

Измерения температуры газов за турбиной при испытаниях авиадвигателей после ремонта



Приведён обзор средств и методов измерений температуры газов за турбиной, применяемых при испытаниях авиационных газотурбинных (турбореактивных и турбовинтовых) двигателей после ремонта. Изложены основные методические подходы к проведению аттестации измерительных каналов температуры газов за турбиной на мотороиспытательных станциях организаций по ремонту. Проведена метрологическая аттестация “Методики измерения поля температур газов за турбиной при испытаниях двигателей РУ-19 А-300 после ремонта”. Выработаны методический подход и критерии, которые могут использоваться при метрологической аттестации подобного рода методик косвенных измерений, применяемых при испытаниях других типов авиационных газотурбинных двигателей как после ремонта, так и при выпуске из производства.

Одним из элементов поддержания лётной годности воздушных судов – как самолётов, так и вертолётов – является применение отремонтированных двигателей с восстановленным ресурсом. В процессе испытаний двигателей после ремонта, проводимых на стендах мотороиспытательных станций (рис. 1), в обязательном порядке выполняется проверка всех основных параметров, среди которых тяга, или мощность, расход топлива, вибрация и другие. Важнейшим из таких параметров является температура га-

зов за турбиной (рис. 2), предельно допускаемые значения которой могут находиться в диапазоне 700...850 °С (в зависимости от типа двигателя). Измерения проводятся при помощи измерительных каналов (ИК), имеющих несколько составляющих. Для измерения температуры газов за турбиной в состав ИК могут входить: прибор КСП-4; колодка; термопары Л-84-596 градуировки ХА* (табл. 1).

* ХА – хромель-алюмелевые термопары.

А.А. Богоявленский,
кандидат технических наук,
член-корр. Метрологической
академии

А.Е. Боков
ФГУП ГосНИИ ГА, Москва

Ключевые слова: авиационный газотурбинный двигатель (ГТД); воздушный транспорт; метрологическая аттестация; мотороиспытательная станция; методика измерений; измерительный канал

ИЗМЕРЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗОВ ЗА ТУРБИНОЙ ПРИ ИСПЫТАНИЯХ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ ПОСЛЕ РЕМОНТА



Рис. 1
Стенд мотороиспытательной станции с установленным двигателем (слева на переднем плане – технологический защитный кожух)



Рис. 2
Реактивное сопло турбины турбореактивного двигателя типа ПС-90А

Таблица 1. Параметры измерений температуры газов за турбиной и соответствующие метрологические характеристики, подлежащие определению

| Диапазон измерений | Наименование метрологической характеристики | Нормируемые значения |
|-------------------------------|---|--|
| 1000 °С (ВП НЗ), 200...800 °С | Суммарные погрешности ИК температуры | $\pm 1,0\%$ (от верхнего предела нормированного значения) |

В качестве рабочего эталона, применяемого при проведении аттестации измерительного канала температуры газов за турбиной, может использоваться универсальный прибор Р4833 с диапазоном измерений 0...1111,10 мВ класса точности 0,05.

В основу метода аттестации ИК положен принцип замещения термопреобразователя рабочего ИК образцовым потенциометром, который позволяет задавать входной сигнал в ИК в виде изменяющегося электрического напряжения, соответствующего определённым значе-

ниям температуры по статической характеристике термопреобразователя, и оценки метрологических характеристик ИК путём сравнения результатов измерения с задаваемыми значениями в единицах измерения температуры. Метрологические характеристики ИК в целом определяются расчётным путём. При подготовке к аттестации проверяется наличие и комплектность технической документации на измерительные каналы температуры и используемые при проведении аттестации рабочие эталоны, проводится

внешний осмотр и проверяется работоспособность ИК в соответствии с требованиями инструкций по эксплуатации. Далее собирают измерительную схему согласно рис. 3.

В соответствии с требованиями нормативно-технической документации к контролю значений температуры воздуха (газов) по тракту авиадвигателей при различных режимах их испытаний и согласно ГОСТ 8.338-78 [1] для проведения аттестации авиадвигателей при экспериментальных исследованиях ИК температуры выбираются точки диапазона измерений канала: для ИК температуры газов за турбиной компрессора это 200, 400, 600, 800 °С. Количество наблюдений в каждой точке диапазона устанавливается равным 6 для измерения одной и той же величины температуры при прямом и обратном изме-



Рис. 3
Структурная схема метрологической аттестации ИК температуры газов за турбиной компрессора: 1 – рабочий эталон; 2 – линия связи; 3 – колодка; 4 – выходной измерительный прибор

нении величины входного сигнала. Задаётся ряд значений электрических величин сопротивлений (напряжений) в соответствии с номинальной статической характеристикой преобразования на входе ИК, и согласно ГОСТ Р 8.585-2001 [2] и руководству по ремонту конкретного типа авиадвигателя по выходному измерительному прибору ИК для каждой точки наблюдения определяются значения температуры. При обработке результатов измерений и определении суммарных погрешностей ИК температуры производится вычисление средних арифметических значений температуры и средних квадратических отклонений в i -й измеряемой точке диапазона ИК по формулам 1 и 2:

$$\bar{T}_n = \frac{\sum T_{n_i}}{n}, \quad (1)$$

$$\sigma_n = \pm \sqrt{\frac{\sum (\bar{T}_{n_i} - T_n)^2}{n-1}}, \quad (2)$$

где \bar{T}_{n_i} – измеренное значение температуры в i -й точке диапазона ИК; T_n – среднее арифметическое значение температуры в i -й точке диапазона; n – количество измерений. В качестве нормируемого значения случайной составляющей погрешности полного диапазона измерений выбирается максимальное в измеряемых точках диапазона значение.

Систематическая составляющая погрешности в i -й измеряемой точке диапазона ИК определяется по формуле:

$$\Delta_c = T_{n_0} - \bar{T}_n, \quad (3)$$

где T_{n_0} – значение температуры, определяемое по градуировочной характеристике термопреобразователя, соответствующее задаваемому

входному напряжению (сопротивлению). В качестве нормируемого значения систематической составляющей погрешности полного диапазона измерений выбирается максимальное в измеряемых точках диапазона значение.

Суммарная погрешность ИК температуры определяется по формуле

$$\Delta\Sigma = \Delta_c \pm \left(\sqrt{\sigma_n^2 + \Delta_t^2} \right), \quad (4)$$

где Δ_t – паспортная погрешность термопреобразователя.

Применяемые при испытаниях авиадвигателей программно-технические комплексы нового поколения [3] обеспечивают:

- приём информации от датчиков комплекса и преобразование полученной информации в цифровой код для последующей компьютерной обработки;
 - обработку информации с помощью встроенных программ и приведение её к виду, удобному для оперативного использования и архивирования;
 - представление результатов обработки информации на экране монитора в цифровой и графической форме;
 - автоматическое формирование архивов в долговременной памяти компьютера, содержащих сведения, полученные по измерительным каналам комплексов (запись 1 раз в 5 с);
 - выполнение вычислительных и логических операций с информацией, поступающей по ИК комплексов;
 - проведение автоматизированной градуировки и метрологического обслуживания ИК с формированием протоколов по её результатам.
- Аналого-цифровые преобразователи (АЦП) программно-технические

В основу метода аттестации измерительного канала положен принцип замещения термопреобразователя рабочего измерительного канала образцовым потенциометром и оценки метрологических характеристик измерительного канала путём сравнения результатов измерения с задаваемыми значениями в единицах измерения температуры

ких комплексов при измерениях температуры газов за турбиной имеют следующие основные характеристики:

- вид входного сигнала – напряжение $\pm 15 \dots \pm 500$ мВ;
- эффективное разрешение АЦП – двоичные разряды 12/16;
- частота выборки 0,8 отсчётов в секунду;
- полоса пропускания 2,5 Гц;
- температурный коэффициент смещения нуля $< \pm 10$ мкВ/°С;
- диапазон рабочих температур $5 \dots \dots 35$ °С.

Комплексы построены по принципу распределённой системы сбо-

ИЗМЕРЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗОВ ЗА ТУРБИНОЙ ПРИ ИСПЫТАНИЯХ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ ПОСЛЕ РЕМОНТА

ра измерительной информации [3] и содержат контроллеры, принимающие сигналы от датчиков и преобразующие их в цифровую форму. Выходы контроллеров связаны с ЭВМ по сети RS-485, настройка которой производится автоматически. Скорость обмена информацией по сети составляет 115200 бит/с.

Датчики, специальные преобразователи и контроллеры комплексов размещаются в тех местах, где имеются допустимые для их эксплуатации условия. Контроллеры устанавливаются на минимальном по возможности удалении от датчиков. В остальном планировка компонентов комплекса свободно от ограничений и выполняется в соответствии с проектом привязки комплекса к конкретному испытательному стенду. Датчики связаны с контроллерами электрическими линиями связи типа “витая пара”. Подключение электрических линий к контроллерам осуществляется через клеммные сборки на входах контроллеров.

Функциональная схема ИК температуры газов за турбиной, входящего в состав программно-технического комплекса (рис. 4). ИК работает следующим образом: источником информационного сигнала является датчик (термоэлектрический преобразователь температуры), который преобразует температуру объекта в электрический сигнал (напряжение постоянного тока), пропорциональный измеряемой температуре. Измеренное контроллером значение напряжения либо преобразуется им в эквивалентное значение температуры, либо без изменений передаётся в компьютер. Во втором случае компьютер производит вычисление значения измеряемой температуры по известной градуировочной

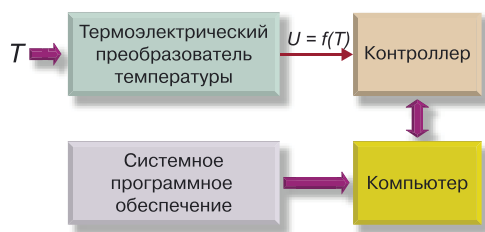


Рис. 4
Функциональная схема ИК температуры газов за турбиной

характеристике $T = f(U)$. Специалистами испытательной лаборатории программного обеспечения средств измерений и информационно-измерительных систем метрологической службы ФГУП ГосНИИ ГА проведена аттестация [4] программного обеспечения комплекса, применяемого на модернизированном стенде моторо-испытательной станции одного из авиаремонтных заводов.

Средства и методы измерений поля температур газов за турбиной

При испытаниях авиационных газотурбинных двигателей после ремонта для некоторых типов двигателей разработчики устанавливают требования по измерению поля температур газов за турбиной. Одним из таких двигателей является РУ-19А-300, который применяется как вспомогательная силовая и дополнительная энергоустановка, используемая на самолётах Ан-24, Ан-26, Ан-30 для запуска основных двигателей, резервного электроснабжения бортсети, улучшения взлётно-посадочных характеристик и увеличения полезной загрузки. В этом случае для измерения поля температур газов за турбиной используется косвенный метод, подлежащий аттестации [5]. Необходимость проведения метрологи-

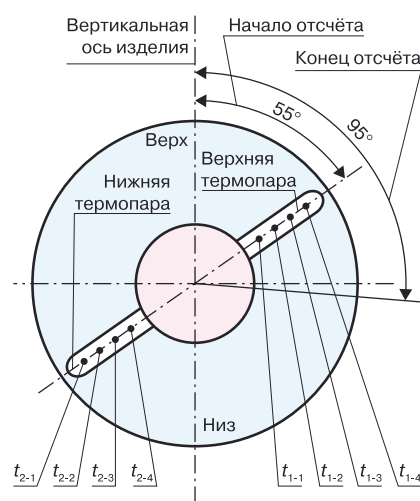


Рис. 5
Схема измерения поля температур с применением термопар поворотного сопла (вид по полёту – верхняя термопара в крайнем правом положении)

ческой аттестации Методики измерения поля температур газов за турбиной двигателя РУ-19 А-300 (далее – Методика) обусловлена помимо прочего возможностью ухода от возникновения метрологических рисков [6]. Результаты метрологической аттестации, проведенной согласно ОСТ 54-3-154.82 [7] и ГОСТ 8.563 [8], получены при реализации разработанной ГосНИИ ГА Программы для условий Ростовского завода гражданской авиации № 412 (РЗГА № 412).

При проведении метрологической аттестации Методики косвенного измерения использован теоретический (расчётный) метод [9, 10],

**Расчёт
среднемассовой
температуры газов
за турбиной ведётся
по фактически
измеренным
значениям
температуры**

закрывающийся в оценке отдельных составляющих погрешности с последующим суммированием на основе принципа взаимонезависимости каждой из них.

Схема измерения поля температур с применением термопар поворотного сопла приведена на рис. 5. При косвенном измерении радиальной неравномерности каждого пояса согласно Методике её значения оцениваются [11] по формуле

$$\tau_{i \text{ пояса}} = \frac{t_{4i \text{ пояса}}^* - t_{4 \text{ ср. мас.}}^*}{t_{4 \text{ ср. мас.}}^*} \times 100\%, \quad (5)$$

где $t_{4i \text{ пояса}}^*$ – средняя температура в i -м поясе, °C; $t_{4 \text{ ср. мас.}}^*$ – среднемассовая температура газа за турбиной, °C; t_0 – температура наружного воздуха, °C.

Максимальная и минимальная окружные неравномерности температурного поля определяются по формулам (6) и (7) соответственно:

$$\tau_{4 \text{ max}} = \frac{t_{4 \text{ max}}^* - t_{4 \text{ ср. мас.}}^*}{t_{4 \text{ ср. мас.}}^*} \times 100\%, \quad (6)$$

Таблица 2. Предельно допускаемые значения средней радиальной неравномерности температурного поля [7]

| № пояса | I | II | III | IV | V | VI | VII | VIII |
|--|------|------|------|-------|-------|-------|------|---------------------|
| Неравномерность температурного поля, % | +1,0 | +4,0 | +8,5 | +10,0 | +11,0 | +10,5 | +9,0 | Не регламентируется |

$$\tau_{4 \text{ min}} = \frac{t_{4 \text{ ср. мас.}}^* - t_{4 \text{ min}}^*}{t_{4 \text{ ср. мас.}}^*} \times 100\%, \quad (7)$$

где $t_{4 \text{ ср. мас.}}^*$ – среднемассовая температура газа за турбиной.

Среднемассовая температура газов за турбиной $t_{4 \text{ ср. мас.}}^*$ определяется исходя из уравнения (8):

$$q_4 = \frac{C_p^{T_4^*1} \times T_4^{*1} - C_0 \times T_0^*}{H_u \times \eta_z - n^{T_4^*1} \times T_4^{*1} + n \times T_0}, \quad (8)$$

где $H_u = 10250$ ккал/кг; $\eta_z = 0,97$; $n \times T_0 = 105,6$.

$$n^{T_4^*1} = \frac{G_4}{G_T} \times (C_p^{T_4^*1} - C_0^{T_4^*1}) + C_p^{T_4^*1}, \quad (9)$$

$$q_4 = \frac{G_T}{(G_B - \Delta G_{B \text{ утеч.}} - \Delta G_{B \text{ потр.}})} \times 3600, \quad (10)$$

где $\Delta G_{B \text{ утеч.}}$ – утечки воздуха через лабиринты; $\Delta G_{B \text{ потр.}}$ – отбор воздуха на потребителя.

Значения $\Delta G_{B \text{ утеч.}}$ и $\Delta G_{B \text{ потр.}}$ определяются из номограмм, приведённых в ЦО-38 А [12]. Значение среднемассовой температуры вычисляется по формуле

$$T_{4 \text{ ср. мас.}}^* = T_4^{*1} \times \left[\frac{1 - (\Delta G_{B \text{ утеч.}} - \Delta G_{B \text{ потр.}})}{(G_B - \Delta G_{B \text{ утеч.}} - \Delta G_{B \text{ потр.}})} \times \left(\frac{C_p^{T_2^*1} \times T_2^{*1} + C_p^{T_0^*1} \times T_0^*}{(q_4 \times \eta^{T_4^*1} \times T_4^{*1} + C_p^{T_4^*1} \times T_4^*)} \right) \right], \quad (11)$$

где $C_p^{T_2^*1} \times T_2^{*1}$, $C_p^{T_0^*1} \times T_0^*$, $\eta \times T_4^{*1}$; $C_p^{T_0^*14} \times T_0^{*14}$ определяются по номограмме ЦО-72 А [8]; $t_{4 \text{ ср. мас.}}^* = T_{4 \text{ ср. мас.}}^* - 273$.

При этом расчёт среднемассовой температуры газов за турбиной ведётся по фактически измеренным значениям температуры.

Таким образом, в качестве аттестуемых метрологических характеристик выбраны погрешности:

1) средней радиальной неравномерности температурного поля (табл. 2);

2) максимальной окружной неравномерности. Для всех поясов максимальная окружная неравномерность температурного поля не должна превышать 26% [11].

**Разработка критериев
метрологической
аттестации Методики
измерения поля
температур газов
за турбиной двигателя
РУ-19 А-300**

Согласно Государственной поверочной схеме средств измерения температуры (рис. 6) по ГОСТ 8.558 [13] для термоэлектрических

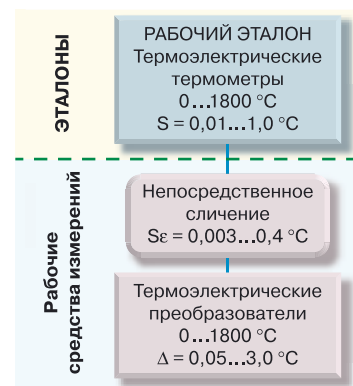


Рис. 6 Элемент Государственной поверочной схемы средств измерений температуры (контактные термометры) в диапазоне 0...2500 °C

ИЗМЕРЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗОВ ЗА ТУРБИНОЙ ПРИ ИСПЫТАНИЯХ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ ПОСЛЕ РЕМОНТА

Основная погрешность термопреобразователя не включает в себя погрешность канала компенсации температур холодного спая, которая не превышает $\pm 1,0$ °C

Таблица 3. Параметры ТП

| Тип ТП | Диапазон измерений, °C | Пределы допускаемой основной погрешности, \pm °C | Единица младшего разряда |
|---------|------------------------|--|--------------------------|
| К (ТХА) | -200...0 | $1 - 0,015 \times T_{\text{изм}}$ | 0,1 |
| | 0...1300 | $1 + 0,0009 \times T_{\text{изм}}$ | |

Таблица 4. Характеристики промышленных ТП

| Обозначение | Обозначение типа ТП | Класс допуска | Диапазон измерений, °C | Пределы допускаемых отклонений термоЭДС от НСХ $\pm \Delta t$, °C |
|-------------|---------------------|---------------|------------------------|--|
| ТХА, ТНН | К, N | 2 | Св. 333 до 1300 | 0,0075 t |
| | | 1 | Св. 375 до 1300 | 0,004 t |

преобразователей, являющихся рабочими средствами измерений, коэффициент точности равен $K_T = 3$. Исходя из установленных ГОСТ 8.558 [13] рекомендаций коэффициент точности должен составлять $K_T \geq 3$.

Для указанной Методики коэффициент точности может быть рассчитан исходя из формулы (12).

$$K_T = D/\Delta_{\text{доп}} = 3, \quad (12)$$

где D – допускаемая величина максимальной окружной неравномерности температурного поля, не превышающая 26%; $\Delta_{\text{доп}}$ – допускаемая величина погрешностей измерений ($\Delta_{\text{доп}} = 26/3 = \pm 8,67\%$). Принимаем $\Delta_{\text{доп}} = \pm 8,5\%$.

В качестве рабочего средства измерений при реализации Методики на РЗГА № 412 применяется регистратор видеографический

МЕТРАН-910, суммарная погрешность измерений при применении которого [14] складывается из двух составляющих:

– собственной погрешности регистратора МЕТРАН-910;

– предельно допускаемой основной погрешности термопреобразователя (ТП) согласно ГОСТ Р 8.585 [2].

Пределы допускаемой погрешности ТП для регистратора МЕТРАН-910 при измерении выходных сигналов ТП с нормированной стандартной характеристикой (НСХ) по ГОСТ Р 8.585 [2] соответствуют приведённым в табл. 3 значениям.

При этом основная погрешность в табл. 3 не включает в себя погрешность канала компенсации температур холодного спая, которая не превышает $\pm 1,0$ °C.

Собственная погрешность регистратора МЕТРАН-910 при измерении выходного сигнала с одного

ТП типа К (ТХА) при $T_{\text{изм}} = (840 \pm \pm 10)$ °C составляет:

$$\Delta_{\text{Т-ры}} = 1 + 0,0009 \times T_{\text{изм}} = 1 + 0,0009 \times 850 = \pm 1,765 \text{ °C.}$$

Пределы допускаемых отклонений термоЭДС от НСХ преобразования согласно ГОСТ Р 8.585 [2], выраженные в температурном эквиваленте в зависимости от диапазона рабочих температур, приведены в табл. 4.

Класс допуска 2: $0,0075 \times 1300 = \pm 9,75$ °C. Класс допуска 1: $0,004 \times 1300 = \pm 5,2$ °C.

Погрешность измерения одного ТП согласно ГОСТ Р 8.585 [2] составляет (для класса допуска 1): $\Delta_{\text{Т-ры}} = \pm 5,2$ °C. Значения термоЭДС приведены в табл. 5.

Таким образом, разработаны критерии метрологической аттестации Методики.

Таблица 5. ТермоЭДС при температуре свободного конца 0 °C, мВ

| Температура рабочего слоя, °C | 0 | 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 |
|-------------------------------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|
| 830 | 34,501 | 34,542 | 34,582 | 34,623 | 34,664 | 34,704 | 34,745 | 34,786 | 34,826 | 34,867 | 34,908 |
| 840 | 34,908 | 34,948 | 34,989 | 35,029 | 35,070 | 35,110 | 35,151 | 35,192 | 35,232 | 35,273 | 35,313 |
| 850 | 35,313 | 35,354 | 35,394 | 35,435 | 35,475 | 35,516 | 35,556 | 35,596 | 35,637 | 35,677 | 35,718 |

Результаты метрологической аттестации

Погрешность одного ТП типа К (ТХА) согласно табл. 3 составляет $\Delta_{\text{т-ры}} = \pm 5,2$ °С. Погрешность $\Delta_{\text{соп}}$ комплекта из 8 ТП типа К (ТХА) поворотного сопла (см. рис. 5) по ГОСТ 8.207 [15] определяется как оценка среднего квадратического отклонения среднего арифметического значения:

$$\Delta_{\text{соп}} = \pm \frac{\Delta_{\text{т-ры}}}{\sqrt{n}} = \pm \frac{5,2}{\sqrt{8}} = \pm 1,84 \text{ °С}, \quad (13)$$

где $n = 8$ – количество применяемых ТП типа К (ТХА); $\Delta_{\text{т-ры}} = \pm 5,2$ °С – погрешность одного ТП типа К (ТХА).

На основе формулы (13) суммарная погрешность измерений

$$\Delta_{t_{4\text{ ср.мас.}}} = \pm \sqrt{\Delta_{\text{соп}}^2 + \Delta_{\text{р-ра}}^2 + \Delta_{\text{к}}^2} = \pm 2,74 \text{ °С}, \quad (14)$$

где значения $\Delta_{\text{соп}}$ определяются по формуле (13); значения $\Delta_{\text{р-ра}}$ определяются согласно табл. 3; $\Delta_{\text{к}} = \pm 1,0$ °С – предел допускаемой погрешности канала компенсации температуры холодного спая.

Суммарная погрешность измерений максимальной (минимальной) температуры газов за турбиной $\Delta_{t_{4\text{max (min)}}$:

$$\begin{aligned} \Delta_{t_{4\text{max (min)}}} &= \pm \sqrt{\Delta_{\text{т-ры}}^2 + \Delta_{\text{р-ра}}^2 + \Delta_{\text{к}}^2} = \\ &= \pm 5,58 \text{ °С}, \end{aligned} \quad (15)$$

где значения $\Delta_{\text{т-ры}}$ определяются согласно табл. 3; значения $\Delta_{\text{р-ра}}$ и $\Delta_{\text{к}}$ определяются по формуле (10).

Для оценки суммарной погрешности измерений температуры в i -м поясе $\Delta_{t_{4i\text{ пояса}}}$ проводится расчёт среднего квадратического отклонения среднего арифметического значения $\Delta_{\text{СА}}$ для температуры в i -м поясе по ГОСТ 8.207 [15]:

$$\Delta_{\text{СА}} = \pm \frac{\Delta_{\text{т-ры}}}{\sqrt{n}} = \pm \frac{5,2}{\sqrt{2}} = \pm 3,68 \text{ °С}, \quad (16)$$

где $n = 2$ – количество измерений при определении средней температуры в i -м поясе согласно [12]; значения $\Delta_{\text{т-ры}}$ определяются по табл. 3.

Суммарная погрешность измерений $\Delta_{t_{4i\text{ пояса}}}$:

$$\Delta_{t_{4i\text{ пояса}}} = \pm \sqrt{\Delta_{\text{СА}}^2 + \Delta_{\text{р-ра}}^2 + \Delta_{\text{к}}^2} = \pm 4,2 \text{ °С}, \quad (17)$$

где значение $\Delta_{\text{СА}}$ устанавливается согласно выражению (16); значения $\Delta_{\text{р-ра}}$ и $\Delta_{\text{к}}$ определяются по формуле (14).

Оценка суммарной погрешности средней радиальной неравномерности температурного поля на основе составляющих формулы (5):

$$\begin{aligned} \Delta_{\tau_{i\text{ пояса}}} &= \pm \sqrt{\Delta_{t_{4i\text{ пояса}}}^2 + \Delta_{t_{4\text{ ср.мас.}}}^2 + \Delta_{t_0}^2} = \\ &= \pm 5,29 \text{ °С}, \end{aligned} \quad (18)$$

где значения $\Delta_{t_{4i\text{ пояса}}}$ и $\Delta_{t_{4\text{ ср.мас.}}}$ определяются по формулам (17) и (14) соответственно; $\Delta_{t_0} = \pm 0,1$ °С – погрешность средства измерений температуры наружного воздуха по ГОСТ 13646 [16].

Суммарная погрешность максимальной (минимальной) окружной неравномерности температурного поля на основе составляющих, входящих в формулы (6) и (7), оценивается как

$$\begin{aligned} \Delta_{\tau_{4\text{max (min)}}} &= \pm \sqrt{\Delta_{t_{4\text{max (min)}}}^2 + \Delta_{t_{4\text{ ср.мас.}}}^2 + \Delta_{t_0}^2} = \\ &= \pm 6,79 \text{ °С}, \end{aligned} \quad (19)$$

где значение $\Delta_{t_{4\text{max (min)}}$ определяется по формуле (15); значения $\Delta_{t_{4\text{ ср.мас.}}}$ и Δ_{t_0} устанавливаются равным составляющим формул (14) и (18) соответственно.

Таким образом, фактически полученные при проведении метрологической аттестации значения средней радиальной неравномерности

Фактически полученные при проведении метрологической аттестации значения средней радиальной неравномерности и максимальной окружной неравномерности поля температур не превышают нормированных значений критериев метрологической аттестации

и максимальной окружной неравномерности поля температур, полученные в соответствии с формулами (18) и (19), не превышают нормированных значений критериев метрологической аттестации.

Изложенные методические подходы к проведению аттестации измерительных каналов температуры газов за турбиной на мотороиспытательных станциях организаций по ремонту разработаны специалистами метрологической службы ФГУП ГосНИИ ГА и применяются на протяжении более чем 25 лет при проводимых институтом работах по комплексной аттестации стенов мотороиспытательных станций для подтверждения их соответствия требованиям Общих технических условий и стандартов отрасли.

Во исполнение ОСТ 54-3-154.82-2002 [7] и ГОСТ Р 8.563-2009 [8] проведена метрологическая аттестация Методики измерения поля температур газов за турбиной при испытаниях двигателей РУ-19 А-300 после ремонта. В результате выработан

ИЗМЕРЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗОВ ЗА ТУРБИНОЙ ПРИ ИСПЫТАНИЯХ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ ПОСЛЕ РЕМОНТА

методический подход, который может быть использован при метрологической аттестации подобного рода методик косвенных измерений, применяемых при испытаниях других типов авиационных ГТД как после ремонта, так и при выпуске из производства.

Разработаны критерии метрологической аттестации Методики и проведено обоснование (нормирование) предельно допускаемых числовых значений погрешностей с учётом требований ОТУ-2012 [17] и исходя из норм государственной поверочной схемы ГОСТ 8.558-2001 [13].

При проведении метрологической аттестации Методики получены числовые значения погрешностей аттестуемых метрологических характеристик, которые составляют для средней радиальной неравномерности температурного поля не более $\pm 5,3$ °С, а для максимальной окружной неравномерности – не более $\pm 6,8$ °С. Указанные значения погрешностей не превышают критериев метрологической аттестации, приведённых в разработанной ГосНИИ ГА Программе аттестации, что обеспечивает достоверность результатов испытаний РУ-19 А-300, их соответствие ОТУ-2012 [14] и исключает метрологические риски [6].

Научно-методические разработки ФГУП ГосНИИ ГА в области метрологического обеспечения технологических процессов измерений температуры газов за турбиной нашли широкое практическое применение на воздушном транспорте и внедрены в практику организаций, осуществляющих ремонт авиадвигателей.



Литература

1. ГОСТ 8.338-78. Государственная система обеспечения единства измерений (ГСИ). Термопреобразователи технических термоэлектрических термометров. Методы и средства поверки.
2. ГОСТ Р 8.585-2001. ГСИ. Термопары. Номинальные статические характеристики преобразования.
3. Программно-технический комплекс "СТАРТ-7". Руководство по эксплуатации. ПТК.005.03 РЭ // ООО "Измерительная техника".
4. Богоявленский А.А., Боков А.Е. Аттестация программного обеспечения специальных СИ на воздушном транспорте // Мир измерений. – 2012. – № 11. – С. 14–22.
5. МИ 2083-90. ГСИ. Измерения косвенные. Определение результатов измерений и оценивание их погрешностей.
6. Богоявленский А.А., Боков А.Е. Постановка задачи разработки методов управления метрологическими рисками негативных ситуаций в авиационной деятельности // Мир измерений. – 2013. – № 10. – С. 3–7.
7. ОСТ 54-3-154.82-2002. Методики выполнения измерений. Порядок проведения аттестации.
8. ГОСТ Р 8.563-2009. ГСИ. Методики (методы) измерений.
9. Методические указания по аттестации методик выполнения измерений / Утв. Главным метрологом МГА 10.02.85. – М.: ГосНИИ ГА, 1986.
10. Богоявленский А.А., Боков А.Е. Метрологическая аттестация методики измерения поля температур газов за турбиной при испытаниях двигателей РУ-19 А-300 после ремонта // Научный вестник ГосНИИ ГА. – 2014. – № 4. – С. 86–93.
11. ЦО-38А. Методика обработки результатов стендовых испытаний изделий 29 и 29А.
12. ЦО-72А. Инструкция на замер поля температур газа за турбиной.
13. ГОСТ 8.558-93. ГСИ. Государственная поверочная схема для средств измерений температуры.
14. Регистратор видеографический "МЕТРАН-910": Руководство по эксплуатации / 3064.000РЭ. – Челябинск, 2006.
15. ГОСТ 8.207-76. ГСИ. Прямые измерения с многократными наблюдениями. Методы обработки результатов. Основные положения.
16. ГОСТ 13646-68. Термометры стеклянные ртутные для точных измерений. Технические условия.
17. ОТУ-2012. Общие технические условия на изготовление, приёмку и поставку авиационных серийных двигателей для летательных аппаратов.