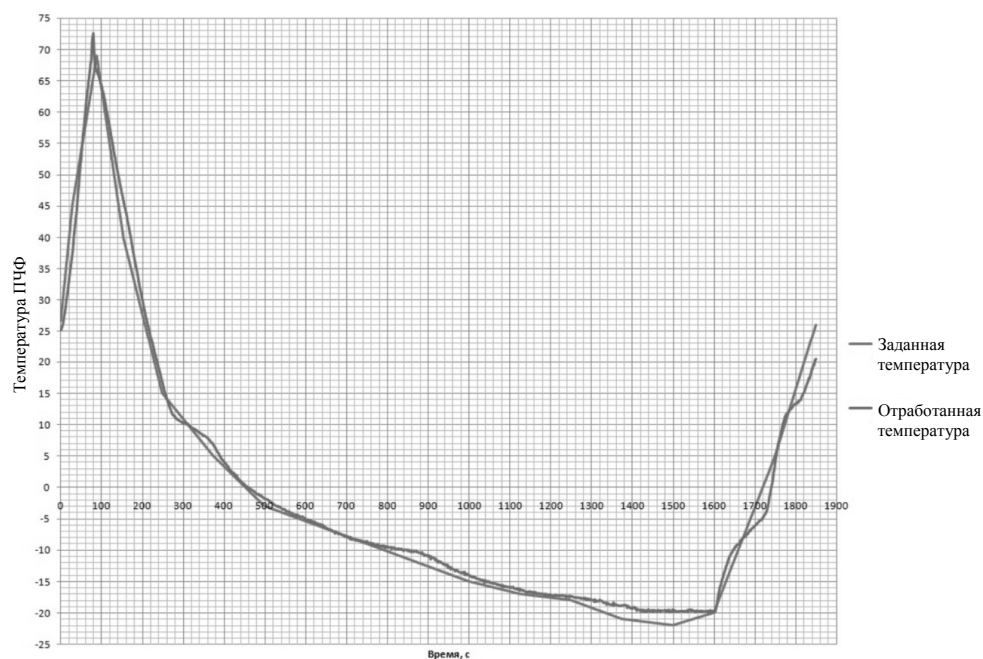


Рис. 8. График отработки программы испытаний

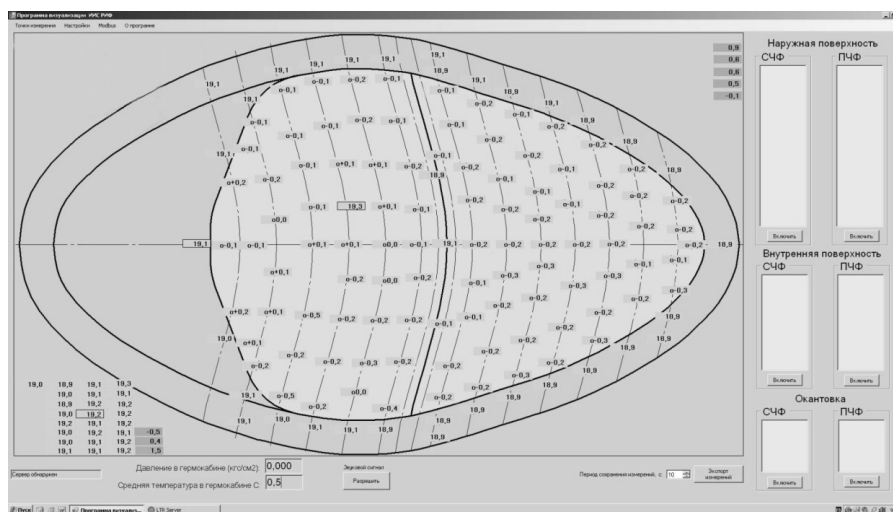


Рис. 9. Интерфейс ИИС

МЕРЫ ПО ШУМОГЛУШЕНИЮ

Процесс испытаний связан со скоростным истечением воздуха, что приводит к сильным шумовым воздействиям, достигающим до 120 дБ. Для борьбы с шумом изготовлен звукоизоляционный кожух рабочей части, стены и двери отсека подготовки воздуха, зала РИФ и комнаты оператора выполнены с учетом звукоизоляции, на сбросном канале осушительной станции установлен глушитель. Эти меры позволили получить комфортные условия для проведения испытаний.

На данный момент ведутся работы по устранению шума от приточно-вытяжной вентиляции блока турбохолодильников.

5. КОНДИЦИОНИРОВАНИЕ ГЕРМОКАБИНЫ

На температуру в гермокабине значительное влияние оказывает нагрев или охлаждение внешней поверхности остекления. Для поддержания заданных параметров в гермокабине используется воздухонагреватель, авиационный турбохолодильник 3061А малой мощности, работающий через теплообменник, регулируемые, соленоидные, редукционные и предохранительные клапаны, сеть трубопроводов, датчики давления и температуры. Изменение рабочего давления в гермокабине обеспечивается одновременно с поддержанием заданной температуры продувкой горячего или холодного воздуха. При испытаниях в гермошланг подается постоянное давление через редукционный и соленоидные клапаны.

6. СИСТЕМА ФИЛЬТРАЦИИ И ОСУШКИ СЖАТОГО ВОЗДУХА

Сжатый воздух, питающий стенд РИФ, проходит через блок влагомаслоотделителей и тканевые фильтры. Воздух, идущий на турбохолодильники малой мощности и воздухонагреватели, дополнительно проходит через фильтры тонкой очистки и осушитель. Для сохранения эффективной очистки влагомаслоотделители включаются в работу последовательно: один, два, три, четыре или все пять в зависимости от расхода сжатого воздуха (рис. 10).

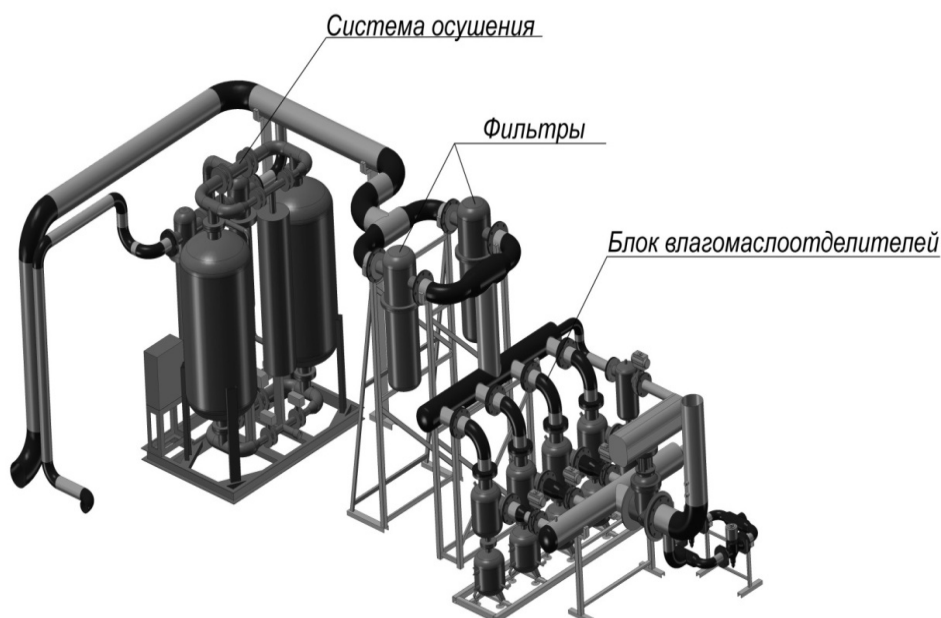


Рис. 10. Система фильтрации и осушения сжатого воздуха

7. СИСТЕМА ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ

В состав системы энергоснабжения входят три тиристорных преобразователя: два для питания воздухонагревателей рабочей камеры и один для воздухонагревателя гермокабины. Система электроснабжения также обеспечивает питание исполнительных клапанов, АСУ, ИИС и вспомогательных систем.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Стенд РИФ создан на новой элементной базе с конвективной нагревательной системой повышенной мощности вместо инфракрасных нагревателей, широко использовавшихся на предшествовавших испытательных стендах. Современная автоматизированная система управления и информационно-измерительная система позволили сократить время, затрачиваемое на пусконаладочные работы, усовершенствовать методику и повысить качество испытаний.

На новом стенде РИФ начаты термопрочностные испытания остекления нового сверхзвукового самолета. В процессе пусконаладочных работ на стенде отработаны следующие системы: АСУ нагревом, охлаждением и нагружением гермокабины, системы измерения температурных полей и давления в гермокабине. Погрешность отработки программы нагрева-охлаждения остекления и внутреннего давления в гермокабине не превышает заданной по программе испытаний.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Разработка стенда для термопрочностных испытаний остекления фонаря Т-50 / В.К. Белов, В.И. Болотский, В.А. Ицкович, А.С. Лазненко, Ю.С. Слепак // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. – 2013. – Т. 1, № 9. – С. 67–69.
2. Mahaffey J.E. Heat resistant sheet interlayer // Conference on Aerospace Transparent Materials and Enclosures, 18–21 November: materials engineering branch systems support division. – Atlanta, Georgia, 1975. – P. 657–670.
3. Волков К.Н. Моделирование крупных вихрей турбулентного теплообмена в области взаимодействия круглой струи с плоской преградой // Труды Четвертой Российской национальной конференции по теплообмену: в 8 т. – М.: Изд-во МЭИ, 2006. – Т. 2. – С. 89–92.
4. Хуанг Г. Исследование коэффициентов теплоотдачи для потока воздуха в круглых струях, ударяющих нормально в теплообменную поверхность // Труды Американского общества инженеров-механиков. Серия С, Теплопередача. – 1963. – № 3. – С. 59–69.
5. Мартин Х. Тепло и массообмен между набегающими газовыми струями и твердыми поверхностями. – М., 1979. – С. 15–19. – (Техперевод / Всесоюзный центр переводов научнотехнической литературы и документации; NA-88818).
6. Петражицкий Г.Б., Полежаев В.И. Инженерный метод расчета нестационарных процессов теплопроводности в тонких многослойных стенках // Теплоэнергетика. – 1962. – № 2. – С. 73–76.
7. Gardon R., Cobonpue J. Heat transfer between a flat plate and jets of air impinging on it // Proceedings of the International Heat Transfer Conference "International Development in Heat Transfer". – New York: ASME, 1961. – P. 454–460.

8. Розенфельд Э.И. Теплообмен при поперечном обтекании пластины плоскопараллельными или осесимметричными струями воздуха // Известия вузов. Черная металлургия. – 1966. – № 2. – С. 140–146.
9. Холлуорт Б., Барри Р. Теплообмен при натекании на поверхность системы струй с большим шагом отверстий // Труды Американского общества инженеров-механиков. Серия С, Теплопередача. – 1978. – Т. 100, № 2. – С. 203–210.
10. Михеев М.А., Михеева И.М. Основы теплопередачи. – М.: Энергия, 1973. – 392 с.
11. Ицкович В.А., Литвак М.И., Поляков М.Б. Исследование системы струйного охлаждения установки УЦНО-1 на макетном стенде // Технические отчеты СибНИА. – Новосибирск: СибНИА, 1969. – С. 1–6.
12. Искра А.Л. Расчет электрических подогревателей при вынужденном движении жидкости. – М., 1960. – 21 с. – (Труды ЦАГИ; вып. 784).
13. Рубин Г.К. Электрические печи скоростного нагрева. – М.: Энергия, 1969. – С. 43–48. – (Библиотека электротермиста; вып. 36).
14. Кузьмин П.И. Выбор и расчет дроссельных регулирующих органов. – М.; Л.: Госэнергоиздат, 1960. – С. 64–72.
15. Петроченко Ю.Н., Стерлин А.Я. Система автоматического управления процессом наддува при испытаниях остекления летательных аппаратов. – М.: Наука, 1972. – С. 75–78.
16. Рихтмайер Р., Мортон К. Разностные методы решения краевых задач. – М: Мир, 1972. – С. 108–117.
17. Арзуманов Э.С. Расчет и выбор регулирующих органов автоматических систем. – М.: Энергия, 1971. – С. 64–68.

Белов Василий Кириллович, доктор технических наук, старший научный сотрудник, профессор Новосибирского государственного технического университета. Основное направление научных исследований – статическая, тепловая и усталостная прочность летательного аппарата. Имеет более 60 публикаций. E-mail: sibnia@sibnia.ru

Болотский Виктор Иванович, начальник отделения НИО-10 ФГУП «СибНИА им. С.А. Чаплыгина». Основное направление научных исследований – тепловая прочность летательного аппарата. E-mail: ni010@yandex.ru

Писарев Вячеслав Витальевич, начальник ОКБ ФГУП «СибНИА им. С.А. Чаплыгина». Основное направление научных исследований – тепловая прочность летательного аппарата. E-mail: pisarev@sibnia.ru

Лазненко Александр Сергеевич, начальник отделения НИО-6 ФГУП «СибНИА им. С.А. Чаплыгина», аспирант. Основное направление научных исследований – тепловая прочность летательного аппарата. E-mail: 89831344286@mail.ru

Слепак Юрий Соломонович, заместитель начальника отделения НИО-10 ФГУП «СибНИА им. С.А. Чаплыгина». Основное направление научных исследований – тепловая прочность летательного аппарата. E-mail: slepak@sibnia.ru

Шинкарев Дмитрий Александрович, начальник сектора НИО-10 ФГУП «СибНИА им. С.А. Чаплыгина», аспирант. Основное направление научных исследований – тепловая прочность летательного аппарата. E-mail: c31nstu@mail.ru

Thermal endurance tests of the cockpit glass canopy of modern supersonic aircraft*

V.K. BELOV¹, V.I. BOLOTSKIY², V.V. PISAREV³, A.S. LAZNENKO⁴, Y.S. SLEPAK⁵,
D.A. SHINKAREV⁶

¹ Siberian Aeronautical Research Institute named after S.A. Chaplygin, 21, Polzunov Street, Novosibirsk, Russian Federation, D. Sc. (Eng.) Senior Researcher, Professor. E-mail: sibnia@sibnia.ru

² Siberian Aeronautical Research Institute named after S.A. Chaplygin, 21, Polzunov Street, Novosibirsk, Russian Federation. E-mail: ni010@yandex.ru

³ Siberian Aeronautical Research Institute named after S.A. Chaplygin, 21, Polzunov Street, Novosibirsk, Russian Federation. E-mail: pisarev@sibnia.ru

⁴ Siberian Aeronautical Research Institute named after S.A. Chaplygin, 21, Polzunov Street, Novosibirsk, Russian Federation, graduate student. E-mail: 89831344286@mail.ru

⁵ Siberian Aeronautical Research Institute named after S.A. Chaplygin, 21, Polzunov Street, Novosibirsk, Russian Federation. E-mail: slepak@sibnia.ru

⁶ Siberian Aeronautical Research Institute named after S.A. Chaplygin, 21, Polzunov Street, Novosibirsk, Russian Federation, graduate student. E-mail: c31nstu@mail.ru

The cockpit glass canopy of modern supersonic aircraft is a heavy duty design element. To determine the resource of the glass canopy it is not enough to carry out design and experimental studies only. To get a complete picture of the stress-strain state of the glass canopy of modern supersonic aircraft it is necessary to carry out thermal strength tests which fully demonstrate a wide range of loads. Such loads are generated in the stand for thermal strength tests.

Since 2011 the SibNIA Research Institute named after S.A. Chaplygin has resumed endurance tests of the glass canopy of modern supersonic aircraft. A new stand for thermal strength tests was created. It is capable of reproducing an unsteady uniform temperature field on the surface of the test object as well as the pressure and the temperature inside the pressurized cabin.

In this paper there is a description of the stand for thermal strength tests of the glass canopy of modern supersonic aircraft. The construction of the stand consists of systems included in its structure. We also describe a method for producing an unsteady uniform temperature field with a controlled air flow. You can see an automatic control system (ACS) consisting of hardware and software that enables testing in a fully automated mode. The information-measuring system (IMS), which makes it possible to display the uniformity of the temperature field in real-time and enter the readings of temperature and pressure sensors into the database, is also described.

A system for measuring small glass canopy movements relative to the metal contour is installed and has been tested in the stand. This system allows tracking down movements during the experiment.

Finally, the first results of starting-up and adjustment operations are presented. They revealed that heating and cooling errors do not exceed the specified parameters.

Keywords: Thermal strength tests, stand endurance tests, cockpit, full-scale tests of the cockpit glass canopy, unsteady temperature field, jet heating system, pressurized cabin glass canopy tests

DOI: 10.17212/1814-1196-2016-3-81-94

REFERENCES

1. Belov V.K., Bolotskii V.I., Itskovich V.A., Laznenko A.S., Slepak Yu.S. Razrabotka stenda dlya termoprochnostnykh ispytaniy ostekleniya fonarya T-50 [Developing a test stand for thermal strength test glass lantern modern supersonic aircraft]. *Aktual'nye problemy aviatsii i kosmonavтики*, 2013, vol. 1, no. 9, pp. 67–69.
2. Mahaffey J.E. Heat resistant sheet interlayer. *Conference on Aerospace Transparent Materials and Enclosures*, 18–21 November: materials engineering branch systems support division. Atlanta, Georgia, 1975, pp. 657–670.

* Received 20 April 2016.

3. Volkov K.N. [Large-eddy simulation of turbulent heat transfer in the interaction region of a round jet with a flat obstacle]. *Trudy Chetvertoi Rossiiskoi natsional'noi konferentsii po teploobmenu*. V 8 t. [Proceedings of the Fourth Russian National Heat Transfer Conference. In 8 vol.]. Moscow, MEI Publ., 2006, vol. 2, pp. 89–92.
4. Huang G.C. Issledovanie koeffitsientov teplootdachi dlya potoka vozdukha v kruglykh struyakh, udaryayushchikh normal'no v teploobmennuyu poverkhnost' [Investigation of heat-transfer coefficients for air flow through round jets impinging normal to a heat-transfer surface]. *Trudy Amerikanskogo obshchestva inzhenerov-mekhanikov. Seriya S, Teploperedacha*, 1963, no. 3, pp. 59–69. Translated from *Journal of Heat Transfer. Transactions of the ASME. Series C*, 1963, vol. 85, iss. 3, pp. 237–243.
5. Martin H. *Teplo i massoobmen mezhdu nabegayushchimi gazovymi struyami i tverdyimi poverkhnostyami* [Heat and mass transfer between impinging gas jets and solid surfaces]. *Tekhperevod NA-88818. Vsesoyuznyi tsentr perevodov nauchno-tekhnicheskoi literatury i dokumentatsii*. Moscow, 1979, pp. 15–19.
6. Petrazhitskii G.B., Polezhaev V.I. Inzhenernyi metod rascheta nestatsionarnykh protsessov teploprovodnosti v tonkikh mnogosloinykh stenkakh [Engineering method of calculation of transient processes of thermal conductivity in thin multilayer walls]. *Teploenergetika – Thermal Engineering*, 1962, no. 2, pp. 73–76. (In Russian)
7. Gardon R., Cobonpue J. Heat transfer between a flat plate and jets of air impinging on it. *Proceedings of the International Heat Transfer Conference "International Development in Heat Transfer"*. New York, ASME, 1961, pp. 454–460.
8. Rozenfel'd Je.I. Rozenfel'd E.I. Teploobmen pri poperechnom obtekanii plastiny ploskoparallel'nymi ili osesimmetrichnymi struyami vozdukha [Heat transfer during crossflow plate plane-parallel or axisymmetric air jets]. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Chernaya metallurgiya – Izvestiya. Ferrous Metallurgy*, 1966, no. 2, pp. 140–146.
9. Hollworth B.R., Berry R.D. Teploobmen pri natekanii na poverkhnost' sistemy strui s bol'shim shagom otverstii [Heat transfer from arrays of impinging jets with large jet-to-jet spacing]. *Trudy Amerikanskogo obshchestva inzhenerov-mekhanikov. Seriya S, Teploperedacha*, 1978, vol. 100, no. 2, pp. 203–210. Translated from *Journal of Heat Transfer. Transactions of the ASME. Series C*, 1978, vol. 100, iss. 2, pp. 352–357.
10. Mikheev M.A., Mikheeva I.M. *Osnovy teploperedachi* [Fundamentals of heat transfer]. Moscow, Energiya Publ., 1973. 392 p.
11. Itskovich V.A., Litvak M.I., Polyakov M.B. Issledovanie sistemy struinogo okhlazhdeniya ustanovki UTsNO-1 na maketnom stende [Study of the jet cooling system installation, UCNO-1 on the prototyping bench]. *Tekhnicheskie otchety SibNIA* [Technical reports SibNIA]. Novosibirsk, SibNIA Publ., 1969, pp. 1–6.
12. Iskra A.L. *Raschet elektricheskikh podogrevatelei pri vynuzhdennom dvizhenii zhidkosti* [Calculation of electrical heaters in the case of forced fluid flow]. *Trudy TsAGI*, 1960, iss. 784. 21 p.
13. Rubin G.K. *Elektricheskie pechi skorostnogo nagreva* [Electric furnace high speed heating]. *Biblioteka elektrotermista* [Elektrotermist library]. Moscow, Energiya Publ., 1969, iss. 36, pp. 43–48.
14. Kuz'min P.I. *Vybor i raschet drossel'nykh reguliruyushchikh organov* [Selection and calculation of the throttle regulators]. Moscow, Leningrad, Gosenergoizdat Publ., 1960, pp. 64–72.
15. Petrochenko Yu.N., Sterlin A.Ya. *Sistema avtomaticheskogo upravleniya protsessom nad-duva pri ispytaniyakh ostekleniya letatel'nykh apparatov* [The system of automatic control of the process of pressurization when the glazing aircraft]. Moscow, Nauka Publ., 1972, pp. 75–78.
16. Richtmyer R.D., Morton K.W. *Difference methods for initial-value problems*. 2nd ed. New York, Interscience Publ., 1967 (Russ. ed.: Rikhtmaier R., Morton K. *Raznostnye metody resheniya kraevykh zadach*. Moscow, Mir Publ., 1972, pp. 108–117).
17. Arzumanov E.S. *Raschet i vybor reguliruyushchikh organov avtomaticheskikh sistem* [The selection and calculation of regulatory bodies automatic systems]. Moscow, Energiya Publ., 1971, pp. 64–68.