

авиации и космонавтики", N 11-12, 1991. Изд-е ЦИАМ.

4. Jet Engines and Propulsion Systems for Engineers. GE Aircraft Engines, 1989.

5. Балякин В.Б., Жильников Е.П., Самсонов В.Н., Макачук В.В. Теория и проектирование опор роторов авиационных ГТД. – Самара: изд-во СГАУ, 2007.

УДК 621.6-762

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ МЕТОДА ПРОЕКТИРОВАНИЯ ТОРЦОВЫХ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ УПЛОТНЕНИЙ

©2016 А.С. Виноградов, А.Д. Кузнецов, С.С. Кутуев, И.О. Шкоков

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва

GAS-DYNAMIC FACE SEALS DESIGN METHOD IMPROVEMENT

Vinogradov A.S., Kuznetsov A.D., Kutuev S.S., Shkokov I.O. (Samara National Research University, Samara, Russian Federation)

The work present results of series of conducted tests according to which has been formulated basic directions of improvement in designing of face gas-dynamic seal methods to mount in aircraft engine, has been created essential models and conducted calculations, proving the necessity of taking into account the mutual interference of seal impermeability and engine's system settings.

Уплотнения и уплотнительные системы являются обязательной частью авиационного двигателя и любой энергетической установки. Уплотнения определяют работу воздушной и масляной систем двигателя. Высокие значения температуры, давления, окружных скоростей вынуждают применять уплотнительные системы, которые состоят из нескольких уплотнений. Эффективность работы уплотнения и всей уплотнительной системы определяет надёжность и экономичность двигателя, величину удельного расхода топлива [1]. Качество уплотнения зависит от совершенства методов проектирования, поэтому расчётные модели уплотнения должны обладать высокой точностью.

Высокий уровень нагрузок, действующих в авиационном двигателе, приводит к возникновению значительных деформаций. Метод проектирования торцовых газодинамических уплотнений, работоспособных при наличии деформаций, был разработан С.В. Фалалеевым [2]. Большой вклад в развитие математической модели, описывающей процессы, происходящие в зазоре уплотнения, внёс Е.А. Muijderman [3]. Методы проектирования рассматриваемых уплотнений, основанные на углублённом представлении совместных газодинамических и деформационных процессов, для различных условий

применения разрабатывались Максимовым В.А., Мельником В.А., Н.К. Mueller и R. Salant. Вопросы динамики газодинамических уплотнений в разное время рассматривались в работах Фалалева С.В. [2], Etsion I., Green I. Однако все перечисленные методы основываются на проектировании уплотнения, исходя из некоторых начальных условий, которые полагаются априорно заданными. Это приводит к тому, что процессы, происходящие в уплотнительном узле, рассматриваются отдельно от процессов, имеющих место в узлах и системах двигателя, которые, тем не менее, являются неразрывно связанными. Комплекс проблем, требующих решения при проектировании торцового газодинамического уплотнения, показан на рис. 1.

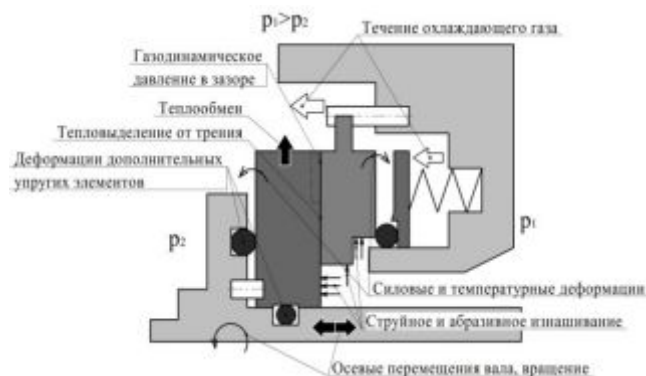


Рис. 1. Комплекс проблем, решаемых при проектировании торцового газодинамического уплотнения

Решение этих вопросов имеет своим следствием выбор геометрических параметров уплотнения, соответствующих заданным условиям эксплуатации. В качестве таких параметров должны быть указаны диаметры и толщины уплотнительных колец, радиус расположения газодинамических камер и их глубина, радиус положения вторичного уплотнения, радиус приложения усилия упругого элемента. Также на основании расчётных исследований выбирается форма сечения невращающегося кольца. Определяемые геометрические параметры показаны на рис. 2.

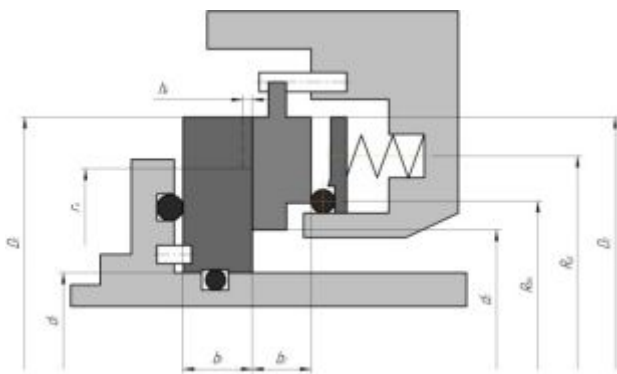


Рис. 2. Основные геометрические параметры газодинамического уплотнения

Предлагаемое усовершенствование существующего метода проектирования торцовых газодинамических уплотнений предполагает осуществление процесса с учётом параметров системы внутреннего воздухо-снабжения авиационного двигателя, масляной системы, с учётом деформации опор, а также возникающих динамических процессов и нестационарного нагружения.

Герметичность уплотнения определяет параметры системы внутреннего воздухо-снабжения двигателя, которая включает подсистемы охлаждения элементов двигателя, регулирования радиальных зазоров, разгрузки упорного подшипника, наддува уплотнений опор, противообледенения, отбора воздуха на самолётные нужды. В то же время, и геометрические параметры уплотнения

должны быть выбраны, исходя из обеспечения требуемых параметров системы [4]. Проведённые расчётные исследования, выполненные для модели двигателя GE-90, показывают, что изменения зазора в уплотнении в 3 раза приводит к выходу двигателя из строя.

Как было показано Тряновым А.Е. [5], герметичность уплотнения оказывает решающее влияние на охлаждение опоры, а следовательно, на величину прокачки масла, работу подшипников, агрегатов масляной системы, конструкцию элементов подвода и отвода масла.

В результате комплекса проведённых расчётных исследований были сформулированы основные направления совершенствования существующего метода проектирования торцового газодинамического уплотнения в опоре авиационного двигателя, созданы необходимые модели и доказана необходимость учёта взаимного влияния герметичности уплотнения и параметров систем двигателя.

Библиографический список

1. Белоусов А.И., Зрелов В.А. Конструкция и проектирование уплотнений вращающихся валов турбомашин двигателей летательных аппаратов: Учебное пособие. - Куйбышев: КуАИ, 1989. 108 с.
2. Фалалеев С.В., Чегодаев Д.Е. Торцовые бесконтактные уплотнения двигателей летательных аппаратов: основы теории и проектирования. - М.: изд-во МАИ, 1998. 274 с.
3. Muijderland E.A. Spiral groove bearings. Berlin: Springer – Verlag, 1996. 199 с.
4. Secondary air system model for integrated thermomechanical analysis of a jet engine // Muller, Yannick // Proceedings of ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea and Air. – 2008. – GT2008-500.
5. Трянов А.Е., Гришанов О.А., Виноградов А.С. О тепловой защите масляных полостей опор создаваемых ГТД. // Вестник СГАУ, - 2009. №3(19). С. 318-328.