

## ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ СТРУЙ С ОХЛАЖДАЕМОЙ ПРЕГРАДОЙ

*К. Н. Волков, В. Н. Емельянов, М. С. Яковчук*

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ»  
им. Д. Ф. Устинова, г. Санкт-Петербург

Данная работа посвящена численному моделированию сопряженного теплообмена, протекающего при взаимодействии высокоинтенсивных горячих газовых струй, сформированных соплами двигателей летательных аппаратов, с поверхностью газоотражателя (ГО) – плоской наклонной преграды с системой водяного охлаждения. В рамках трехмерной стационарной постановки в среде пакета ANSYS FLUENT совместно рассчитываются процессы конвективного теплообмена при натекании газовых струй на внешнюю стенку ГО, теплопроводность по толщине его материала, гидродинамика жидкости, протекающей в каналах водяного охлаждения, и ее конвективный теплообмен с омываемыми внутренними стенками ГО. Выявлено, что особенности рассматриваемой конструкции системы охлаждения в части организации подвода охлаждающей жидкости, приводят к неравномерному омыванию внутренних стенок ГО и появлению локальных областей перепева. Полученные пространственные профили распределения коэффициентов теплоотдачи на стенках ГО и профили температур жидкости и газа вблизи них, используются в качестве тепловых граничных условий в расчетах нестационарной теплопроводности по толщине материала ГО. На основе задания нестационарных тепловых граничных условий, в которых условия натекания струй чередуются со свободноконвективным охлаждением в окружающем воздухе, воспроизводится периодическое натекание струй на ГО – сценарий старта группы ЛА с палубы авианосца. Получены результаты динамики изменения температуры стенок ГО во времени, определено время выхода системы на режим периодически повторяющегося температурного состояния ГО.

При старте летательных аппаратов (ЛА) в областях течения реактивных газовых струй и иницируемых ими потоков, формируются зоны повышенного акустического шума, скорости и температуры. Задача защиты персонала и техники решается с помощью установки газовых отражателей (ГО) на пути распространения реактивных струй.

На авианосцах ГО защищают ЛА, стоящие за стартующим ЛА в очереди на взлет. После старта ЛА, ГО, убирается в подпалубное пространство, при этом его внешняя поверхность, нагретая газовыми струями, устанавливается вровень с палубой. ГО имеют систему водяного охлаждения, чтобы предотвратить прогар его стенок и обеспечить безопасность шасси следующего ЛА, проезжающего на стартовую позицию, поскольку разогретая лицевая поверхность отбойника не может служить для перемещения следующего в очереди на взлет ЛА.

ГО также широко применяются и в ракетной технике при испытании двигателей, на стартовых позициях баллистических ракет и ракет-носителей космических аппаратов.

В работе [0] на основе физического эксперимента исследуются нестационарный теплообмен при периодическом натекании горячей сверхзвуковой струи продуктов сгорания авиационного керосина на поверхность отбойника – плоскую многослойную преграду, установленную под углом  $45^\circ$  к оси натекающей струи. Один периода термогазодинамического нагружения составляет 50 с: 10 с струя натекает на отбойник, 40 секунд он охлаждается за счет свободной конвекции в воздухе, всего проводится 10 циклов. Данные измерения температур показали, что лицевая поверхность от периода к периоду нагревается, но начиная с пятого периода динамика изменения температуры во времени повторяется. Характер изменения температуры второго слоя аналогичен, температура третьего и четвертого слоя монотонно возрастает.

Эксперимент [0] был смоделирован в работе [0] в среде ANSYS FLUENT в трехмерной нестационарной постановке. Расчеты проводились на сетках размером примерно 1,5 млн. ячеек с использованием модели турбулентности RNG  $k$ - $\epsilon$  с пристеночной функцией, модели излучения дис-

кетных ординат  $DO$ . В качестве материала газовой струи задавался воздух. Результаты расчета получили хорошее согласование с экспериментом – погрешность не превышала 9,4 %.

В работе [0] численно моделировалась термогазодинамическая обстановка на палубе авианосца при натекании струй ЛА на ГО. Расчеты выполнены в стационарной трехмерной постановке в среде ANSYS FLUENT с учетом геометрии авианосца и ЛА, а также встречного ветра. По распределению температуры оцениваются граница зоны безопасности, которая принимается изотермой со значением 350 К: за ГО формируется опасная для персонала область протяженностью до 163 м.

В работе [0] на основе метода крупных вихрей (LES) исследуется акустическое поле при натекании струи горячего газа на ГО. В работе получено хорошее согласование результатов расчета и эксперимента.

Настоящая работа посвящена численному моделированию сопряженного теплообмена при взаимодействии авиационных струй с поверхностью гозоотражателя (ГО), имеющего систему валяного охлаждения.

### Геометрическая модель и вычислительная сетка

Геометрическая модель расчетной области показана на рис. 1. Граничные условия заданы следующим образом. На входной границе подводящего коллектора задается расход охлаждающей жидкости – 75 л/с, параметры турбулентности: интенсивность турбулентности 2 % и гидравлический диаметр 0,1 м. Температура воды составляет 300 К. На выходной границе отводящего коллектора, задается условие на статическое давление.

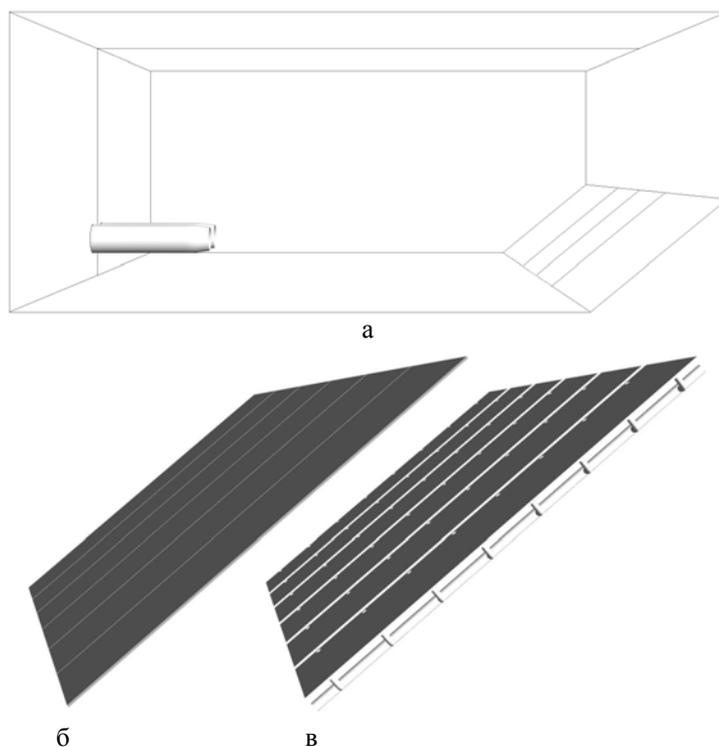


Рис. 1. Геометрия расчетной области: а – общий вид (подобласть 1); б – подобласть 2; в – подобласть 3

На входе в сопла задается полное давление и температура, параметры турбулентности: полное давление составляет 3 ата; полная температура – 2000 К; в качестве параметров, необходимых для расчета турбулентности, задается ее интенсивность и значение гидравлического диаметра. На выходных границах задаются параметры внешней окружающей среды: атмосферное давление и температура воздуха.

Для построения геометрической модели ГО за основу взят зарубежный (США) аналог ГО [0], состоящий из шести секций. Каждая секция по высоте состоит из семи прямоугольных панелей, установленных в алюминиевом каркасе, и имеющих систему водяного охлаждения.

Система охлаждения состоит из подводящих и отводящих трубопроводов, обеспечивающих непрерывную подачу охлаждающей жидкости в полость каждой панели и омывание ее внутренних стенок. К каждой панели жидкость поступает из подводящего коллектора через патрубки, и после отводится по патрубкам в выходной коллектор. Коллекторы представляют собой трубы относительно большого диаметра, обеспечивающего требуемый расход жидкости в каждую секцию.



Рис. 1. ГО с системой водяного охлаждения на палубе авианосцы [0]: а – вид со стороны системы охлаждения; б – вид со стороны лицевой поверхности ГО

Внешний вид геометрической модели ГО, выполненной в соответствии с данными [0], показан на рис. 3. В среде пакета ANSYS ICEM CFD выполнено построение одной панели с патрубками и фрагментом коллекторов (рисунок в), которая далее операций тиражирования далее была построена да полной модели ГО (рисунок а, б).

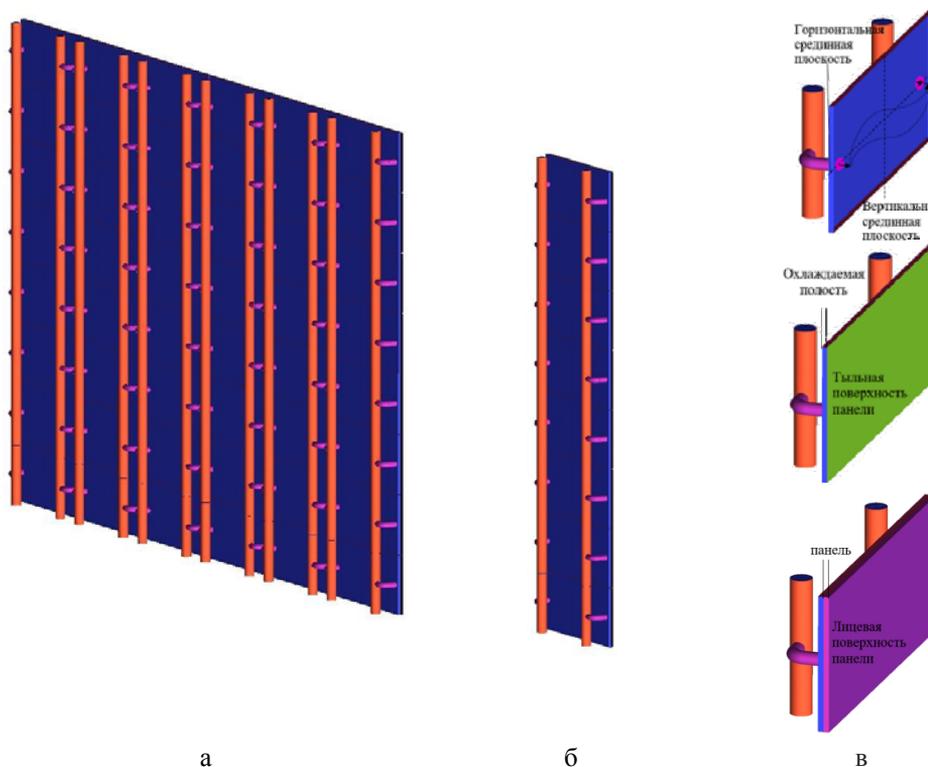


Рис. 3. Геометрическая модель рассматриваемого ГО: а – внешний вид; б – охлаждаемая секция; в – охлаждаемая панель

Вычислительная область состоит из трех вычислительных подобластей, в каждой из которых решается своя система уравнений гидрогазодинамики и теплообмена: подобласть 1 служит для моделирования газодинамики истечения сверхзвуковых струй и их растекания по лицевой стенке ГО, подобласть 2 – для расчета теплопроводности в материале стенок ГО; подобласть 3 – для расчета гидродинамики охлаждающей жидкости. Сопряжение подобластей осуществляется на основе задания неконформных интерфейсных граничных условий.

На основе созданной геометрической модели ГО проводится построение вычислительной сетки.

Построение вычислительной сетки осуществляется в пакете ANSYS ICEM CFD. Сетка имеет блочно-структурированную топологию. Размер сетки составляет 2,68 млн ячеек. Количество ячеек в вычислительной подобласти 1 составляет 1,02 млн, в подобласти 2 – 0,2 млн, в подобласти 3 – 1,46 млн. Внешний вид вычислительной сетки показан на рис. 4.

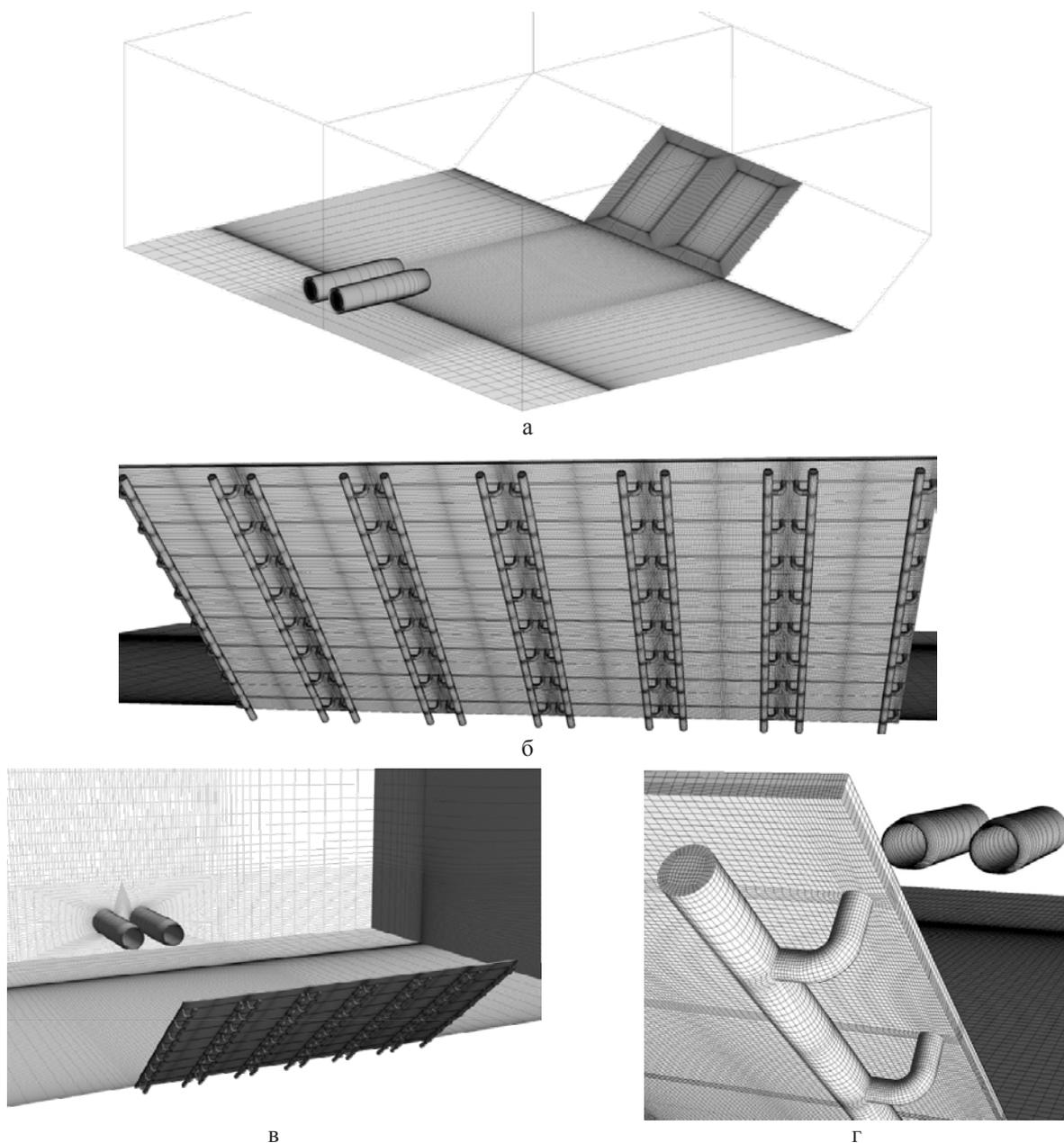


Рис. 4. Вычислительная сетка: а – на стенках расчетной области, б–г – увеличенное изображения со стороны системы охлаждения

### Решение стационарной задачи

Распределение температурного поля и модуля скорости в авиационных струях, натекающих на ГО, показано на рис. 5, 6. Температура потока газовых струй перед лицевой стенкой ГО изменяется в диапазоне от 500 до 720 °С, скорость потока изменяется в диапазоне от 300 до 500 м/с.

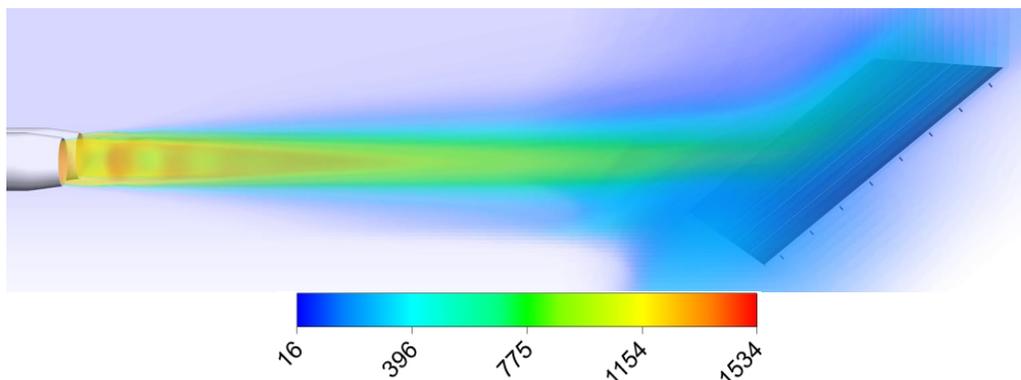


Рис. 5. Распределение температуры в струях, натекающих на ГО (в градусах С)

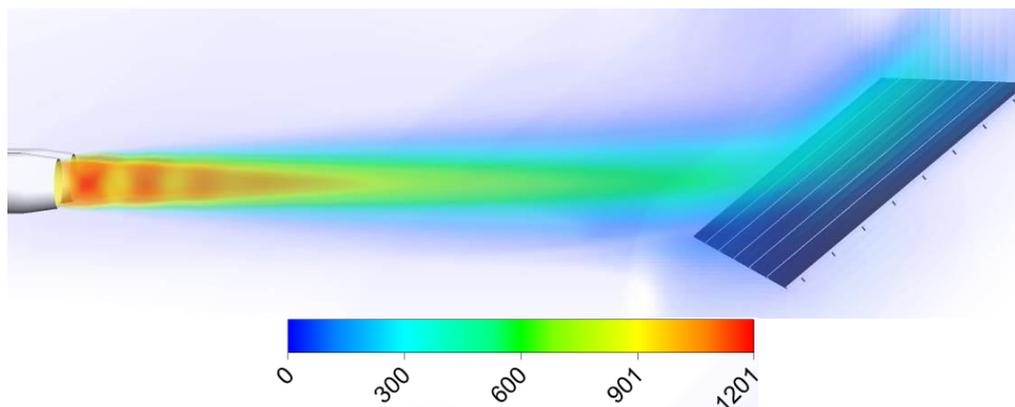


Рис. 6. Распределение скорости в струях, натекающих на ГО (в м/с)

На рис. 7 приведено распределение температуры в газовом потоке авиационных струй на удалении 100 мм от лицевой поверхности ГО. Максимальная температура потока перед над лицевой поверхностью ГО составляет 720 °С. Температура снижается при растекании струй к периферии и основанию ГО, на боковых кромках составляет 300 °С, у основания ГОЩ – 500 °С, а на верхней кромке ГО сохраняет высокие значение порядка 680–700 °С.

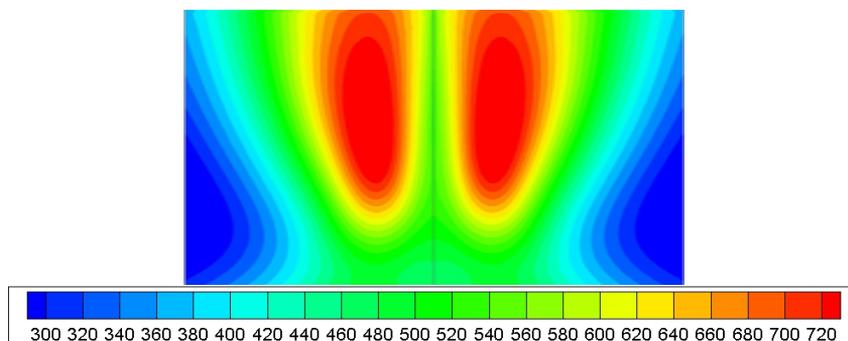


Рис. 7. Распределение температуры в потоке струй на удалении 100 мм от лицевой поверхности ГО, (в градусах С)

Отношение плотности теплового потока к температурному напору – разности температур в струях перед ГО и лицевой поверхности ГО позволяет получить распределение коэффициента теплоотдачи на лицевой поверхности ГО (рис. 8). Аналогичным образом осуществляется расчет коэффициента теплоотдачи на стенках ГО, омываемых жидкостью (рис. 9).

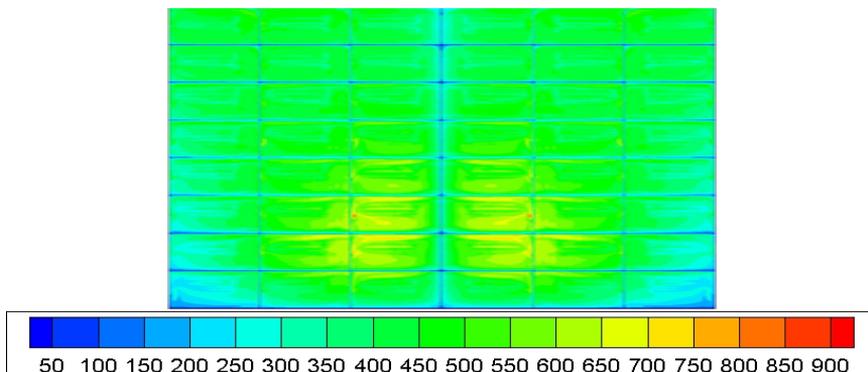


Рис. 8. Распределение коэффициента теплоотдачи со стороны газовых струй, [Вт/м<sup>2</sup>К]

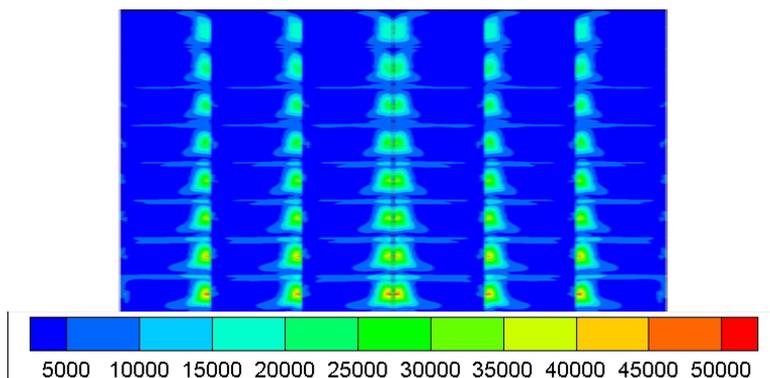


Рис. 9. Распределение коэффициента теплоотдачи со стороны системы охлаждения, [Вт/м<sup>2</sup>К]

### Моделирование нестационарного теплообмена

Исследуется динамика теплового состояния ГО под действием периодических тепловых нагрузок от струй авиадвигателей группы стартующих ЛА: в течении 15 секунд моделируется натекание струй на ГО, последующие 30 с – остывание ГО. Системы водяного охлаждения работает на протяжении всего цикла.

Граничные условия меняются во времени. Во время натекания авиационных струй на стенках ГО задается распределение коэффициентов теплоотдачи и температуры со стороны газовых струй и охлаждающей жидкости. В процессе остывания ГО, на внешней стенке ГО задаются тепловые граничные условия свободной конвекции в виде коэффициента теплоотдачи 10 Вт/м<sup>2</sup>К и температуры окружающей среды 27 °С.

На рис. 10 приведена динамика изменения максимальной температуры на лицевой поверхности ГО. В течении первого цикла на пятнадцатой секунде наблюдается разогрев лицевой поверхности ГО до температуры 118 °С.

С 16 по 45 секунду следует этап охлаждения. На первых секундах темп охлаждения максимален, далее он убывает. К концу первого цикла (45 секунда) максимальная температура ГО составляет 54 °С. На всех последующих циклах пиковые значения температур во время нагрева и охлаждения составляют 133 °С и 60 °С соответственно. Распределение температуры на лицевой поверхно-

сти ГО в моменты времени максимальных и минимальных тепловых нагрузок последнего цикла, приводится на рис. 11.

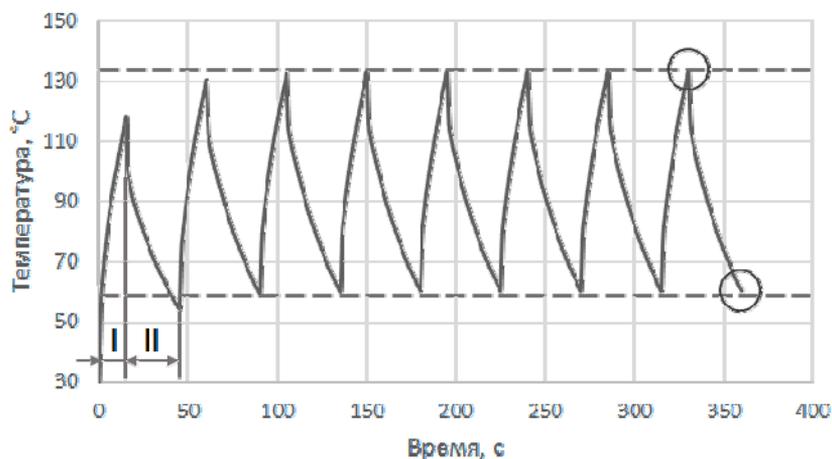


Рис. 10. Изменение максимальной температуры ГОЦ во времени

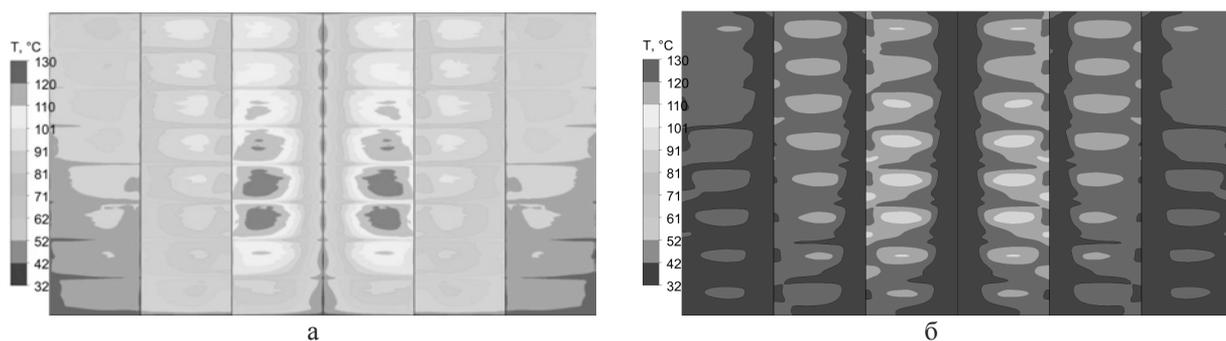


Рис. 11. Температура на лицевой поверхности ГО на последнем цикле в момент наибольших (а) и наименьших (б) тепловых нагрузок

В момент завершения последнего цикла теплового нагружения максимальная температура лицевой поверхности ГО не превышает  $133\text{ }^{\circ}\text{C}$ . На практике подача охлаждающей жидкости по магистралям системы охлаждения ГО осуществляется под давлением. В соответствии с данными [0], давление охлаждающей жидкости в системах охлаждения ГО, аналогичных рассматриваемой, составляет 6 атм и более. В этих условиях температура кипения воды превышает значение  $158\text{ }^{\circ}\text{C}$ . Таким образом, параметры работы рассматриваемой системы охлаждения ГО соответствуют штатному режиму работы, исключая возможность кипения охлаждающей жидкости, что обеспечивает охлаждение ГО в процессе всего цикла теплового нагружения.

## Литература

1. Zhang J. J., Qu Z. G., Fu R. P., He Y. L. Experimental study on the transient thermal characteristics of an integrated deflector under the periodic impingement of a supersonic flame jet, *International Journal of Heat and Mass Transfer*. Vol. 85, June 2015. P. 811–823.
2. Zhang J. J., Qu Z. G., Fu R. P., Tao W. Q. Part II: Numerical study on the flow and thermal characteristics of an integrated deflector under the periodic impingement of a supersonic high temperature jet, *International Journal of Heat and Mass Transfer*. Vol. 85, June 2015. P. 1095–1111.
3. Kuizhi Yue, Liangliang Cheng, Hu Liu, Yunliang Wang. Analysis of jet blast impact of embarked aircraft on deck takeoff zone, *Aerospace Science and Technology*. Vol. 45, September 2015. P. 60–66.

4. Liu J., Corrigan A., Kailasanath K., Ramammurti R., Heeb N., Munday D., Gutmark E. E. Impact of Deck and Jet Blast Deflector on the Flow and Acoustic Properties of Imperfectly Expanded Supersonic Jets // AIAA Paper. 2013. № 2013-323

5. <http://www.navybmr.com/>

## СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ МЕТОДИКИ МИММК ДЛЯ РАСЧЕТА ЛАЗЕРНЫХ МИШЕНЕЙ

*К. А. Волкова, А. А. Кибкало, Л. З. Моренко, В. В. Змушко, П. В. Рыбаченко,  
А. В. Попов, В. В. Ватулин, А. С. Гнутов, П. Г. Кузнецов, С. А. Донцов*

Российский Федеральный Ядерный Центр –  
Всероссийский НИИ экспериментальной физики, г. Саров

Методика МИММК была разработана в 2000-х годах и предназначалась для моделирования методом Монте-Карло спектрального переноса излучения на двумерном газодинамическом разрезе методики МИМОЗА в режиме параллельных вычислений [0, 0].

В нелинейных задачах переноса излучения на каждом временном шаге разностным методом решаются уравнения газодинамики в двумерной постановке, затем методом Монте-Карло моделируется перенос излучения в приближении локального термодинамического равновесия (ЛТР). Со временем были написаны программы моделирования лазерного излучения для более полного учета процессов, протекающих в лазерных мишенях.

Трехмерная версия методики МИММК создана на основе методики МИМОЗА-НДЗД [0] и предназначена для решения трехмерных неравновесных задач с учетом следующих физических процессов (первые два процесса считаются по программам Монте-Карло, остальные по программам МИМОЗА-НДЗД):

- перенос и поглощение энергии лазерного излучения (ЛИ) в приближении геометрической оптики (с учетом степени ионизации плазмы и обратно-тормозного механизма поглощения),
- спектральный перенос рентгеновского излучения (РИ),
- газодинамическое движение плазмы (ГД),
- электронная теплопроводность с возможностью ограничения (ЭТП),
- ионная теплопроводность (ИТП),
- обмен энергией между электронами и ионами (ОБМЕН).

В двумерной методике вызов всех подпрограмм МИМОЗА (МИМ) и подпрограмм Монте-Карло (МК) осуществлялся на каждом шаге во времени последовательно, в соответствии с нумерацией программ в методике МИМОЗА (рис. 1). Программы МИМ работали на 2 процессорах – базовом и рабочем, остальные процессоры использовались только для моделирования переноса частиц методом Монте-Карло.



Рис. 1. Последовательность работы программ в двумерной методике МИММК

Реализованный алгоритм не ограничивает число используемых процессоров. Величина статистической погрешности уменьшается в  $\sqrt{N}$  раз (где  $N$  – число процессоров) по сравнению с однопроцессорным расчетом.