

Профилирование поверхности уплотняющей вставки соплового аппарата осевой турбины с регулируемым сопловым аппаратом

© А.А. Шеметовец¹, В.Г. Нестеренко²

¹ОКБ им. А. Люльки — филиал ПАО «ОДК-УМПО»,
Москва, 129301, Российская Федерация

²Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, 125993, Российская Федерация

Представлена проблема падения мощности газотурбинных двигателей и газотурбинных установок при повышении температуры воздуха (падения плотности воздуха) на входе. Для ее решения выбрано изменение при работе установки проходного сечения соплового аппарата турбины. Рассмотрено наиболее близкое запатентованное решение и указаны его недостатки. Выполнен анализ конструкции регулируемого соплового аппарата реального прототипа. Предложен вариант конструкции ступени осевой турбины с регулируемым сопловым аппаратом. Этот вариант включает в себя конструктивно-силовую схему, содержащую способ закрепления поворотной лопатки в проточной части и профилирование поверхностей, контактных с лопаткой. Полученный профиль поверхности позволяет избежать появления радиального зазора в соединении пера поворотной лопатки и конической (диффузорной) части статора. Предложенная конструкция визуализирована с помощью трехмерного моделирования.

Ключевые слова: трехмерная модель, осевая турбина, регулируемый сопловый аппарат, угол установки профиля, вставка, радиальный зазор

Введение. В ряде областей применения газотурбинных двигателей (ГТД) летательных аппаратов и промышленных газотурбинных установок (ГТУ) целесообразно изменять проходную площадь соплового аппарата (СА) турбин турбокомпрессора и силовых турбин привода путем поворота их сопловых лопаток, для того чтобы регулировать расход рабочего тела через силовую установку [1]. Это становится особенно важным при высокой температуре на входе в двигатель, например, в жаркую погоду, когда мощность и КПД [2] силовой установки падают, вследствие чего ее приходится изготавливать большого веса и значительных габаритных размеров, чтобы обеспечить выходную мощность на потребном уровне.

В зависимости, представленной на рис. 1, четко видна тенденция к снижению мощности ГТУ с постоянной геометрией проточной части турбины, вызванная сокращением массового расхода рабочего тела (с уменьшением плотности) при повышении температуры на входе, несмотря на увеличение из-за этого располагаемой работы. В комплекс мероприятий, компенсирующих потерю мощности, также входит

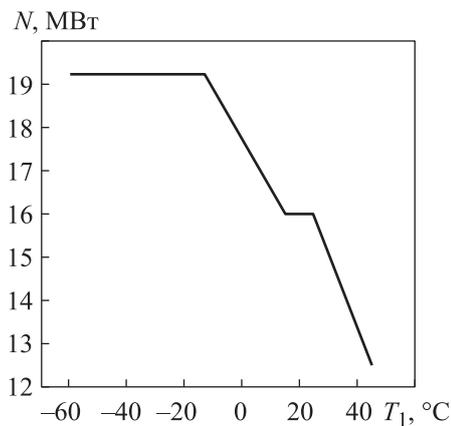


Рис. 1. Зависимость мощности N газотурбинной установки на 16 МВт от температуры воздуха на входе T_1 в нее

и изменение параметров регулирования, одним из которых является угол установки сопловых лопаток силовой турбины. Наиболее часто применяются схемы с двух- и трехступенчатыми силовыми турбинами. Однако обеспечить регулирование сразу нескольких ступеней технически сложно, так как сразу многократно возрастает трудоемкость производства турбины привода. Поэтому было решено считать наиболее эффективным осуществлять регулирование первой ступени [3].

При регулировании первой ступени СА меньше снижается КПД турбины относительно расчетного КПД по сравнению с регулированием до того же расхода за счет второй ступени (рис. 2). Следовательно, можно сделать вывод о целесообразности регулирования соплового аппарата первой ступени силовой турбины. В то же время при обеспечении возможности регулировать СА поворотом пера сопловой лопатки возникает проблема концевых потерь, связанных непосредственно с радиальным зазором, неизбежно появляющимся при подвижности лопатки в процессе регулирования. Эти потери обусловлены перетеканием газа через радиальный зазор из зоны с высоким давлением в зону с более низким — от вогнутой поверхности лопатки СА к выпуклой. Таким образом, чем уже зазор между торцами пера сопловой лопатки и обечайками, образующими проточную часть турбины, тем меньше потери КПД [3].

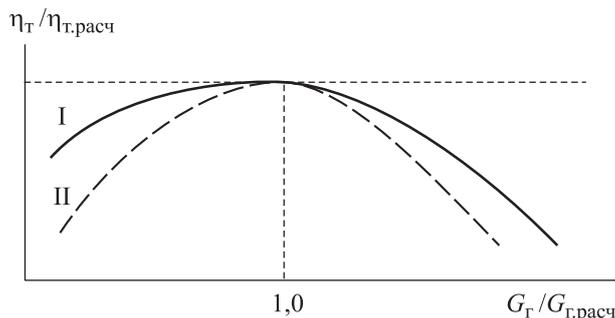


Рис. 2. Параметры двухступенчатой турбины:

$\eta_T^*/\eta_{T,расч}^*$ — отношение КПД при измененных углах установки лопаток к КПД при штатном угле установки; $G_T/G_{T,расч}$ — отношение расхода газа при измененных углах установки лопаток к расходу газа при штатном угле установки: I — регулируется сопловой аппарат первой ступени; II — регулируется сопловой аппарат второй ступени

Схема регулируемого соплового аппарата (РСА) [4], являющегося примером конструкции, позволяет развязать тепловые перемещения внутренней и наружной обечайек проточной части СА за счет изменения длины пера лопатки (рис. 3).

Следует, однако, признать, что проблема с радиальным зазором в таком случае решается лишь частично. При осевых относительных перемещениях обечайки периферии и обечайки корневого сечения зазоры требуется увеличить, для того чтобы предотвратить заклинивание поворотной лопатки. Кроме того, не указано решение проблемы увеличения радиальных зазоров при значительных перемещениях кромок поворотных лопаток, вызванных большим углом поворота при регулировании, а также цилиндрической формой обечайек статора. Поскольку поверхности касания имеют малые площади, т. е. фактически происходит касание в точке, и они расположены на наибольшем плече относительно оси поворота пера лопатки, в такой конструкции не обеспечивается надежное уплотнение между пером лопатки и обечайкой.

Схема изменения зазоров в регулируемом сопловом аппарате (РСА) показана на рис. 4. Стрелками на рисунке обозначено увеличение зазора, а знаками X отмечены места касания кромок пера лопатки о поверхности обечайек в случае их максимальных перемещений. Эти особенности приводят к вредным перетеканиям газа и потерям полезной работы в регулируемой ступени, а также к вероятности заклинивания лопатки при значительных перемещениях.

Примером практического применения регулируемой ступени осевой турбины может служить газотурбинная установка MS 5002 С на 16 МВт [5], где регулируется СА одноступенчатой силовой турбины. В этой установке проточная часть турбины образована двумя цилиндрическими обечайками, т. е. в таком СА нулевой угол раскрытия меридионального сечения этой части, что упрощает решение задачи уменьшения радиального зазора (рис. 5). Однако такая схема

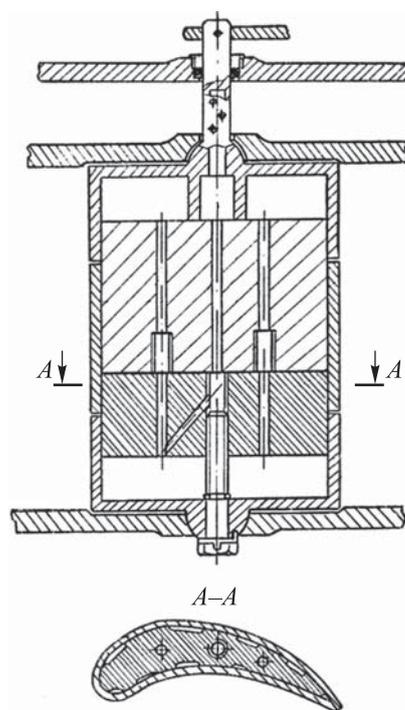


Рис. 3. Схема секционной лопатки, установленной в проточной части соплового аппарата, поворот которой осуществляется по сферическим поверхностям

не оптимальна [6] из-за того, что требуется снижение степени реактивности и возникают проблемы с отрывными явлениями [7]. К тому же многие отечественные силовые турбины уже имеют схему с постоянным диаметром внутренней обечайки [8, 9].

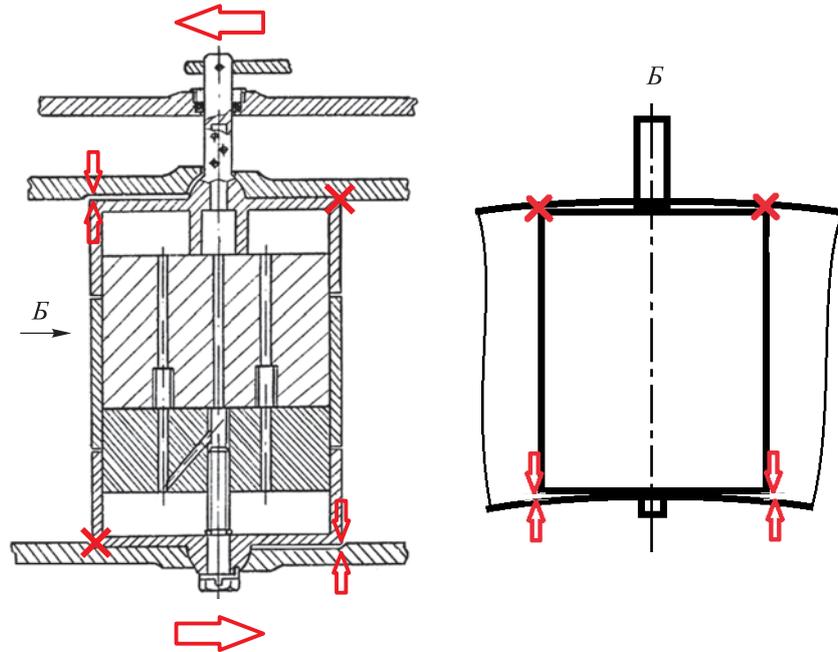


Рис. 4. Схема изменения зазоров в регулируемом сопловом аппарате РСА

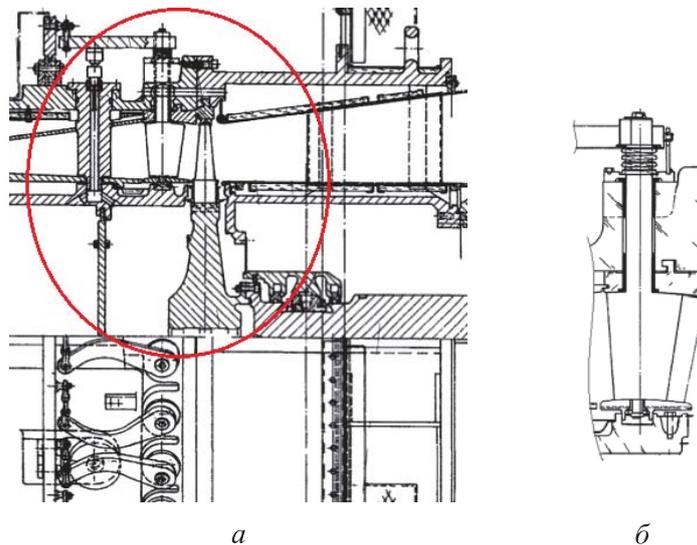


Рис. 5. Схема регулируемой силовой турбины ГТУ MS 5002 С на 16 МВт (а) и поворотной сопловой лопатки (б)

Основой далее в представленной работе принято утверждение о целесообразности рассмотренного выше регулирования, проверенного экспериментально на примере ГТУ PGT-10 [10], а также теоретически обусловленная возможность применения полученных результатов для улучшения характеристики ГТУ (см. рис. 1) введением нового параметра регулирования.

Цель данной работы — решение проблемы концевых потерь, связанных с изменением величины радиального зазора и возникающих при осуществлении регулирования, а также усугубляющихся неравномерными термическими расширениями и неточностью изготовления узла РСА.

Построение электронной геометрической модели. Форма проточной части, а также профили корневого и периферийного сечений модели сопловой лопатки аналогичны соответствующим элементам силовой турбины прототипа. Моделирование проводилось с помощью программного комплекса Siemens NX. На первом этапе была построена поверхность пера сопловой лопатки по двум наборам точек — координат профилей. Для обеспечения возможности регулирования путем поворота профиля нужно было задать ось этого поворота, а также точку поворота, на положение которой влияют густота решетки, размер хорды, толщина профиля и нагрузка от газового потока на профиль. Ось поворота перпендикулярна продольной оси турбины. Для выбранного прототипа вследствие большей длины, чем у лопаток турбины газогенератора, консольное закрепление лопатки недостаточно надежно. Цапфа, которая должна воспринимать часть нагрузки от газовых сил, показана на рис. 6. Замена цапфы центровочным отверстием не стала бы оптимальным решением из-за малой толщины профиля у корня. Форма проточной части у корневого сечения цилиндрическая, а поверхность, ограничивающая аэродинамический профиль лопатки у корня, — плоская, перпендикулярная цапфе. Поэтому радиальный зазор с такой плоскостью был устранен проведением полигональной обработки обечайки статора. Для наиболее полного перекрытия хода лопатки полигоном ее ось была смещена от радиального направления примерно на 0,3 от шага решетки, равного 14 мм.

Втулка, в которую монтируется цапфа сопловой лопатки, зажата кольцом статора, имеющим поперечный разъем (рис. 7). Подобная система крепления применяется в статоре компрессора высокого давления двигателя АЛ31Ф для закрепления регулируемых статорных лопаток первых ступеней. Новизна представленного решения заключается в наличии плоских граней на кольцах, а также в постоянном усилии, действующем вдоль оси поворота лопатки от периферии к корню, и прижимающем каждую сопловую лопатку к каждой из граней (см. рис. 7). Совокупность этих решений должна привести к уменьшению радиального зазора и связанных с ним потерь до минимальных значений.

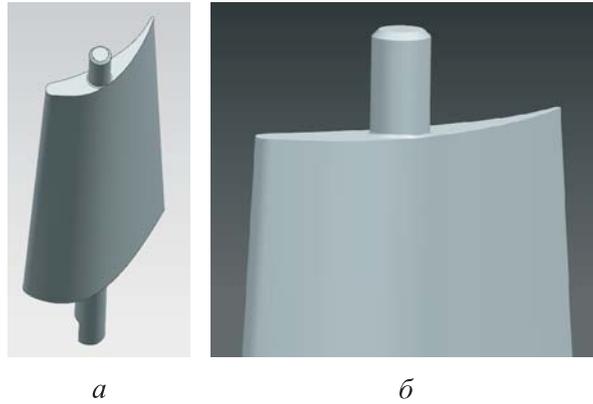


Рис. 6. Общий вид корневой цапфы, которая должна воспринимать часть нагрузки от газовых сил, сбоку (а) и прямо (б)

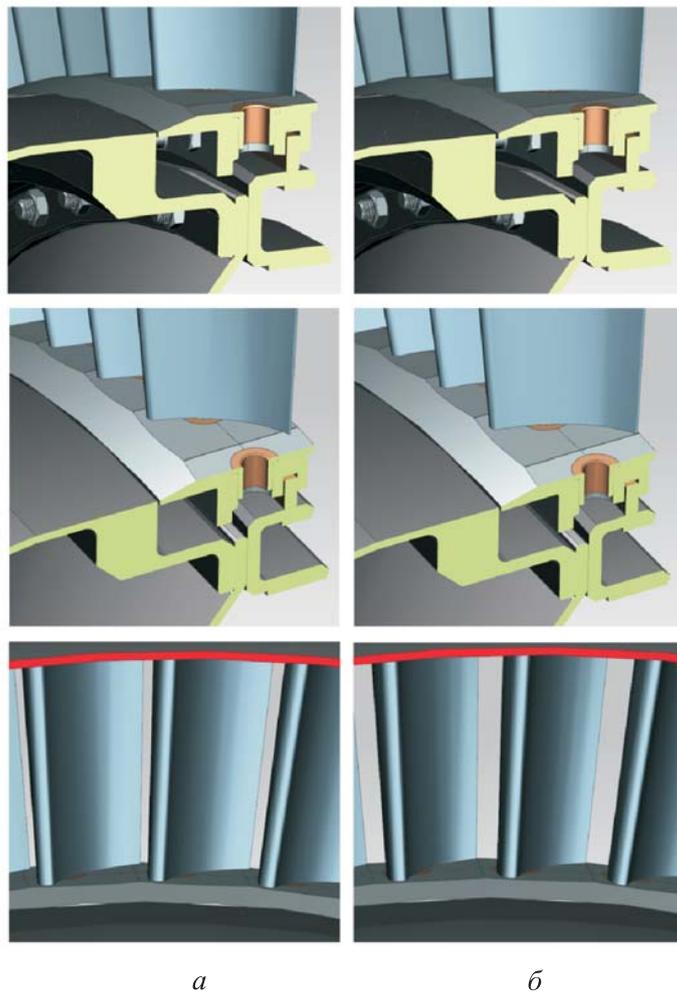


Рис. 7. Вид по потоку на корневую часть лопаток и статора турбины:
а — PCA в исходном положении; б — PCA раскрыт

Площадки должны быть выполнены строго перпендикулярно оси поворота лопатки. Перпендикулярные к граням оси поворота лопаток смещены от радиального направления относительно корпуса турбины (см. рис. 7). Оси поворота параллельны радиальному направлению и смещены с целью обеспечить наиболее полное прилегание всего профиля к корневой обечайке статора (рис. 8).

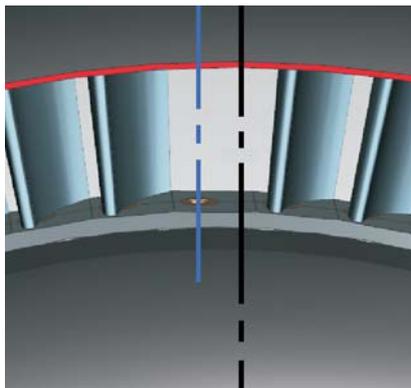


Рис. 8. Вид по потоку (средняя лопатка не показана): смещение оси поворота лопатки (синий цвет) относительно радиального направления (черный цвет)

При проектировании как периферийной части сопловой лопатки, так и поверхности наружной обечайки наибольшей проблемой было затрудненное обеспечение минимального радиального зазора на всех углах регулировки. Если находящаяся позади оси поворота часть лопатки врезается в обечайку, то ее передняя часть при регулировании, наоборот, поворачивается с увеличением зазора. У лопатки предложенной конструкции (рис. 9) периферийная плоскость содержит прямую — образующую конуса обечайки, и прямую, перпендикулярную оси поворота. Сложная поверхность существенно снизила бы технологичность и повысила стоимость изготовления лопатки. Цапфа на периферии соосна с цапфой в корневом сечении, но более массивная.

Поскольку радиальный зазор требуется полностью исключить, перо лопатки было удлинено для гарантированного «врезания» до 1 мм в поверхность наружной обечайки по всей ширине профиля. Возникла необходимость выполнения паза в обечайке. Изготовить корпус подобной формы с заданной точностью без последующей подгонки длин лопаток с учетом допусков овальности статора, допусков на высоты лопаток и температурных расширений всех элементов конструкции технологически сложно и дорого, если вообще возможно. Поэтому в регулируемом сопловом аппарате было решено состыковать периферийную часть лопатки с подвижной профильной вставкой (рис. 10).

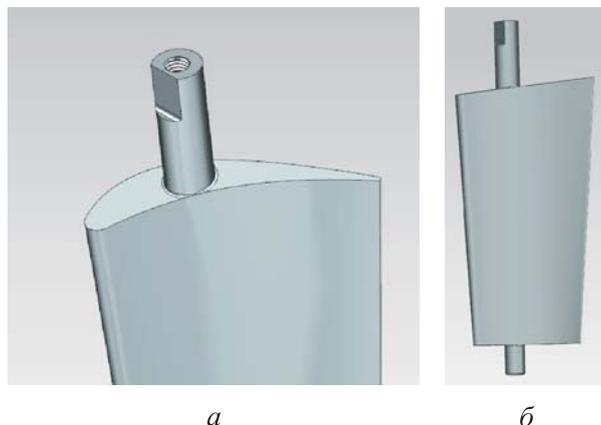


Рис. 9. Трехмерная модель поворотной лопатки:
a — периферийная часть лопатки с цапфой, лыской под тягу поворота и крепежным резьбовым отверстием; *б* — общий вид со стороны корытца

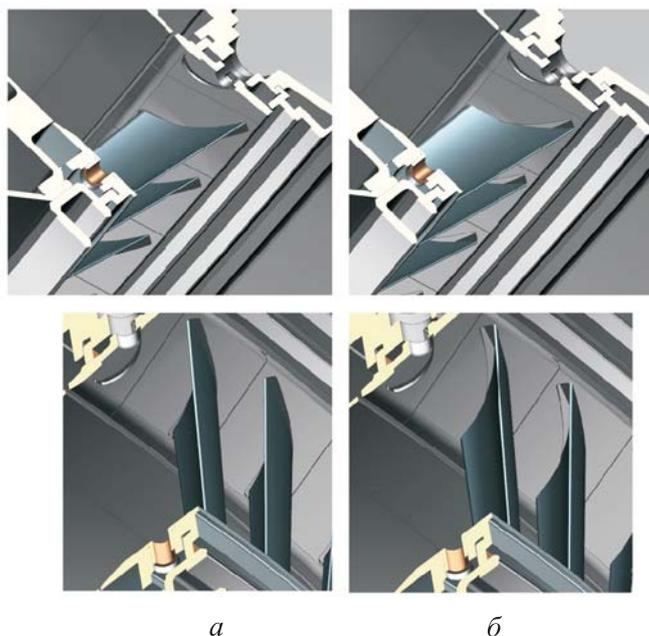


Рис. 10. Вид на наружную обечайку проточной части турбины:
a — РСА в исходном положении; *б* — РСА раскрыт

Специальная вставка для периферийной законцовки лопатки была спроектирована с углублением, которая точно соответствует по форме траектории перемещения соответствующей части лопатки. Вставки подвижны относительно корпуса, но уплотнены с ним упругим кольцом. Между собой вставки уплотнены замковым пазом. С движущейся поворотной лопаткой также постоянно есть контакт по всей длине

профиля. Более того, если рассматривать данный РСА как двухпозиционный, зима/лето — в крайних положениях уплотнение дополнительно идет и по радиальной поверхности вставки (рис. 11).

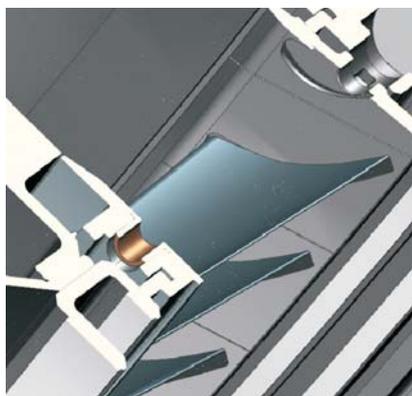


Рис. 11. РСА в исходном положении, лопатка на периферии уплотнена не только с торца, но и за счет контакта по корытцу

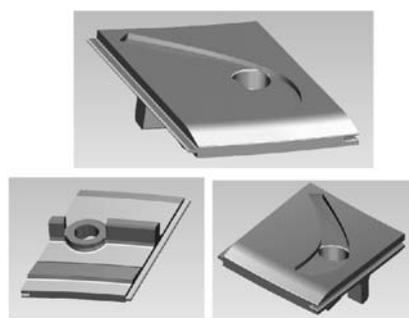


Рис. 12. Вставка с пазом, гребнем, лопатка на периферии уплотнена поверхностью для уплотнения упругим кольцом и упорной площадкой для втулки

Вставка для периферийной законцовки лопатки была спроектирована с углублением, которое точно соответствует по форме траектории перемещения ее соответствующей части. Вставки (рис. 12) подвижны, они могут перемещаться вдоль оси поворота лопатки относительно корпуса. От вращения вокруг вставки они стопорятся гребнем, входящим в кольцевой паз наружной обечайки корпуса турбины, и уплотнены с ним упругим кольцом (рис. 13). Пазы вставки можно получить при штамповке или выполнив деталь с помощью аддитивных технологий, а также при электроэрозионной обработке. Кроме того, можно покрыть контактную поверхность вставки легкообрабатываемым материалом.



a

б

Рис. 13. Вид на периферийную обечайку турбины: *a* — вид против потока (некоторые детали не показаны); *б* — гребень в кольцевом пазе (видны тяги поворота)

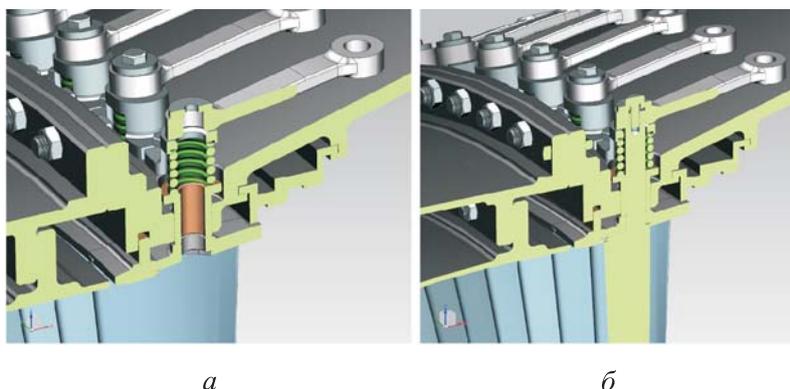


Рис. 14. Тяга поворота, кронштейны пружины, втулка и вставка:
а — поворотная лопатка не показана, б — в сборе

Вставка прижимается к лопатке пружиной, действующей через втулку. Поворотная лопатка оказывается зажатой между опорными кольцами в корневом сечении и вставкой на периферии (рис. 14).

Для того чтобы исключить заклинивание осей лопаток из-за перекоса при разнице в осевом перемещении наружной обечайки корпуса турбины и внутренней обечайки, к которой крепятся кольца, они монтируются на направляющих пальцах, обеспечивающих осевое перемещение колец в сборе по втулкам, смонтированным в отверстия внутренней обечайки опоры турбины. Кольца уплотняются с внутренней обечайкой посредством упругого кольца (рис. 15).



Рис. 15. Общий вид РСА (направляющий палец у корневого сечения не показан)

Обобщение концепции, новизна предложенного решения. Новизна представленных решений заключается в следующем. На кольцах, образующих проточную часть, имеются плоские грани. Усилие от пружины, действующее вдоль оси поворота лопатки от периферии к корню, прижимает каждую сопловую лопатку к каждой из граней. Применены также вставки с профильным пазом. В совокупности эти

решения должны привести к уменьшению как радиальных зазоров у корня и на периферии сопловых регулируемых лопаток, так и связанных с ними потерь до минимальных значений во всем диапазоне регулирования.

Схематично общее устройство смоделированной регулируемой ступени турбины представлено на рис. 16–19, на которых обозначены: 1 — корпус передней опоры модуля силовой турбины; 2 — сопловая лопатка; 3 — рабочая лопатка; 4 — профильная вставка; 5 — наружная обечайка корпуса турбины; 6, 14 — упругие кольца; 7 — пружина; 8 — кронштейн; 9, 13, 16 — втулки; 10 — кольцо переднее; 11 — кольцо заднее; 12 — направляющий палец; 15 — внутренняя обечайка опоры турбины; 17 — корневая цапфа поворотной лопатки; 18, 22 — болты; 19 — замок; 20 — лыска; 21 — периферийная цапфа поворотной лопатки; 23 — гребень вставки.

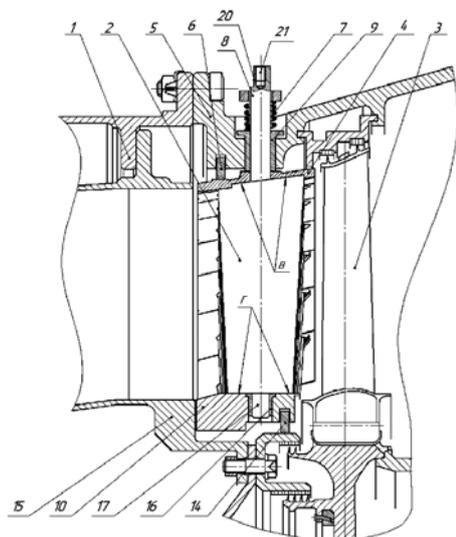


Рис. 16. Схематичное изображение ступени турбины с РСА (стрелками В и Г обозначены места возникновения и компенсации радиальных зазоров)

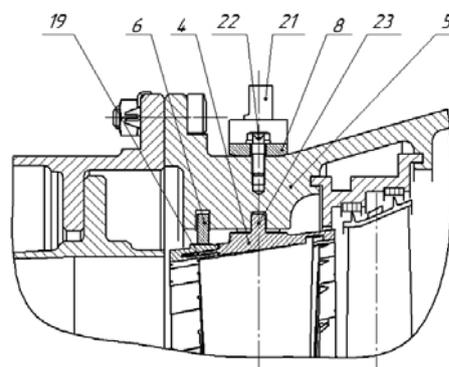


Рис. 17. Сечение периферийной части РСА: гребень вставки, фиксирующий ее от поворота по оси, совпадающей с осью поворота лопатки при регулировании

С помощью трехмерного моделирования был наглядно показан конструктивный облик РСА первой ступени трехступенчатой силовой осевой турбины, выполненной по схеме с постоянным внутренним диаметром с применением вставки, позволяющей снизить воздействие радиального зазора. Данная концепция может быть адаптирована под СА турбин других изделий, в том числе и с охлаждаемыми СА, а конструктивно — силовая схема с вставкой — обобщена до методики конструирования.

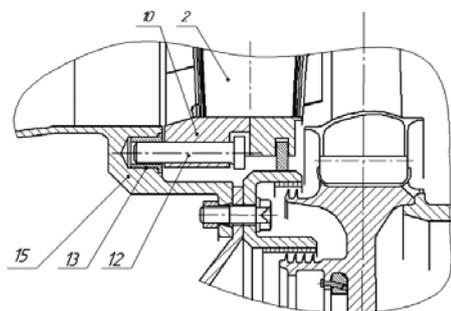


Рис. 18. Сечение корневой части РСА: направляющий палец и втулка, обеспечивающие продольную развязку при разности осевых перемещений периферийной и корневой частей СА

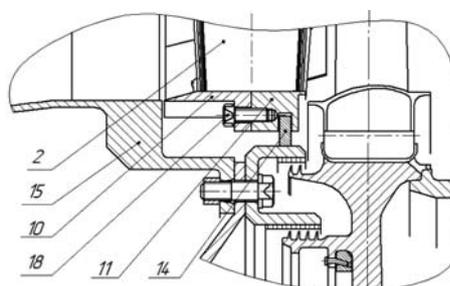


Рис. 19. Сечение корневой части РСА: болтовое соединение переднего и заднего колец

Закключение. При проектировании узла регулируемого соплового аппарата необходимо обеспечить выполнение ряда противоречивых требований: по массе, надежности и технологичности узла поворота, одновременно с минимизацией радиальных зазоров между торцами поворотных лопаток и статором, в котором они смонтированы, а также сохранение минимальных величин этих зазоров в рабочих условиях. Конструкция, позволяющая их выполнить, должна быть технологичной и как можно менее трудоемкой в изготовлении, сборке и обслуживании. Технологичность и высокий ресурс РСА необходимы для того, чтобы обеспечить экономические преимущества перед ГТУ с нерегулируемой турбиной. При проектировании наибольшие затруднения вызвала потребность согласовывать взаимные перемещения уплотняемых поверхностей лопаток и корпусов, образующих проточную часть, под действием термических расширений и газовых сил, возникающих при работе силовой установки. Предполагается, что приведенный конструктивный облик может быть обобщен либо масштабирован и применен для различных осевых турбин с целью их регулирования без потерь в радиальных зазорах РСА. В дальнейшем предполагается доработать конструкцию для использования охлаждаемой поворотной сопловой лопатки.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Емельянов Н.Э., Карышев А.К. Особенности применения регулируемого соплового аппарата в силовой турбине ГТУ. *Актуальные проблемы гуманитарных и естественных наук*, 2017, № 3–3, с. 51–55.
- [2] Макаров С.С., Ситдииков А.Х. Анализ влияния температуры атмосферного воздуха на работу газоперекачивающий агрегат ГПА-16П «Урал». *Научно-практический электронный журнал Аллея Науки*, 2022, № 9 (72), 6 с.
- [3] Холщевников К.В. *Теория и расчет авиационных лопаточных машин*. Москва, Машиностроение, 1970, 614 с.

- [4] Бобров Ю.В., Яковлев А.В. *Регулируемый сопловой аппарат газовой турбины*. Пат. № RU 2086776С1, Российская Федерация, опубликован 10.08.1997 по заявке 94023213/06, 1994.07.07, 5 с.
- [5] *Illustrated part breakdown MS 5002 C*. Nuovo Pignone, GEPS Oil & Gas, Florence, 01.2001, 245 p.
- [6] Иноземцев А.А., Сандрацкий В.Л. *Газотурбинные двигатели*. Пермь, ОАО «Авиадвигатель», 2006, 1204 с.
- [7] Лапшин К.Л. *Проектирование проточных частей осевых тепловых турбин*. Санкт-Петербург, Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого, 2018, 63 с.
- [8] Зрелов В.А. Отечественные ГТД. *Основные параметры и конструктивные схемы*. Часть 1. Самара, Самарский государственный аэрокосмический университет им. С.П. Королева, 2002, 193 с.
- [9] Чуйко В.М., общ. ред. и предисл. *Авиадвигателестроение: энциклопедия*. Москва, Авиамир, 1999, 300 с.
- [10] Комаров О.В. *Исследования и одномерная оптимизация проточной части свободных силовых турбин с регулируемой первой ступенью приводных ГТУ и ГТД*. Автореф. дис. ... канд. техн. наук. Екатеринбург, Уральский государственный технический университет – УПИ, 2005, 24 с.

Статья поступила в редакцию 14.01.2025

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Шеметовец А.А., Нестеренко В.Г. Профилирование поверхности уплотняющей вставки соплового аппарата осевой турбины с регулируемым сопловым аппаратом. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2025, вып. 5. EDN LFGWGP

Шеметовец Алексей Алексеевич — инженер-конструктор 1 категории ОКБ им. А. Люльки — филиал ПАО «ОДК-УМПО»; аспирант Московского авиационного института (национальный исследовательский университет)». e-mail: 79542@mail.ru

Нестеренко Валерий Григорьевич — канд. техн. наук, доцент кафедры, старший научный сотрудник; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). e-mail: valerinesterenk@yandex.ru

Profiling the surface of the nozzle unit sealing insert of an axial turbine with the regulated nozzle set

© A.A. Shemetovets¹, V.G. Nesterenko²

¹A. Lyulka Design Bureau, Branch of the PJSC “UEC-UMPO”,
Moscow, 129301, Russian Federation

²Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, 125993, Russian Federation

The paper highlights a problem of power drop in the gas turbine engines and gas turbine plants (GTP) with an increase in the air temperature (air density drop) at the inlet. As a solution to the problem, it proposes to change flow area of the GTP turbine nozzle unit during the GTP operation. The closest patented solution is analyzed, and its disadvantages are indicated. Design of the regulated nozzle set of the real prototype is analyzed. The paper proposes a design option for the axial turbine stage with a regulated nozzle set. The proposed option includes a set of the design and power scheme, including a method for fixing the turning blade in the flow path and profiling the surfaces contacting the blade. The resulting surface profile makes it possible to avoid a radial gap in the turning blade feather connection with the stator conical (diffuser) part. Using the 3D simulation, the proposed design is visualized.

Keywords: 3D model, axial turbine, regulated nozzle set, profile installation angle, insert, radial gap

REFERENCES

- [1] Emelyanov N.E., Karyshev A.K. Osobennosti primeneniya reguliruemogo soplovogo apparata v silovoy turbine GTU [Special aspects of using regulated nozzle set in power turbine of gas-turbine plant]. *Aktualnye problemy gumanitarnykh i estestvennykh nauk — Actual Problems of Humanitarian and Natural Sciences*, 2017, no. 3-3, pp. 51–55.
- [2] Makarov S.S., Sitdikov A.Kh. Analiz vliyaniya temperatury atmosfernogo vozdukha na rabotu gazoperekachivayushchego agregata GPA-16P “Ural” [Analysis of the influence of atmospheric air temperature on operation of the gas pumping unit GPA-16P “Ural”]. *Nauchno-prakticheskiy Elektronnyy zhurnal Alleya Nauki — Scientific and Practical Electronic Journal Alley of Science*, 2022, no. 9 (72), 6 p.
- [3] Kholschevnikov K.V. *Teoriya i raschet aviatsionnykh lopatochmykh mashin* [Theory and calculation of the aircraft blade machines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1970, 614 p.
- [4] Bobrov Yu.V., Yakovlev A.V. *Reguliruemyi soplovoy apparat gazovoy turbiny* [Regulated nozzle set of a gas turbine]. Patent No. RU 2086776/C1, published 10.08.1997, application 94023213/06, 1994.07.07, 5 p.
- [5] *Illustrated part breakdown MS 5002 C*. Nuovo Pignone, GEPS Oil & Gas, Florence, 01.2001, 245 p.
- [6] Inozemtsev A.A., Sandratsky V.L. *Gazoturbinnye dvigateli* [Gas turbine engines]. Perm, OAO Aviadvigatel Publ., 2006, 1204 p.
- [7] Lapshin K.L. *Proektirovanie gazoprotoknykh chastey osevykh teplovykh turbin* [Design of flow paths of the axial thermal turbines]. St. Petersburg, Sankt-Peterburgskiy Politekhnicheskii Universitet Petra Velikogo Publ., 2018, 63 p.
- [8] Zrellov V.A. *Otechestvennyye GTD. Osnovnye parametry i konstruktivnyye skhemy* [Domestic gas turbine engines. Main parameters and design schemes]. Part 1.

- Samara, Samarskiy Gosudarstvennyi Aerokosmicheskiy Universitet im. S.P. Koroleva Publ., 2002, 193 p.
- [9] Chuiko V.M., general ed. and preface. *Aircraft engine building: Encyclopedia*. Moscow, Aviamir, 1999, 300 p.
- [10] Komarov O.V. *Issledovaniya i odnomernaya optimizatsiya protochnoy chasti svobodnykh silovykh turbin s reguliruemoy pervoy stupenyu privodnykh GTU i GTD: Avtoref. dis. ... kand. tekhn. nauk* [Research and one-dimensional optimization of the flow path of free power turbines with an adjustable first stage of the driving gas turbines and gas turbine engines: Abstract Diss. ... Cand. Sc. (Eng.)]. Ekaterinburg, Uralskiy Gosudarstvennyi Tekhnicheskiy Universitet – UPI Publ., 2005, 24 p.

Shemetovets A.A., 1st Category Design Engineer, A. Lyulka Design Bureau, Branch of the PJSC “UEC–UMPO”; Postgraduate, Moscow Aviation Institute (National Research University). e-mail: 79542@mail.ru

Nesterenko V.G., Cand. Sc. (Eng.), Associate Professor of the Department, Senior Researcher; Moscow Aviation Institute (National Research University). e-mail: valerinesterenk@yandex.ru