

УДК 533.6

Л.Ю. Катаева^{1,2}, Д.А. Масленников¹, С.В. Михалев¹, Н.Н. Киселева²**ПОИСК ОПТИМАЛЬНЫХ РЕЖИМОВ ПОЛЕТА ТЕЛА НА ОСНОВЕ
АППРОКСИМАЦИИ РЕЗУЛЬТАТОВ CFD-МОДЕЛИРОВАНИЯ**Нижегородский государственный технический университет им. Р.Е. Алексеева¹
Самарский государственный университет путей сообщения²

Представлен новый подход к поиску оптимальных режимов полета тела с использованием параметризации стационарной постановки задачи об обтекании и аппроксимации полученного решения. Описан оригинальный метод определения угла атаки и скорости движения тела для барражирования, полета на крейсерской скорости и планирования. Метод основан на выполнении серии CFD-расчетов аэродинамики модели самолета с различными углами атаки и скоростью набегающего потока и полиномиальной аппроксимации подъемной силы и силы лобового сопротивления. Результаты CFD-моделирования можно рассматривать как характеристики стационарного или квазистационарного полета. Полученные полиномиальные соотношения используются для определения оптимальных режимов полета. Принимается, что движитель уравнивает силу тяжести и аэродинамические силы. При решении задачи оптимизации используется сочетание метода перебора и квадратичной аппроксимации. Задача оптимизации режима планирования самолета решается с использованием метода дихотомии по углу направления полета. В сочетании с более детальными методами вычислений – такими, как динамика твердого тела с шестью степенями свободы – данный метод позволяет определить достижимость и устойчивость оптимальных режимов полета с использованием системы обыкновенных дифференциальных уравнений, решаемых методами Рунге-Кутты.

Ключевые слова: свободный полет, CFD-моделирование, аэродинамика, оптимизация режимов полета, 6DOF.

Введение

Исследования моделирования полета берут начало с конца XIX столетия. Известны экспериментальные исследования в аэродинамических трубах, проведенных в 1890-х гг., скорость потока в которых находилась в диапазоне от 4 до 18 м/с [1]. В России аэродинамические расчеты элементов летательного аппарата впервые были сделаны в 1894 г. К.Э. Циолковским [2]. Принцип возникновения подъемной силы был открыт Н.Е. Жуковским [3]. Дальнейшему совершенствованию аэродинамики посвящены работы [4-6]. Развитие вычислительной техники позволило использовать более полные модели и точную геометрию летательных средств. В настоящее время использование вычислительных экспериментов с использованием CFD-систем позволяет смоделировать поведение летательного аппарата без построения опытного образца, что существенно повышает эффективность конструирования [7-8].

Решение классической задачи обтекания тела позволяет получить поле скоростей вокруг него и вычислить значения силы лобового сопротивления и подъемной силы. Для рассмотрения взаимного влияния движения окружающей среды и тела используется модель 6DOF (six degrees of freedom – шесть степеней свободы) [9-10], согласно которой тело может двигаться в среде под действием внешних и внутренних сил.

Необходимо отметить, что моделирование свободного полета имеет как позитивные, так и негативные аспекты. К позитивным можно отнести возможность учета взаимного влияния среды и тела при движении в нестационарной постановке. Длительность вычислений является ключевой сложностью при моделировании свободного движения тела. Моделирование динамики тела с шестью степенями свободы в сочетании с аэродинамикой является трудоемкой и ресурсоемкой задачей. Для ее решения требуется значительный объем вычис-

лительных ресурсов. Учет динамики тела в газовой среде усложняет моделирование за счет постоянного изменения геометрии расчетной области. Помимо этого, важно учитывать повороты тела и его положение относительно других объектов (таких, как поверхность земли и преграды). Варьирование параметров для серийных симуляций с использованием 6DOF требует еще больше вычислений, поэтому целесообразно использование других методов моделирования.

Особенности CFD-моделирования аэродинамики тела

В случае продолжительного полета большая часть его времени протекает при постоянных условиях (скорость и угол атаки). Поэтому можно существенно уменьшить время моделирования путем введения предположения о квазистационарности, т.е., в каждый момент времени вокруг объекта формируется такое поле течений, которое бы сформировалось при стационарном режиме. При таком подходе не требуется рассматривать движение объекта относительно расчетной области, что позволяет провести моделирование с различными значениями параметров (угол атаки, скорость набегающего потока воздуха).

Для моделирования обтекания тела используется уравнения Навье-Стокса, осредненные по Рейнольдсу в сочетании с k - ε моделью турбулентности и двуслойным приближением. Используемая модель турбулентности состоит из двух уравнений: переноса турбулентной кинетической энергии k и расчета скорости турбулентной диссипации ε . В области с высокой степенью вязкого воздействия (вязкий подслой и буферный слой) используется двуслойное приближение, позволяющее применять модель k - ε . В пристеночной области турбулентная вязкость и скорость турбулентной диссипации вычисляются как функции расстояния до стенки. Значения ε , полученные для пристеночного слоя и найденные из уравнения переноса на удалении от твердой границы плавно смешиваются. Газовая среда вокруг тела моделируется как воздух при $T = 288$ К и $P = 1$ атм. На границах и в начальный момент по всей расчетной области определяется заданный вектор скорости. Угол атаки моделируется путем поворота вектора скорости поля скоростей в начальных условиях и на границах на соответствующий угол, что позволило выполнять все расчеты без изменения геометрии. Для уменьшения времени расчетов была использована стационарная постановка задачи. Вид моделируемого тела показан на рис. 1. Габариты обтекаемого тела: высота 0,015 м, ширина 0,05 м, длина 0,2 м, масса 0,025 кг.

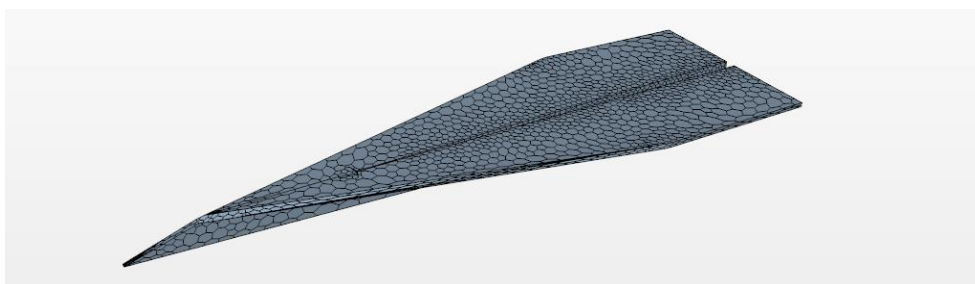


Рис. 1. Геометрия моделируемого тела

При использовании CFD-системы STAR CCM+ были вычислены аэродинамические силы, действующие на тело, при углах атаки от -20° до 20° с шагом в 5° и скорости набегающего потока от 1 м/с до 30 м/с с шагом в 1 м/с. Предполагается, что крен отсутствует, поскольку рассматривается стационарный режим полета. Угол атаки набегающего на самолет воздушного потока учитывался с помощью стандартной матрицы направляющих косинусов с учетом поворота самолета только вокруг оси Ox (1):

$$M_x(\alpha) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\alpha) & -\sin(\alpha) \\ 0 & \sin(\alpha) & \cos(\alpha) \end{pmatrix}. \quad (1)$$

При моделировании граничных условий на границе позади самолета устанавливалось фиксированное давление. На остальных границах была определена скорость, направление которой определялось с учетом угла атаки самолета. Свойства газа, входящего в расчетную область, соответствуют невозмущенной среде. На рис. 2-5 показана аэродинамика обтекания тела при угле атаки -20° и скорости 1 м/с.

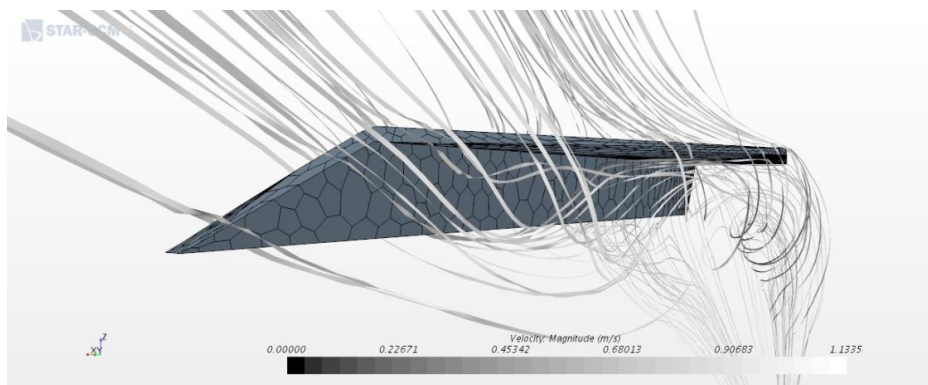


Рис. 2. Обтекание самолета (вид сбоку)

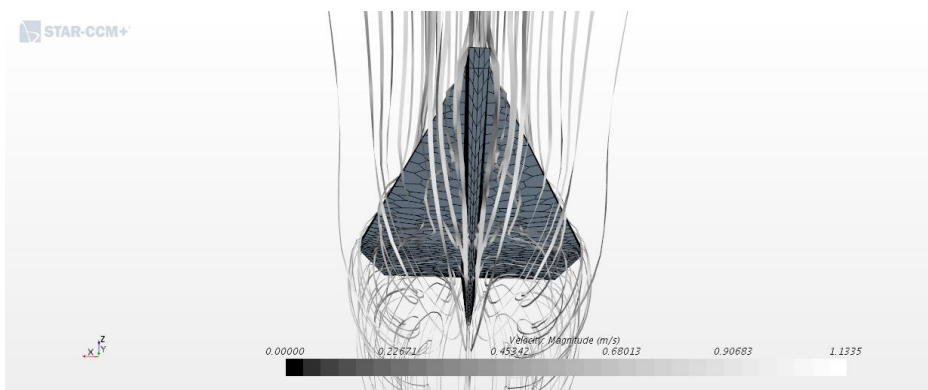


Рис. 3. Обтекание самолета (вид снизу)

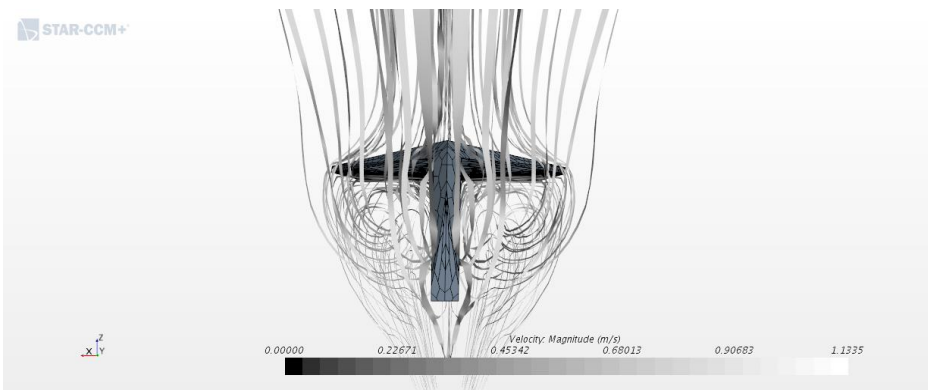


Рис. 4. Обтекание самолета (вид спереди)

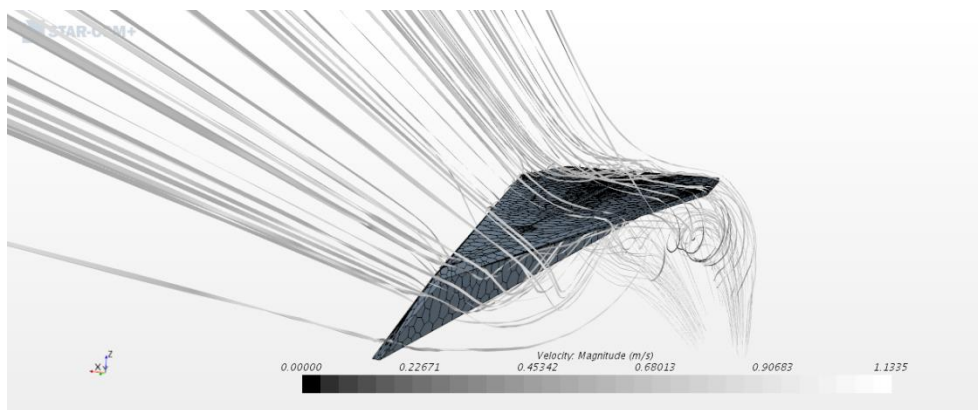


Рис. 5. Обтекание самолета (вид сверху)

Как показали результаты численного моделирования, влияние величины скорости потока на картину течения было несущественным. Для анализа аэродинамических свойств самолета были проведены расчеты лобового сопротивления и подъемной силы при различных углах атаки и скорости потока. Результаты показаны на рис. 6-7.

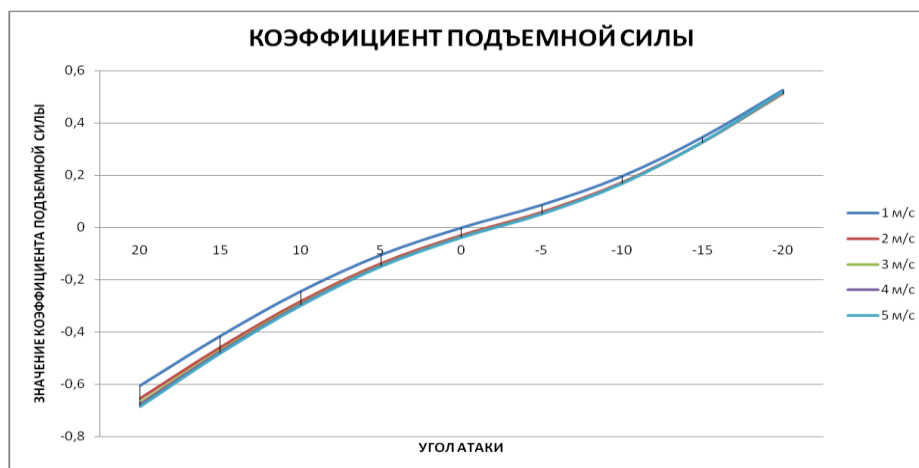


Рис. 6. Зависимость коэффициента подъемной силы от скорости и угла атаки

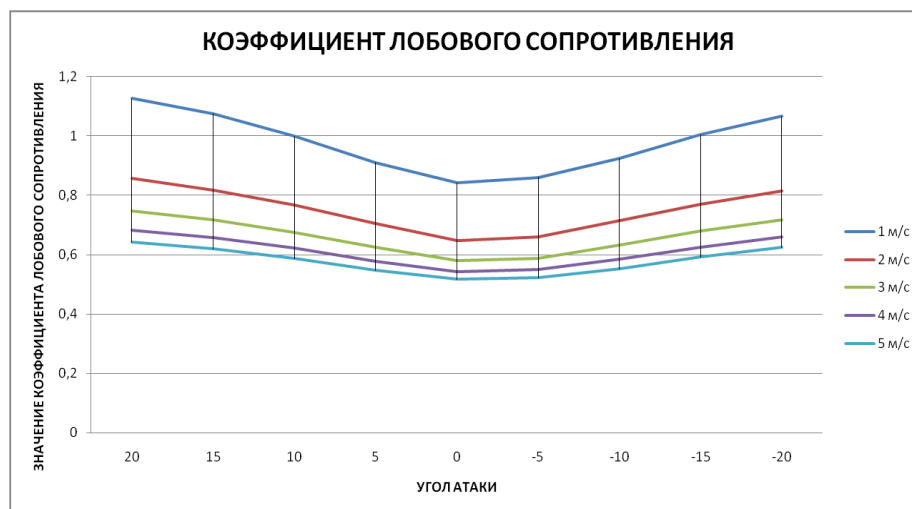


Рис. 7. Зависимость лобового сопротивления от скорости и угла атаки

Задача об оптимальных режимах полета тела

В результате CFD-моделирования получена таблица значений подъемной силы и лобового сопротивления тела в зависимости от угла атаки и скорости потока. Полученные значения были использованы для полиномиальной аппроксимации подъемной силы и лобового сопротивления. Аэродинамическая сила состоит из трения, сила которого пропорциональна скорости и перепада давления, характеризующегося квадратичной зависимостью. Зависимости аэродинамической силы от угла носит более неочевидный характер, поэтому используется полином со степенями от 0 до 3. Для определения величины аэродинамической силы предполагается использовать полиномиальное соотношение в предположении независимости влияния угла атаки и скорости набегающего потока (2):

$$\bar{F}_a(V, \alpha) = (aV + bV^2)(\bar{c} + \bar{d}\alpha + \bar{e}\alpha^2 + \bar{f}\alpha^3), \quad (2)$$

где \bar{F}_a , Н – суммарная аэродинамическая сила, действующая на тело; V , м/с – скорость набегающего потока, α , ° – угол атаки (угол между осью тела и направлением его полета), $a, b, \bar{c}, \bar{d}, \bar{e}, \bar{f}$ – полиномиальные коэффициенты, полученные методом наименьших квадратов.

Для проверки точности использованного полиномиального соотношения было выполнено сопоставление с исходными данными, показавшее уровень погрешности ниже 1 %. С целью компенсации аэродинамической силы и силы тяжести движитель тела создает силу тяги, которая вычисляется с помощью соотношения (3):

$$\bar{F}_t = -(\bar{F}_a + m\bar{g}), \quad (3)$$

где m , кг – масса модели; x – соответствует направлению горизонта; x' – ось тела; x'' – направление полета; \bar{F}_t , Н – сила тяги; \bar{g} – ускорение свободного падения.

Геометрия задачи представлена на рис. 8. Соотношения (2)-(3) с найденными полиномиальными коэффициентами использовались для вычисления характеристик различных стационарных режимов полета тела. В целях упрощения задачи предполагается, что расход топлива пропорционален силе движителя. Моменты сил не учитывались, так как предполагалось, что сумма моментов сил аэродинамического воздействия, движителя и тяжести взаимно компенсируется.

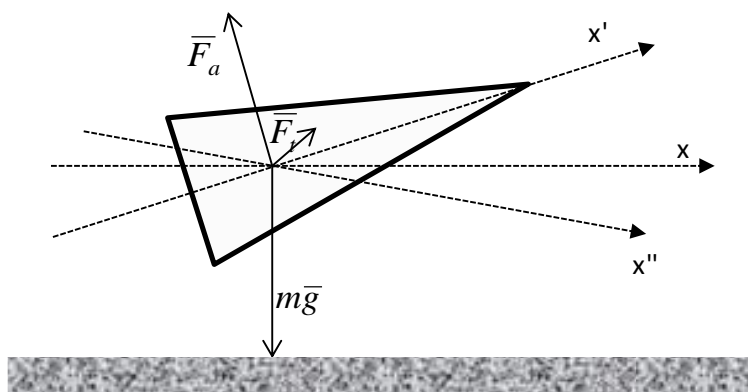


Рис. 8. Геометрия задачи об оптимальных режимах полета

Барражирование характеризуется минимальным расходом топлива, обеспечивающим сохранение высоты летательного средства. Соответствующую задачу оптимизации представлена в виде (4):

$$\begin{cases} |\bar{F}_t| \rightarrow \min \\ V > 0, \\ \beta = 0, \\ -90 < \alpha < 90 \end{cases}, \quad (4)$$

где β , град – направление полета тела x'' относительно плоскости горизонта x (увеличение высоты соответствует положительным значениям).

Вычисление крейсерской скорости сводится к задаче минимизации расхода топлива на единицу пути. В этом случае задача оптимизации примет вид (5):

$$\begin{cases} \frac{|\bar{F}_t|}{V} \rightarrow \min \\ V > 0, \\ \beta = 0, \\ -90 < \alpha < 90 \end{cases}. \quad (5)$$

Планирование является одним из важных режимов полета тела. В идеальных условиях отсутствия воздушных потоков происходит снижение высоты при движении вниз к горизонту под углом β . Такой режим целесообразно рассматривать в системе координат, связанной с направлением движения тела. В этом случае величина \bar{F}_a , найденная на основе CFD-моделирования, не зависит от направления движения, а силу \bar{F}_t нужно повернуть на угол β . Сила движителя равна нулю при планировании, а сила тяжести уравнивается с аэродинамической силой. Наибольший интерес представляют случаи: наибольшее расстояние и время полета тела. В этих случаях задачи оптимизации принимают соответственно вид (6-7):

$$\begin{cases} V \sin(\beta) \rightarrow \max \\ V > 0, \\ |\bar{F}_t| = 0 \\ -90 < \alpha < 90 \end{cases}, \quad (6)$$

$$\begin{cases} \sin(\beta) \rightarrow \max \\ V > 0, \\ |\bar{F}_t| = 0 \\ -90 < \alpha < 90 \end{cases}. \quad (7)$$

Результаты решения задач (4)-(7) определения оптимальных режимов полета приведены в табл. 1. Задачи оптимизации крейсерского полета (3) и барражирования (4) содержат по две переменных V , α . Скорость полета формально не имеет ограничения, поэтому была введена верхняя граница 100 м/с. Она может быть скорректирована после получения результатов, если оптимальный режим будет иметь значения скорости близкие к границе. Целевая функция сводится к полиному высокой степени и не является выпуклой вниз на всей области определения. В связи с этим был выбран комбинированный метод. На первом этапе был использован метод перебора с шагом 1 м/с по переменной V и 1 градус по α , что позволило получить грубое приближение, целевая функция на котором является выпуклой. На следующем этапе в окрестности грубого решения применен метод параболической аппроксимации, что позволило получить оптимальное решение с использованием менее чем 20 000 вычислений целевой полиномиальной функции.

Задачи оптимизации (6)-(7), моделирующие планирование самолета являются более сложными с вычислительной точки зрения. В них варьируются три параметра: V, α, β .

В отличие от случая полета с двигателем, при планировании самолета, угол β направления движения относительно горизонта ненулевой. Вместо этого вводится требование равенства нулю силы двигателя и, как следствие, равнодействующей всех внешних сил. Вычисление данной силы сводится к полиномиальным уравнениям высокой степени. Их решение позволило бы зафиксировать одну из переменных оптимизации. Недостатком данного подхода является необходимость решения уравнения для каждого вычисления значения целевой функции.

Рассмотрим задачу (7). Анализ физики процесса планирования тела позволил разработать алгоритм оптимизации. Вводится ограничение на угол полета $-90 \leq \beta \leq 0$. Нижняя граница соответствует полету тела вертикально вниз. Верхняя граница – горизонтальному полету, ее наличие связано с тем, что тело не может набирать высоту при планировании в отсутствии двигателя и восходящих потоков. По параметру β используется метод дихотомии. При каждом анализируемом значении β решается задача оптимизации (8):

$$\begin{cases} |\bar{F}_t| \rightarrow \min \\ V > 0, \\ -90 < \alpha < 90 \end{cases} . \quad (8)$$

Если в результате решения задачи оптимальное решение $|\bar{F}_t| < \varepsilon$, где ε – малая величина, обусловленная погрешностью, то существует режим полета с заданным углом и проверяемое значение параметра β является нижней оценкой, в противном случае верхней оценкой. Этой информации достаточно для деления промежутка значений по переменной β пополам при решении вспомогательной задачи оптимизации. Количество итераций метода дихотомии определяется требуемой точностью. Количество вычислений целевой функции при данном подходе составляет 300 000. Решение задачи (6) выполняется аналогично. Расчеты, приведенные в табл. 1, были сделаны, исходя из предположения, что направление тяги может быть любым.

В случае фиксированного направления тяги в задачу оптимизации добавляется соответствующие ограничение на направление силы.

Таблица 1

Характеристики различных режимов полета

	α	β	$ \bar{F}_t , \text{H}$	$V_x, \text{м/с}$	$V_y, \text{м/с}$
Барражирование	10,177	0,000	0,076	17,164	0,000
Полет с крейсерской скоростью	6,176	0,000	0,093	25,435	0,000
Планирование (время)	20,502	23,675	0,000	9,397	4,120
Планирование (расстояние)	7,781	19,020	0,000	20,196	6,962

Моделирование динамики самолета на основе предположения о квазистационарности

Другой метод моделирования движения основан на использовании законов динамики жесткого тела. В целях упрощения можно считать, что тело имеет плоскость симметрии и с учетом динамики его обтекания, имеет три степени свободы: поступательное, вертикальное движение и тангаж. Для определения величин сил используется кубическая сплайн интерполяция функции (2), значения которой получены на основе CFD-моделирования на сетке аргументов. Величины моментов вычисляются аналогичным способом. Векторная скорость полета тела и его угол поворота определяет скорость потока воздуха и угол атаки. Динамика тела определяется системой обыкновенных дифференциальных уравнений (9):

$$\begin{cases} m_s \dot{\bar{V}} = (\bar{F} - \bar{b}), \\ \dot{\bar{q}} = \bar{V}, \end{cases} \quad (9)$$

где \bar{V} – обобщенный вектор скорости, \bar{F} – вектор обобщенных внешних сил, t, c – время, m_s – матрица обобщенных моментов инерции, \bar{b} – гироскопический момент, \bar{q} – обобщенный вектор координат тела. Обобщенные вектора содержат конкатенацию величин, поступательного и вращательного движения.

Момент инерции тела определяется матрицей, а матрица моментов инерции применяется к системе отчета, связанной с самолетом (10):

$$m_s = \begin{pmatrix} m & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & m & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & m & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I_{1,1} & I_{1,2} & I_{1,3} \\ 0 & 0 & 0 & I_{2,1} & I_{2,2} & I_{2,3} \\ 0 & 0 & 0 & I_{3,1} & I_{3,2} & I_{3,3} \end{pmatrix}, \quad (10)$$

где $m, \text{кг}$ – масса самолета, не зависящая от системы отсчета, $I, \text{кг}\cdot\text{м}^2$ – тензор инерции. Поступательное ускорение, также определяется в независимой системе координат (x, y, z).

Гироскопический момент определяется выражением:

$$\bar{b} = (0 \ 0 \ 0 \ b_4 \ b_5 \ b_6)^T, \quad \{b_4 \ b_5 \ b_6\}^T = \bar{\omega} \times (I\bar{\omega}), \quad (11)$$

где $\bar{\omega}, \text{с}^{-1}$ – вектор угловой скорости. Обобщенный вектор внешних сил \bar{F} состоит как из поступательных сил [Н], так и их моментов [Н·м] и определяется соотношением (12):

$$\bar{F} = \bar{F}_A + \bar{F}_T, \quad (12)$$

где \bar{F}_A – обобщенная аэродинамическая сила, \bar{F}_T – обобщенная сила тяжести. Величина \bar{F}_A – определяется на основе CFD моделирования в системе, связанной с телом, после чего преобразуется в неподвижную систему координат.

Для решения системы обыкновенных дифференциальных уравнений применяется метод Рунге-Кутты с переменным шагом и контролем точности.

Выводы

Продемонстрирован оригинальный подход к поиску оптимальных режимов полета тела с использованием параметризации стационарной постановки задачи об обтекании и аппроксимации полученного решения. Данная постановка не учитывает поворот тела под действием моментов сил. Это особенно важно при планировании, поскольку нет компенсирующего момента тяги. Соответственно, предложенная в работе методика показывает идеальный результат. В сочетании с более детальными методами вычислений, такими, как динамика твердого тела с шестью степенями свободы, данный метод позволяет определить достижимость и устойчивость оптимальных режимов полета. Выполненное CFD-моделирование позволяет рассчитывать динамику полета твердого тела при изменении углов полета.

Библиографический список

1. Меркулова, Н.М. Развитие экспериментальных исследований крыльев самолетов: дис. ...канд. физ.-мат. наук / Н.М. Меркулова. – М.: Ин-т истории и естествознания АН СССР, 1962. – 266 с.
2. Циолковский, К.Э. Аэроплан, или Птицеподобная (авиационная) летательная машина. Собр. соч. Т. 1. – М.: Изд-во АН СССР, 1951. – С. 40-73.
3. Жуковский, Н.Е. О присоединенных вихрях / Н.Е. Жуковский. Т.5. – М., 1906. – С. 48-69.

4. Некрасова, М.Н. Обтекание сверхкритического профиля в корневом сечении стреловидного крыла / М.Н. Некрасова // Ученые записки ЦАГИ. – 1980. – Т. 11. – № 2. – С. 101-106.
5. Головкин, М.А. Обтекание прямого крыла при стационарных и квазистационарных внешних условиях / М.А. Головкин, В.П. Горбань, Е.В. Симусева, А.Н. Стратонович // Ученые записки ЦАГИ. – 1987. – Т. 18. – № 3. – С.1-12.
6. Головкин, В.А. Метод улучшения аэродинамических характеристик несущей поверхности / В.А. Головкин, М.А. Головкин, А.А. Ефремов // Ученые записки ЦАГИ. – 1996. – Т. 27. – № 1-2. – С. 20-38.
7. Analysis of Low-Speed Stall Aerodynamics of a Swept Wing with Laminar-Flow Glove / Trong T. Bui // Dryden Flight Research Center, Edwards, California, 2014. – Режим доступа: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20140003968.pdf>. (дата обращения: 12.05.19).
8. NASA ERA Integrated CFD for Wind Tunnel Testing of Hybrid Wing-Body Configuration / Joseph A. Garcia, John E. Melton, Michael Schuh, Kevin D. James, Kurtis R. Long, Dan D. Vicroy, Karen A. Deere, James M. Luckring, Melissa B. Carter, Jeffrey D. Flamm, Paul M. Stremel, Ben E. Nikaido, Robert E. Childs // American Inst. of Aeronautics and Astronauticsб 2016. – Режим доступа: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20170006475.pdf> (дата обращения: 12.05.19).
9. Simulations of 6-DOF Motion with a Cartesian Method / Scott M. Murman, Michael J. Aftosmis, Marsha J. Berger, Dochan Kwak // AIAA ASM Conferenceб 2003. – Режим доступа: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20030018924.pdf> (дата обращения: 19.05.19).
10. Modeling and Simulation Techniques for the NASA SLS Service Module Panel Separation Event; from Loosely-Coupled Euler to Fully-Coupled 6-DOF, Time-Accurate, Navier-Stokes Methodologies [электронный ресурс]; Leslie H. Hall, William M. Eppard, Michael P. Applebaum, David C. Purinton // AIAA Science and Technology Forum and Exposition, 2019. – Режим доступа: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20190000727.pdf>, свободный. (дата обращения: 19.05.19).

*Дата поступления
в редакцию: 21.10.2019*

L.Yu. Kataeva^{1,2}, D.A. Maslennikov¹, S.V. Mikhalev¹, N.N. Kiseleva²

SEARCH FOR OPTIMAL FLIGHT MODES OF THE BODY BASED ON APPROXIMATION OF CFD SIMULATION RESULTS

Nizhny Novgorod state technical university n.a. R.E. Alekseev¹
Samara state transport university²

Purpose: Of particular interest is the determination of the optimal parameters of various flight modes. This paper describes an original method for determining the angle of attack and the speed of body motion for loitering, cruising speed, and gliding.

Methodology: The calculation method is based on a series of CFD calculations with different angles of attack and the speed of the incoming flow and polynomial approximation of the lift and drag force. Obtained results correspond to stationary or quasi-stationary case. When calculating, it is assumed that the propulsion unit balances the force of gravity and the aerodynamic forces.

Value: The resulting polynomial relations are used to determine the optimal flight conditions.

Research implications: In combination with more detailed computational methods, such as rigid body dynamics with 6 degrees of freedom, this method allows to determine the achievability and stability of optimal flight modes solving system of ordinary differential equations with Runge-Kutta methods.

Key words: Free flight, CFD simulation, aerodynamics, flight mode optimization, 6DOF.