

СПОСОБ ИСПЫТАНИЯ ФОРСАЖНОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Шишков В.А.

ООО «Палладио», Тольятти, Российская Федерация, vladimir-shishkov@yandex.ru

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, форсажная камера сгорания, расход форсажного топлива, эквивалентно-циклические испытания, взлет, компрессор.

Способ испытания форсажной камеры сгорания газотурбинного двигателя относится к двигателестроению авиационного назначения.

Известны способы [1, 2, 3, 4] испытания форсажной камеры сгорания в составе газотурбинного двигателя, установленного на летательном объекте, заключающиеся в полетах по заданной траектории. Недостаток этих способов в том, что с увеличением высоты полета снижается атмосферное давление, а значит и расход воздуха через форсажную камеру сгорания, при этом пропорционально система дозирования топлива уменьшает его расход, а это приводит к тому, что форсажная камера сгорания работает в более благоприятных условиях, чем на земле. Основные неисправности, трещины на элементах форсажной камеры сгорания возникают при взлете объекта, на малой высоте полета и при наземных испытаниях газотурбинных двигателей.

Система (рис. 1) содержит газотурбинный двигатель 1, состоящий из компрессора 2, соединенного валом с турбиной 4. Воздух из компрессора 2 поступает в камеру сгорания 3, а продукты сгорания топлива из последней в турбину 4 и далее в форсажную камеру сгорания 5. Система содержит клапан 6 подачи воздуха из-за компрессора 2, вход клапана 6

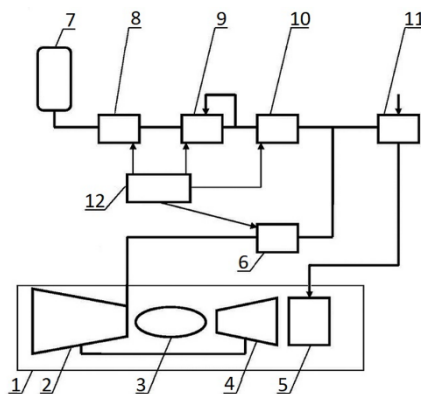


Рис. 1. Схема системы для испытаний форсажной камеры сгорания газотурбинного двигателя

соединен с выходом компрессора 2, а его выход с регулятором 11 форсажного топлива и с выходом клапана 10 технологического воздуха автономной системы питания из баллона 7, который соединен последовательно через редуктор 8 регулятор давления 9 с входом клапана 10 технологического воздуха автономной системы питания. Клапан 6 подачи воздуха из-за компрессора 2, клапан 10 технологического воздуха из автономной системы питания, редуктор 8 и регулятор давления 9 соединены с блоком управления 12. Перед пуском газотурбинного двигателя 1 закрывают клапан 6 и отключают подачу воздуха из-за компрессора 2 газотурбинного двигателя 1 от регулятора расхода форсажного топлива 11, а к последнему подают технологический воздух от автономной системы питания из баллона 7 последовательно через редуктор 8, регулятор давления 9 и клапан 10 подачи технологического воздуха из автономной системы питания. После пуска газотурбинного двигателя 1 блок управления 12 увеличивает давление технологического воздуха из автономной системы питания и управляет редуктором 8 на выходе регулятора давления 9 до давления равного давлению за компрессором 2 газотурбинного двигателя 1. При включении форсажной камеры сгорания 5 блок управления 12 открывает клапан 10 подачи технологического воздуха от

автономной системы питания к регулятору расхода 11 форсажного топлива, что приводит к увеличению нагрузки на элементы конструкции форсажной камеры сгорания 5.

По циклограмме: включают форсажную камеру сгорания 1 в момент времени t_1 (рис. 2), при этом давление P_k технологического воздуха на выходе регулятора 9 давления от автономной системы питания к регулятору 11 расхода форсажного топлива равно давлению

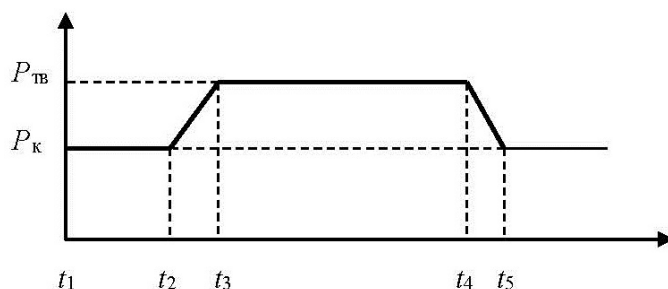


Рис. 2. Циклограмма работы форсажной камеры сгорания и изменения давления технологического воздуха на выходе в регулятор расхода форсажного топлива

воздуха за компрессором 2 газотурбинного двигателя 1, в период времени с t_2 до t_3 блок управления 12 управляет редуктором 8 при этом увеличивают давление технологического воздуха на выходе регулятора давления к регулятору 11 расхода форсажного топлива от автономной системы питания по сравнению с давлением воздуха за компрессором 2 газотурбинного двигателя 1 до величины $P_{тв}$, форсажная камера сгорания 5 работает, в момент времени t_4 выключают форсажную камеру сгорания 5, в период времени с t_4 до t_5 блок управления 12 управляет редуктором 8 при этом снижает давление технологического воздуха на выходе регулятора давления 9 от автономной системы питания к регулятору 11 расхода форсажного топлива до давления воздуха за компрессором 2 газотурбинного двигателя 1. Блок управления 12 управляет редуктором 8 при этом изменяют давление технологического воздуха из автономной системы питания на выходе из регулятора давления 9 к регулятору расхода 11 форсажного топлива $N = k \cdot R/T$ раз, где k – среднее число включений форсажной камеры сгорания 5 за период одного полета, R – ресурс газотурбинного двигателя 1, T – среднее время одного полета по циклограмме (рис.2).

По циклограмме (рис. 3): в момент времени t_6 включают форсажную камеру сгорания 5, при этом давление $P_{тв}$ технологического воздуха на выходе регулятора 9 давления к регулятору расхода 11 форсажного топлива от автономной системы питания выше по сравнению с давлением воздуха за компрессором 2 газотурбинного двигателя 1, в период времени с t_6 по t_7 форсажная камера сгорания 5 работает, в момент времени t_7 выключают форсажную камеру сгорания 5. Блок управления 12 управляет редуктором 8 при этом изменяет давление технологического воздуха на выходе из регулятора давления 9 от автономной системы питания к регулятору 11 расхода форсажного топлива $N = k \cdot R/T$ раз, где k – среднее число включений форсажной камеры сгорания 5 за период одного полета, R – ресурс газотурбинного двигателя 1, T – среднее время одного полета по циклограмме (рис.3).

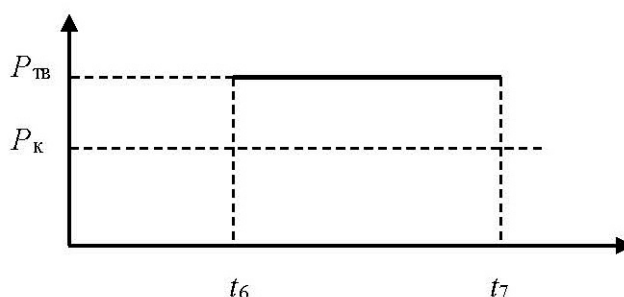


Рис. 3. Циклограмма работы форсажной камеры сгорания при повышенном давлении технологического воздуха на входе в регулятор расхода форсажного топлива

Время работы в период от t_8 до t_{10} (рис. 4) при давлении технологического воздуха на выходе регулятора давления 9 (рис. 1) к регулятору расхода 11 форсажного топлива от автономной системы питания, когда оно выше давления воздуха за компрессором 2 газотурбинного двигателя 1 разделено на два периода. Первый период от t_8 до t_9 (рис. 4) равен 30–90 с., при этом давление технологического воздуха на выходе регулятора давления 9 к регулятору расхода 11 форсажного топлива от автономной системы питания постоянно. Второй период от t_9 до t_{10} (рис. 4) равен 90–150 с., при этом давление технологического воздуха на выходе регулятора давления 9 к регулятору расхода 11 форсажного топлива от автономной системы питания изменяют пропорционально изменению атмосферного давления по профилю взлета летательного объекта. За счет изменения расхода топлива в форсажную камеру сгорания 5 по профилю взлета или полета летательного объекта, условия наземных ресурсных эквивалентно-циклических испытаний форсажной камеры приближены к эксплуатационным значениям.

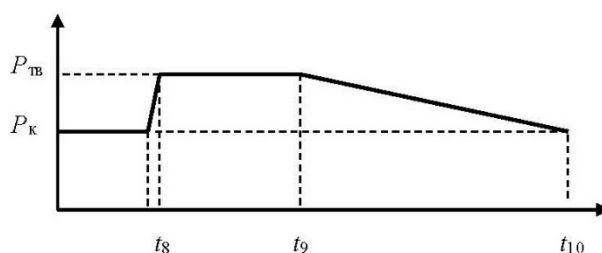


Рис. 4. Циклограмма работы форсажной камеры сгорания при постоянном и переменном давлении технологического воздуха на входе в регулятор расхода форсажного топлива

Запуски форсажной камеры сгорания при повышенном расходе форсажного топлива выполняют циклически, что обеспечивает повышенные нагрузки на элементы ее конструкции. За счет увеличения нагрузки на элементы конструкции форсажной камеры сгорания выше, чем в эксплуатации, при проведении эквивалентно-циклических испытаний газотурбинного двигателя, проведена проверка прочностных характеристик элементов конструкции форсажной камеры сгорания в наземных условиях на длительный ресурс ее работы за меньший период времени.

Список литературы

1. Способ регулирования подачи топлива в камеру сгорания газотурбинного двигателя и система для его осуществления: пат. 2474711 Рос. Федерация. №2011134422/06 / Бондарев Л. Я., Зеликин Ю. М., Кондратов А. А., Королев В. В., Марчуков Е. Ю., Федюкин В. И., Инюкин А. А. ; заявл. : 17.08.2011 ; опубл. 10.02.2013, Бюл. №4. 14 с.
2. Способ оценки технического состояния авиационного газотурбинного двигателя: пат. 2389998 Рос. Федерация. № 2008144936/06 / Иноземцев А. А., Семенов А. Н., Андрейченко И. Л., Полатида Л. Б., Полатида С. Х., Саженов А. Н., Сычев В. К., Ступников В. Л. ; заявл. 13.11.2008 ; опубл. 20.05.2010, Бюл. № 14, 12 с.
3. Способ эквивалентно-циклических испытаний поршневых ДВС: пат. 2140064 Рос. Федерация. № 97113440/06 / Коровин А. С., Максимов Н. И. ; заявл. 31.07.1997 ; опубл. 20.10.1999, 12 с.
4. Multi-point staging strategy for low emission and stable combustion: Pat. 20040060301 United States. № 10/260,311 / Alexander G. Chen, Donald W. Kendrick ; Filed: 27.09.2002; Pub. Date: 01.04.2004, 9 p.
5. Способ испытания форсажной камеры сгорания газотурбинного двигателя: патент на изобретение Рос. Федерация № 2749779: МПК G01M 15/00 (2006.01), G01M 15/04 (2006.01) / Шишков В. А.; заявитель Шишков В. А. – №2020128469/12(050662); заявл. 26.08.2020, опубл. 16.06.2021. Бюл. № 17. – 10 с.

Сведения об авторе

Шишков Владимир Александрович, доктор технических наук, начальник технического отдела ООО «Палладио». Область научных интересов: системы управления ДВС на альтернативных видах топлива.

METHOD OF TESTING THE AFTERBURNER COMBUSTION CHAMBER OF A GAS TURBINE ENGINE

Shishkov V.A.

Palladio LLC, Tolyatti, Russian Federation, vladimir-shishkov@yandex.ru

Key words: gas turbine engine, afterburner, afterburner fuel consumption, equivalent-cyclic tests, takeoff, compressor

The purpose of the work is to increase the accuracy of confirmation and reduce the test time for a long service life in ground conditions by increasing the load on the afterburner above the operational values. The work relates to transport engineering and aviation engine building and is applicable for ground tests of the afterburner combustion chamber at stands and airfields. The air supply is disconnected from the afterburner fuel flow regulator due to the gas turbine engine compressor, and the process air supply from the autonomous power supply system is connected to it through the pressure regulator, while the process air pressure at the outlet of the pressure regulator from the autonomous power supply system is changed compared to the air pressure behind the gas turbine engine compressor according to the program for increasing fuel consumption through the afterburner the combustion chamber is higher than the operational values. The process air pressure is changed $N = k \cdot R/T$ times, where k is the average number of afterburners.