

УДК 629.7.036.3

Моделирование зон генерации жидкой фазы вулканического пепла в камере сгорания газотурбинного двигателя на различных режимах полета магистрального самолета

Т.В. Абрамчук¹, Д.Д. Попова^{1,2}, Ю.В. Попова¹, А.Н. Саженов¹

¹*АО «ОДК-Авиадвигатель», Пермь*

²*Пермский национальный исследовательский политехнический университет*

E-mail: popova-dd@avid.ru

Впервые представлены результаты численного моделирования процесса возникновения зон генерации жидкой фазы вулканического пепла в камере сгорания авиационного двигателя на трех режимах работы самолета: при попадании воздушного судна в облако пепла на крейсерском этапе полета, при выходе воздушного судна из облака путем набора высоты и выходе из облака пепла путем снижения высоты полета на полетном малом газе, как это рекомендовано ИКАО. Исследование выполнено для турбореактивного двухконтурного двигателя ПД-14 магистрального самолета МС-21 при воздействии на него пепла вулкана Шивелуч. По результатам расчета установлено, что внутри камеры сгорания двигателя ПД-14 наблюдаются существенные объемы зон с температурой газов, превышающей температуру плавления вулканического пепла. Объем высокотемпературных зон, в которых возможно плавление частиц вулканического пепла на крейсерском режиме, превышает 54 % от объема жаровой трубы камеры сгорания, в то время как объем зоны генерации на номинальном режиме (наборе высоты) составляет более 81 %, а на режиме полетного малого газа — не более 25,3 %.

Ключевые слова: модель генерации жидкой фазы, вулканический пепел, извержения вулканов и авиационная безопасность, эрозионный износ, стеклование и стекловидные отложения, аккумуляция пепловых отложений, уменьшение площади проходного сечения двигателя, засорение отверстий охлаждения лопатки, помпаж, режим работы двигателя.

Введение

Загрязнение атмосферы вулканическим пеплом в условиях глобального роста мировых авиaperевозок представляет собой значимый вызов для безопасности полетов. Проблемы воздействия вулканического пепла на турбомашину рассматривались в работах [1–5], и была отмечена комплексность и актуальность проблемы работоспособности летательного аппарата в условиях облаков вулканического пепла.

Среди основных последствий воздействия вулканического пепла на газотурбинный двигатель (ГТД) выделяют абразивно-эрозионный износ компрессора, формирование

и аккумуляцию отложений оплавленных частиц пепла на лопатках турбины высокого давления, засорение каналов системы охлаждения турбины, формирование углеродных отложений (нагара) на форсунках камеры сгорания и др. Ключевым механизмом повреждения компрессора является абразивно-эрозионный износ лопаток компрессора. Так, в результате длительного удара твердых частиц пепла по профилю лопатки компрессора возможно существенное изменение ее формы и контуров (конфигурации) подобно воздействию чрезмерно запыленной атмосферы на лопатки вертолетного двигателя в условиях пустыни. Результатом такого воздействия является уменьшение КПД и напорности компрессора. Моделирование эрозионного износа лопаток компрессора представлено в работах [6, 7]. Однако наиболее критичным воздействием вулканического пепла является аккумуляция его стекловидных отложений на лопатках соплового аппарата первой ступени турбины, которая приводит к снижению площади проходного сечения соплового аппарата первой ступени и, как следствие, к потере газодинамической устойчивости двигателя и помпам [8, 9].

В настоящей работе представлены результаты моделирования областей генерации жидкой фазы вулканического пепла в камере сгорания газотурбинного двигателя разработки АО «ОДК-Авиадвигатель» на основных режимах его работы: полетном малом газе, номинальном и крейсерском режимах. Исследование проводилось применительно к двигателю ПД-14, однако модель принципиально может быть применена для любых авиационных ГТД. В статье представлены результаты математического моделирования генерации жидкой фазы вулканического пепла вулкана Шивелуч.

Необходимо подчеркнуть, что ранее моделированию зон генерации жидкой фазы вулканического пепла не было уделено должного внимания. Впервые подобная модель была представлена в работе [5] только для крейсерского режима работы двигателя. Расчет объема зоны генерации жидкой фазы на трех режимах полета магистрального самолета производится впервые.

Моделирование области генерации жидкой фазы пеплового материала в камере сгорания перспективного двигателя российской разработки

Пеплы всех вулканов мира различаются между собой по химическому составу и, следовательно, имеют разную температуру плавления. Характеристики пепла зависят в основном от состава магмы, из которой он образуется. Из этого следует, что объем и плотность зоны генерации жидкой фазы вулканического пепла зависит не только от полей температуры в камере сгорания, но и от минералогических свойств самого пепла. Таким образом, уменьшение площади проходного сечения соплового аппарата первой ступени турбины за счет аккумуляции стекловидных отложений (рис. 1а) на лопатках соплового аппарата (в минимальном проходном сечении двигателя) напрямую зависит от объема зоны генерации жидкой фазы наряду с величиной концентрации пепла на входе в двигатель и расхода воздуха через двигатель.

Физический процесс аккумуляции состоит из следующих последовательных этапов:

- попадание вулканического пепла в воздухозаборник двигателя с последующим прохождением компрессора и попаданием в рабочее пространство камеры сгорания;
- образование в камере сгорания жидкой фазы вулканического пепла вследствие того, что температура газов в данной камере существенно выше температуры ликвидуса вулканического пепла;

— перемещение расплавленных капель пепла вместе с газовым потоком к поверхности соплового аппарата первой ступени;

— охлаждение и кристаллизация пепла на поверхности лопаток турбин, так как температура поверхности лопаток меньше температуры плавления и кристаллизации пепла.

Очевидно, что по мере увеличения времени нахождения самолета в облаке вулканического пепла и/или его повышенной концентрации, а, следовательно, и увеличении количества поглощенного пепла, растет объем кристаллизовавшихся отложений на поверхности лопаток.

Отложения пеплового материала на поверхностях лопаток турбины уменьшают площадь проходного сечения в межлопаточных каналах ($F_2 < F_1$). Особо опасным в таком случае будет появление отложений в межлопаточных каналах соплового аппарата первой ступени [10–14], так как достижение в нем критической скорости течения при меньших проходных сечениях приводит к дросселированию расхода воздуха через двигатель, и, как следствие, снижению запаса устойчивой работы компрессора и помпажу (рис. 1).

В работе [13], посвященной исследованию воздействия вулканического пепла вулкана Редаут на двигатели GE CF6-80C2 самолета Boeing 747-400 15 декабря 1989 года, было показано, что снижение площади проходного сечения на 8 % при аккумуляции отложений в результате указанного инцидента привело к потере тяги двигателя и его серьезным повреждениям.

Стекловидные отложения на первой сопловой лопатке турбины двигателя RB211-524D4 самолета Boeing 747, попавшего в облако пепла вулкана Галунгтунг в 1982 г., повлекли выключение всех четырех двигателей самолета. Отложения, повлекшие выключение двигателей, показаны на рис. 1*b*. В этом случае концентрация пепла в воздухе, по оценкам компании Rolls Royce [10], находилась в диапазоне 100–2000 мг/м³, а время работы двигателей до выключения, по оценке работы [11], составило около 13 минут, затем до удара с землей оставалась примерно 1 минута. К счастью, после останова двигателей произошло снижение температуры накопившегося стекловидного материала,



Рис. 1. Стекловидные отложения на поверхности первого соплового аппарата: схема отложений (а) и снимок соплового аппарата первой ступени двигателя RB211-524D4, подвергнувшегося выключению в полете вследствие попадания вулканического пепла (б).

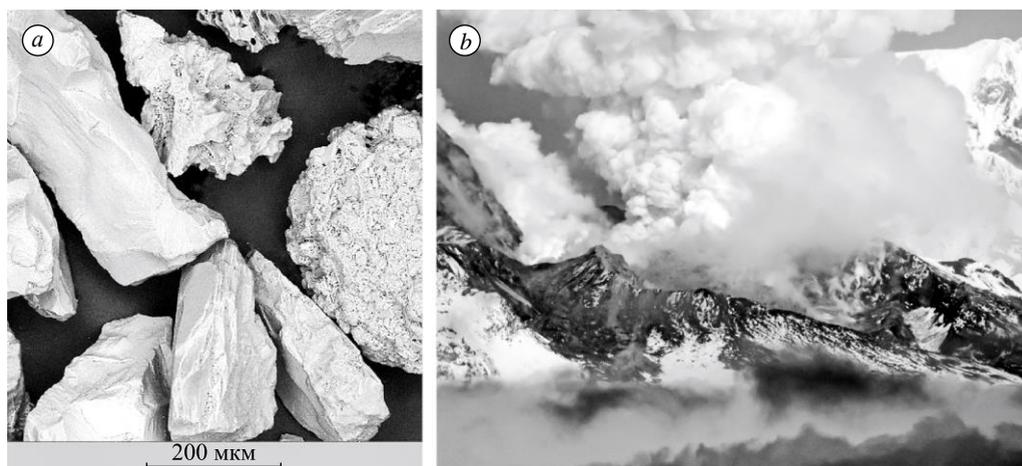


Рис. 2. Морфология частиц пепла вулкана Шивелуч, Камчатка, РФ (тефра извержения — 27 февраля 2005 года) (фото АО «ОДК-Авиадвигатель») (a) и извержение вулкана Шивелуч (11 апреля 2023 года) (фото Ю. Демьянчук, Институт вулканологии и сейсмологии Дальневосточного отделения Российской академии наук [21]) (b).

и в кристаллическом состоянии он стал хрупким. Это привело к устранению стекловидных отложений и, как следствие, восстановлению режима работы двигателей и возможности дальнейшего выполнения полета.

Важнейшим условием проведения расчета являются характеристики вулканического пепла [15]. В настоящем исследовании рассматривается пепел вулкана Шивелуч [16], средний химический состав которого сопоставим с составами пеплов активных вулканов, отмеченных в списке ИКАО [9, 17–19]. Проба пепла вулкана Шивелуч применялась при сертификационных испытаниях двигателя ПД-14, возможность использования выбранной пробы пепла была доказана в отчете Института вулканологии и сейсмологии [16]. Морфология (геометрическая форма) частиц пепла вулкана Шивелуч представлена на рис. 2a. Исходный пепел состоит из зерен отдельных минералов и частиц вулканического стекла. Репрезентативность выбранного пепла подтверждается возрастающей активностью вулкана Шивелуч [20], в частности, его мощным извержением, начавшимся 11 апреля 2023 года (рис. 2b), когда в первый день извержения пепловое облако распространилось на 500 км. Выбросу пепла вулкана Шивелуч 11 апреля 2023 года сразу был присвоен наивысший, «красный» код авиационной опасности.

Определение температуры плавления образца вулканического пепла

Обоснование выбора критической температуры (ликвидуса вулканического пепла) и расчетная зона генерации жидкой фазы на крейсерском режиме ПД-14 были приведены в работе [7]. Температура плавления в настоящей работе выбрана на основании исследования В.Ю. Кирьянова и С.Б. Фелицина [19, стр. 70, табл. 3] и равна 1400 °С. Для подтверждения такого выбора температуры ликвидуса в условиях АО «ОДК-Авиадвигатель» был произведен нагрев образца пепла вулкана Шивелуч в печи подогрева ферм (ППФ) плавно-заливочной установки УВНК-8П при давлении 10^{-3} мм рт. ст. до температур 1100, 1150, 1300 и 1400 °С с последующим охлаждением до 300 °С в печи и далее на воздухе. Контроль температуры нагрева проводился на метрологически аттестованном оборудовании.

При нагреве до температуры 1300 °С проба представляла собой прозрачную стекловидную массу коричневатого-серого цвета с пузыристой структурой и с частично сохранившимися зёрнами пепла (пепловыми частицами) (рис. 3а, 3б). При нагреве до температуры 1400 °С имело место плавление составляющих пепла с образованием монолитной пятнисто-сетчатой стекловидной структуры зеленовато-коричневого цвета, внутри которой было зафиксировано большое количество газовых пор (рис. 3с, 3д).

В рамках данного исследования было оценено влияние температур 1100 и 1150 °С на образцы вулканического пепла и выявлено, что при повышении температуры от 1100 до 1150 °С начинается поверхностное оплавление частиц, при котором острые кромки пепла сглаживаются. Это снижает абразивно-эрозионные свойства материала, однако данную температуру нельзя использовать в модели генерации жидкой фазы ввиду отсутствия изменения агрегатного состояния вещества в целом. Вид зёрен при нагреве на указанные температуры представлен на рис. 4 (здесь а — амфиболы, пл — плагиоклаз, с — стекло вулканическое).

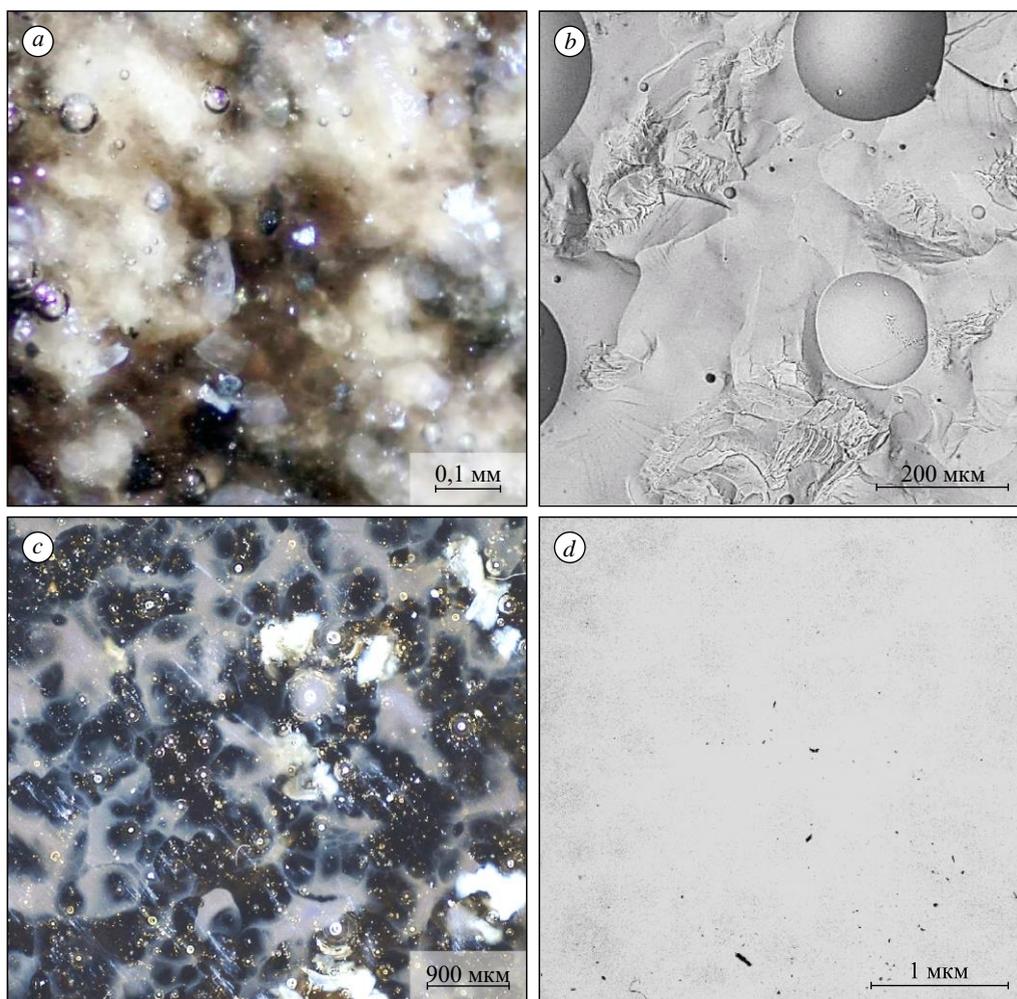


Рис. 3. Фотографии образцов вулканического пепла: общий вид пробы после нагрева до 1300 °С (а), вид зёрен вулканического пепла, погруженных в стекловидную пузыристую структуру, после нагрева до 1300 °С (б), общий вид пробы после нагрева до 1400 °С (с), пятнистая химическая неоднородность после нагрева до 1400 °С (д).

Фотографии предоставлены лабораторией геологии месторождений полезных ископаемых Горного института УрО РАН и отделением главного металлурга АО «ОДК-Авиадвигатель».

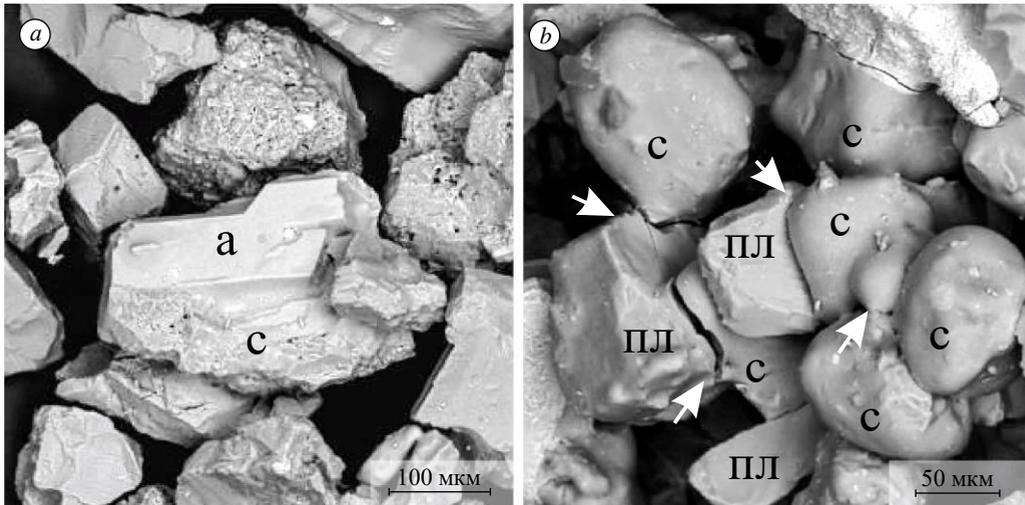


Рис. 4. Вид зерен вулканического пепла после нагрева до 1100 °С (а) и после нагрева до 1150 °С (b).

На основании предыдущих исследований [3, 13] и анализа проб вулканического пепла вулкана Шивелуч после нагревов была выбрана температура плавления (ликвидус) 1400 °С. При этой температуре получившийся расплав вулканического материала имеет относительно гомогенный состав.

Определение зоны генерации жидкой фазы

Для анализа влияния режимов работы ГТД на объемы зон генерации жидкой фазы вулканического пепла были выбраны: крейсерский режим, режим полетного малого газа и номинальный режим. Режим полетного малого газа отличается пониженной температурой газов относительно крейсерского и ожидаемо имеет меньший объем зоны генерации жидкой фазы. Номинальный режим (набор высоты) рассматривается для объяснения нецелесообразности его применения при полете в облаке вулканического пепла.

В перспективном двигателе ПД-14 используется кольцевая двустенная камера сгорания [22, 23], конструкция которой позволяет эффективно использовать воздух, поступающий в камеру сгорания для организации горения. Процесс сжигания топлива происходит по классической богато-бедной схеме. Распыливание топлива обеспечивается пневматическими форсунками, расположенными в два ряда на фронтальной плите жаровой трубы.

Для выполнения расчетов была построена неструктурированная тетраэдрическая расчетная сетка в секторе 30° двухъярусной камеры сгорания двигателя ПД-14. Вблизи стенок для более точного описания течения в пограничном слое создавались слои из призматических элементов.

Численное моделирование течения газа выполнялось в сертифицированном газодинамическом пакете. Расчеты основывались на решении системы осредненных по Фавру уравнений Навье–Стокса методом контрольных объемов. Для замыкания системы уравнений Навье–Стокса использовалась $k-\varepsilon$ модель турбулентности:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j k)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + P_k - \rho \varepsilon,$$

$$\frac{\partial(\rho\varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j \varepsilon)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right) + \frac{\varepsilon}{k} (C_{\varepsilon 1} P_k - \rho C_{\varepsilon 2} \varepsilon),$$

где $P_k = \mu_t \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{2}{3} \left(\rho k + \mu_t \frac{\partial u_l}{\partial x_l} \right) \frac{\partial u_k}{\partial x_k}$ — член, описывающий генерацию кинетической энергии турбулентности, $\mu_t = \rho C_\mu \frac{k}{\varepsilon}$ — турбулентная вязкость, k, ε — кинетическая энергия турбулентности и скорость диссипации турбулентной кинетической энергии соответственно. Значения настроечных коэффициентов $C_{1\varepsilon}, C_{2\varepsilon}, \sigma_k, \sigma_\varepsilon, C_\mu$ модели турбулентности использовались по умолчанию. При использовании k - ε модели турбулентности применяется масштабируемая (Scalable) пристеночная функция. Для дискретизации конвективных членов по времени (маршевой координате стационарного расчета) использовалась схема первого порядка точности. Для дискретизации конвективных членов и расчета переноса пульсационных составляющих по пространству использовалась схема high resolution.

Процесс горения керосина осуществлялся в объеме жаровой трубы кольцевой камеры сгорания. Для моделирования процесса горения керосина применялась комбинированная EDM/FRC-модель горения [24]. Движение и испарение капель керосина описывалось в лагранжевой постановке, при этом использовалась модель вторичного дробления Cascade Atomization and Breakup Model (CAB) [25]. Поля температур для трех выбранных режимов представлены на рис. 5. Увеличение области повышенных температур

Процесс горения керосина осуществлялся в объеме жаровой трубы кольцевой камеры сгорания. Для моделирования процесса горения керосина применялась комбинированная EDM/FRC-модель горения [24]. Движение и испарение капель керосина описывалось в лагранжевой постановке, при этом использовалась модель вторичного дробления Cascade Atomization and Breakup Model (CAB) [25]. Поля температур для трех выбранных режимов представлены на рис. 5. Увеличение области повышенных температур

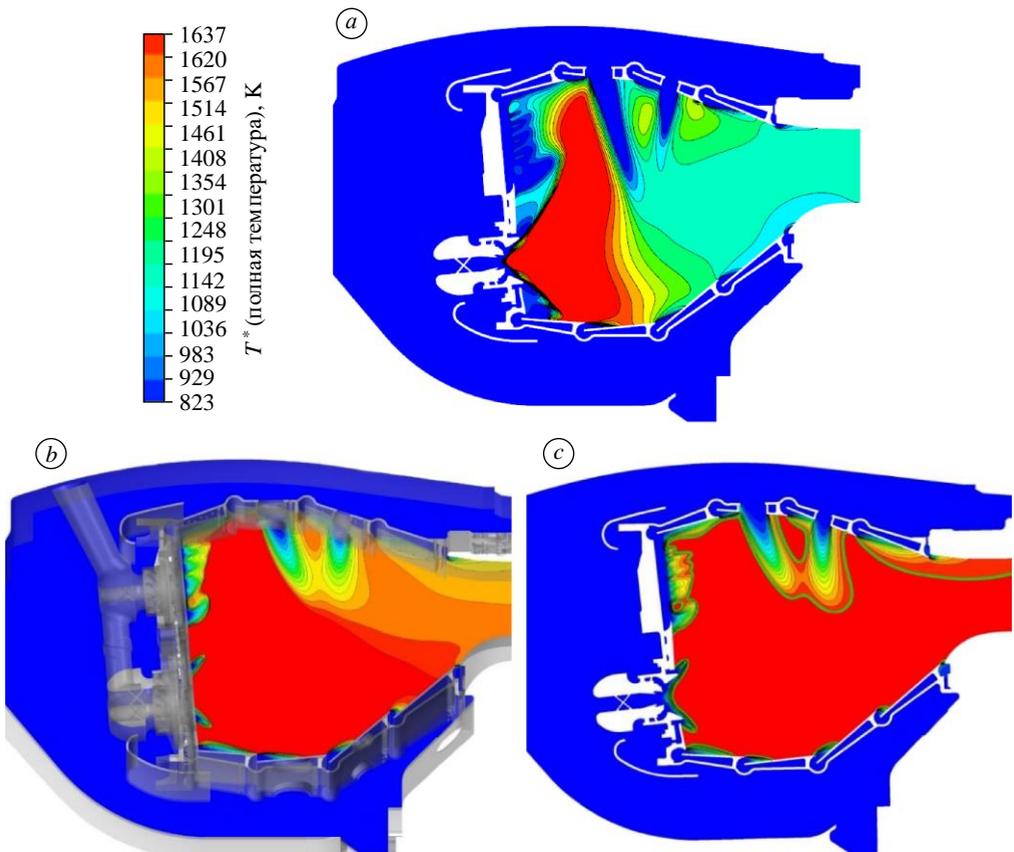


Рис. 5. Поля температур в продольном сечении камеры сгорания: режим полетного малого газа (а), крейсерский режим (б) и номинальный режим (набор высоты) (с).

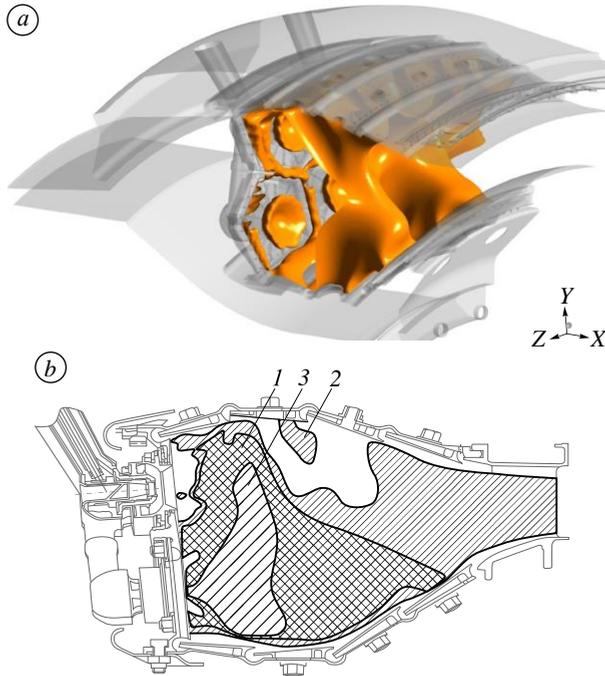


Рис. 6. Трехмерная зона генерации жидкой фазы на крейсерском режиме (соответствует зоне 1 в сечении, представленном на фрагменте рисунка *6b*) (*a*), и сравнение продольных сечений зон генерации жидкой фазы для крейсерского режима (1), номинального режима (режима набора высоты) (2) и полетного режима малого газа (3).

(свыше 1400 °С) на режиме набора высоты (относительно крейсерского режима) свидетельствует об опасности выбора данного режима при совершении полета в условиях облака вулканического пепла, а уменьшение объема области повышенных температур на режиме полетного малого газа — о целесообразности выбора данного режима для уменьшения воздействия вулканического пепла на газотурбинные двигатели летательного аппарата.

На рис. 6а представлена трехмерная зона генерации жидкой фазы вулканического пепла, охватывающая зону повышенных температур на крейсерском режиме, на котором наиболее часто происходит попадание летательного аппарата в облако вулканического пепла. Для удобства сравнения областей на рис. 6б приведено продольное сечение камеры сгорания и зон генерации жидкой фазы вулканического пепла перспективного двигателя на трех режимах его работы: крейсерском, номинальном и режиме полётного малого газа.

Выводы

По результатам расчета установлено, что внутри жаровой трубы наблюдаются значительные объемы зон с температурой газов, превышающей температуру плавления вулканического пепла (температура ликвидуса вулканического материала принята равной 1400 °С). Объемы высокотемпературных зон, в которых возможно плавление частиц вулканического пепла на крейсерском режиме, превышают 54 % от объема жаровой трубы камеры сгорания, в то время как объем зоны генерации на номинальном режиме (набор высоты) составляет более 81 %, а на режиме полетного малого газа — не более 25 %.

Полученные результаты убедительно подтверждают рекомендации ИКАО, указывающие на то, что с целью уменьшения объема зон генерации и, таким образом, снижения воздействия вулканического пепла на авиационный двигатель, необходимо уменьшать тягу двигателей до малого газа. Попытка подняться над облаком вулканического пепла в режиме набора высоты приводит к увеличению зоны генерации жидкой фазы вулканического пепла и, как следствие, более быстрой аккумуляции стекловидных отложений на поверхности первого соплового аппарата, мгновенному критическому уменьшению площади проходного сечения и потере запаса газодинамической устойчивости подобно тому, как это произошло в 1982 и 1989 годах с двумя самолетами Boeing 747 с двигателями Rolls-Royce RB211-524D4 и General Electric CF6-80C2, когда произошли выключения всех четырех двигателей.

Авторы выражают благодарность за помощь в проведении данного исследования сотрудникам лаборатории геологии месторождений полезных ископаемых Горного института УрО РАН И.И. Чайковскому и О.В. Коротченковой.

Список литературы

1. **Flight Safety and Volcanic Ash** // Intern. Civil Aviation Organization, First Ed., 2012. 46 p.
2. **Wood C.A., Slater S.L., Zonneveldt M., Thornton J., Armstrong N., Antoniou R.A.** Characterisation of dirt, dust and volcanic ash: a study on the potential for gas turbine engine degradation // Defence Sci. and Technology Group, 2017. 66 p.
3. **Чехов И.А.** Особенности выполнения полетов в районах с вулканической деятельностью // Наука и образование: проблемы, идеи, инновации. 2019. С. 80–84.
4. **Заболотников Г.В., Богаткин О.Г.** Перспективы использования современных технологий при обеспечении полетов в зонах, подверженных влиянию вулканической деятельности // Учен. зап. РГГУ. Метеорология. 2016. № 42. С. 124–133.
5. **Гирина О.А., Мельников Д.В., Маневич А.Г., Романова И.М., Лупян Е.А., Сорокин А.А., Крамарева Л.С., Цветков В.А., Демянчук Ю.В.** Активность вулканов Камчатки и Курильских островов в 2021 г. и их опасность для авиации // Вулканизм и связанные с ним процессы. Мат. XXV ежегодной научн. конф., посвященной Дню вулканолога, 30-31 марта 2022 г. Петропавловск-Камчатский: ИВиС ДВО РАН. 2022. С. 26–29.
6. **Потапов В.А., Санько А.А.** Моделирование характеристик многоступенчатого осевого компрессора турбовального газотурбинного двигателя с учетом нелинейности эрозионного износа его лопаток // Научный вестн. МГТУ ГА. 2020. Т. 23, № 5. С. 39–53.
7. **Гумеров А.В., Акмалетдинов Р.Г.** Моделирование эрозионного износа лопатки компрессора // Вестн. СГАУ. 2011. № 3–2. С. 233–239.
8. **Павлецов И.С., Катаева А.А., Галлямов М.Д., Пестов С.В.** Газогенератор двигателя ПД-14 успешно прошел испытания вулканическим пеплом // Информационно-технический бюллетень «Пермские авиационные двигатели». 2021. № 48. С. 30–33.
9. **Иноземцев А.А., Попова Д.Д., Абрамчук Т.В., Гирина О.А., Рысин Л.С.** Исследование устойчивости авиационного двигателя ПД-14 к воздействию вулканического пепла // Вестн. УГАТУ. 2022. Т. 26, № 2. С. 60–70.
10. **Clarkson R.** Volcanic ash impacts on jet engines and developments since 2010. Rolls-Royce (Aero Engines), 29th January. 2019. 23 p.
11. **Guffanti M., Casadevall T.J., Budding K.** Encounters of aircraft with volcanic ash clouds: a compilation of known incidents, 1953-2009 // U.S. Geological Survey Data Series 545, 2010. Ver. 1.0. 12 p.
12. **Johnson W., Casadevall Th.** Aviation safety and volcanic ash clouds in the indonesia-australia region // Proceedings of the First Intern. Symp. on Volcanic Ash and Aviation Safety. U.S. Geological Survey Bulletin 2047. 1991. P. 191–197.
13. **Przedpelski Z., Casadevall Th.** Impact of volcanic ash from 15 december 1989 redoubt volcano eruption on GE CF6-80C2 turbofan engines // Proceedings of the First Intern. Symp. on Volcanic Ash and Aviation Safety. U.S. Geological Survey Bulletin 2047. 1991. P. 129–135.
14. **Kim J., Dunn M.G., Baran A.J. et al.** Deposition of volcanic materials in the hot sections of two gas turbine engines // ASME J. of Eng. Gas Turbine Power. 1993. P.641–651.

15. **Davison C.R., Rutke T.** Assessment and characterisation of volcanic ash threat to gas turbine engine performance // National Research Council Canada. 2014. P. 1–10.
16. **Гирин О.А.** Подготовка пепла вулканического происхождения для проведения испытаний по проверке его воздействия на работоспособность авиационного двигателя // Научно-технический отчет ИВнС ДВО РАН, 2020. 23 с.
17. **Рысин Л.С., Мокроус М.Ф.** Вулканический пепел — проблема для газотурбинных двигателей // Авиационные двигатели. 2024. № 1. С. 5–10.
18. **Попова Д.Д., Саженьков А.Н.** Воздействие вулканического пепла на авиационные газотурбинные двигатели // Вестн. ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2022. № 70. С. 122–139.
19. **Кирьянов В.Ю., Фелицын С.Б.** Вулканический пепел как природный фактор риска для авиации (по данным исследования свойств пепловых частиц) // Вулканология и сейсмология. 2000. № 5. С. 65–72
20. **Камчатская** группа реагирования на вулканические извержения (KVERT). [Электронный ресурс]. URL: <http://www.kscnet.ru/ivs/kvert/> (дата обращения 11.04.2023).
21. **Институт** вулканологии и сейсмологии ДВО РАН. Новости. [Электронный ресурс] (дата обращения: 19.04.2023). URL: <http://www.kscnet.ru/ivs/news/index.php>.
22. **Пат. 2226652 РФ, МПК⁵¹ F23R 3/34.** Камера сгорания газотурбинного двигателя / Медведев А.В., Хрящиков М.С., Кириевский Ю.Е.; патентообладатель Открытое акционерное общество «Авиадвигатель». № 2002113991/06; заявл. 27.11.2003; опубл. 10.04.2004; Бюл. № 10.
23. **Пат. 2 215 241 РФ, МПК⁵¹ F23R 3/04.** Камера сгорания газотурбинного двигателя / Медведев А.В., Хрящиков М.С., Кириевский Ю.Е.; патентообладатель Открытое секционерное общество «Авиадвигатель» № 20022102001/06; заявл. 23.01.2002; опубл. 27.10.2003, Бюл. № 30.
24. **Kumar A., Paul P.J., Mukunda H.S.** Computational study of premixed gas fired cyclone combustor // Proc. 15th National Conf. on Intern. Comb. Engng and Combustion, Allied Publishers. 1997. P. 701–711.
25. **Tanner F.X.** Development and validation of a cascade atomization and drop breakup model for high-velocity dense sprays // Atomization and Sprays. 2004. P. 211–242.

*Статья поступила в редакцию 4 августа 2023 г.,
после доработки — 19 марта 2024 г.,
принята к публикации 13 июня 2024 г.*