

УДК 621.45.043

ДИНАМИКА ИЗМЕНЕНИЯ ЗАЗОРА В УПЛОТНЕНИИ ТУРБИНЫ ТУРБОНАСОСНОГО АГРЕГАТА РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Иванов А.В.^{1,2}¹АО «НПО Энергомаш», г. Химки, iav308@inbox.ru²Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
г. Москва, Россия

Ключевые слова: турбина, зазор, деформация, давление, температура.

В докладе рассмотрено изменение зазора в уплотнении турбины турбонасосного агрегата (ТНА) жидкостного ракетного двигателя (ЖРД). В процессе работы происходит существенное изменение величины зазора по сравнению с зазором между роторным и статорным элементами уплотнения при сборке агрегата (рис. 1) [1], причем деформирование элементов уплотнения турбины может быть как осесимметричным, так и несимметричным.

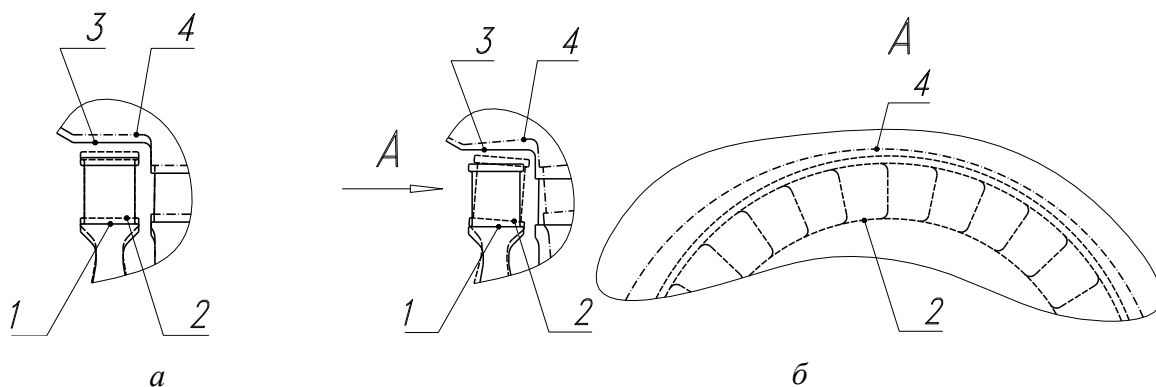


Рис. 1. Уплотнение турбины в исходном и деформированном состоянии:

а) осесимметричное деформирование; б) несимметричное деформирование;

1 – роторный элемент в исходном состоянии; 2 – роторный элемент в деформированном состоянии;

3 – статорный элемент в исходном состоянии; 4 – статорный элемент в деформированном состоянии

Изменение зазора приводит к изменению не только к изменению режима работы уплотнения, вызванному изменением режима течения, но и характеристик турбины из-за изменения величины расхода через уплотнение. Для турбин ТНА современных ЖРД характерны температуры до 1200 К и давления до 60 МПа, что ведет к существенным силовым и температурным деформациям, а отклонений размеров, формы и расположения сопрягаемых поверхностей в пределах назначенных допусков могут приводить к локальному изменению уплотнительного зазора, что для бесконтактных уплотнений приводит к взаимному касанию роторного и статорного элементов уплотнения, а для прирабатывающихся к локальному увеличению глубины врезания, что ведет к повышению момента трения, может служить причиной повышенных вибраций конструкции.

Существующий в настоящее время подход не предполагает учета влияния изменения зазора в уплотнении турбины на её характеристики и работоспособность в процессе проектирования агрегата [2]. Такой анализ, как правило, выполняется только после выпуска

конструкторской документации, тем более на ранних стадиях проектирования не проводится анализ достаточности зазора в уплотнении для бесконтактной работы или допустимой глубины врезания для прирабатывающихся уплотнений. В тоже время отсутствие анализа влияния уплотнений на параметры и характеристики уплотнений на этап проектирования может приводить к существенным изменениям и доработкам конструкции, вызванным аномалиями в работе на режимах, отличных от номинального.

В докладе приведен подход к анализу изменения зазора в уплотнении в зависимости от режима работы агрегата и двигателя, который позволяет проанализировать динамику изменения величины рабочего и минимального зазора для бесконтактных уплотнений, рабочего зазора и глубины врезания для прирабатывающихся уплотнений. Этот подход может быть использован как на ранних этапах проектирования, так и после окончательной разработки конструкции при анализе поведения зазора при испытаниях и эксплуатации. Зная величину зазора в уплотнении, можно более точно прогнозировать изменение параметров агрегата в течение всего цикла работы двигателя, минимизировать время доводки, связанное с отработкой уплотнений и их влиянием на характеристики турбины.

Список литературы

1. Иванов, А.В. Влияние температурных деформаций на зазор в уплотнении турбины турбонасосного агрегата жидкостного ракетного двигателя / А.В. Иванов // Авиационные двигатели. – 2021. – № 4 (13). – С. 31-38.
2. Овсянников, Б.В. Теория и расчет агрегатов питания жидкостных ракетных двигателей. / Б.В. Овсянников, Б.И. Боровский. – М.: Машиностроение, 1986. – 374 с.

Сведения об авторе

Иванов Андрей Владимирович, д.т.н., доцент. Область научных интересов: проектирование жидкостных ракетных двигателей, расчет и проектирование турбонасосных агрегатов и их элементов.

DYNAMICS OF ROCKET ENGINE TURBOPUMP TURBINE SEAL CLEARANCE CHANGES

Ivanov A.V.^{1,2}

¹JSC «NPO Energomash», Khimki, Russia, iav308@inbox.ru

²Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia

Keywords: turbine, clearance, deformation, pressure, temperature.

The report considers changes of liquid rocket engine turbopump turbine seal clearance. During operation, significant change in clearance occurs in comparison with the clearance between rotor and stator seal elements during assembly. The current approach does not involve taking into account the effect of turbine seal clearance changing to the unit parameters and characteristics during design. The report presents an approach to the analysis of seal clearance change, depending by turbopump and engine operating mode.