

ИССЛЕДОВАНИЕ НАПРЯЖЁННОГО СОСТОЯНИЯ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГТД НА ОСНОВЕ АНАЛИЗА ТЕМПЕРАТУРНЫХ РЕЖИМОВ ПОЛЁТНОГО ЦИКЛА

© 2018 С.А. Букатый, Г.А. Солнцев, И.С. Морева

ПАО «НПО «Сатурн», г. Рыбинск

THE INVESTIGATION OF STRESSED STATE OF THE GTE COMBUSTION CHAMBER BASED ON THE ANALYSIS OF MISSION TEMPERATURE MODES

Bukatyy S.A., Solntsev G.A., Moreva I.S. (Public Joint-Stock Company «UEC-Saturn»,
Rybinsk, Russian Federation)

The root causes of fatigue crack initiation on the elements of combustion chamber are investigated. The most loaded variant of the transient mode with the worst combination of Misses stresses and stressed state rigidity ratio is defined based on the analysis of the type mission of gas turbine engine operation. The investigation of temperature distribution at transient modes in Ansys CFX 17.2 and stresses in Ansys Workbench 17.2 showed that the level of temperature stresses in the area of holes – stress concentrators exceeds material yield limit and results in crack initiation in low cycle fatigue area.

Работа авиационных двигателей характеризуется эксплуатацией по заданному полётному циклу. Детали камеры сгорания (КС) работают в широком диапазоне температур на протяжении всего полётного цикла. От этапа запуска до остановки двигателя детали КС нагреваются от температуры окружающей среды до высоких рабочих температур и охлаждаются обратно до прежних температур. При этом нагрев элементов КС происходит более интенсивно, чем понижение температуры при охлаждении. В результате неравномерного распределения теплового и

температурного полей происходит неравномерное расширение стенок элементов камеры сгорания, приводящее к повышенной концентрации напряжений в области отверстий и мест сварки элементов. Степень неравномерности теплового распределения характеризуется величиной температурных градиентов. Резкие перепады температур приводят к большим температурным напряжениям и появлению пластических деформаций, являющихся причиной образования усталостных трещин в малоцикловой области (рис. 1).

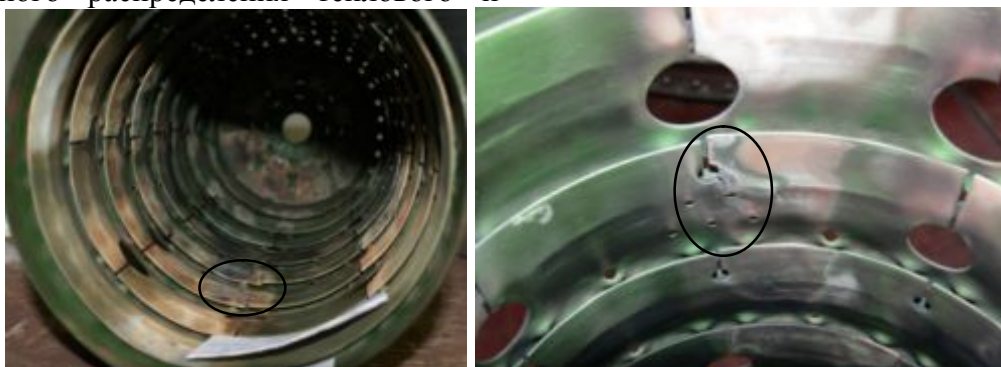


Рис. 1. Зона расположения усталостной трещины

Градиенты температур камеры сгорания напрямую зависят от режима полёта, который определяет состав, полноту и интенсивность сгорания топливо-воздушной смеси. На основании анализа типового полётного цикла работы двухконтурного двигателя с тягой более 120 кН транспортной авиации установлены переходные режимы с наиболее высокими значениями оборотов и, соответствен-

но, температурных градиентов в элементах КС (рис. 2).

I – переход от режима малого газа $MГ = 0,3N$ к режиму $0,7N$, на котором повышение температуры горения в камере сгорания T_r достигает 427° ; II – переход от режима $0,7N$ к режиму $Взлёт = 1,1N$, на котором T_r увеличивается на $255^\circ C$ и достигает наибольшей величины $1464^\circ C$; III – переход от режима N к

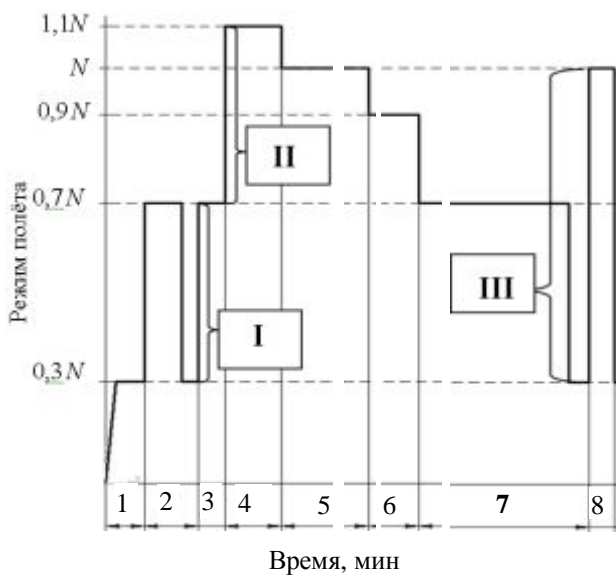


Рис. 2 Типовой полётный цикл двухконтурного двигателя с тягой более 120 кН. Длительность режимов полёта: 1 – режим запуска и прогрева двигателя (2 мин); 2 – стравливание с места и руление на старт (3,25 мин); 3 – прогрев проверка параметров (1 мин); 4 – разбег, взлёт, разгон (2 мин); 5 – набор высоты (18,3 мин); 6 – горизонтальный полет (36,4 мин); 7 – снижение и горизонтальный полет (70 мин); 8 – посадка (1 мин); 9 – руление (2,17 мин); 10 – остановка (2 мин). Здесь N – номинальный режим (крейсерский полёт) с частотой вращения ротора $n_1/n_2 = 4490 / 10710$ об/мин, где n_1 и n_2 – частота вращения ротора низкого и высокого давления

режиму МГ, на котором понижение T_T достигает 572° .

По результатам анализа напряжённого состояния при тепловом воздействии на раз-

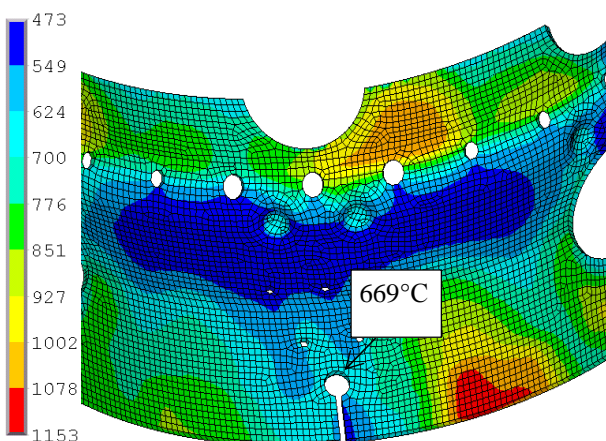


Рис. 3. Распределение температурного поля

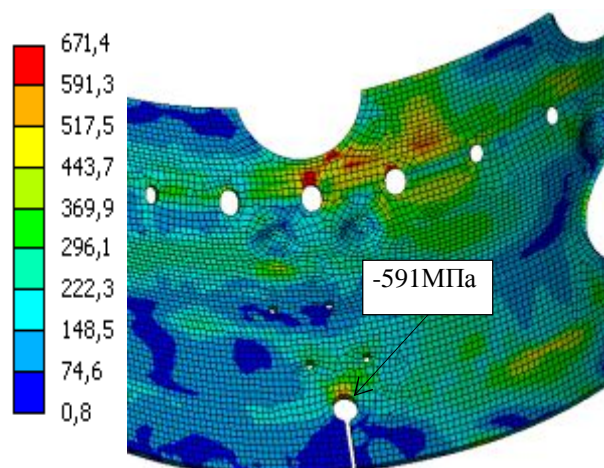


Рис. 4. Распределение эквивалентных

личных переходных режимах, определены точки переходных режимов с наиболее неблагоприятным сочетанием эквивалентных напряжений по Мизесу и коэффициента жёсткости напряженного состояния ($K_{ж}$)

$$K_{ж} = \frac{3\sigma_0}{\sigma_i} = \frac{\sqrt{2}(\sigma_1 + \sigma_2 + \sigma_3)}{\sqrt{(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2}}$$

В наиболее нагруженном варианте II распределение температур и напряжений показано на рис. 3 и 4. Исследование распределения температур на переходных режимах в системе Ansys CFX 17.2 и напряжений в Ansys Workbench 17.2 показало следующие величины главных напряжений в зоне образования усталостных трещин:

$$\sigma_1 = 23,6 \text{ МПа} \quad \sigma_2 = -74,2 \text{ МПа} \quad \sigma_3 = -591,3 \text{ МПа}$$

Величина эквивалентных напряжений равна 572,3 МПа при $K_{ж} = -1,122$. Учитывая, что при температуре 669°C предел текучести материала ВЖ145 не превышает 300...350 МПа, очевидно, что причиной образования трещин являются существенные пластические деформации, приводящие к понижению сопротивления малоциклового усталости. Для повышения трещиностойкости жаровой трубы КС требуется снижение концентрации напряжений за счёт изменения конструкции элементов, а также оптимизация переходных режимов полётного цикла с целью уменьшения теплонапряжённости соответствующих элементов камеры сгорания.

а зоны образования трещины

и напряжений в зоне образования трещины

В настоящее время разрабатываются методики и подходы для решения указанных проблем с учётом малоциклового долговеч-

ности материала при повышенных температурах.