

УДК 621.452.32

А.С. ВИНОГРАДОВ, А.Ю. ТИСАРЕВ, Р.Р. БАДЫКОВ

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

## ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ УПЛОТНЕНИЙ В СОСТАВЕ СИСТЕМ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

*В статье исследуется уплотнение опоры авиационного двигателя с учетом взаимного влияния его герметичности на параметры внутренней воздушной системы двигателя и масляной системы. Разработана методика расчета герметичности уплотнения, которая связывает термогазодинамический расчет двигателя, гидравлический расчет воздушных потоков и структурный расчет деформаций деталей. Определены основные источники тепла, поступающего в опору, их количественные значения и процентные соотношения для компрессора и турбины. На основании известной величины допустимого подогрева масла рассчитана требуемая герметичность уплотнения.*

**Ключевые слова:** опора ротора авиационного двигателя, уплотнение опоры, методика расчета герметичности уплотнения.

### Введение

Работоспособность подшипников качения в опорах ГТД и других узлов трения в течение заданного ресурса существенно зависит от герметичности окружающей его масляной полости и количества тепла, поступающего в нее. Существенная часть тепла вносится не только с рабочим телом через уплотнения, но и через стенки опоры и в сумме может достигать 80%. Основные качества современных двигателей летательных аппаратов – их надежность и ресурс – зачастую определяются надежностью уплотнительных устройств. В современных авиационных ГТД и наземных энергетических установках условия работы уплотнений непрерывно усложняются в связи с ростом теплонапряженности, повышением скоростей вращения роторов, температур, давлений и скоростей потока в газовом тракте [1].

Существуют два подхода к рассмотрению уплотнений.

В первом подходе уплотнение рассматривается как пара трения, чью работоспособность необходимо обеспечивать.

Во втором – как часть систем двигателя. Особенно важно изучать работу уплотнения в составе масляной системы двигателя, а так же влияние процессов, происходящих в уплотнении, на работу масляной системы [2]. Это связано в первую очередь с тем, что подогрев масла в опоре двигателя должен находиться в диапазоне 40 – 70 градусов. При современных уровнях температуры обеспечить выполнение этого требования очень сложно.

### 1. Анализ величины прокачек масла

В работе были проанализированы величины прокачек масла через авиационные ТРДД(Ф) и ТВД (рис. 1). Из анализа рисунков можно заключить, что объем прокачиваемого масла напрямую зависит от тяги (мощности) двигателя. Для двигателей ТВД он на 40 – 50 % больше. Также отличается объем прокачки для гражданских и военных двигателей. Другим фактором, влияющим на прокачку масла, является суммарный тепловой поток, проникающий в опору. На рис. 2 показаны экспериментальные зависимости прокачек масла через три опоры двигателя НК-22. Наименьшее значение прокачки соответствует передней опоре, а наибольшие значения - средней и задней. Значения прокачек отличаются более чем в три раза. Это связано в первую очередь с высокой температурой окружающего воздуха (газа) и во вторую очередь с объемом масляной полости.

Исходя из большого влияния температуры окружающего воздуха на величину прокачки необходимо определять требуемую герметичность уплотнения с учетом количества тепла, вносимого с утечками.

### 2. Исследуемые конструкции опор и вариантов их охлаждения

Для исследования влияния герметичности уплотнения и теплового потока, вносимого через стенки опоры, на работу масляной системы проводилось сравнение различных вариантов наддува опоры компрессора и турбины. В опоре компрессора (рис. 3) предлагается брать воздух для наддува зад-

него уплотнения не из-за восьмой, а из-за десятой турбины предлагается также использовать более ступени. Для надува заднего уплотнения опоры «дешевый» воздух (рис. 4).

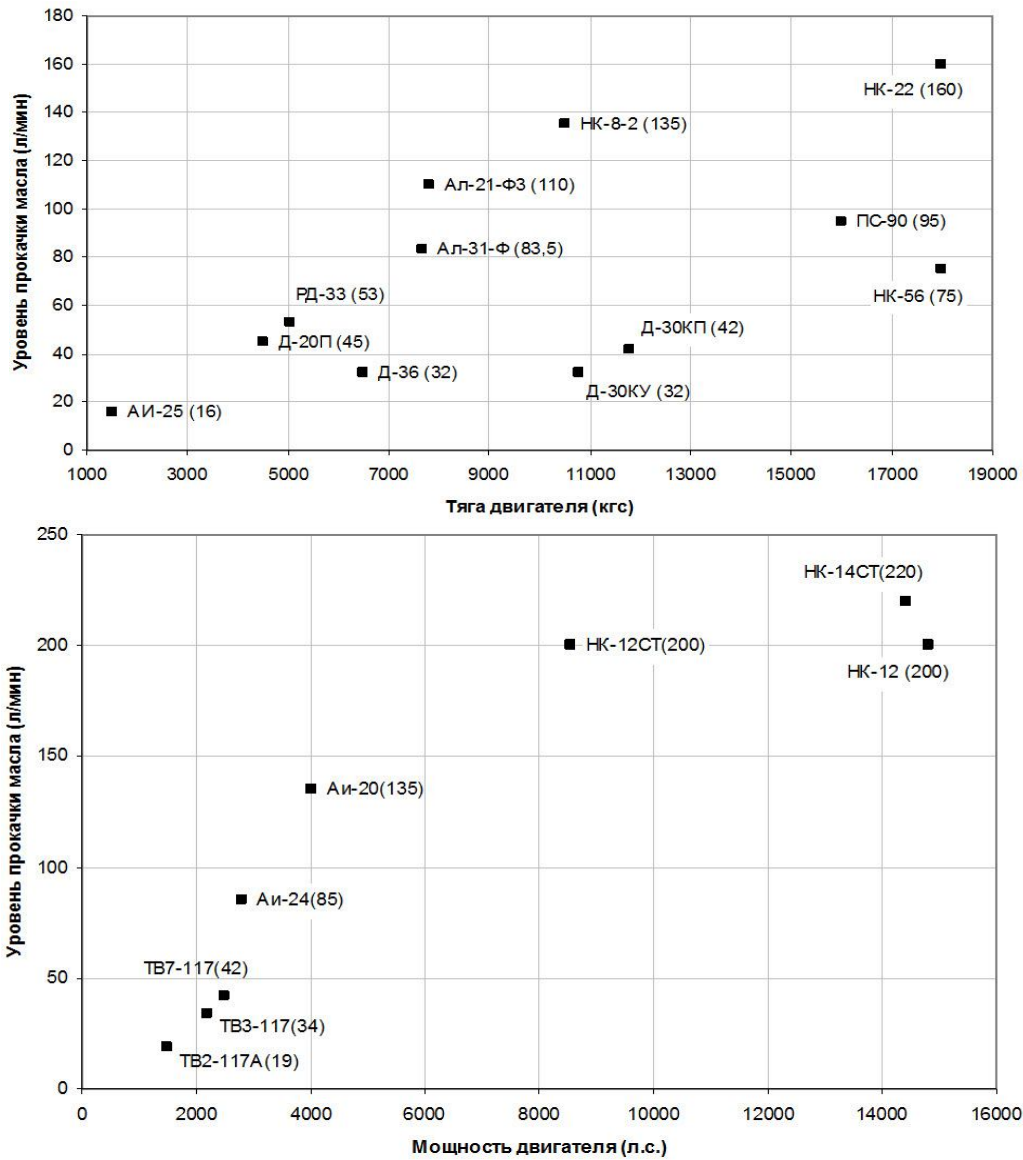


Рис. 1. Прокачка масла через двигатели ТРДД, ТРДДФ и ТВД

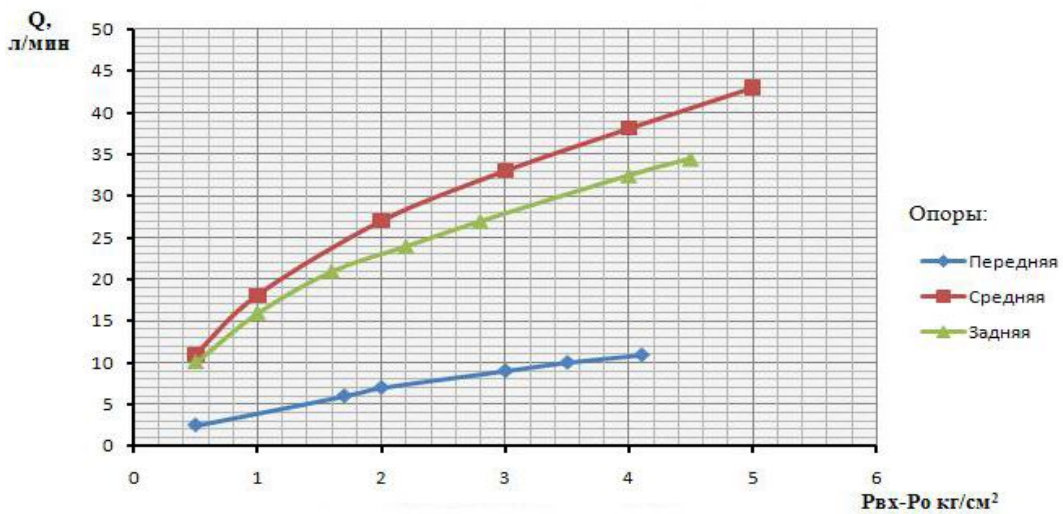
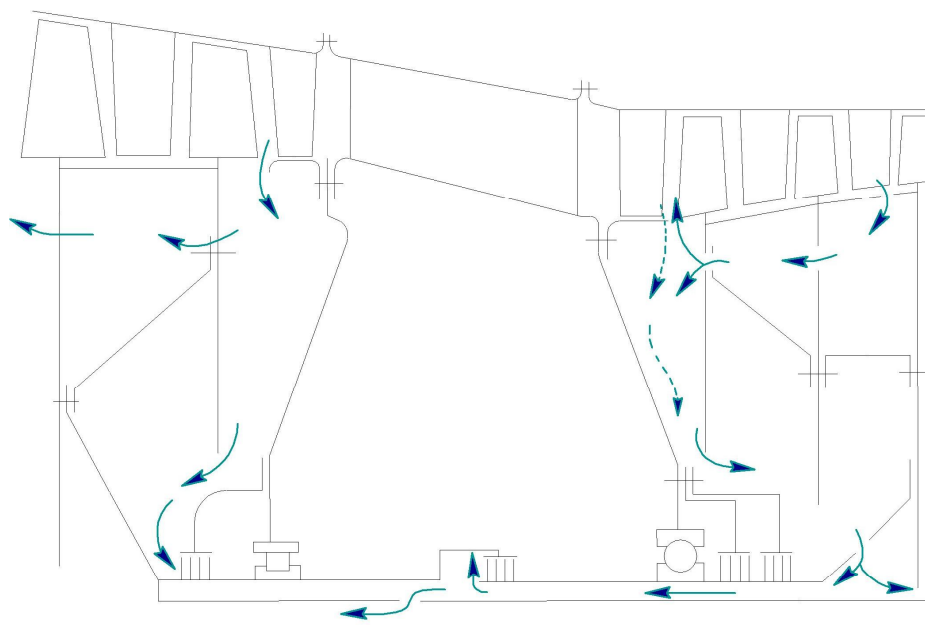


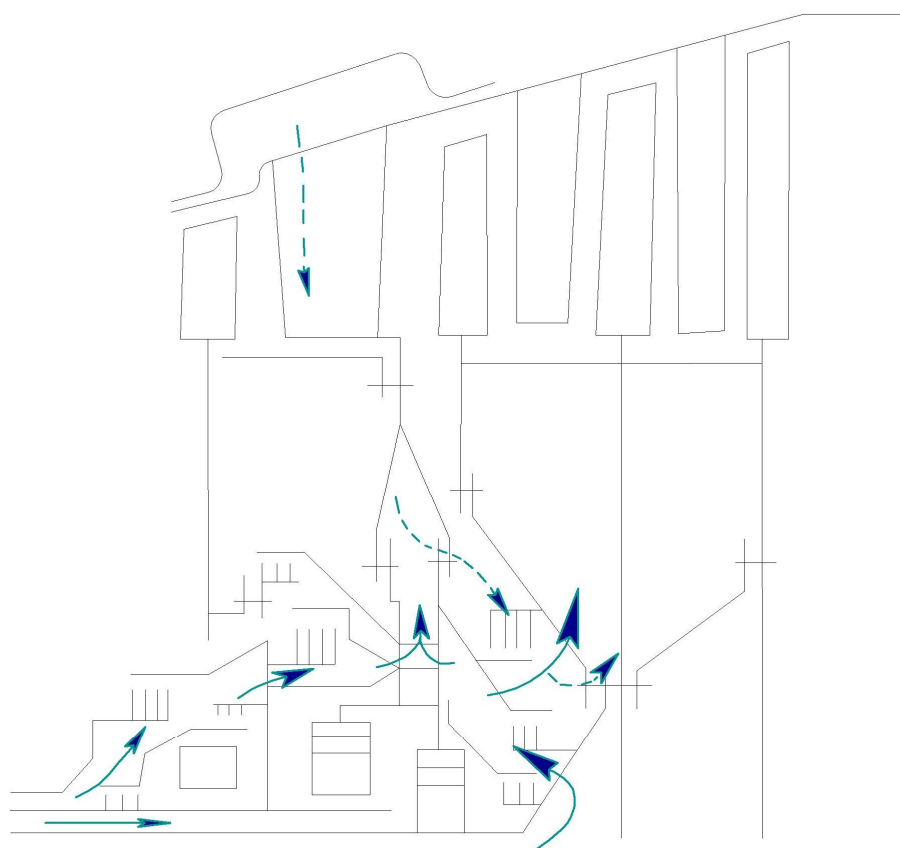
Рис. 2. Прокачка масла через три опоры двигателя НК-22



Охлаждение опоры:

- ← I вариант
- ← II вариант

Рис. 3. Наддув уплотнений опоры компрессора



Охлаждение опоры:

- ← I вариант
- ← II вариант

Рис. 4. Наддув уплотнений опоры турбины

Чтобы оценить влияние температуры рабочего тела на величину прокачки масла в обоих вариантах предлагается разработанная методика, основанная на совместном расчете теплового потока внутрь опоры и определения ее напряженно-деформированного состояния. Данная методика позволяет не только оценить величину прокачки масла через опо-

ру, но и оценить улучшение экономичности двигателя.

Дальнейшее применение предлагаемой методики целесообразно для исследования наиболее перспективного варианта тепловой защиты опоры – буферной полости (рис. 5), который нашел применение на многих современных двигателях [3].

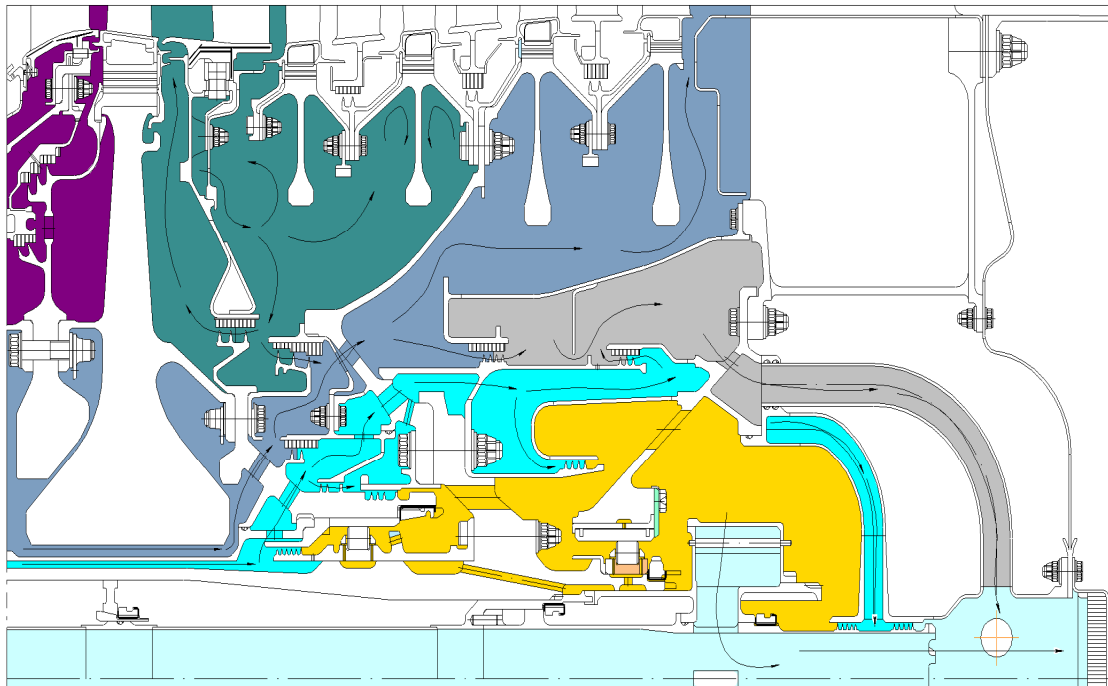


Рис. 5. Буферная полость двигателя CFM56-7B

Применение буферной полости является очень привлекательным, но при этом возрастает роль уплотнений в обеспечении определенного расхода воздуха, проникающего внутрь опоры.

### 3. Количество тепла, вносимого в опоры ГТД

В общем случае, рассматривая опору двигателя можно выделить шесть основных источников тепла:  $Q_1$  – тепло, поступающее в опору из тракта;  $Q_2$  – тепло, поступающее через стенки опоры;  $Q_3$  – через вал;  $Q_4$  – от трения в уплотнениях;  $Q_5$  – от трения в подшипниках, зубчатых передачах, шлицевых соединениях и т.п.;  $Q_6$  – вносимое с воздухом через уплотнения. Существуют и другие источники тепла, такие, например, как тепло, выделяющееся при вспенивании масла. Но данные источники в виду их сравнительно малой величины и трудности оценки в работе не рассматривались (рис. 6, 7).

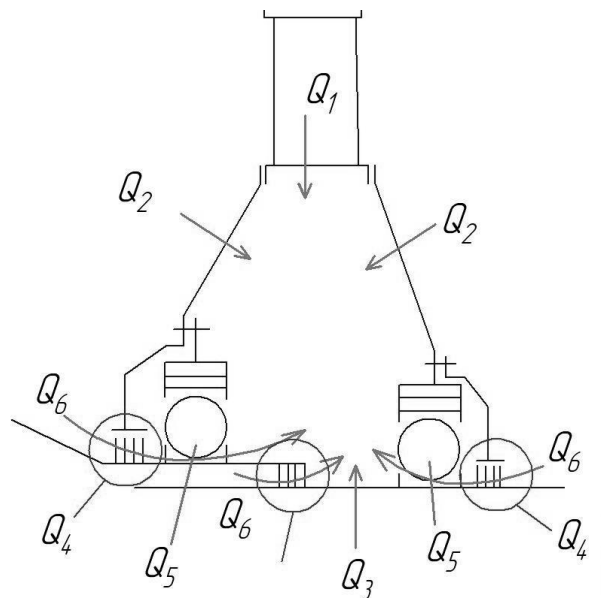


Рис. 6. Источники тепла, вносимого в опору компрессора

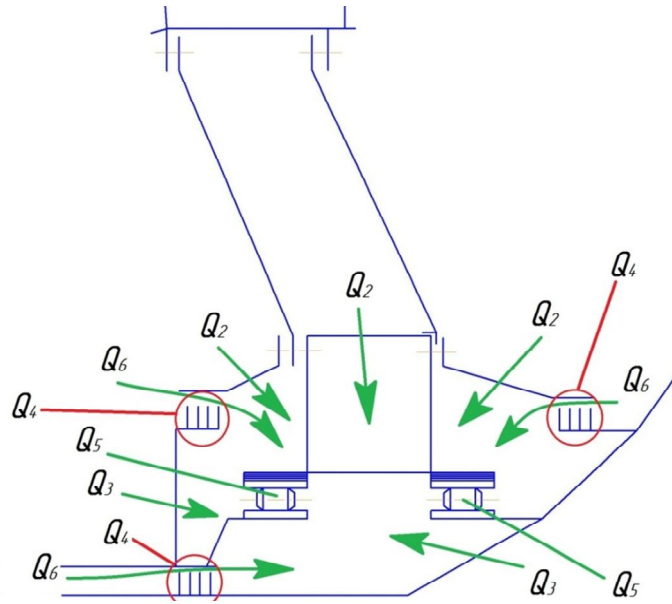


Рис. 7. Источники тепла, вносимого в опору турбины

### Заключение

Определено соотношение между составляющими количества тепла, вносимого в опору компрессора (рис. 8).

Показано, что изменение прокачки масла через опору компрессора, по сравнению с исходным вариантом составило 8,24% (рис. 9), что свидетельствует о целесообразности изменения схемы наддува.

Таким образом, показано, что с утечками через уплотнения опоры компрессора поступает до 15 %

от суммарного количества тепла. В дальнейших исследованиях определялось влияние геометрии уплотнения (диаметра, длины уплотнительной щели, форма зазора и т.д.) на величину утечек.

Влияние каждого фактора сильно зависит от того в каком месте уплотнительной системы расположено данное уплотнение и может оказаться противоположным. В случае применения буферной полости совместный гидравлический и структурный расчеты системы уплотнений становится особенно необходимым.

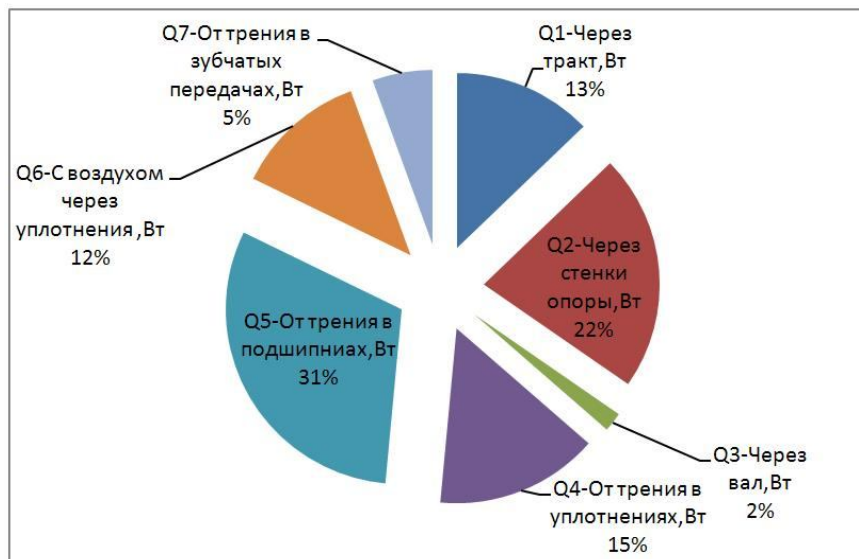


Рис. 8. Соотношение между составляющими количества тепла, вносимого в опору компрессора



Рис. 9. Изменение прокачки масла через опору компрессора для двух вариантов

### Литература

1. Фалалеев, С.В. Торцовые бесконтактные уплотнения двигателей летательных аппаратов [Текст]: учеб. пособие / С.В. Фалалеев, Д.Е. Чегодаев. – М.: Изд-во МАИ, 1998. – 276 с.
2. Flouros, M. The impact of oil and sealing air flow, chamber pressure, rotor speed, and axial load on

*the power consumption in an aeroengine bearing chamber [Text]/ M. Flouros // Transactions of the ASME. – January 2005. – Vol. 127. – P. 182-186.*

3. Трянов, А.Е. О тепловой защите масляных полостей опор создаваемых ГТД [Текст]/ А.Е. Трянов, О.А. Гришианов, А.С. Виноградов // Вестник СГАУ. – Самара, 2009. – №3. – Ч.1. – С. 318-329.

Поступила в редакцию 22.05.2012

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф., зав. кафедры ТДЛА В.Н. Матвеев, Самарский государственный аэрокосмический университет им. академика С.П. Королева (НИУ), Самара.

### ОСОБЛИВОСТІ ПРОЕКТУВАННЯ УЩІЛЬНЕНЬ У СКЛАДІ СИСТЕМ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ

*О.С. Виноградов, О.Ю. Тисарев, Р.Р. Бадиков*

У статті досліджено ущільнення опори авіаційного двигуна з врахуванням взаємного впливу його герметичності на параметри внутрішньої повітряної системи двигуна і системи мащення. Розроблено методику розрахунку герметичності ущільнення, яка пов'язує термогазодинамічний розрахунок двигуна, гідравлічний розрахунок повітряних потоків та структурний розрахунок деформацій деталей. Визначено основні джерела тепла, яке поступає в опору, їхні кількісні значення і відсоткові співвідношення для компресора і турбіни. На підставі відомої величини допустимого підігрівання масла розраховано необхідну герметичність ущільнення.

**Ключові слова:** опора ротора авіаційного двигуна, ущільнення опори, методика розрахунку ущільнення.

### PECULIARITIES OF RETAINER DESIGN AS A PART OF AIR-ENGINE SYSTEMS

*A.S Vinogradov, A.Y. Tisarev, R.R. Badykov*

In this article there is being studied the retainer of air-engine rotor bracket in consideration with cross impact of leak-proofness on both parameters of internal engine air system and lubricant system. There is developed the methodology of computing of retainer leak-proofness, which is joining thermo-gasdynamic calculation, hydraulic calculation of airflows and structured analysis of engine elements deformation. There were estimated main sources of the heat that enters the bearing part, its quantitative meaning and per cent composition for the compressor and turbine. There are also made calculations of required leak-proofness of retainer which are based upon the known quantity permissible level of oil heating up.

**Key words:** rotor bracket of air-engine, bearing part retainer, methodology of computing of retainer leakproofness.

**Виноградов Александр Сергеевич** – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королева (НИУ), Самара, e-mail: a.s.vinogradov@list.ru.

**Тисарев Андрей Юрьевич** – аспирант кафедры конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королева (НИУ), Самара, e-mail: kipdla@ssau.ru.

**Бадиков Ренат Раисович** – магистрант факультета двигателей летательных аппаратов Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королева (НИУ), Самара, e-mail: renatbadykov@gmail.com.