

## ПРОЕКТИРОВАНИЕ УПЛОТНЕНИЯ В СОСТАВЕ СИСТЕМЫ ВНУТРЕННЕГО ВОЗДУХОСНАБЖЕНИЯ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

© 2011 А. С. Виноградов

Самарский государственный аэрокосмический университет  
имени академика С.П. Королёва  
(национальный исследовательский университет)

Рассматривается алгоритм проектирования уплотнения как элемента общей внутренней воздушной системы двигателя. Алгоритм сочетает расчёты гидравлического сопротивления, теплового состояния, напряжённо-деформированного состояния, параметров авиационного двигателя в разных программных комплексах.

*Система внутреннего воздухообеспечения, уплотнение, утечка, эффективность, методика, алгоритм.*

При проектировании элементов авиационного двигателя составляющие внутренние воздушные потоки (системы) двигателя традиционно рассматриваются отдельно. В зависимости от объекта проектирования могут рассматриваться: система охлаждения турбины, система наддува уплотнений той или иной опоры, система разгрузки радиально-упорного подшипника и т.д. Но все эти системы связаны между собой, их параметры влияют друг на друга, и поэтому логично рассматривать их как единое целое при проектировании уплотнения. Например, в [1–3] говорится о рассмотрении системы как единого целого, но не даёт названия, общепризнанного в настоящий момент. В литературе можно встретить следующие названия: система вторичных воздушных потоков [2], internal air system [1], secondary air system. В данной статье используется рабочее название – система внутреннего воздухообеспечения (далее по тексту – СВВ). Под системой внутреннего воздухообеспечения будем понимать совокупность воздушных потоков, использующих рабочее тело для обеспечения функционирования двигателя и всего летательного аппарата (ЛА), которое отбирается из проточной части авиационного двигателя и непосредственно не используется при создании тяги (мощности).

СВВ состоит из подсистем, каждая из которых выполняет свою собственную функцию. Все подсистемы взаимосвязаны либо напрямую, либо косвенно через газовоздушный тракт двигателя. Взаимовлияние подсистем, например, присутствует при переносе тепла через стенки каналов. Поэтому расчёт некоторых из подсистем целесообразно проводить совместно. В данной работе рассматривалась СВВ, реализованная на моделях двигателя GE90 и двигателя НК-93.

Наличие в воздушных системах одинаковых конструктивных элементов, в которых процессы течения воздуха и теплообмена могут быть описаны соответственно одинаковыми зависимостями, позволяет представить любую сложную систему в виде типовых элементов, соединённых между собой определённым образом. Основными элементами системы внутреннего воздухообеспечения, которые отвечают за разделение сред с различными параметрами рабочего тела и способствуют уменьшению утечек из проточной части двигателя, являются уплотнения.

Целью данной работы является повышение эффективности уплотнения путём разработки методик с учётом:

- взаимовлияния системы внутреннего воздухообеспечения и уплотнений друг на друга;
- теплового состояния деталей двигателя;

- деформированного состояния уплотнительных узлов.

Для исследования работы уплотнений на первом этапе необходимо определить параметры воздуха во всей системе

при известной геометрии каналов и параметрах рабочего тела в местах отбора и выпуска. Фрагмент алгоритма определения параметров СВВ изображён на рис. 1.

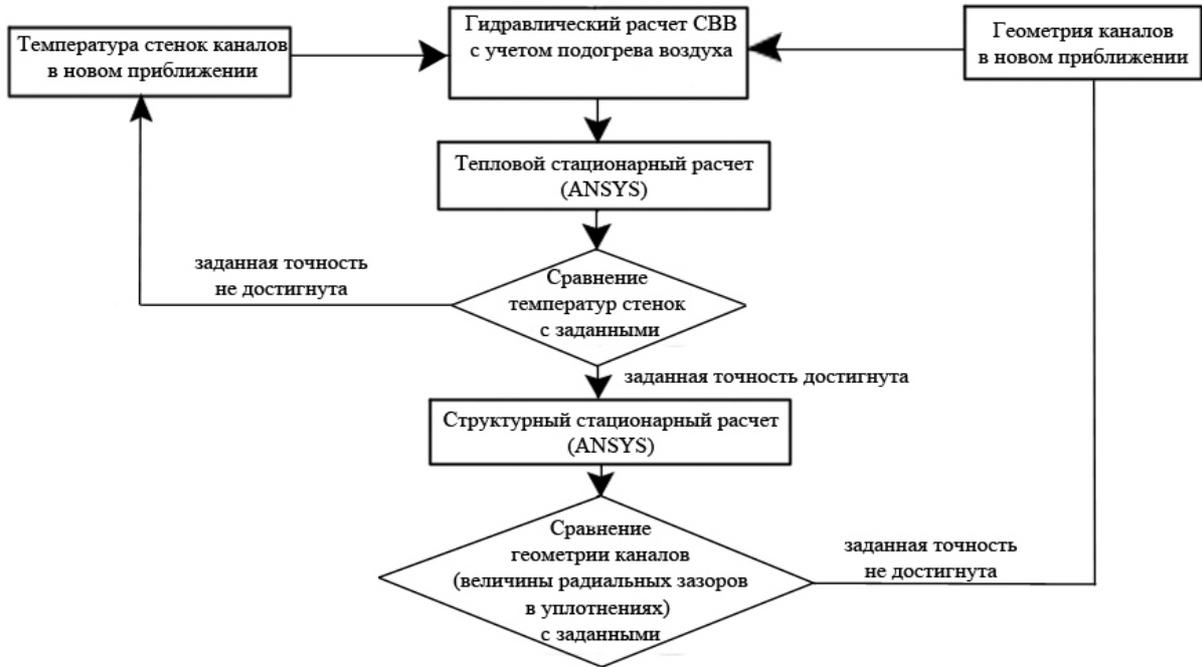


Рис.1. Фрагмент алгоритма расчёта СВВ

Для проведения теплогидравлического расчёта необходимо изучить воздушные системы и построить по ним граф, ветви которого соответствуют охлаждающим каналам, а узлы – местам соединения каналов в единую систему. В данной работе рассматриваются толь-

ко системы, относящиеся к турбине низкого давления (НД).

Итерационность расчёта (рис. 1) появляется в связи с тем, что на начальном этапе расчёта неизвестны значения средних температур стенок каналов.

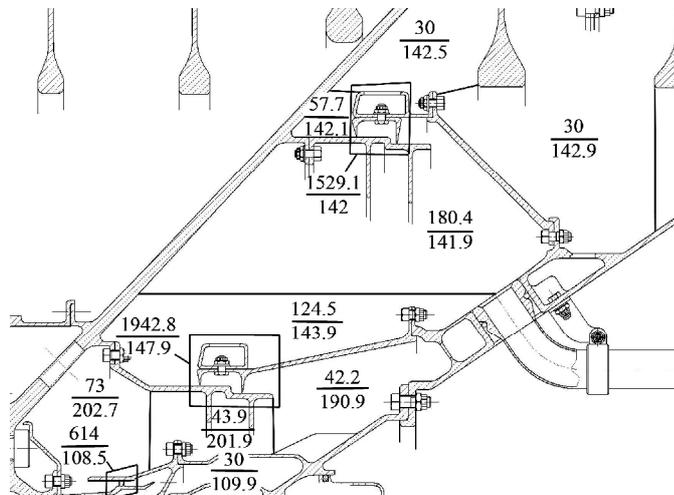


Рис. 2. Фрагмент результатов расчёта параметров системы охлаждения модели двигателя GE90

Далее определяются значения коэффициентов теплоотдачи и средних температур воздуха в каналах, которые необходимы для проведения теплового расчёта. В результате расчёта в ANSYS определяются температурные поля деталей.

Пример определения коэффициентов конвективной теплоотдачи для модели деталей турбины НД двигателя GE90 приведён на рис. 2.

Следующий этап исследования заключается в определении напряжённо-

деформированного состояния деталей каналов и, в частности, деталей уплотнительного узла (рис. 3) и в оценке влияния герметичности уплотнительного узла на параметры эффективности двигателя.

Данная оценка существенно зависит от места положения уплотнения в конструкции двигателя (уплотнения опор компрессора и турбины, уплотнения системы охлаждения и разгрузки, уплотнения проточной части). Это позволило разработать методики оценки уточнения КПД узлов и удельного расхода.

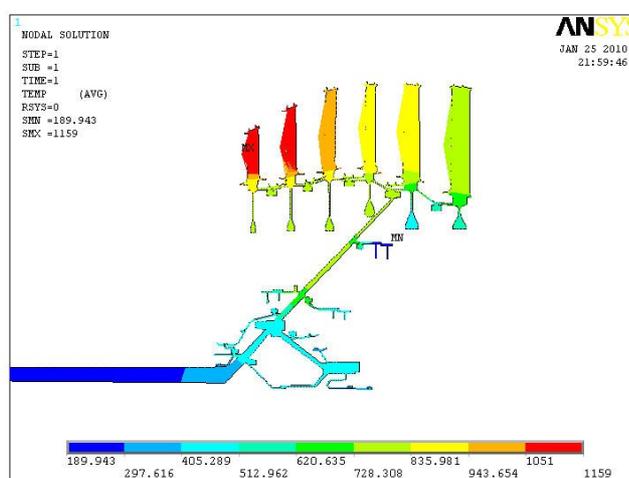


Рис. 3. Распределение температур на максимальном крейсерском режиме модели двигателя GE90

Для рассматриваемой системы двигателя НК-93 проводилась оценка влияния изменения радиального зазора в лабиринтном уплотнении за компрессором на другие уплотнения системы и рассчитывалось температурное состояние системы в целом.

Изменение зазора в уплотнении за компрессором высокого давления (КВД) приводит к изменению утечки закомпрессорного воздуха высокого давления. При рабочей величине зазора эта утечка составляет 0,6%. Большая его часть (0,55%) сбрасывается через статор и лабиринт У1 (рис. 4) в тракт перед рабочим колесом. При снижении утечки за КВД снижается температура уплотнения вала ВД и закомпрессорного уплотнения и увеличивается температура уплотнения У2 (закомпрессорный воз-

дух охлаждает уплотнение, расположенное в горячей зоне). В рабочем состоянии расход воздуха за КВД создаёт такой перепад давлений, что расход воздуха через лабиринт У2 отсутствует. При существенном увеличении расхода через рассматриваемое уплотнение происходит небольшое подмешивание горячего воздуха к охлаждающему. Снижение зазора приводит к снижению утечки закомпрессорного воздуха, что, в свою очередь, приводит к снижению давления в межлабиринтной полости У1-У2 и утечке охлаждающего воздуха в тракт.

На рис. 5 показано влияние утечки воздуха за КВД на расход через уплотнение У2. Видно, что при номинальном значении утечки 0,6% расход через уплотнение практически отсутствует. Снижение утечки приводит к росту расхода через У2 (участок положительного расхода по оси ординат).

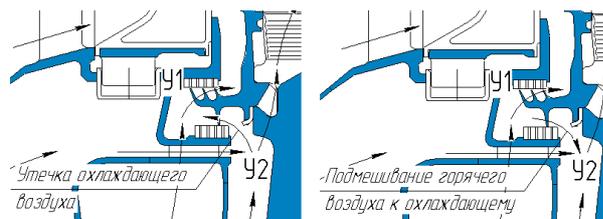


Рис. 4. Возможные течения через уплотнение У2

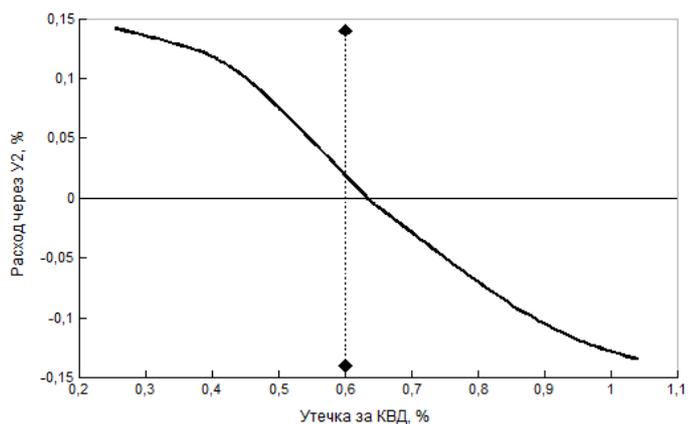


Рис. 5. Влияние утечки закомпрессорного воздуха на расход через уплотнение У2



Рис 6. Фрагмент алгоритма определения влияния герметичности уплотнения на параметры эффективности двигателя

При увеличении утечки наблюдается обратное течение в лабиринте (участок отрицательного расхода по оси ординат), что говорит о подмешивании (рис. 5) горячего воздуха (по сравнению с воздухом, прошедшим аппарат закрутки) к охлаждающему. Также следует отметить, что при изменении расхода через лабиринт за КВД в широких пределах может измениться направление течения воздуха, охлаждающеголицевую сторону диска турбины высокого давления.

Результаты выполненных расчётов позволяют сформулировать окончательную методику определения влияния

герметичности на параметры эффективности АД и ЭУ (рис. 6). Данная методика включает в себя не только теплогидравлический расчёт и расчёт напряженно-деформированного состояния, но и термодинамический расчёт.

Данная методика была реализована при исследовании уплотнения в составе системы разгрузки радиально-упорного подшипника (РУП).

Из рис. 7 видно, что при изменении зазора от 0,6 до 1,8 мм давление в полости разгрузки уменьшается от 183 кПа до 89 кПа (на 51,4%). При этом сила, действующая на РУП, увеличивается на 32 кН.

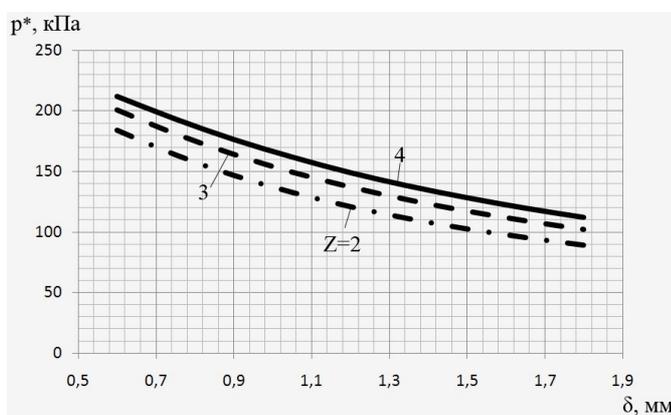
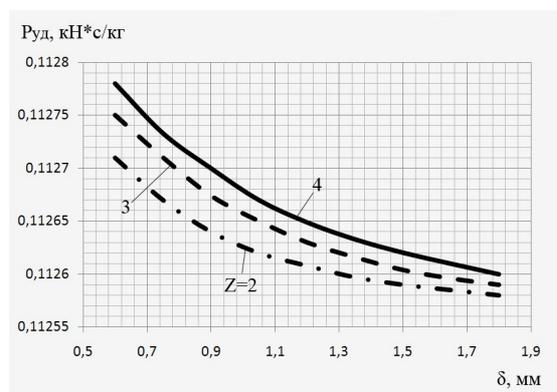


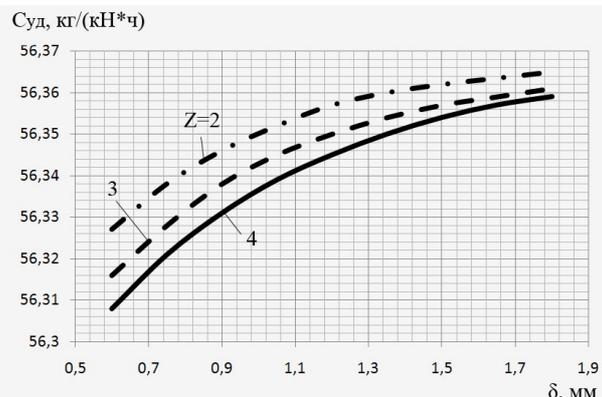
Рис. 7. Влияние геометрических параметров уплотнения на давление в полости разгрузки

При этом следует отметить увеличение удельного расхода топлива на

0,07 % (рис. 8а) и уменьшение удельной тяги на 0,12 % (рис. 8б).



а)



б)

Рис. 8. Влияние геометрических параметров уплотнения на параметры эффективности двигателя

Проводилось исследование изменения радиального зазора в составе уп-

лотнения системы герметизации турбины. Как видно на рис. 9, при изменении герме-

точности уплотнения меняется картина течения в СВВ. Картины течения были разделены по диапазонам величин радиальных зазоров.

При превышении величины радиального зазора 0,52 мм (рис. 9а) происходит нарушение функционирования системы наддува уплотнений масляных полостей. При достижении величины

зазора 0,65 мм (рис. 9б), нарушается функционирование системы герметизации турбины. При величине зазора 1,2 мм (рис. 9в) система наддува уплотнений прекращает функционировать полностью, так как предмаляные полости опор турбин занимает воздух, отбираемый от четвертой ступени КВД с большими значениями температуры и давления.

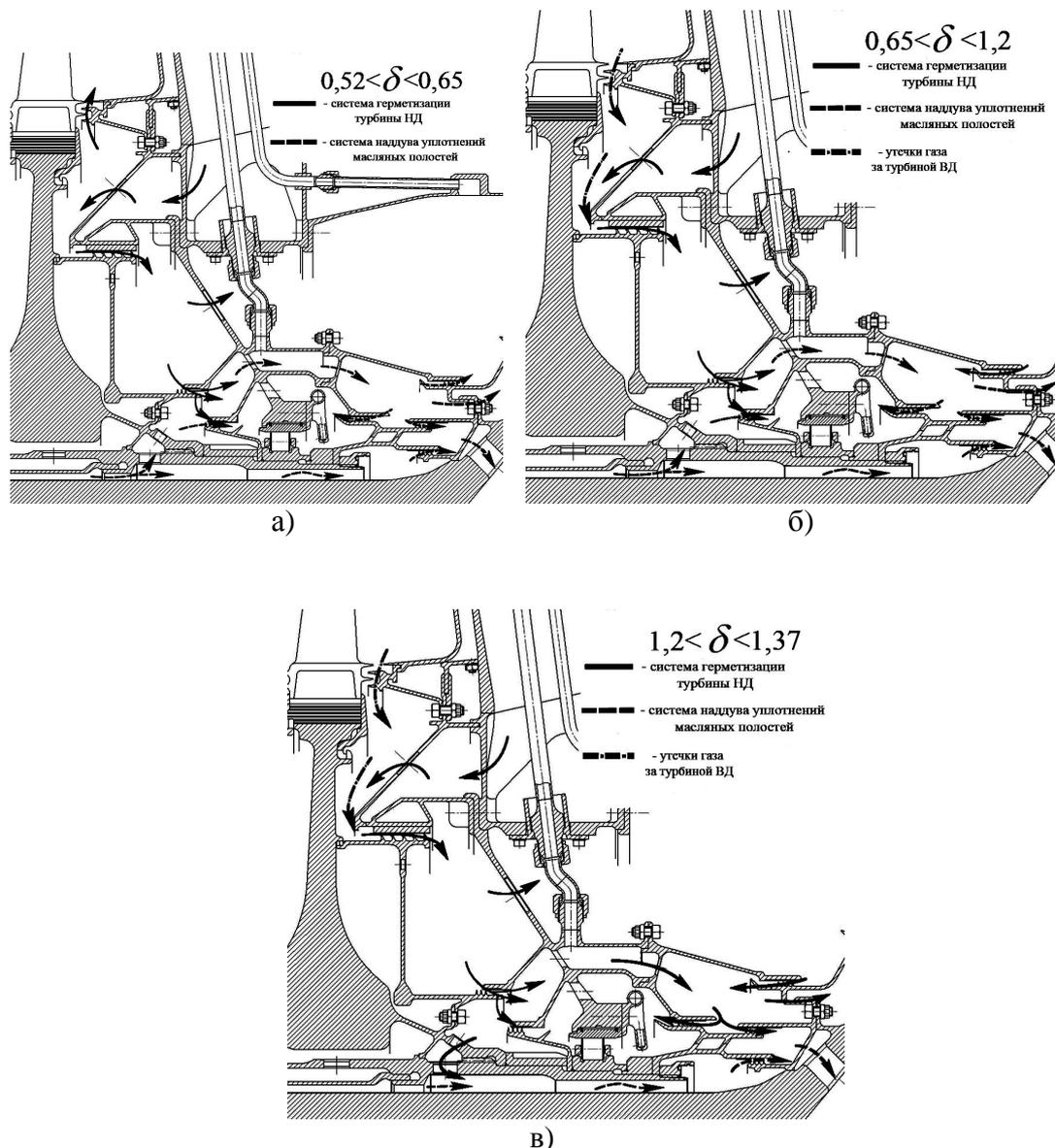


Рис. 9. Картины течения воздуха в СВВ при различных диапазонах величин радиальных зазоров

Данные исследования подтверждают тот факт, что зазоры в уплотнениях, зависящие от целого ряда факторов, оказывают определяющее влияние на эффективность двигателя в целом

(рис. 10). Следовательно, проектирование и установка уплотнений с наиболее выгодными характеристиками является важной задачей. В этом случае возможно вместо имеющих лабиринтных уплотнений использо-

вать уплотнение, разработанное компанией Stein Seal [4, 5].

Фирма Stein Seal изготовила газостатическое уплотнение в комбинации с обычным лабиринтным однозубым уплотнением [1], которое будем называть малорасходным уплотнением. Главным недостатком, ограничивающим применение газостатического подшипника для целей уплотнения, является необходимость установки воздушного (газового) компрессора, развивающего запорное давление, превышающее давление

уплотняемой среды. В малорасходном уплотнении давление уплотняемой среды используется как запорное для наддува газостатического уплотнения, которое располагается после лабиринтного (однозубого), где давление ниже, чем в уплотняемой среде. Перепад давлений, возникающий на однозубом уплотнении, используется также для автоматического поджатия подвижной в осевом направлении статорной части уплотнения к роторной до получения расчётного торцового зазора  $\delta$  между ними.

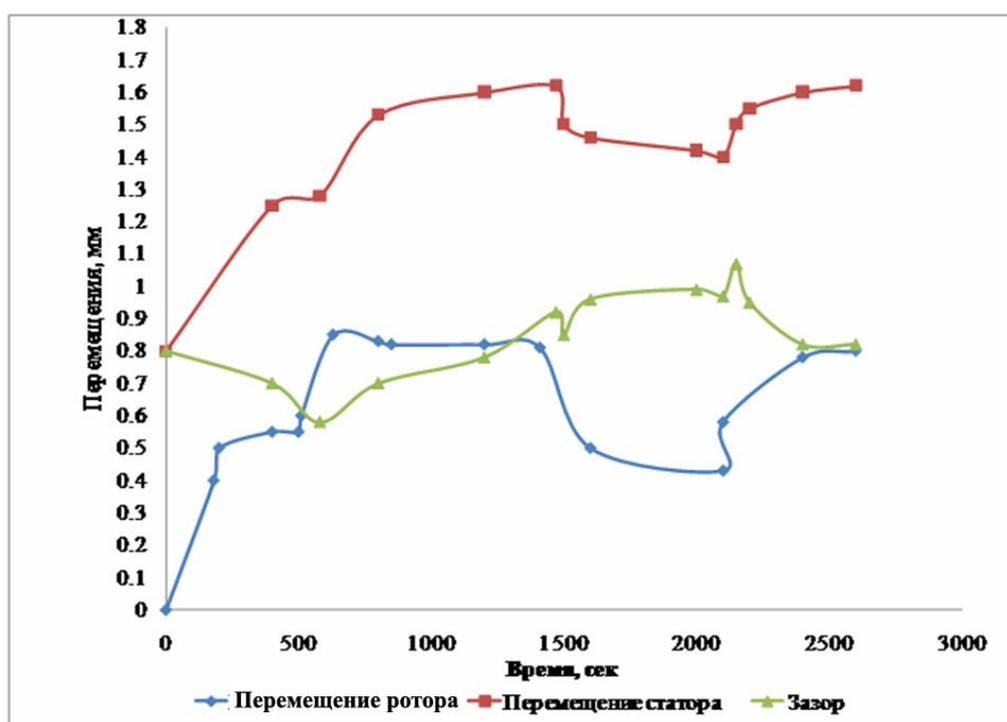


Рис. 10. Изменение зазора при запуске, выходе на земной малый газ, приёмистости, наборе высоты и крейсерском режиме

Конструкция малорасходного уплотнения показана на рис. 11. Утечка воздуха через описанное торцовое уплотнение по сути является расходом,

необходимым для питания газостатического подшипника. Этот расход (утечка) тем меньше, чем меньше уплотнительный зазор  $\delta_T$ , который на рис. 11 показан условно.

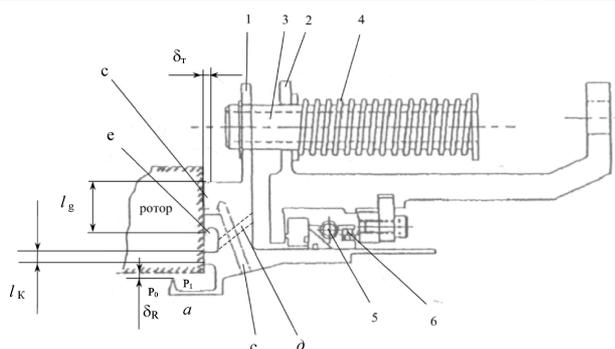


Рис. 11. Конструкция малорасходного уплотнения

Работает уплотнение так:

– на неработающем двигателе давление везде равно атмосферному и стартовое кольцо 1 отведено от торцевой поверхности ротора в осевом направлении пружинами 4 на несколько миллиметров (2–6 мм);

– после запуска двигателя появляется давление газового тракта перед зубом аспириатора «а» и течение воздуха через зазор  $\delta_R$ . Возникающий на зубе «а» перепад давлений воздуха действует на кольцо 1 и начинает подсасывать (пододвигать) кольцо 1 к ротору, преодолевая усилия пружин 9;

– приближение кольца 1 к ротору и образование щели (с зазором  $\delta_T$ ) между ним и ротором сопровождается нарастанием давления в этой щели (в газостатическом подшипнике  $l_g$ ), питаемой по жиклёрным каналам с воздухом с давлением  $P_0$ ;

– уже на режиме малого газа и далее на всех режимах кольцо 1 достигает рабочего положения, т.е. останавливается у ротора при маленьком зазоре  $\delta_T$ , равном 30–60 мкм, в положении статического равновесия, когда силы от перепада давлений на кольцо, действующие справа налево, автоматически уравниваются силой, возникшей в гидростатическом подшипнике и действующей слева направо.

В окончательном варианте конструкции уплотнения Stein Seal [2] получен физический зазор  $d_T = 60$  мкм, что при полученном коэффициенте расхода  $m = 0,75$  соответствует эффективному

зазору  $d_{эф} = m \cdot d_T = 45$  мкм. Относительный эффективный зазор равен

$$\overline{d_{эф}} = \frac{d_{эф}}{D} = 0,0492 \cdot 10^{-3}.$$

Необходимо заметить, что надёжность уплотнения, несмотря на то, что оно задумано как бесконтактное, всё же будет зависеть от возможных торцовых контактов кольца 1 и ротора. Такие, хотя и очень кратковременные, контакты возможны вследствие перегрузок, при перемене режимов работы, газодинамической неустойчивости двигателя, когда возможна пульсация давления в газовом тракте, и т.п. Эти контакты не должны приводить к повреждению уплотнения. Поэтому в уплотнении должны быть подобраны контактирующие со скольжением материалы (или покрытия), обладающие хорошими трибологическими характеристиками в условиях работы уплотнения (главными из которых являются температура и скорость скольжения).

Уменьшение влияния уплотнения в системе герметизации турбин на параметры системы наддува уплотнений масляных полостей при увеличенном значении зазора можно достичь путём «открывания» буферной полости и создания в ней более низкого давления. С другой стороны, это приведёт к повышенным утечкам из предмасляной полости и созданию в ней более низкого давления. Это будет способствовать увеличению расхода из полости герметизации, в которую возможно просочиться горячий газ.

Применение данного подхода проектирования уплотнения позволяет не только скорректировать его параметры по режимам, но и сделать возможным применение перспективных бесконтактных уплотнений

в опорах и в проточной части АД и ЭУ [2, 5, 6].

#### Библиографический список

1. The jet engine [Текст] / Rolls-Royce plc., the technical publication department – Derby, England, 1996. – 292 с.

2. Иноземцев, А.А. Газотурбинные двигатели [Текст]: учебник для вузов в 5-ти т./ А.А. Иноземцев, М.А. Нихамкин, В.Л. Сандрацкий. М. – Машиностроение, 2008.

3. Фалалеев, С.В. Проектирование систем авиационных двигателей с использованием CAD/CAE-пакетов [Текст]: учебное пособие / С.В. Фалалеев, А.С. Виноградов. – Самара: СГАУ, 2007. – 56 с.

4. Белоусов, А.И. Конструкция и проектирование уплотнений вращающихся валов турбомашин двигателей летательных аппаратов [Текст]: учебное пособие / А.И. Белоусов, В.А. Зрелов. – Куйбышев: КуАИ, 1989. – 104 с.

5. Secondary air system model for integrated thermomechanical analysis of a jet engine [Text] / Muller, Yannick // Proceedings of ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea and Air. – 2008. – GT2008-50078.

6. An investigation of life extending control techniques for gas turbine engines [Текст] / Wiseman M.W., Guo T. Arlington // Proceedings of the American Control Conference. – 2001.

## DESIGNING A SEAL AS AN ELEMENT OF AIR SECONDARY SYSTEM IN AIRCRAFT ENGINES

© 2011 A. S. Vinogradov

Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov  
(National Research University)

The article deals with the algorithm of designing seals as elements of a general air secondary system of the engine. The algorithm combines calculations of hydraulic resistance, thermal condition, stress and deformation condition, aircraft engine parameters in different program complexes.

*Air secondary system, seal, leakage, efficiency, technique, algorithm.*

### Информация об авторах

**Виноградов Александр Сергеевич**, кандидат технических наук, доцент кафедры конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов. Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). Область научных интересов: торцовые уплотнения, конструкция авиационных двигателей, надёжность машин. E-mail: [fdla@ssau.ru](mailto:fdla@ssau.ru).

**Vinogradov Alexandr Sergeevitch**, candidate of technical sciences, associate professor of the department construction and design of aircraft engines, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: [fdla@ssau.ru](mailto:fdla@ssau.ru). Area of research: face seals, aircraft engine design, reliability of machines.