

Влияние температурных деформаций на зазор в уплотнении турбины турбонасосного агрегата жидкостного ракетного двигателя

Иванов А.В.^{1,2}

¹ АО «НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко», г. Химки

² ФГБУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», г. Москва

e-mail: iav308@inbox.ru

Уплотнения – один из основных элементов конструкции турбонасосного агрегата жидкостного ракетного двигателя, влияющих на его работоспособность и экономичность. Влияние температурных деформаций на зазор в уплотнении турбины определяется циклограммой работы двигателя и применяемыми конструкционными материалами. Изменение теплового состояния конструкции приводит к существенным температурным деформациям конструкции и, как следствие, к изменению характеристик уплотнения и параметров турбины. В статье приведены результаты расчетных исследований, показывающие, что температурные деформации оказывают существенное влияние на зазор в бесконтактном уплотнении турбины турбонасосного агрегата жидкостного ракетного двигателя. Установлено, что при анализе влияния термических деформаций необходимо учитывать скорость изменения теплового состояния элементов уплотнения, разность температур между ними при изменении режима работы.

Ключевые слова: жидкостный ракетный двигатель, турбонасосный агрегат, турбина, уплотнение, температурная деформация, зазор

The influence of thermal deformations on clearance in a turbine seal of a liquid rocket engine's turbopump

Ivanov A.V.^{1,2}

¹ NPO Energomash named after academician V.P. Glushko, Khimki

² Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow

Seals are one of the main structural elements of a liquid rocket engine's turbopump, affecting its performance and efficiency. The effect of thermal deformations on the turbine seal clearance is determined by the cycle diagram of the engine's operation and used structural materials. A change in the structure's thermal state causes significant thermal deformations, which affect sealing characteristics and turbine parameters. The article presents the results of computational studies showing that thermal deformations have a significant effect on the clearance in the non-contact turbine sealing of a liquid rocket engine's turbopump. It is established that when analyzing the influence of thermal deformations, the rate of change in the thermal state of sealing elements and the temperature difference between them must be considered during change in the operating mode.

Keywords: liquid rocket engine, turbopump, turbine, seal, thermal deformation, clearance

Введение

Уплотнение – один из основных элементов конструкции турбонасосного агрегата (ТНА) жидкостного ракетного двигателя (ЖРД), влияющих на его работоспособность и экономичность. Для применяемых в ТНА уплотнений необходимо на всех режимах работы знать:

– величину рабочего радиального уплотнительного зазора (δR_p), необходимую для расчета расходной (объемной) составляющей КПД;

– величину минимального гарантированного радиального зазора (δR_{\min}), которая для всех режимов работы бесконтактных уплотнений должна быть положительной;

– глубину врезания ($\delta R_{вр}$), для прирабатывающихся уплотнений характеризующую условия контактного взаимодействия ротора и статора.

Рабочий зазор определяется силовыми и термическими деформациями роторного и статорного элементов уплотнения, а минимальный гарантированный зазор – их смещениями от номинального расположения: технологическими смещениями – несоосностью и непараллельностью сопрягаемых деталей, перпендикулярностью сопрягаемых торцов относительно посадочных поверхностей, зазорами по посадкам и др.; монтажными смещениями – деформациями при монтаже крепежных элементов, сопрягаемых агрегатов и трубопроводов, поводками при выполнении замыкающих сварных швов и т.п. В высокотемпературных турбинах ТНА ЖРД основное влияние на величину зазора оказывают температурные деформации элементов конструкции на стационарных и переходных режимах работы.

Общие сведения о температурных деформациях уплотнений турбин

Влияние температурных деформаций на зазор в надбандажном уплотнении турбины – уплотнении по наружному диаметру рабочего колеса – определяется циклограммой работы двигателя и применяемыми конструкционными материалами. Величину зазора в уплотнении турбины с учетом температурных деформаций необходимо определять независимо от типа применяемого уплотнения: бесконтактного и прирабатывающегося с местной или круговой выработкой (рис. 1 и рис. 2) [1; 2].

При работе турбин, в процессе их запуска, происходит нагревание конструкции от комнатной температуры, для двигателей, работающих на высококипящих компонентах топлива, или криогенной температуры, для двигателей, работающих на криогенных компонентах топлива и подвергающихся предварительному захлаживанию конструкции, до температуры газа на выходе газогенератора. Изменение теплового состояния конструкции приводит к существенным температурным деформациям – изменению размеров роторного и статорного элементов уплотнения (рис. 3,а). Вследствие неравно-

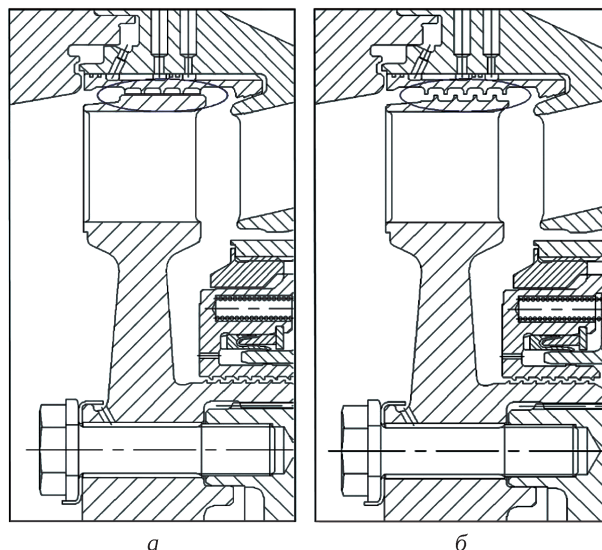


Рис. 1. Радиальное надбандажное лабиринтное уплотнение гребешкового типа:
а – одностороннее прирабатывающееся;
б – двустороннее бесконтактное

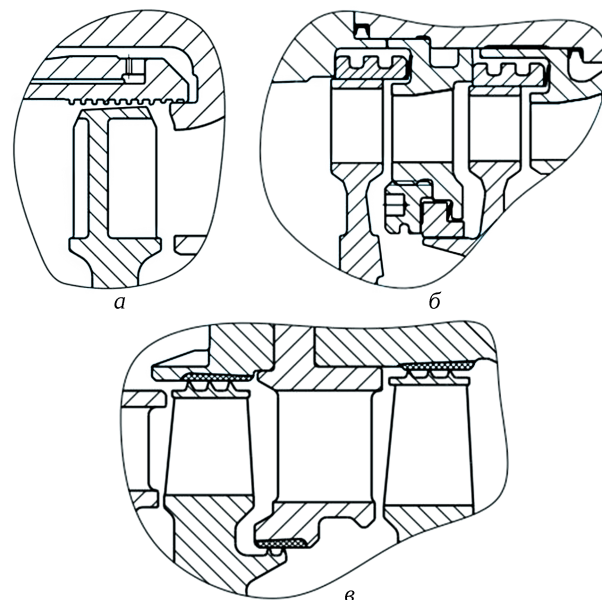


Рис. 2. Варианты надбандажных уплотнений турбин:
а – лабиринтно-винтовое бесконтактное;
б – бесконтактное с полуподвижными кольцами;
в – лабиринтное прирабатывающееся

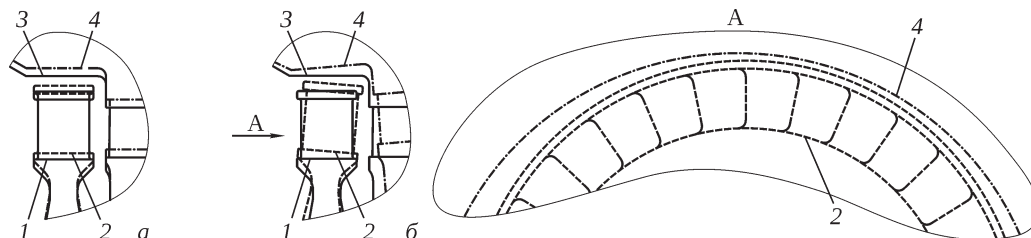


Рис. 3. Уплотнение турбины в исходном и деформированном состоянии:
а – осесимметричная деформация; б – неосесимметричная деформация; 1 – роторный элемент в исходном состоянии;
2 – роторный элемент в деформированном состоянии; 3 – статорный элемент в исходном состоянии;
4 – статорный элемент в деформированном состоянии

мерности и несимметричности деформаций, смещений, изгибов роторный и статорный элементы уплотнения турбины, как правило, деформируются неосесимметрично (рис. 3,б), что ведет к взаимному перекосу осей элементов уплотнения и изменению зазора в радиальном и осевом направлении. Это связано с двумя основными факторами: несимметричностью конструкции, что в первую очередь относится к статорному элементу уплотнения, и неоднородностью поля температуры, вызванной ее снижением при течении в тракте турбины, утечками из насоса в турбину, что вызывает существенные осевые деформации рабочего колеса из-за попадания на диск холодных утечек (так называемый «зонтичный эффект»). Из-за деформаций изменяются распределение давления в уплотнительном зазоре, динамические и расходные характеристики уплотнения. Так как тепловое состояние и деформации зависят от циклограммы работы двигателя, при проектировании турбин ТНА ЖРД необходимо учитывать влияние температурных деформаций на величину и динамику изменения радиального зазора на стационарных и переходных режимах работы, особенно при запуске и останове.

Методы расчета влияния температурных деформаций на зазор

В общем случае рабочий зазор – разность монтажного зазора, определенного как полуразность измеренных

в процессе сборки при нормальных условиях диаметров элементов уплотнения, и их деформаций от воздействия силовых и температурных факторов, а минимальный гарантированный зазор – разность между рабочим зазором и суммарными радиальными монтажными и технологическими смещениями роторного и статорного элементов уплотнения от номинального расположения. Факторы, влияющие на зазор в уплотнении, приведены на рис. 4. В связи с несимметричностью деформаций в осевом направлении при определении радиального зазора нельзя ограничиваться только одной расчетной точкой, необходимо рассчитать зазор в нескольких точках по длине уплотнения, как минимум на его входе и выходе, а из-за несимметричности деформаций в окружном направлении необходимо рассчитать зазор в сечениях, перпендикулярных оси вращения и проходящих через точки расчета зазора по длине уплотнения.

При расчете величины зазора полагаем, что все значащие факторы подчиняются принципу суперпозиции, т.е. итоговая величина зазора в уплотнении есть сумма составляющих – деформаций и смещений, определенных по отдельности. Использование принципа суперпозиции позволяет, с одной стороны, выявить факторы, оказывающие наибольшее влияние на зазор, а с другой – разработать мероприятия по снижению их отрицательного и повышению положительного влияния. Обобщенные зависимости для расчета зазора:

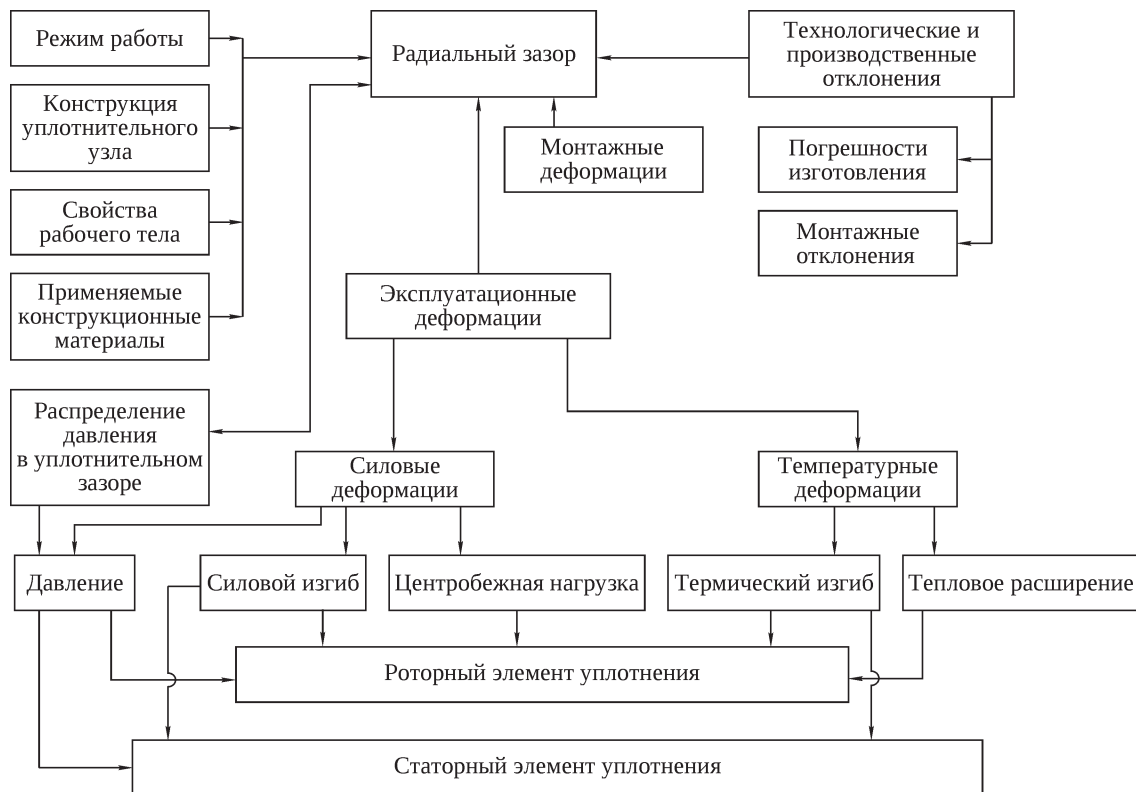


Рис. 4. Факторы, влияющие на зазор в уплотнении

$$\begin{aligned} \delta R_p &= \delta R_m - \delta R_d; \\ \delta R_d &= \delta R_{\text{сил}} + \delta R_T; \\ \delta R_{\text{сил}} &= \delta R_{\text{сил}}^{\text{ст}} + \delta R_{\text{сил}}^{\text{рот}}; \\ \delta R_{\text{сил}}^{\text{ст}} &= \delta R_{\Delta p}^{\text{ст}} + \delta R_{\text{монт}}^{\text{ст}}; \\ \delta R_{\text{сил}}^{\text{рот}} &= \delta R_{\Delta p}^{\text{рот}} + \delta R_{\text{ЦС}}^{\text{рот}}; \\ \delta R_T &= \delta R_T^{\text{ст}} + \delta R_T^{\text{рот}}; \\ \delta R_{\text{мин}} &= \delta R_p - \delta R_E, \end{aligned}$$

где δR_p – радиальный рабочий зазор в уплотнении; δR_m – радиальный монтажный зазор в уплотнении; δR_d – суммарные деформации роторного и статорного элементов уплотнения; $\delta R_{\text{сил}}$ – радиальные силовые деформации элементов уплотнения; δR_T – радиальные термические деформации элементов уплотнения; $\delta R_{\text{сил}}^{\text{ст}}$, $\delta R_{\text{сил}}^{\text{рот}}$ – радиальные силовые деформации статорного и роторного элементов уплотнения; $\delta R_{\Delta p}^{\text{ст}}$, $\delta R_{\Delta p}^{\text{рот}}$ – радиальные силовые деформации статорного и роторного элементов уплотнения под действием перепада давления на уплотнении; $\delta R_{\text{монт}}^{\text{ст}}$ – радиальные силовые деформации статорного элемента уплотнения под действием монтажных напряжений, вызванных воздействием на элементы конструкции усилий при сборке и эксплуатации агрегата и двигателя; $\delta R_{\text{ЦС}}^{\text{рот}}$ – радиальные силовые деформации роторного элемента уплотнения под действием центробежных сил; $\delta R_T^{\text{ст}}$, $\delta R_T^{\text{рот}}$ – радиальные термические деформации статорного и роторного элементов уплотнения; $\delta R_{\text{мин}}$ – минимальный гарантированный зазор в уплотнении; δR_E – суммарные смещения уплотнительных поверхностей роторного и статорного элементов от номинального расположения.

Кроме абсолютных значений, при расчете необходимо учитывать направление деформаций роторного

и статорного элементов уплотнения. Если силовая или температурная деформация ведет к уменьшению зазора, то ее следует учитывать со знаком «+», если деформация ведет к увеличению зазора – со знаком «-». Например, при расчете термических деформаций элементов конструкции турбины изменение размеров статорного элемента уплотнения ведет к увеличению уплотнительного зазора, а изменение размеров роторного элемента – к его уменьшению и зависимость для их расчета примет вид

$$\delta R_T = (-\delta R_T^{\text{ст}}) + \delta R_T^{\text{рот}} = -\delta R_T^{\text{ст}} + \delta R_T^{\text{рот}}.$$

Термические деформации оцениваются с использованием физических характеристик применяемых материалов – температурного коэффициента линейного расширения с учетом изменения температуры при работе по сравнению с температурой при сборке.

Выбрав материал роторного и статорного элементов уплотнения, зная его физические характеристики и условия работы, радиальные термические деформации можно определить в общем случае как:

$$\delta R_T = R_{\text{ст}} \int_{T_{\text{сб}}^{\text{ст}}}^{T_p^{\text{ст}}} \alpha_{\text{ст}}(T) dT - R_{\text{рот}} \int_{T_{\text{сб}}^{\text{рот}}}^{T_p^{\text{рот}}} \alpha_{\text{рот}}(T) dT,$$

где $R_{\text{ст}}$ – радиус уплотнительного элемента статорной части уплотнения, в данном случае под статорной частью уплотнения понимается часть статора, влияющая на зазор в уплотнении, для уплотнения турбины – корпус турбины; $R_{\text{рот}}$ – радиус уплотнительного элемента роторной части уплотнения, в данном случае под роторной частью уплотнения понимается часть ротора, влияющая на зазор в уплотнении, для уплотнения рабочего колеса турбины – диск с лопатками и бандажом;

Таблица. Зависимости, аппроксимирующие значения температурных коэффициентов линейного расширения

Материал	Аппроксимирующая зависимость $\alpha \cdot 10^6, \text{K}^{-1}$
07X25H16AG6Ф (ЭП750)	$\alpha_{\text{ЭП750}} = -9,722 \cdot 10^{-16} T^6 + 4,551 \cdot 10^{-12} T^5 - 8,618 \cdot 10^{-9} T^4 + 8,425 \cdot 10^{-6} T^3 - 4,471 \cdot 10^{-3} T^2 + 1,223 T - 118,607$
ХН43БМТЮ (ЭП915)	$\alpha_{\text{ЭП915}} = -4,451 \cdot 10^{-11} T^4 + 1,254 \cdot 10^{-7} T^3 - 1,304 \cdot 10^{-4} T^2 + 6,521 \cdot 10^{-2} T + 0,549$
ХН51КВМТЮБ (ЭП741НП)	$\alpha_{\text{ЭП741НП}} = 5,281 \cdot 10^{-14} T^5 - 1,88 \cdot 10^{-10} T^4 + 2,539 \cdot 10^{-7} T^3 - 1,599 \cdot 10^{-4} T^2 + 4,94 \cdot 10^{-2} T + 5,589$
ХН54КВМТЮБ (ЭП962П)	$\alpha_{\text{ЭП962П}} = -3,333 \cdot 10^{-14} T^5 + 1,497 \cdot 10^{-10} T^4 - 2,436 \cdot 10^{-7} T^3 + 1,769 \cdot 10^{-4} T^2 - 5,267 \cdot 10^{-2} T + 16,599$
ХН58МБЮ (ЭК61)	$\alpha_{\text{ЭК61}} = -6,676 \cdot 10^{-11} T^4 + 2,792 \cdot 10^{-7} T^3 - 4,075 \cdot 10^{-4} T^2 + 0,253 T - 41,136$
ХН60КМЮБВТФ (ЭП962)	$\alpha_{\text{ЭП962}} = 2,500 \cdot 10^{-13} T^5 - 9,563 \cdot 10^{-10} T^4 + 1,436 \cdot 10^{-6} T^3 - 1,057 \cdot 10^{-3} T^2 + 0,386 T - 43,464$
ХН65ВБ (ЭК64)	$\alpha_{\text{ЭК64}} = -1,748 \cdot 10^{-12} T^4 + 5,755 \cdot 10^{-9} T^3 - 5,837 \cdot 10^{-6} T^2 + 6,782 \cdot 10^{-3} T + 11,243$
ХН67МВТЮ (ЭП202)	$\alpha_{\text{ЭП202}} = -1,023 \cdot 10^{-13} T^5 + 4,371 \cdot 10^{-10} T^4 - 7,030 \cdot 10^{-7} T^3 + 5,332 \cdot 10^{-4} T^2 - 0,185 T + 35,423$
ХН77ТЮР (ЭИ437Б)	$\alpha_{\text{ЭИ437Б}} = 1,411 \cdot 10^{-11} T^4 - 4,457 \cdot 10^{-8} T^3 + 5,149 \cdot 10^{-5} T^2 - 2,138 \cdot 10^{-2} T + 15,551$
ХН55МБЮ (ЭП666)	$\alpha_{\text{ЭП666}} = -3,69 \cdot 10^{-11} T^4 + 1,04 \cdot 10^{-7} T^3 - 9,809 \cdot 10^{-5} T^2 + 3,749 \cdot 10^{-2} T + 9,285$

$\alpha_{ст}$, $\alpha_{рот}$ – температурные коэффициенты линейного расширения материала статорного и роторного элементов уплотнения; $T_{сб}^{ст}$, $T_p^{ст}$ – температура статорного элемента уплотнения при сборке и работе; $T_{сб}^{рот}$, $T_p^{рот}$ – температура роторного элемента уплотнения при сборке и работе.

Рассмотрим влияние температурных деформаций на величину зазора в уплотнении для различных сочетаний материалов, скорости изменения температуры роторного и статорного элементов уплотнения. При анализе будем использовать данные о температурных коэффициентах линейного расширения материалов, наиболее распространенных в ТНА ЖРД:

- стали 07Х25Н16АГ6Ф (ЭП750) [2];
- железоникелевого сплава ХН43БМТЮ (ЭП915) [2];
- никелевых сплавов ХН55МБЮ (ЭП666), ХН58МБЮ (ЭК61) [2], ХН51КВМТЮБ (ЭП741НП) [3], ХН77ТЮР (ЭИ437Б) [4], ХН65ВБ (ЭК64) [2], ХН67МВТЮ (ЭП202) [5], ХН60КМЮБВТФ (ЭП962) [6], ХН54КВМТЮБ (ЭП962П) [7].

Так как данные о коэффициентах линейного расширения, полученные экспериментально, – дискретные значения с интервалом, как правило, 50...100 К, для дальнейших исследований потребуется их аппроксимация. Аппроксимацию для всех материалов, кроме ЭП741НП и ЭП666, проведем в температурном диапазоне 350...1200 К, для ЭП741НП и ЭП666 – в диапазоне 77...1200 К (таблица).

Процессы изменения параметров при запуске и останове характеризуются высокой скоростью изменения теплового состояния элементов конструкции, при этом из-за разности толщины и массы конструктивных элементов, коэффициентов теплопроводности применяемых материалов термические деформации роторного и статорного элементов надбандажного уплотнения турбины ТНА могут существенно различаться. При запуске ТНА в составе двигателя в зависимости от сочетания свойств материалов, конструктивных особенностей и скорости изменения температуры могут реализоваться следующие ситуации:

- роторный и статорный элементы прогреваются одновременно;
- роторный элемент прогревается быстрее статорного;
- роторный элемент прогревается медленнее статорного.

Аналогично при останове с учетом скорости изменения температуры могут реализоваться следующие ситуации:

- роторный и статорный элемент остывают одновременно;
- роторный элемент остывает быстрее статорного;

– роторный элемент остывает медленнее статорного.

Для турбин ТНА, расположенных рядом с криогенными насосами, например насосом жидкого кислорода (рис. 5) или водорода (рис. 6), положение осложняется: при запуске – предстартовым захлаживанием конструкции, а при останове – интенсивными утечками холодного компонента из полости насоса в полость турбины, что приводит к существенному температурному градиенту. Дополнительно к расчету зазоров при запуске, останове, на переходных и стационарных режимах работы должна быть проанализирована и исключена возможность заклинивания уплотнения при захлаживании из-за обжатия роторного элемента уплотнения статорным.

Для номинального режима величины рабочего и минимального гарантированного зазоров, необходимые

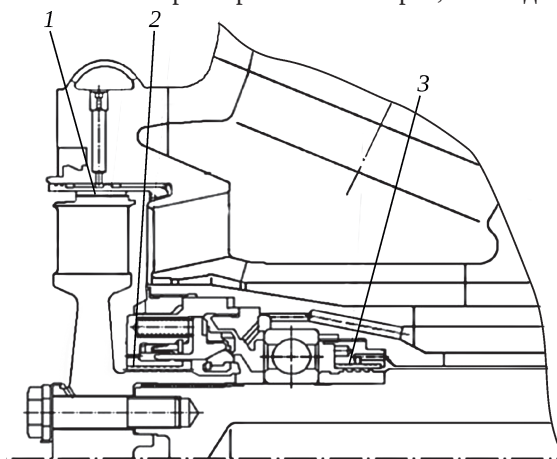


Рис. 5. Конструктивная схема кислородного насоса с турбиной:

- 1 – уплотнение турбины; 2 – уплотнение между турбиной и насосом; 3 – уплотнение подшипника

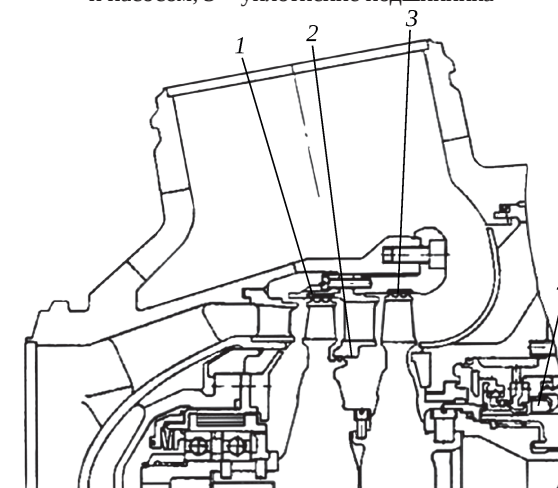


Рис. 6. Конструктивная схема водородного насоса с турбиной:

- 1–3 – уплотнения турбины; 4 – уплотнение между турбиной и насосом

для обеспечения экономичности турбины и исключения касания, получают путем выбора монтажного зазора с учетом всех воздействующих факторов, включая силовые и температурные деформации, монтажные и технологические смещения.

Анализ расчетных исследований теплового состояния конструкций ТНА ЖРД, их верификация с использованием данных, полученных при огневых испытаниях двигателей, показывают, что разность температур между роторным и статорным элементами уплотнения как при запуске, так и при останове достигает 50...300 К, в процессе запуска рабочее колесо турбины (т.е. роторный элемент уплотнения) прогревается быстрее, чем ее корпус, а в процессе останова из-за меньшей массы быстрее остывает. С учетом того, что время запуска ЖРД не превышает 0,8...4,0 с, время достижения стационарного теплового состояния (одинаковой температуры роторного и статорного элементов уплотнения) существенно больше времени запуска и составляет от 5 до 30 с в зависимости от размерности двигателя.

При проведении анализа изменения зазоров используем понятие относительного радиального зазора в уплотнении ($\delta\bar{R}_p = \delta R_p / R_{рот}$). Для большинства бесконтактных уплотнений турбин ТНА ЖРД его величина находится в диапазоне 0,001...0,015. Кроме относительного радиального зазора, при анализе будем использовать понятия относительного радиуса уплотнительной поверхности роторного ($\bar{R}_{рот} = R_p^{рот} / R_{сб}^{рот}$) и статорного ($\bar{R}_{ст} = R_p^{ст} / R_{сб}^{ст}$) элементов уплотнения ($R_p^{рот}$, $R_{сб}^{рот}$ – радиус роторного элемента уплотнения при работе и сборке; $R_p^{ст}$, $R_{сб}^{ст}$ – радиус статорного элемента уплотнения при работе и сборке).

Результаты исследования

На рис. 7 и рис. 8 для различных материалов показано изменение относительного радиуса роторного и статорного элементов уплотнения в процессе нагрева от комнатной до рабочей температуры ($\delta\bar{R}_p = 0,005$). По этим данным видно, что величину зазора надо выбирать с проведением всестороннего анализа, так как ошибки в ее выборе могут привести к заклиниванию ротора при неравномерном прогреве элементов турбины.

Влияние темпа прогрева роторного и статорного элементов уплотнения, зависящее как от выбранных материалов, так и от конструктивного исполнения, проиллюстрируем на примере узла турбины, в котором роторный элемент уплотнения изготовлен из сплава ЭП741НП, а статорный – из сплава ЭП666, для которых имеются данные о температурных коэффициентах линейного расширения как для криогенных, так и для повышенных температур [2; 3; 8]. Рассмотрим три случая сочетания скоростей прогрева предварительно захо-

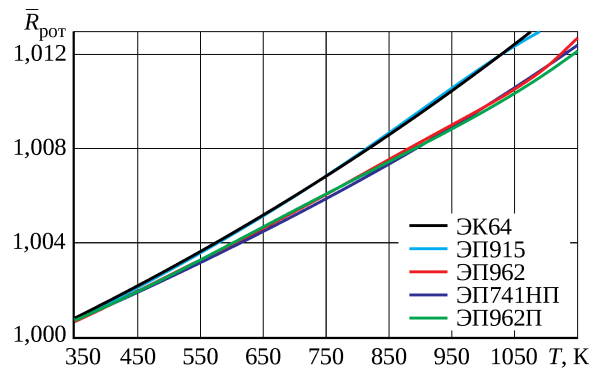


Рис. 7. Изменение относительного радиуса уплотнительной поверхности ротора

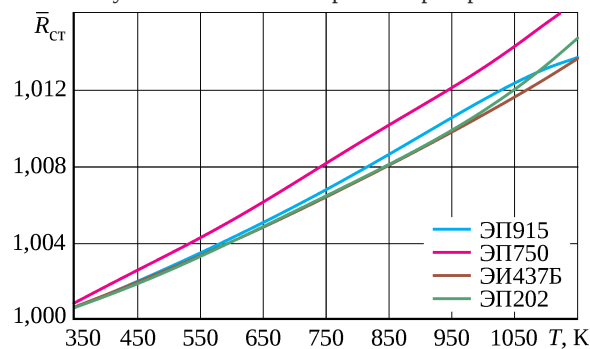


Рис. 8. Изменение относительного радиуса уплотнительной поверхности статора

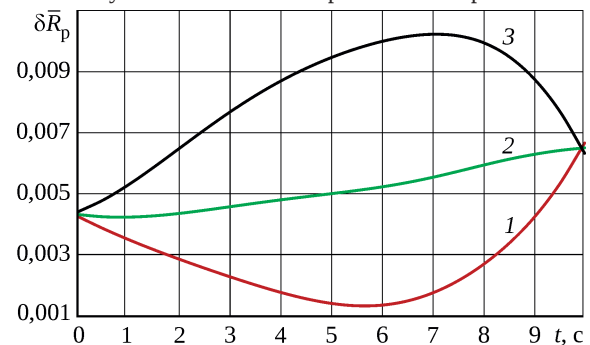


Рис. 9. Изменение относительного радиального зазора в уплотнении для разного темпа прогрева конструкции: 1 – ротор прогревается быстрее; 2 – одновременный прогрев; 3 – статор прогревается быстрее

ложенных элементов конструкции: роторный элемент прогревается быстрее статорного (такой случай характерен для достаточно массивных и толстостенных корпусных элементов), роторный и статорный элементы прогреваются одновременно, роторный элемент прогревается медленнее статорного (такой случай характерен для тонкостенных корпусов или специальных конструкций уплотнений).

При расчете полагаем, что значение относительного монтажного зазора для комнатной температуры (293 К) – 0,005, конструкция предварительно захлажена до 90 К, рабочая температура конструкции составляет 1000 К, разница температур роторного и статорного элементов уплотнения в процессе запуска кратковре-

менно достигает 300 К, время достижения стационарного теплового состояния – 10 с.

По полученным результатам (рис. 9) видно, что при скорости изменения температуры конструкции, отличающейся для роторного и статорного элементов, возможно существенное уменьшение зазора по сравнению с его величиной при монтаже и работе на номинальном режиме, что может привести к контактному взаимодействию элементов уплотнения, их повреждению или разрушению. Таким образом, при проектировании турбин ТНА, анализе влияния зазоров на экономичность и обеспечении условия бесконтактной работы крайне важно учитывать не только значения термических деформаций, но и скорость изменения теплового

состояния конструкции, включая ее различие для роторного и статорного элементов.

Заключение

В статье приведены результаты расчетных исследований, показавших, что температурные деформации оказывают существенное влияние на зазор в бесконтактном уплотнении турбины турбонасосного агрегата ЖРД. В процессе анализа влияния термических деформаций необходимо учитывать скорость изменения теплового состояния элементов уплотнения, разность температур между ними в процессе выхода на стационарный тепловой режим или изменения режима работы.

Литература

1. Повышение эффективности и ресурса турбин турбонасосных агрегатов жидкостных ракетных двигателей при применении двусторонних радиальных лабиринтных уплотнений гребешкового типа / П.С. Левочкин, В.К. Чванов, В.С. Васильев, С.Ф. Тимушев // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 4. С. 81–92. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-4-81-92.
2. Коррозионностойкие, жаростойкие и высокопрочные стали и сплавы / А.П. Шлямнев, Т.В. Свистунова, Н.А. Сорокина, Б.С. Литвак, В.И. Столяров, Н.Н. Козлова, В.В. Русаненко, Ю.И. Русинович, Е.А. Кляцкина. М. : Проммет-сплав, 2008. 336 с.
3. Сплав ЭП741НП жаропрочный порошковый на никелевой основе // Inzgener-Info : справочник инженера. URL: <https://inzgener-info.ru/razdely/materialy/zharoprochnye-stali-i-splavy/splavy-na-nikelevoj-osnove/zharoprochnye-splav-ep741np-zharoprochnyj-poroshkovyj-na-nikelevoj-osnove.html>.
4. Масленков С.Б., Масленкова Е.А. Стали и сплавы для высоких температур : справочник : в 2 кн. М. : Металлургия, 1991. Кн. 2. 832 с.
5. Масленков С.Б. Жаропрочные стали и сплавы : справочник. М. : Металлургия, 1983. 192 с.
6. Сплав ЭП962 (ХН60КМЮБВТФ, ВЖ122) жаропрочный на никелевой основе // Inzgener-Info : справочник инженера. URL: <https://inzgener-info.ru/razdely/materialy/zharoprochnye-stali-i-splavy/splavy-na-nikelevoj-osnove/zharoprochnye-splav-ep962-khn60kmyubvtf-vzh122-zharoprochnyj-poroshkovyj-na-nikelevoj-osnove.html>.
7. Сплав ЭП962П жаропрочный порошковый на никелевой основе // Inzgener-Info : справочник инженера. URL: <https://inzgener-info.ru/razdely/materialy/zharoprochnye-stali-i-splavy/splavy-na-nikelevoj-osnove/zharoprochnye-splav-ep962p-zharoprochnyj-poroshkovyj-na-nikelevoj-osnove.html>.
8. Новицкий Л.А., Кожевников И.Г. Теплофизические свойства материалов при низких температурах : справочник. М. : Машиностроение, 1975. 216 с.

References

1. Levochkin P.S., Chvanov V.K., Vasiliev V.S., Timushev S.F. Proposals for improving the efficiency and service life of the turbines of turbo-pump assemblies in liquid-propellant rocket engines by using double-sided crest-type radial labyrinth seals. Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaja tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie [Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering]. 2018. Vol. 17, no. 4. P. 81–92. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-4-81-92.
2. Shliamnev A.P., Svistunova T.V., Sorokina N.A., Litvak B.S., Stoliarov V.I., Kozlova N.N., Rusanenko V.V., Rusinovich Iu.I., Kliatskina E.A. Korroziionnostoikie, zharostoikie i vysokoprochnye stali i splavy [Corrosion-resistant, heat-resistant and high-strength steels and alloys]. Moscow: Prommetsplav, 2008. 336 p.
3. Splav EP741NP zharoprochnyi poroshkovyi na nikelvoi osnove [EP741NP heat-resistant nickel-based powder alloy]. Inzgener-Info: spravochnik inzhenera [Inzhener-Info: engineer's handbook]. URL: <https://inzgener-info.ru/razdely/materialy/zharoprochnye-stali-i-splavy/splavy-na-nikelevoj-osnove/zharoprochnye-splav-ep741np-zharoprochnyj-poroshkovyj-na-nikelevoj-osnove.html>.

-
4. Maslenkov S.B., Maslenkova E.A. Stali i splavy dlia vysokikh temperatur: spravochnik [Steels and alloys for high temperatures: handbook]. In 2 books. Moscow: Metallurgy, 1991. Book 2. 832 p.
 5. Maslenkov S.B. Zharoprochnye stali i slavy: spravochnik [Heat-resistant steel and alloys: handbook]. Moscow: Metallurgy, 1983. 192 p.
 6. Splav EP962 (KhN60KMJuBVTf, VZh122) zharoprochnyi na nikelevoi osnove [Heat-resistant nickel-based alloy EP962 (HN60KMJUBVTF, VJ122)]. Inzgener-Info: spravochnik inzhenera [Inzhener-Info: engineer's handbook]. URL: <https://inzhener-info.ru/razdely/materialy/zharoprochnye-stali-i-splavy/splavy-na-nikelevoj-osnove/zharoprochnye/splav-ep962-khn60kmyubvtf-vzh122-zharoprochnyj-poroshkovyj-na-nikelevoj-osnove.html>.
 7. Splav EP962P zharoprochnyi poroshkovyi na nikelevoi osnove [Heat-resistant nickel-based powder alloy EP962P]. Inzgener-Info: spravochnik inzhenera [Inzhener-Info: engineer's handbook]. URL: <https://inzhener-info.ru/razdely/materialy/zharoprochnye-stali-i-splavy/splavy-na-nikelevoj-osnove/zharoprochnye/splav-ep962p-zharoprochnyj-poroshkovyj-na-nikelevoj-osnove.html>.
 8. Novitskii L.A., Kozhevnikov I.G. Teplofizicheskie svoistva materialov pri nizkikh temperaturakh: spravochnik [Thermophysical properties of materials at low temperatures: handbook]. Moscow: Mechanical Engineering, 1975. 216 p.

Материалы получены редакцией 28.10.2021