

УДК 621.431.75

ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРОБООТБОРНИКА СИСТЕМЫ ЗАМЕРА ЭМИССИИ АВИАЦИОННОГО ГТД

© 2013 А. В. Охлобыстин, Р. В. Любимов, Н. Н. Соколова

ОАО «НПО «Сатурн», г. Рыбинск

Приведены результаты экспериментального исследования характеристик пробоотборника для замера эмиссии авиационного двухконтурного двигателя. На режимах замера эмиссии от малого газа до режима «Взлет» определены температура корпуса пробоотборника и пробы в нем, перепад давления потока газа на приёмных отверстиях пробоотборников. Показано влияние применения вакуумного насоса на характеристики пробоотборника. Проведено сравнение полученных данных с требованиями стандарта ИКАО.

ИКАО, авиационный двигатель, эмиссия газообразных веществ, пробоотборник, вакуумный насос, сертификация, потери полного давления.

При проведении испытаний по замеру эмиссии газообразных веществ и дыма стандартом ИКАО [1] регламентируется ряд параметров. Одно из требований касается температуры газоотводящей линии. Согласно стандарту ИКАО температура в этой линии поддерживается в пределах 160 ± 15 °С за исключением расстояния, необходимого для охлаждения газа с уровня температуры выхлопных газов до температуры регулирования в линии. Другое требование стандарта ИКАО: пробоотборник конструируется таким образом, чтобы по крайней мере 80 % падения давления проходящего через него потока приходилось на отверстия.

В ОАО «НПО «Сатурн» проведены работы по исследованию и выполнению вышеперечисленных требований при проведении испытаний по замеру эмиссии с использованием пробоотборной системы с шестью пробоотборниками (рис. 1 и 2). Отвод пробы в общую магистраль осуществлялся из периферийной части пробоотборников со стороны, расположенной на большем радиусе. Аналогичный отвод пробы, но с четырьмя пробоотборниками ранее применялся при испытаниях Д-30КП «Бурлак».

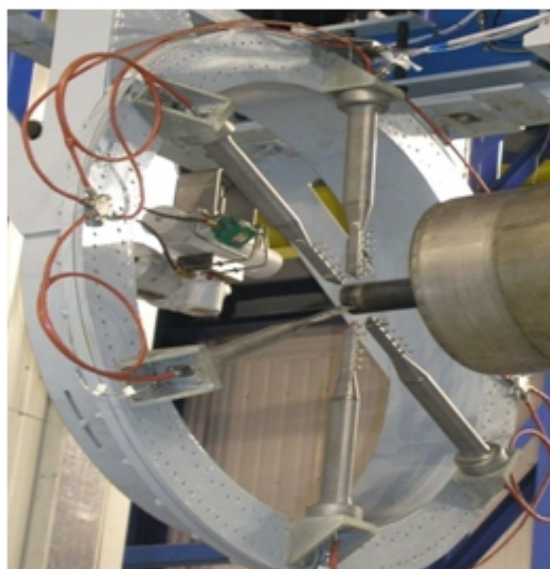


Рис. 1. Пробоотборная система с шестью пробоотборниками

При сертификационных испытаниях Д-30КУ-154 МКС в ОАО «НПО «Сатурн» была использована альтернативная схема (рис. 3), в которой отвод пробы осуществлялся из центральной части пробоотборной системы со стороны пробоотборников, расположенной на меньшем радиусе, где выполнялось подсоединение к общей газоотводящей магистрали [2].

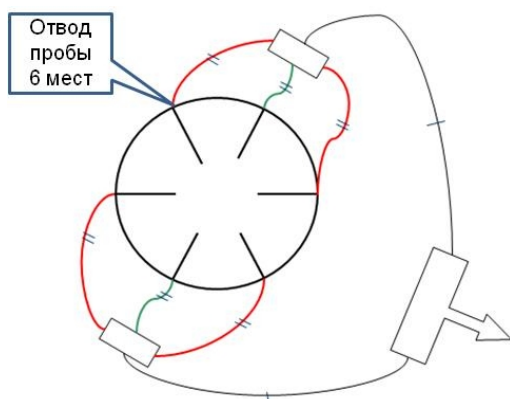


Рис. 2. Схема с отводом пробы из периферийной части пробоотборников

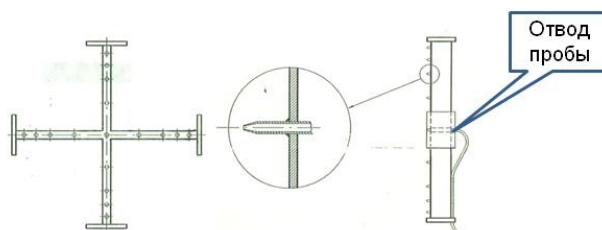


Рис. 3. Схема с отводом пробы из центральной части пробоотборной системы

В каждом пробоотборнике (в схеме с шестью пробоотборниками с выводом пробы из периферийной части пробоотборника) выполнено по пять приёмных отверстий диаметром 1,5 мм. Набор съёмных насадок позволял проводить испытания с различными диаметрами входных отверстий от 0,6 мм до 1,5 мм.

В каждом из шести пробоотборников выполнялся замер давления и температуры. Рядом с одним из съёмных насадков на пробоотборнике устанавливался насадок для замера полного и статического давления потока газа на выходе из сопла двигателя. С целью определения перепада давления на приёмных отверстиях в полости каждого пробоотборника устанавливался замер статического давления. Для определения температуры пробы газа в проточной части пробоотборника и определения температуры его корпуса устанавливались по две термопары.

Пробоотборники находились за соплом внутреннего контура двухконтурного двигателя на расстоянии половины диаметра сопла вниз по потоку. В соответствии с рекомендациями методик сертификации авиационных двигателей по эмиссии [3] пробоотборники охватывали только поток выхлопных газов из внутреннего контура двигателя.

Длина каждого пробоотборника – 688 мм. Длина рабочей части пробоотборника (участок А), расположенной за

соплом внутреннего контура, на которой расположены приёмные отверстия, – 175 мм. Длина нерабочей части (участок Б), расположенной в следе потока второго контура, – 513 мм. К периферийной части каждого пробоотборника подводились шесть газоотводящих магистралей. Магистрали выполнялись одинаковой длины с целью обеспечения равного сопротивления и времени пребывания. Магистрали подсоединялись к теплообменнику. За теплообменником устанавливалась общая обогреваемая линия.

В начальном участке обогреваемой линии был выполнен отвод для организации перепуска в выхлопную систему с использованием вакуумного насоса с расходом 250 л/мин. Вакуумный насос использовался с целью увеличения перепада давления на отверстиях съёмных насадков.

Исследования параметров пробоотборников выполнялись при работе опытного двухконтурного двигателя с отдельными потоками из наружного и внутреннего контуров. На рис. 4 и 5 представлено изменение температуры корпуса пробоотборника и пробы от температуры воздуха за компрессором на режимах от малого газа до максимального режима (температура за компрессором T_3 изменялась от 410 до 720 К).

На рис. 6 и 7 представлена непрерывная запись температуры корпуса пробоотборника и пробы по времени.

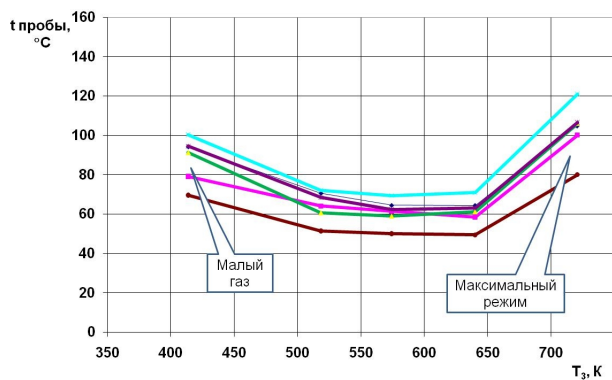


Рис. 4. Изменение температуры корпуса пробоотборников от малого газа до максимального режима

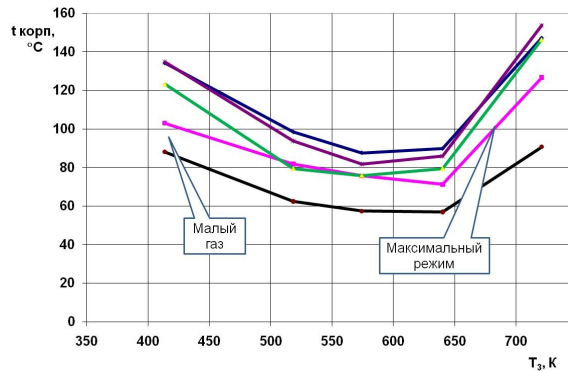


Рис. 5. Зависимость изменения температуры пробы от малого газа до максимального режима

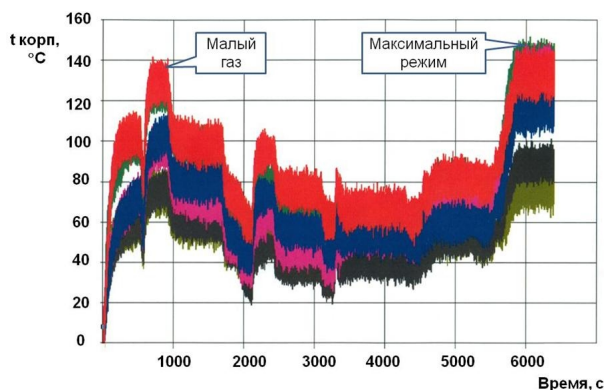


Рис. 6. Изменение температуры корпуса пробоотборника от малого газа до максимального режима

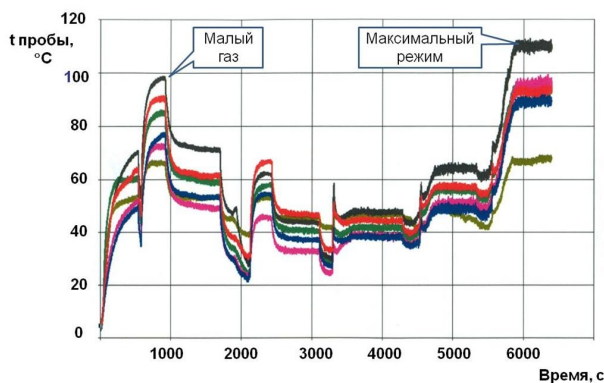


Рис. 7. Изменение температуры пробы в пробоотборнике от малого газа до максимального режима

На режимах от малого газа до максимального режима температура корпуса пробоотборников, расположенных в потоке выхлопных газов, изменялась от 50 до 150 °С, температура пробы газа изменялась от 40 до 120 °С.

Подключение перепуска пробы газа в атмосферу с использованием вакуумного насоса с расходом 250 л/мин изменяло температурный режим. Температура корпусов и пробы поднималась на 30...40 °С.

Полученные результаты показывают, что температура корпуса пробоотборника и пробы газа ниже рекомендуемых стандартом ИКАО для газоотводящей ли-

нии. Вероятными причинами пониженных температур корпуса пробоотборника является отвод тепла по корпусу от рабочей части (участок А) в нерабочую часть (участок Б), расположенную в зоне воздушного потока второго контура.

Изменение полного давления потока выхлопных газов и статического давления во внутренней полости пробоотборников на режимах от малого газа до максимального режима показано на рис. 8 и 9. На рис. 9 видны фрагменты с резким понижением давления в полости пробоотборника во время включения вакуумного насоса.



Рис. 8. Изменение полного давления потока на выходе из сопла внутреннего контура

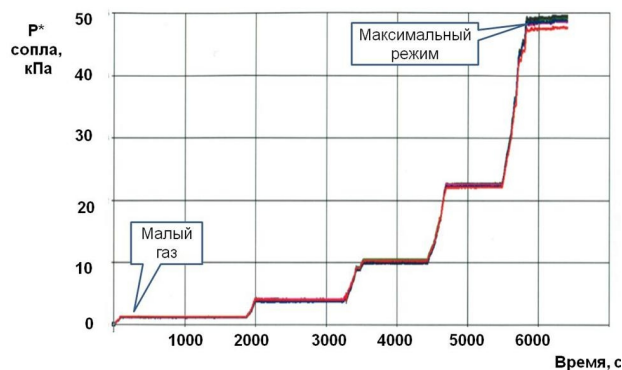


Рис. 9. Изменение статического давления пробы в пробоотборнике

Скорость потока в отверстиях от 100 до 170 м/с, в полости пробоотборника от 3 до 6 м/с. При подключении перепуска пробы газа в атмосферу с использованием вакуумного насоса с расходом 250 л/мин скорость потока увеличивалась (в отверстиях от 160 до 210 м/с, в полости пробоотборника от 6 до 8 м/с). При этих скоростях потери полного давления на отверстия пробоотборного насадка составляют не менее 90% от потерь в пробоотборнике, что соответствует требованию стандарта ИКАО.

Практикуемое на некоторых фирмах требование по обеспечению звуковой скорости в приёмных отверстиях выполнить не удалось, в том числе и с использованием вакуумного насоса с расходом 250 л/мин.

В результате проведённых исследований определено, что схема пробоотборной системы с отбором пробы в общую магистраль из периферийной части пробоотборников со стороны, расположенной на большем радиусе, не обеспечивает требования стандарта ИКАО по температурному режиму. Необходимо использование менее массивных пробоотборников и введение их принудительного подогрева и теплоизоляции.

Для обеспечения температурного режима в соответствии с требованиями стандарта ИКАО целесообразно применение схемы многоточечного пробоотборника с отводом пробы из приёмников со стороны, расположенной на меньшем ра-

диусе, без расположения массивной части пробоотборника в следе за потоком из второго контура. Другим вариантом может быть применение одноточечного зонда с роботом.

Для обеспечения требования по обеспечению скорости в отверстиях насадков на уровне скорости звука с использованием вакуумного насоса необходимо уменьшение площади отверстий в насадках приёмников не менее, чем в три раза (при используемом количестве насадков необходимо применение входного отверстия диаметром менее 0,9 мм).

Библиографический список

1. Приложение 16 «Охрана окружающей среды» к Конвенции о международной гражданской авиации [Текст]. Т. II. Эмиссия авиационных двигателей. — ИКАО, 1993.
2. Результаты испытаний двигателя Д-30КУ-154 с малоэмиссионной камерой сгорания по определению выбросов вредных веществ [Текст]: техн. отчет ЦИАМ; рук. Сиротин С.А. — М., 1998. — 35 с. — Исполн.: Иванов Ю.А., Горбатко А.А., Волков С.А., Белов Р.А., Смирнов А.В. — Библиогр.: с. 19–20. — Инв. № 005/180.
3. Техническое руководство по окружающей среде [Текст]. Т. II. Методики сертификации авиационных двигателей по эмиссии. — Doc 9501 AN/929, ИКАО, 2010.

CHARACTERISTICS OF THE SAMPLING INSTRUMENT FOR MEASURING EMISSIONS OF AN AIRCRAFT GAS TURBINE ENGINE

© 2013 A. V. Okhlobystin, R. V. Lyubimov, N. N. Sokolova

Research and production association «Saturn» plc, Rybinsk

The paper presents the results of the experimental study of the characteristics of the sampler used to measure the emissions of an aircraft bypass engine. The temperature of the sampler and the sample inside it, the pressure difference in the flow of the gas at the sampler inlets are determined, the emission level being measured starting from the idling mode to the take-off mode. The influence of using a vacuum pump on the sampler's characteristics is shown. The data obtained are compared with the requirements of the ICAO standard.

ICAO, aircraft engine, gaseous emissions, sampler, vacuum pump, emission certification test, pitot pressure loss.

Информация об авторах

Охлобыстин Андрей Владимирович, ведущий специалист отдела камер сгорания и выходных устройств ОАО «НПО «Сатурн». Область научных интересов: проектирование камер сгорания, эмиссия вредных веществ, проведение испытаний камер сгорания в составе установок, доводка камер сгорания.

Любимов Роман Владимирович, кандидат технических наук, заместитель генерального конструктора ОАО «НПО «Сатурн». E-mail: roman.lyubimov@npo-saturn.ru. Область научных интересов: проектирование и оборудование закрытых и открытых стендов для испытаний авиационных и промышленных газотурбинных двигателей и их узлов, обеспечение проведения испытаний.

Соколова Надежда Николаевна, ведущий инженер экспериментально-исследовательского отдела ОАО «НПО «Сатурн», руководитель группы по проведению испытаний по замеру эмиссии вредных веществ в выхлопных газах. Область научных интересов: обеспечение проведения испытаний по замеру эмиссии, газоаналитическое оборудование.

Okhlobystin Andrey Vladimirovich, leading specialist of the division of combustion chambers, research and production association «Saturn» plc. Area of research: designing combustion chambers, emission of harmful agents, testing combustion chambers being part of an installation, operational development of combustion chambers.

Lyubimov Roman Vladimirovich, candidate of technical science, deputy general designer, «Saturn» plc. E-mail: roman.lyubimov@npo-saturn.ru. Area of research: designing and installing closed and open test benches for testing aircraft engines and gas turbines and their units, ensuring test operations.

Sokolova Nadezhda Nikolaevna, leading engineer of the experimental research division, research and production association «Saturn» plc, leader of the group of test operations to measure emissions of harmful agents in exhaust gases. Area of research: emission tests, gas analysis equipment.