УДК 533.5

Оптимизация аэротермодинамической конструкции планетарного транспортного средства

Ш. Шиванк¹, Ш. Харшул², Н.А. Хаммад³, Г. Малайканнан³

¹Мичиганский университет, Анн-Арбор, Мичиган, США ²Высший институт аэронавтики и космоса, Тулуза, Франция

³Институт науки и технологий SRM, Каттанкулатур, Тамил Наду, Индия

E-mail: malaikannan.g@ktr.srmuniv.ac.in, malaikag@srmist.edu.in

Представленная работа посвящена оптимизации конструкций различных летательных аппаратов, предназначенных для входа в атмосферу планет. Авторы выбрали в качестве целевой функции аэротермодинамические характеристики теплового потока и сопротивления, затем проанализировали и смоделировали влияние аэродинамического сопротивления на аппараты для входа в разреженную атмосферу планет. Для моделирования использовался основанный на методе прямого статистического моделирования Монте-Карло пакет программ SPARTA. Оптимизация осуществлялась с помощью модуля оптимизации MATLAB. В работе рассматривались два типа планетарных атмосферных условий: соответствующие Земле и Марсу. Сначала выполнялось моделирование спуска в атмосферу планет аппаратов существующих конструкций и проводилось сравнение аэротермических характеристик каждого из них, после чего конфигурация аппарата подвергалась оптимизации в соответствии с планетарными атмосферными условиями. Полученные результаты дают представление о том, как геометрические параметры аппарата отражаются на аэротермических нагрузках планетарных транспортных средств.

Ключевые слова: оптимизация, тепловой поток, сопротивление, вход в атмосферу планет, метод прямого статистического моделирования Монте-Карло.

Введение

На разных этапах полета в окрестности аппаратов для входа в атмосферу планет реализуются различные режимы обтекания, которые варьируются от режима разреженного потока (при входе в атмосферу) до континуального (околоземного) режима течения. Данные аппараты возвращаются в атмосферу планеты на высоких гиперзвуковых скоростях. При таких скоростях тепловая нагрузка на лобовую поверхность весьма значительна из-за аэродинамического нагрева. Указанные высокие тепловые нагрузки могут вызвать высокоградиентные термические напряжения на поверхности аппарата, что приводит к разрушению его конструкции. Оптимизированная форма аппарата сводит к минимуму вероятность разрушения за счет оптимизации системы тепловой защиты. Фаза входа в атмосферу начинается на высоте более 75 км при скоростях около 7,5 км/с и выше [1]. Однако на таких высотах течение уже не может считаться континуальным, что было показано в обширных исследованиях, которые продемонстрировали, что результаты, полученные на основе уравнений Навье-Стокса для континуального режима, расходятся с экспериментальными данными [2-5]. Традиционный подход вычислительной динамики сплошной среды, основанный на решении дифференциальных уравнений в частных производных для расчета полей возвратного потока между свободно-молекулярным и континуальным режимами течения, также не дает желаемых результатов [6]. Таким образом, континуальное приближение неприменимо для больших высот из-за разрежения. Авторы [1] констатировали, что «...с точки зрения вычислений не существует альтернативы кинетическому подходу для условий с числом Кнудсена порядка единицы или выше» и «Единственное замкнутое уравнение, применимое в этих условиях, — это уравнение Больцмана». Интегро-дифференциальный характер указанного уравнения представляет большую сложность для его численного решения [7], особенно при оценке столкновительного члена в химически реагирующих течениях [8]. Уравнение Больцмана справедливо для разреженного режима, но его решение становится невозможным в случае большого числа частиц [9]. В связи с этим существует необходимость моделирования разреженных течений без применения уравнения Больцмана. В методе прямого статистического моделирования Монте-Карло (DSMC) [10], предложенном Грэмом Остином Бёрдом в начале 1960-х годов [11], такая возможность была достигнута с помощью молекулярного описания потока и его исследования статистическим и стохастическим способами. Для сложных полей течения работоспособность метода DSMC была подтверждена без аналитических решений путем сравнения с экспериментальными данными и посредством моделирования молекулярной динамики [12]. Существенным недостатком метода DSMC является высокая вычислительная нагрузка, которая возникает из-за стохастического характера метода, поскольку для получения точных результатов требуется генерация большого количества моделируемых частиц. Однако этот недостаток компенсируется при использовании параллельных вычислений и гибридных численных подходов [13-15]. Транспортные средства для входа в атмосферу являются многопрофильными, и их конструкция очень часто оказывается сложной, включающей сотни конструкционных параметров.

Проектирование современных космических транспортных систем, таких как аппараты для входа в атмосферу планет, является сложной задачей, поскольку требует определения взаимосвязи между конструкционными параметрами и их влиянием на характеристики транспортного средства. В работе [16] был сделан вывод, что «... для решения таких проблем проектирования, связанных с различными дисциплинами, двумя возможными подходами являются параметрический анализ и оптимизация». Параметрический анализ включает в себя изменение и корректировку значений параметров конструкции для изучения их влияния на характеристики транспортного средства. Это общепринятый метод, используемый в промышленности. В процедуре оптимизации дизайна конструкции оптимизируется некоторая целевая функция, на которую наложены ограничения в виде ограничений-равенств, ограничений-неравенств и граничных условий [17]. По мере увеличения сложности модели параметрический анализ также усложняется, поскольку увеличивается количество основных переменных. Одновременное варьирование большого количества переменных становится затруднительным, в результате чего процедура оптимизации становится лучшей альтернативой, так как она является автоматизированной и позволяет одновременно изменять большое количество переменных [16]. В связи с этим алгоритмы оптимизации широко используются для получения наиболее эффективного профиля. В таких алгоритмах используется итеративная процедура для получения улучшенной целевой функции путем изменения конструкционных переменных в рамках существующих ограничений [16]. Оптимизация представляет собой систематический процесс поиска наилучшего решения из всех возможных решений. Как было указано выше, это автоматизированный подход, который используется для одновременной обработки тысяч переменных с целью получения оптимальных решений и определения наилучшей конструкции аппарата среди множества возможных. Задача оптимизации состоит в максимизации или минимизации целевой функции посредством систематического выбора входных значений в определенных пределах и удовлетворении ограничениям. Большинство современных подходов к оптимизации конструкций сильно зависит от используемых алгоритмов оптимизации и решателей. Исходя из типа возникшей проблемы, можно выбрать тот или иной алгоритм. Эффективность набора инструментов и алгоритма оптимизации зависит от возможности выбора метода анализа, способного работать столько раз, сколько требуется (часто тысячи раз), выполняться в течение адекватного времени и использовать минимальные вычислительные ресурсы. В работе [18] был представлен подробный обзор конструкций теплозащитной системы для межпланетных полетов, при этом конструкции почти всех транспортных средств имели форму усеченной сферы или сферы-конуса. В настоящей работе выполняется оптимизация конструкций аппаратов, имеющих форму усеченной сферы (аппарат FIRE-II) и 70-градусной сферы-конуса (annapat Viking), предназначенных для входа в атмосферу Земли и Марса соответственно, путем минимизации теплового потока и максимизации лобового сопротивления с целью получения лучших аэротермических характеристик аппарата. Для оптимизации используется пакет MATLAB, являющийся весьма функциональным и удобным инструментом оптимизации. Используемая целевая функция представляет собой ограниченную нелинейную функцию многих переменных. В этой связи применяется решатель нелинейного программирования *fmincon*, который находит минимум ограниченной нелинейной функции многих переменных. Также в работе используется пакет SPARTA (стохастический параллельный точный по времени анализатор разреженных газов) для моделирования как оптимизированных, так и неоптимизированных конфигураций в области разрежения.

1. Методика оптимизации

Работа по оптимизации любого межпланетного транспортного средства требует знаний целого ряда дисциплин: геометрии, аэродинамики, термодинамики, разработки конструкций и вычисления траекторий. В большинстве исследований применялась либо аэротермодинамическая оптимизация [19–23], либо совместно аэротермодинамическая и траекторная оптимизации [24–27]. Оценка алгоритма оптимизации и его сложности в литературных источниках сильно варьируется. Используемый в настоящей работе алгоритм оптимизации обеспечивает несложную процедуру оптимизации желаемой формы спускаемого аппарата. Результаты представлены в виде значений переменных, для которых рассматриваемая функция является наиболее эффективной и производительной. Для достижения указанной цели в процедуре оптимизации должны быть заданы подходящая целевая функция, функция ограничения и диапазон изменения каждой рассматриваемой переменной. Целевая функция — это параметр, на основе которого оценивается эффективность или производительность системы, тогда как функция ограничений и диапазон изменения переменных обеспечивают ограничение, необходимое

для достижения уникального набора допустимых значений переменных. Оптимизация аэротермодинамического дизайна требует взаимодействия нескольких дисциплин, а именно: геометрии, термодинамики и аэродинамики. На рис. 1 приведен алгоритм проводимой оптимизации, который заключается в следующем. Рассматриваются уравнения каждой из дисциплин, и с использованием этих же уравнений определяется целевая функция. Устанавливаются ограничения для целевой функции и для переменных, и затем процесс повторяется для получения оптимальных значений. Результаты выдаются в виде выходных данных, в которых переменные находятся в пределах указанных ограничений и границ. Модуль оптимизации MATLAB предоставляет собой удобную платформу для выполнения такой процедуры.

1.1. Аэротермодинамическая параметрическая оптимизация

Основным параметром, используемым при анализе возвращаемых аппаратов на основе скорости нагрева, является баллистический коэффициент (БК) [28], который определяется как

$$BC = \frac{m}{C_D A},$$
(1)

где m — масса аппарата, C_D — коэффициент лобового сопротивления, A — площадь поверхности. Величина ВС обратно пропорциональна скорости торможения, которое испытывает аппарат при движении в атмосфере. Следовательно, транспортное средство с низким БК (имеющее затупленную форму) будет замедляться из-за сопротивления атмосферы намного быстрее, чем транспортное средство с высоким БК (обтекаемое транспортное средство). Максимальная скорость нагрева для случая высоких БК гораздо больше и реализуется на гораздо меньшей высоте, чем в случае аппаратов с низким БК. Следовательно, для лучшей оптимизации требуются низкие значения БК. Поскольку БК обратно пропорционален коэффициенту лобового сопротивления (C_D), то для оптимизации конструкции лобовое сопротивление должно быть максимальным. Предложенный алгоритм оптимизации зависит от влияния скорости нагрева (теплового потока) и коэффициента аэродинамического сопротивления, поэтому в качестве целевой функции ис-



Рис. 1. Алгоритм процесса оптимизации.

пользуются уравнения для теплового потока и коэффициента сопротивления в сочетании с подходящей геометрией. Эти уравнения разрабатываются с использованием геометрических параметров транспортного средства в качестве функциональных переменных. Тепловой поток [29] описывается общим уравнением для гиперзвукового течения в критической точке:

$$q_{\rm w} = \rho_{\infty}^N V_{\infty}^M C, \tag{2}$$

где ρ_{∞} — плотность набегающего потока, V_{∞} — скорость аппарата. В точке торможения имеем: M = 3, N = 0,5, C = 1,83 \cdot 10^{-8} R^{-1/2} (1 - h_w/h_0), где R — радиус затупления носовой части в метрах, h_w — энтальпия стенки, h_0 — полная энтальпия. При этом коэффициент лобового сопротивления [30] определяется из уравнения

$$C_D = \left(1 - \sin^4 t\right) \left(r_n / r_c\right)^2 + 2\sin^2 t \left[1 - \left(r_n / r_c\right)^2 \cos^2 t\right],\tag{3}$$

где t — угол полураствора конуса конического сечения, r_n и r_c — соответственно меньший и больший радиусы сечения затупленного конуса.

1.2. Модуль оптимизации пакета MATLAB

Назначением модуля оптимизации является минимизация теплового потока и достижение максимального сопротивления, в результате чего значение баллистического коэффициента окажется минимальным. Низкие значения БК вызовут сильное торможение возвращаемого аппарата, что приведет к низкой скорости нагрева. Задача оптимизации состоит в определении таких оптимизированных значений конструкционных параметров, которые обеспечат минимальное значение целевой функции

$$\min f(x) = q_w / C_D, \tag{4}$$

т.е. необходимо выполнить ее минимизацию. С этой задачей хорошо справляется решатель нелинейного программирования *fmincon*, который предназначен для нахождения минимума ограниченной нелинейной функции многих переменных [31, 32]. Для получения оптимизированных значений модуль оптимизации использует метод внутренней точки. Этот модуль содержит три файла, в первом из которых задается целевая функция, во втором — функция ограничений, а в третьем — основная функция. Указанные функции кратко описываются ниже в разделах 1.2.1, 1.2.2 и 1.2.3.

1.2.1. Целевая функция

Рассматриваемая целевая функция является ограниченной нелинейной функцией многих переменных. Функция *fmincon* выполняет нелинейную оптимизацию с ограничениями и поддерживает линейные и нелинейные ограничения [31]. Целевая функция определяется здесь совместно с используемыми в ней переменными. Оптимизатор минимизирует целевую функцию и находит оптимизированное значение для переменных, указанных в целевой функции. Целевая функция для двух космических аппаратов описывается следующим образом. Для случая земной атмосферы для оптимизации конструкции был выбран аппарат FIRE-II, который имеет форму усеченной сферы. На рис. 2 приведены конструктивные параметры и размеры данного возвращаемого аппарата. Целевая функция для аппаратов FIRE-II и Viking задается уравнением

$$f(x) = q_{\rm w} / C_D, \tag{5}$$



Рис. 2. Схема аппарата FIRE-II. Конструктивные параметры (*a*) и профиль, полученный с помощью системы автоматического проектирования (САПР) (*b*).

где q_w — тепловой поток на аппарат (Вт/м²), C_D — коэффициент аэродинамического сопротивления для затупленного конуса. Для аппарата FIRE-II рассматриваются четыре конструктивных параметра: радиус носовой части (r), угол полураствора конуса (t), меньший радиус затупленного конуса (r_n), а также длина между кривой и основанием конического сечения (t_n). Для случая марсианского состава атмосферы был выбран спускаемый аппарат Viking. Он представляет собой 70-градусный шар-конус с двойным конусным основанием. Конструктивные параметры спускаемого аппарата Viking и его размеры приведены на рис. 3. Для данного аппарата учитываются три конструктивных параметра: радиус вершины (r), половинный угол кривизны (Ω) и больший радиус затупленного конуса (r_c).

1.2.2. Ограничивающая функция

Файл с функцией *fmincon* содержит ограничивающие неравенства c(d) и ограничивающие равенства ceq(d). В качестве параметров, ограничения на значения которых задаются равенствами, были выбраны длина транспортного средства и коэффициент затупления для аппаратов FIRE-II и Viking соответственно. Длина аппарата ограничивалась исходным значением с тем, чтобы исключить любую неправильную форму.



Рис. 3. Схема спускаемого аппарата Viking. Конструктивные параметры (*a*) и профиль САПР (*b*).

Коэффициент затупления (*r*/*r_c*) фиксировался на уровне 0,25, что является общим значением, используемым для марсианских аппаратов. В качестве параметров, ограничения на которые выражаются неравенствами, были выбраны значения теплового потока и аэродинамического сопротивления (для обоих аппаратов: FIRE-II и Viking). Значение теплового потока ограничивалось текущим значением, установленным как максимальное, так что полученное оптимизированное значение теплового потока должно оказаться меньшим, чем его неоптимизированное значение. Значение аэродинамического сопротивления для исходного случая FIRE-II рассчитывалось с использованием уравнения (3), и, поскольку целью моделирования являлось увеличение сопротивления, второе ограничение определялось таким образом, чтобы значение аэродинамического сопротивления, полученное для оптимизированной формы, превысило исходное значение сопротивления. В дополнение к указанному ограничению, выраженному для аппарата FIRE-II неравенством, был выбран радиус поперечного сечения основания затупленного конуса. Данный радиус должен быть выше, чем в случае неоптимизированной геометрии, поэтому площадь поверхности увеличится и так же возрастает сопротивление.

1.2.3. Функция таіп

Назначение функции *main* заключается в инициализации независимых переменных, задании параметров оптимизации и вызове оптимизатора. Изначальные значения, а также верхняя и нижняя границы для конструкционных переменных определены во внутреннем коде. Внутренний код использует оптимизатор *fmincon*, доступный в MATLAB. Синтаксис функции *fmincon* в общем случае имеет вид:

d = fmincon (fun, d0, A, b, Aeq, beq, lb, ub, nonlcon, options),

где fun — минимизируемая целевая функция, d0 — начальное значение расчетной переменной, A, b и Aeq, beq — коэффициенты ограничений, выраженных неравенствами и равенствами соответственно, nonlcon — функция, в которой определены как ограничения c(d), заданные неравенствами, так и ограничения ceq(d), заданные равенствами; lb и ub — нижняя и верхняя границы для переменной d, a option — набор опций для отображения истории оптимизации. Основная функция одинакова для спускаемых аппаратов FIRE-II и Viking. В настоящем исследовании целевая функция и функция ограничений вызываются для каждого случая, при этом синтаксис функции fmincon записывается как

x = fmincon (obj-opt, x0, [], [], [], [], lb, ub, constr-og, option),

здесь obj-opt — минимизируемая целевая функция, x0 — начальное значение конструкционных переменных, *constr-og* — функция, в которой определены как ограничениянеравенства c(d), так и ограничения-равенства ceq(d), переменные *lb* и *ub* определяют нижнюю и верхнюю границы для проектных переменных *xi* и *option*: устанавливают опции для отображения истории оптимизации. Поскольку ограничения, выражаемые неравенствами и равенствами, вызываются функцией ограничения (*constr-og*), коэффициенты в синтаксисе функции *fmincon* остаются пустыми ([]). После запуска основной функции оптимизатор начинает выполнять итерации от начальных значений и сводит решение к оптимальному значению.

2. Метод моделирования и его описание

2.1. SPARTA

SPARTA — это программа, реализующая метод прямого статистического моделирования Монте-Карло (DSMC) с открытым исходным кодом, разработанным фирмой Sandia National Laboratories [12]. Данный анализатор способен выполнять моделирование потока газов с низкой плотностью в двух или трех измерениях (2D или 3D). Он реализует метод DSMC, описанный в монографии [10], с использованием иерархической декартовой сетки, наложенной на область моделирования. Сетка применяется для группировки частиц в её ячейках при моделировании столкновений и химических реакций. Физические объекты с триангулированной поверхностью встраиваются в сетку для моделирования течения. Код SPARTA обеспечивает гибкость для пользователя и может работать на одном процессоре или в параллельном режиме. Для этого требуется информация об окружающем газе и тестовой модели, которая хранится в отдельных файлах (например, вид, данные и входной файл).

2.2. Начальное состояние

Шаг по времени и размер ячейки выбираются в соответствии с требованиями метода DSMC. Шаг по времени выбирается меньшим, чем среднее время столкновения (τ), а размер ячейки выбирается меньшим, чем средняя длина свободного пробега частиц (λ). Среднее время столкновения определяется формулой

$$\tau = \lambda / \overline{c'}$$
, где $\overline{c'} = \sqrt{3k_{\rm B}T / m}$,

здесь $\overline{c'}$ — средняя тепловая скорость, $k_{\rm B}$ — постоянная Больцмана, m — средневзвешенное значение молярной массы. Моделируемые частицы поддерживаются в достаточном количестве в каждой ячейке за счет соответствующего выбора значения параметра $F_{\rm num}$, который равен отношению числа реальных молекул к числу моделируемых частиц.

2.3. Параметры моделирования

Двумерные профили, полученные с применением системы автоматического моделирования (САПР) для аппаратов FIRE-II и Viking, изображены на рис. 2b и 3b соответственно. Сетка, сгенерированная программой SPARTA, представляет собой декартову иерархическую сетку, т.е. грани ее ячейки на любом уровне иерархии выравнены по осям хуz. Для аппарата FIRE-II принимались условия набегающего потока из работы [33]. Геометрический профиль Viking и скорость входа в атмосферу выбирались аналогичными описанным в работе [18]. Состав атмосферы для моделирования и входной сценарий для аппарата FIRE-II приведены в табл. 1 и 2, а для аппарата Viking — в табл. 3 и 4.

Таблица 1 Состав земной атмосферы для моделирования аппарата FIRE-II

| Молекулярная компонента | N_2 | O ₂ |
|-------------------------|-------|----------------|
| Состав | 78,09 | 21,91 |

Для моделирования столкновений использовалась модель твердых сфер с переменным радиусом (Variable Hard Sphere, VHS) [34]. Граничные условия для потока указаны в верхней, нижней и правой частях расчетной области для всех выполненных расчетов.

Таблица 2

Входные параметры гиперзвукового потока в окрестности аппарата FIRE-II при оптимизированном и неоптимизированном моделировании

| Входные параметры | FIRE-II |
|-------------------------------------|------------------------|
| Размер области | 3 m × 3 m |
| Число ячеек | 519×519 |
| Числовая плотность, м ⁻³ | $4,0337 \cdot 10^{20}$ |
| F _{num} | $1,7219 \cdot 10^{14}$ |
| Скорость входа в атмосферу, м/с | 8500 |
| Температура набегающего потока, К | 212 |
| Температура поверхности аппарата, К | 460 |
| Шаг по времени, с | 0,000001 |

Таблица 3

Состав атмосферы Марса для моделирования аппарата Viking

| Компонента | CO ₂ | Ν | Ar | 0 | СО |
|------------|-----------------|-----|-----|------|------|
| Состав | 95,32 | 2,8 | 1,7 | 0,13 | 0,05 |

Таблица 4

Входные параметры гиперзвукового потока среды в окрестности аппарата Viking при оптимизированном и неоптимизированном моделировании

| Входные параметры | Viking |
|-------------------------------------|------------------------|
| Размер области | 6 м× 6 м |
| Число ячеек | 1452 × 1452 |
| Числовая плотность, м ⁻³ | $2,1304 \cdot 10^{20}$ |
| F_{num} | $2,8473 \cdot 10^{14}$ |
| Скорость входа в атмосферу, м/с | 4500 |
| Температура набегающего потока, К | 151,17 |
| Температура поверхности аппарата, К | 460 |
| Шаг по времени, с | 0,00009 |

2.4. Проверка работоспособности программы SPARTA

Пакет программ SPARTA, основанный на методе прямого статистического моделирования Монте-Карло, хорошо проверен для многих внутренних и внешних потоков [9, 35]. Авторами было проведено проверочное моделирование гиперзвукового обтекания цилиндра на скорости 10 чисел Маха и сравнение результатов расчетов с данными, полученными с помощью решателя Монте-Карло МОNACO [36]. Диаметр цилиндра составлял 0,3048 м, в качестве среды рассматривался одноатомный аргон. Входные параметры системы SPARTA для значения числа Кнудсена, равного 0,01, данными были взяты из работы [36]. Входные параметры указаны в табл. 5. На рис. 4 показано линейное изменение коэффициента поверхностного давления и коэффициента теплопередачи в зависимости от изменения угла вдоль цилиндра (Ф). Результаты, полученные с помощью решателя SPARTA, показывают близкое соответствие результатам, полученным с помощью решателя MONACO.

3. Результаты и обсуждение

В представленной работе с использованием описанного алгоритма оптимизации была проведена оптимизация геометрического профиля двух аппаратов для входа

| Входные параметры | Величина |
|-------------------------------------|-------------------------|
| Размер области | 0,6096 м × 0,6096 м |
| Число ячеек | 500 × 500 |
| Числовая плотность, м ⁻³ | $4,247 \cdot 10^{20}$ |
| F _{num} | 1,4864·10 ¹³ |
| Скорость входа в атмосферу, м/с | 2634,14 |
| Температура набегающего потока, К | 200 |
| Температура поверхности аппарата, К | 500 |
| Шаг по времени, с | 0,000005 |

Таблица 5 Входные параметры для проверочного счета



Рис. 4. Сравнение коэффициентов теплопередачи $C_H(a)$ и давления $C_p(b)$, полученных при помощи решателей SPARTA (1) и MONACO (2).

в атмосферу планет. В первом случае рассматривался вход возвращаемого аппарата FIRE-II с гиперзвуковой скоростью в атмосферу Земли, а во втором — вход возвращаемого аппарата Viking с гиперзвуковой скоростью в атмосферу Марса.

3.1. Гиперзвуковое обтекание аппарата FIRE-II

Моделирование возвращаемого аппарата FIRE-II проводилось для случая входа в атмосферу Земли. В результате запуска функции *main* MATLAB для случая FIRE-II было получено оптимизированное решение. Оно считалось найденным по достижении положения, когда целевая функция не убывает в допустимых направлениях, находится в пределах значения допуска оптимальности, установленного по умолчанию, и при этом удовлетворяются заданные ограничения. Для получения оптимизированной формы аппарата требовалось проведение 10-15 итераций. Параметры оптимизированной конструкции приведены в табл. 6. С использованием оптимизированных параметров и с помощью

Таблица 6

| Оптимизированные конструктивные параметры аппарата FIRE-II | | | |
|---|-------------------------|-----------------------|--|
| Параметры конструкции | Неоптимизи- рованные | Оптимизи- рованные | |
| <i>r</i> , м | 0,93 | 0,9699 | |
| <i>t</i> , град. | 33 | 43,424 | |
| <i>r_n</i> , м | 0,04 | 0,02 | |
| <i>t_n</i> , м | 0,06 | 0,0899 | |



Рис. 5. Оптимизированные параметры конфигурации аппаратов FIRE-II (a) и Viking (b).

САПР был получен новый оптимизированный профиль аппарата FIRE-II, представленный на рис. 5а. Затем измененная форма снова моделировалась и анализировалась в пакете программ SPARTA. Контуры x-компоненты скорости и температуры соответственно показаны на рис. 6 и 7 для оптимизированной и неоптимизированной геометрий. Величины, отложенные вдоль осей Х и У, нормализованы по диаметру аппарата Д. Решатель четко фиксирует оторвавшуюся головную волну перед аппаратом. Результаты моделирования явно отражают зоны рециркуляции для оптимизированных и неоптимизированных условий. Размер зоны рециркуляции для неоптимизированного случая мал по сравнению с оптимизированным. Это приводит к увеличению коэффициента давления для оптимизированного случая. Данные о тепловом потоке снимались с поверхности теплозащитного экрана аппарата. Тепловой поток вдоль поверхности аппарата FIRE-II представлен числом Стэнтона (С_н). Изменение коэффициента теплопередачи поверхности показано на рис. 8а как для неоптимизированной, так и для оптимизированной форм аппарата. Для оптимизированного случая он показывает относительно низкое значение по сравнению с неоптимизированным. Из рис. 9а видно, что как для неоптимизированной, так и для оптимизированной форм FIRE-II существенного изменения температуры



Рис. 6. Поле *Х*-компоненты скорости оптимизированного (*a*) и неоптимизированного (*b*) профилей аппарата FIRE-II.



Рис. 8. Изменение коэффициента теплопередачи (*a*) и давления (*b*) оптимизированного (*1*) и неоптимизированного (*2*) профилей аппарата FIRE-II.

после ударной волны не наблюдается. Следовательно, уменьшение теплового потока в основном связано с изменением геометрических параметров аппарата. В случае оптимизированной формы кривая температуры за ударной волной смещается вперед по сравнению



Рис. 9. Изменение температуры после ударной волны для оптимизированного (1) и неоптимизированного (2) профилей аппаратов FIRE-II (a) и Viking (b).

Таблица 7

| | • | |
|---|-------------------------------|-----------------------------|
| Параметры | Неоптимизированный профиль | Оптимизированный профиль |
| Поток тепла в критической точке (теория), Вт/см ² | 50,0704 | 49,0272 |
| Поток тепла в критической точке (DSMC), Вт/см ² | 49,235 | 48,314 |
| <i>C_D</i> (теория) | 0,5546 | 0,9456 |
| <i>C</i> _D (моделирование) | 0,515 | 0,975 |

Сравнение теоретических результатов и результатов моделирования для аппарата FIRE-II

Таблица 8

| Параметры | Неоптимизированный профиль | Оптимизированный профиль | % уменьшения |
|--|-------------------------------|-----------------------------|-----------------|
| Тепловая нагрузка, Ватт | 33419,19 | 26826,18 | 19,72 |
| Удельный баллистический коэффициент, м ⁻² | 0,12733 | 0,092899 | 27,0408 |

Оптимизированные результаты для аппарата FIRE-II

с неоптимизированной из-за небольшого увеличения радиуса вершины, однако ее значение остается одинаковым для обоих случаев.

Изменение коэффициента поверхностного давления для обеих форм аппарата отображено на рис. 8b. Видно, что у оптимизированного профиля более широкий диапазон значений давления, чем у неоптимизированного. Сравнение теоретических значений теплового потока в точке торможения и коэффициента сопротивления с результатами, полученными с помощью DSMC, приведено в табл. 7. Наблюдаемая тенденция соответствует теоретическим предсказаниям: профиль с большим сопротивлением замедляется, вследствие чего имеет место меньший тепловой поток на теплозащитном экране; это обстоятельство делает профиль более эффективным. Интегральная поверхностная тепловая нагрузка и значения удельного баллистического коэффициента приведены в табл. 8. Оптимизированный профиль показывает снижение тепловой нагрузки на 19,72 % по сравнению с неоптимизированным. Значения удельного баллистического коэффициента, рассчитанного для обоих случаев, показали, что его величина также снизились на 27,04 %.

3.2. Гиперзвуковое обтекание аппарата Viking

Для аппарата Viking был оптимизирован процесс вхождения в марсианскую атмосферу. Оптимизированные параметры конструкции были получены с применением алгоритма оптимизации MATLAB. Оптимальные значения расчетных параметров приведены в табл. 9. Также с использованием оптимизированных параметров конструкции был построен

| Оптимизированные конструкционные параметры аппарата Viking | | | |
|---|-------------------------|-----------------------|--|
| Конструкционные параметры | Неоптимизи- рованные | Оптимизи- рованные | |
| <i>r</i> , м | 0,876 | 0,889 | |
| Ω, градус | 19,056 | 24,9884 | |
| <i>r_c</i> , м | 1,735 | 1,78 | |

Таблица 9



Рис. 10. Поле X-компоненты скорости оптимизированного (a) и неоптимизированного (b) профилей аппарата Viking.

оптимизированный профиль САПР, который представлен на рис. 5b. Для этого оптимизированного профиля также было выполнено моделирование с помощью пакета программ SPARTA.

Величины, отложенные по осям X и Y, нормализовывались по диаметру аппарата. На рис. 10 и 11 показаны x-компонента скорости и температура соответственно для оптимизированной и неоптимизированной конфигураций. Как и в случае с аппаратом FIRE-II, перед аппаратом Viking решатель фиксирует оторвавшуюся головную ударную волну. Тепловой поток вдоль поверхности аппарата Viking представлен числом Стентона C_H. Изменение коэффициента теплопередачи и давления показано на рис. 12 для обеих (оптимизированной и неоптимизированной) форм аппарата. Оптимизированный случай демонстрирует сравнительно низкие значения теплового потока и более высокое значение коэффициента давления. Сравнение теоретических значений теплового потока в точке торможения и коэффициента лобового сопротивления с результатами, полученными с помощью DSMC, приведено в табл. 10. Данные по изменению температуры после ударной волны аналогичны данным проведенного моделирования для аппарата FIRE-II (см. рис. 9b). Интегральная тепловая нагрузка и значения удельного баллистического



Рис. 11. Поле температуры оптимизированного (*a*) и неоптимизированного (*b*) профилей аппарата Viking.



Рис. 12. Изменение коэффициента теплопередачи (*a*) и давления (*b*) оптимизированного (1) и неоптимизированного (2) профилей аппарата Viking.

Таблица 10 Сравнение теоретических результатов и результатов моделирования для annapata Viking

| Параметры | Неоптимизированный профиль | Оптимизированный профиль |
|--|----------------------------|--------------------------|
| Поток тепла в критической точке (теория), Вт/см ² | 59,1490 | 58,3874 |
| Поток тепла в критической точке (DSMC), Вт/см ² | 60,253 | 59,127 |
| <i>C_D</i> (теория) | 0,2349 | 0,3869 |
| <i>C</i> _D (моделирование) | 0,255 | 0,367 |

Таблица 11

Оптимизированные результаты для аппарата Viking

| Параметры | Неоптимизированный профиль | Оптимизированный профиль | % снижения |
|--|----------------------------|-----------------------------|------------|
| Тепловая нагрузка, Ватт | 1795,973 | 1771,130 | 1,4 |
| Удельный баллистический коэффициент, м ⁻² | 2,01421 | 1,55679 | 22,7096 |

коэффициента представлены в табл. 11 для оптимизированного и неоптимизированного случаев. Оптимизированный профиль показывает снижение тепловых нагрузок на 1,4 %. Значение БК также рассчитывалось для обоих случаев и показало снижение на 22,71 %.

Выводы

Достигнута основная цель оптимизации формы аппаратов, предназначенных для входа в атмосферу планет с различным газовым составом. Проведенная оптимизация основана на минимизации теплового потока и минимизации баллистического коэффициента аппарата. Оптимизированная и неоптимизированная конфигурации аппарата моделировались и анализировались в соответствующих атмосферах при одних и тех же условиях потока. Результаты показали, что процесс оптимизации позволяет получить форму транспортного средства, обладающего улучшенным набором аэротермических характеристик. Далее проверочное исследование результатов, полученных с применением пакета SPARTA, проводилось также с использованием кода MONACO и последующим сопоставлением результатов. Тепловой поток и коэффициент сопротивления учитывались в качестве целевой функции в алгоритме оптимизации. Тепловой поток сводится к минимуму, а лобовое сопротивление максимизировалось для достижения низкого значения баллистического коэффициента. Показано, что полученный оптимизированный профиль вместе с теплозащитным экраном обеспечивает меньший интегральный тепловой поток. При этом значение лобового сопротивления теплозащитного экрана выше, чем в неоптимизированном случае, что приводит к лучшим аэротермическим характеристикам аппарата. Сохранение профиля температуры в области после ударной волны показывает, что снижение теплового потока связано только с оптимизацией формы профиля аппарата. Наконец, в исследовании представлены общая процедура и алгоритм оптимизации для модификации формы усеченной сферы и сферы-конуса планетарного транспортного средства с соответствующим изменением значений констант в целевой функции и ограничениях.

Доступность данных

Некоторые или все данные, модели или код, подтверждающие результаты этого исследования, можно получить по запросу у соответствующего автора.

Благодарности

Авторы благодарят Суперкомпьютерный центр SRM, SRM IST за предоставленные вычислительные средства; авторы признательны за возможность использования среды Advanced Computing Lab (ACL) в отделе аэрокосмической техники SRMIST; авторы также признательны разработчикам использованного кода SPARTA.

Обозначения

- ВС баллистический коэффициент, кг/м²,
- C_D коэффициент лобового сопротивления,

c — скорость молекул, м/с,

- *c*(*d*) коэффициент для ограничений, выражаемых неравенствами,
- *ceq*(*d*) коэффициент для ограничений, выражаемых равенствами,
- $\overline{c'}$ средняя тепловая скорость, м/с,
- *D* диаметр аппарата, м,
- *d* диаметр молекул, м,
- d0 начальное значение проектной переменной,
- $F_{\rm num}$ отношение числа реальных молекул
- к числу модельных частиц, h_0 полная энтальпия, Дж/кг,
- h_0 нолная энтальния, дж/кг, h_w — энтальпия стенки, Дж/(кг·К),
- $k_{\rm B}$ константа Больцмана, м²/(кг²·K),

 $(k_{\rm B} = 1,38064852 \cdot 10^{-23}),$

в атмосферу,

- lb нижняя граница проектной переменной d,
- М число Маха,
- *т* масса молекул, кг,

выражаемых неравенствами, *option* — задание опций для показа истории оптимизации, q_w — тепловой поток на поверхность аппарата, BT/m^2 , R — радиус затупления носовой части, м, r_n — меньший радиус затупленного конуса, м, r_c — больший радиус затупленного конуса, м,

nonlcon — функция для задания ограничений,

n — счетная плотность, м⁻³,

- Т температура набегающего потока, К,
- t половинный угол раствора конуса, град,
- t_n длина участка между кривой и основанием конического сечения, м,
- *ub* верхние границы интервала изменения конструкционной переменной *d*,
- Δt шаг по времени, с,
- λ длина свободного пробега, м,
- Ω половинный угол кривизны, град,
- τ среднее время столкновения, с.

Сокращения

- САПР система автоматического проектирования,
- CFD вычислительная гидродинамика, DSMC прямое статистическое моделирование
- методом Монте-Карло, FIRE II — летное исследование условий входа
- SPARTA стохастический параллельный анализатор разреженного газа с точностью во времени (Stochastic Parallel Rarefied-gas Time-accurate Analyzer).

Список литературы

- Moss J.N., Bird G.A. Direct simulation of transitional flow for hypersonic reentry conditions // J. Spacecraft and Rockets. 2003. Vol. 40, No. 5. P. 830–843.
- Olynick D.R., Taylor J.C., Hassan H. Comparisons between Monte-Carlo methods and navier-stokes equations for re-entry flows // J. Thermophysics and Heat Transfer. 1994. Vol. 8, No. 2. P. 251–258.
- Boyd I.D., Chen G., Candler G.V. Predicting failure of the continuum fluid equations in transitional hypersonic flows // Physics of Fluids. 1995. Vol. 7, No. 1. P. 210–219.
- Wright M., Sinha K., Olejniczak J., Candler G., Magruder T., Smits A. Numerical and experimental investigation of double-cone shock interaction // AIAA J. 2000. Vol. 38, No. 12. P. 2268–2276.
- Roy C., Bartel T., Gallis M., Payne J. DSMC and Navier-Stokes predictions for hypersonic laminar interacting flows // 39th Aerospace Sci. Meeting and Exhibit. 2001. P. 1030-1–1030-14.
- Gallis M.A., Koehler T.P., Plimpton S.J. Stochastic particle real time analyzer validation and verification test suite // Sandia Report. 2014. No. SAND20M-19198.
- 7. Vincenti W., Kruger C. Introduction to physical gas dynamics. New York: Wiley, 1965. 528 p.
- Ivanov M., Gimelshein S. Computational hypersonic rarefied flows // Annual Rev. Fluid Mech. 1998. Vol. 30. P. 469–505.
- 9. Klothakis A., Nikolos I., Koehler T., Gallis M.A., Plimpton S.J. Validation simulations of the dsmc code DSMS SPARTE // AIP Conf. Proceedings. 2016. Vol. 1786. AIP Publishing LLC. P. 050016-1–050016-8.
- 10. Bird G.A., Brady J. Molecular gas dynamics and the direct simulation of gas flows. Clarendon press Oxford, 1994. Vol. 5. 458 p.
- Bird G. Approach to translational equilibrium in a rigid sphere gas // Physics of Fluids. 1963. Vol. 6, No. 10. P. 1518–1519.
- 12. Plimpton S., Gallis M. Sparta direct simulation Monte-Carlo DSMC simulator. Sandia National Laboratories, USA. 2015. http://sparta.sandia.
- Malaikannan G., Kumar R. Hybrid particle-particle numerical algorithm for high-speed non-equilibrium flows // Computers and Fluids. 2017. Vol. 152. P. 24–39.
- Malaikannan G., Chinnappan A.K., Kumar R. Novel efficient particle- based hybrid approach for modeling hypersonic rarefied flows // J. Spacecraft and Rockets. 2017. Vol. 54, No. 6. P. 1267–1277.
- Malaikannan G., Kumar R., Chinnappan A.K. A novel efficient hybrid dsmc-dynamic collision limiter algorithm for multiscale transitional flows // Intern. J. Numerical Methods in Fluids. 2018. Vol. 56. P. 565–581.
- 16. Tava M., Suzuki S. Multidisciplinary design optimization of the shape and trajectory of a reentry vehicle // Transactions of the Japan Soc. for Aeronautical and Space Sci. 2002. Vol. 45, No. 147. P. 10–19.
- 17. Martins J.R.R.A. A short course on multidisciplinary design optimization // Class Notes for AEROSP. 2012. 588 p.
- Wright M.J., Milos F.S., Tran P. Afterbody aeroheating flight data for planetary probe thermal protection system design // J. Spacecraft and Rockets. 2006. Vol. 43, No. 5. P. 929–943.
- Johnson J.E., Starkey R.P., Lewis M.J. Aerothermodynamic optimization of reentry heat shield shapes for a crew exploration vehicle // J. Spacecraft and Rockets. 2007. Vol. 44, No. 4. P. 849–859.
- Eyi S., Hanquist K.M., Boyd I.D. Aerothermodynamic design optimization of hypersonic vehicles // J. Thermophysics and Heat Transfer. 2018. Vol. 33, No. 2. P. 392–406.
- Di Giorgio S., Quagliarella D., Pezzella G., Pirozzoli S. An aerothermodynamic design optimization framework for hypersonic vehicles // Aerospace Sci. and Technology. 2019. Vol. 84. P. 339–347.
- 22. Gang C., Min X., Zi-ming W., Si-lu C. RLV reentry trajectory multi- objective optimization design based on NSGAII algorithm // AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conf. and Exhibit. 2005. AIAA 2005-G13. P. 1–6.
- Moosavi S., Mirzaei M., Roshanian J. The multidisciplinary design opti- mization of a reentry vehicle using parallel genetic algorithms // JAST. 2010. Vol. 7, Iss. 1. P. 1–8.
- 24. Armellin R., Lavagna M., Starkey R.P., Lewis M.J. Aerogravity assist maneuvers: coupled trajectory and vehicle shape optimization // J. Spacecraft and Rockets. 2007. Vol. 44, No. 5. P. 1051–1059.
- 25. Luo J. An integrated optimization of RLV reentry trajectory // 4th Intern. Astronautical Congress of the Intern. Astronautic. Federation, the Intern. Academy of Astronautics, and the Intern. Institute of Space Law. 2003. P. A–7.
- Grant M., Clark I., Braun R. Rapid simultaneous hypersonic aerodynamic and trajectory optimization using variational methods // AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conf. 2011. AIAA 2011–6640. P. 1–15.
- Sushnigdha G., Joshi A. Trajectory design of re-entry vehicles using combined pigeon inspired optimization and orthogonal collocation method // IFAC-PapersOnLine. 2018. Vol. 51, No. 1. P. 656–662.
- Theisinger J.E., Braun R.D. Multi-objective hypersonic entry aeroshell shape optimization // J. Spacecraft and Rockets. 2009. Vol. 46, No. 5. P. 957–966.
- Anderson Jr J.D. Hypersonic and high-temperature gas dynamics. New York: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. 811 p.

- 30. Regan F.J. Re-entry vehicle dynamics. New York: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. 1984. 413 p.
- Messac A. Optimization in practice with MATLAB: for engineering students and professionals. Cambridge University Press, 2015. 503 p.
- 32. Boone T., Striz A. Optimization of aircraft configuration for minimum drag // 51st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conf. AIAA P. 18th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conf. 12th. 2010. AIAA 2010–3000. P. 1–9.
- **33. Farbar E.D.** Kinetic simulation of rarefied and weakly ionized hypersonic flow fields: doct. dissertation. 2010. 152 p.
- 34. Nanbu K. Variable hard-sphere model for gas mixture // J. of the Physical Society of Japan. 1990. Vol. 59, No. 12. P. 4331–4333.
- 35. Plimpton S., Moore S., Borner A., Stagg A., Koehler T., Torczynski J., Gallis M. Direct simulation Monte-Carlo on petaflop supercomputers and beyond // Physics of Fluids. 2019. Vol. 31, No. 8. P. 086101-1–086101-27.
- 36. Lofthouse A.J., Boyd I.D., Wright M.J. Effects of continuum breakdown on hypersonic aerothermodynamics // Physics of Fluids. 2007. Vol. 19, No. 2. P. 027105-1–027105-12.

Статья поступила в редакцию 18 ноября 2021 г.,

после доработки — 31 января 2022 г.,

принята к публикации 22 марта 2022 г.,

после дополнительной обработки — 20 апреля 2022 г.