

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

АВИАЦИОННАЯ ТЕХНИКА

УДК 623.451.8.054.93

МЕТОДИКА РАСЧЕТА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ГРУЗОВ, ОТДЕЛЯЕМЫХ ОТ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Корижин О.В.

*Российская самолетостроительная корпорация «МиГ»,
РСК «МиГ», Ленинградское шоссе, 6, Москва, 125171, Россия
e-mail: olegkorizhin@gmail.com*

Рассматривается методика расчета аэродинамических характеристик отделяемых от летательного аппарата (ЛА) грузов, основанная на применении CAD/CAE-систем компьютерной инженерии в части пакета программ газогидродинамического анализа, твердотельного моделирования и функции многомерной интерполяции. Описаны основные недостатки традиционных экспериментальных способов получения аэродинамических характеристик в аэродинамических трубах, рассмотрены возможности современных систем вычислительной газодинамики в совокупности с системами твердотельного моделирования. Рассмотрен подход проведения «виртуальных» вычислительных экспериментов, позволяющий на ранних этапах проектирования получать аэродинамические характеристики для различных вариантов компоновки и проводить оптимизацию конструкции. Описано применение функции многомерной интерполяции для обработки данных вычислительного эксперимента и последующего применения при моделировании траектории отделяемого груза в окрестности самолета-носителя. Оценена адекватность характеристик, полученных расчетным методом, с имеющимися экспериментальными данными.

Ключевые слова: аэродинамические характеристики, безопасность отделения, система твердотельного моделирования, система газо- и гидродинамического расчета, многомерная интерполяция.

Введение

При разработке систем транспортировки и отделения грузов от ЛА должна быть решена проблема обеспечения безопасности отделения груза. Под безопасностью отделения в общем случае понимается обеспечение выполнения следующего комплекса условий при полете в окрестности носителя груза после его отцепки от пусковой установки (например, балочного держателя):

— исключение соударения груза с самим самолетом или элементами конструкции грузов, установленных на соседних точках подвески. Повреж-

дения ЛА или самого груза могут привести к аварии или срыву выполнения целевой задачи;

— сохранение пространственной устойчивости груза при его полете на начальном участке траектории — в окрестности носителя (для грузов с системой управления). Потеря грузом устойчивости недопустима как по причине срыва выполнения целевой задачи, так и по причине опасности столкновения с другими грузами (при сбросе нескольких грузов) или соседними самолетами в группе.

Метод решения проблемы безопасности отделения груза на этапе проектирования системы его транспортировки и выбора способа сброса основан на анализе результатов моделирования пространственного движения груза в окрестности ЛА. При этом для проведения имитационного моделирования важное значение имеет достоверность аэродинамических характеристик изолированного груза и возмущенного самолетом потока.

Получение аэродинамических характеристик, как правило, связано с проведением продувок в аэродинамических трубах (АДТ). Для надежного определения режимов безопасного отделения необходимо провести большое количество продувок при разных углах атаки, скольжения и числах Маха. При наличии складываемых аэродинамических элементов различной конфигурации на подвешиваемых грузах объем экспериментов в АДТ резко возрастает. Таким образом, работы по определению изолированных и интерференционных аэродинамических характеристик могут занять продолжительное время. На ранних этапах проектирования системы в условиях неопределенности некоторых проектных параметров проведение продувок вообще не представляется целесообразным. В этом случае используют компьютерные технологии, а именно методы компьютерной инженерии, которые обеспечивают достоверную аналитическую поддержку благодаря использованию пакета программ газогидродинамического анализа.

Подход к решению проблемы

Сегодня многие компании мира при разработке нового проекта летательного аппарата применяют системы твердотельного моделирования и последующего анализа с помощью систем вычислительной газогидродинамики (*Computational Fluid Dynamics* — CFD). Расчёты с использованием численных методов применяются для обоснования выбранной аэродинамической схемы ЛА и для последующей подготовки к проведению экспериментальных исследований в АДТ. Это позволяет существенно снизить стоимость продувок и сократить время оптимизации аэродинамической компоновки ЛА.

В настоящее время существует большое количество программ, реализующих технологию вычислительной гидродинамики, таких, как ANSYS Fluent, NextLimit Flow, SolidWorks Flow Simulation, ESI-CFD-Fastran и др. Большинство программ основано на сеточном подходе и методе контрольных объемов (МКО), которые дают высокую точность, используя процедуру решения уравнений Навье—

Стокса с эмпирическими коэффициентами, что позволяет применять эти системы для решения широкого круга инженерных задач. Разница в алгоритмах этих пакетов состоит в способе интегрирования уравнений течения жидкостей и в стратегии решения уравнений.

Метод CFD позволяет не только получать суммарные аэродинамические характеристики и распределение давления по контуру тела, но и проводить визуальный анализ обтекания профиля и окружающего его пространства. Такой подход даёт возможность выявить и контролировать участки с неблагоприятным срывным характером обтекания и уменьшить количество экспериментальных исследований при выборе оптимальной формы тела и расположения управляющих поверхностей. Кроме того, информация о действующих распределённых нагрузках по поверхности тела является важной для анализа прочностных параметров конструкции на стадии проектирования.

Процесс моделирования CFD состоит из трёх основных этапов: генерация расчётной сетки, разработка числового алгоритма и моделирование турбулентных течений.

Генерация сетки заключается в разбиении области потока на большое количество элементарных объемов (ячеек), совокупность которых формирует расчётную сетку. Далее расчётная сетка используется для вычисления параметров потока с помощью числового алгоритма.

Различные вычислительные системы используют разные сетки на выбор или только одну определенную: прямоугольную, структурированную многогранную или неструктурированную многогранную. Для каждой сетки есть свои особенности применения [1].

Следует иметь в виду, что, как только на расчётную область накладывается сетка, основные уравнения (в интегральной форме) — сохранения массы, импульса и энергии — применяются к каждому дискретному элементарному объёму и используются для построения ряда нелинейных алгебраических уравнений с дискретными зависимыми переменными.

Основным источником информации для систем вычислительной газогидродинамики является трехмерная модель исследуемого тела, созданная в CAD-системе трехмерного твердотельного моделирования. Основным ограничением на сложность модели является располагаемая вычислительная мощность применяемой вычислительной машины. Под сложностью модели понимается наличие множества мелких элементов, таких, как выступы, уг-

лублия, зазоры между элементами. Наличие таких элементов может приводить к необходимости использования более мелкой сетки и, как следствие, к увеличению количества ячеек. С ростом количества ячеек увеличивается машинное время решения задачи. По этой причине модели, используемые для анализа методами CFD, должны иметь минимально необходимое количество элементов.

Вычислительный эксперимент

В качестве геометрического тела для расчета аэродинамических характеристик и зависимостей с использованием системы вычислительной газогидродинамики был выбран подвесной подкрыльевой топливный бак объемом 1150 л (рис. 1), используемый на различных ЛА. Виртуальные продувки бака проводились в диапазоне углов атаки $\alpha = -60...+60^\circ$,

$$C_y(\alpha, \beta, M) = \frac{F_y(\alpha, \beta, M)}{qS};$$

$$C_z(\alpha, \beta, M) = \frac{F_z(\alpha, \beta, M)}{qS};$$

$$m_x(\alpha, \beta, M) = \frac{M_x(\alpha, \beta, M)}{qSL};$$

$$m_y(\alpha, \beta, M) = \frac{M_y(\alpha, \beta, M)}{qSL};$$

$$m_z(\alpha, \beta, M) = \frac{M_z(\alpha, \beta, M)}{qSL};$$

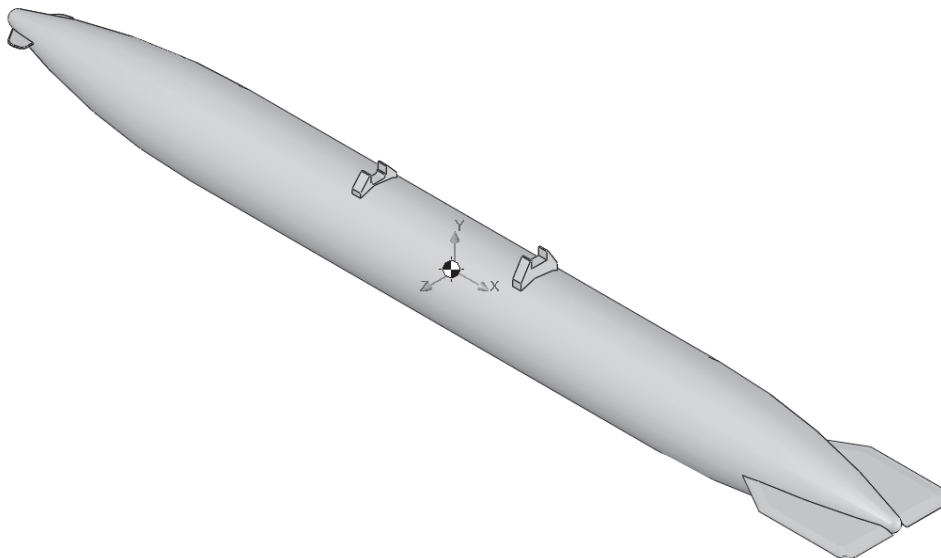


Рис. 1. Общий вид подвесного бака

скольжения $\beta = -60...+60^\circ$ при значениях числа Маха $M = 0,4; 0,8$ в условиях средней высоты уровня моря по ГОСТ 4401-81 [3]. В практическом плане диапазон углов, скоростей, температур и т.д. ограничен только параметрами применяемой вычислительной машины и располагаемого времени для нахождения характеристик. Сама же система не накладывает ограничений на количество фиксированных расчетных точек виртуальных продувок.

Вычисление аэродинамических коэффициентов проводилось по формулам:

$$C_x(\alpha, \beta, M) = \frac{F_x(\alpha, \beta, M)}{qS};$$

где $F_x, F_y, F_z, M_x, M_y, M_z$ — значения сил и моментов в зависимости от углов атаки скольжения и числа Маха; q — скоростной напор; S, L — характерные размеры тела.

В качестве целевых параметров при расчете были выбраны величины сил, приложенных в центре масс бака, и моментов, действующих относительно центра масс.

Для моделирования обтекания тела применялась прямоугольная сетка с использованием алгоритма последовательного дробления первоначальной сетки на более мелкие ячейки по мере приближения к целевым значениям заданной точности.

Такой подход показал удовлетворительный результат и экономию машинного времени в случае

отсутствия срыва потока. При наличии срыва потока дроблению подвергается только область завихрений. На рис. 2, где представлены вычислительная сетка и распределение давления при угле атаки $\alpha = -16^\circ$, угле скольжения $\beta = 8^\circ$ и $M = 0,8$ после окончания вычисления, показаны области с различным размером вычислительной сетки: крупная сетка вдали от тела — исходная, вблизи тела — раздробленная и уточненная в процессе вычислений из-за наличия завихрений потока около поверхностей рассматриваемого тела.

Для обработки и последующего использования результатов была применена функция многомерной интерполяции [2], позволяющая интерполировать значения по всем определенным направлениям. В данном случае интерполяция значений проводилась по трем направлениям: углы атаки, скольжения и число Маха. Применение функции интерполирования по сетке значений обеспечивает вычисление аэродинамических коэффициентов для любой величины углов атаки, скольжения и числа Маха в заданных пределах. На рис. 3 представлен результат

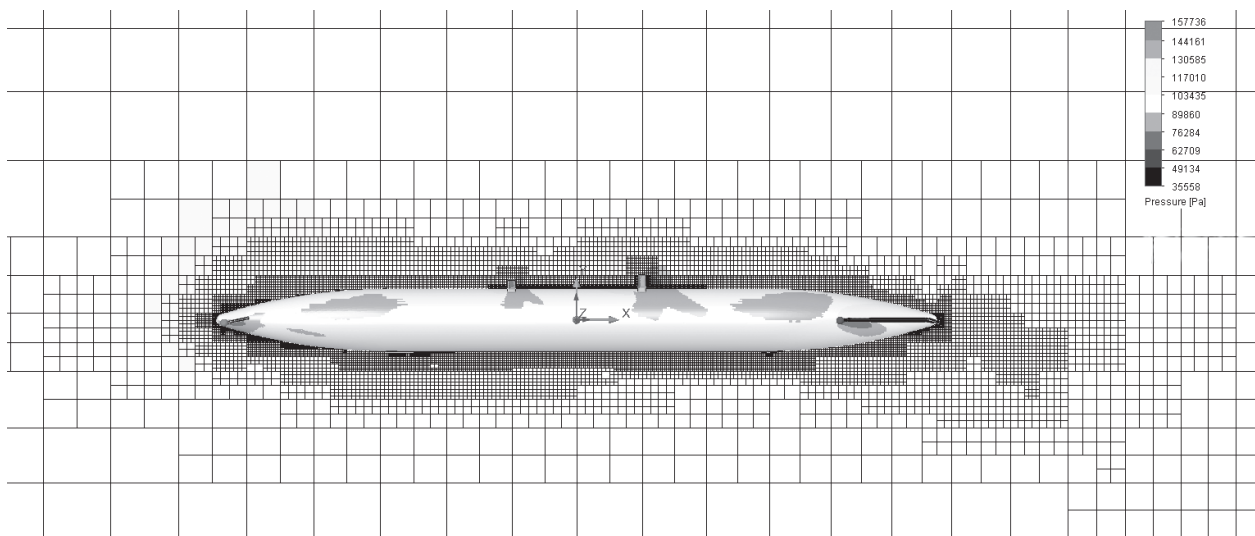


Рис. 2. Расчетная сетка и распределение давления

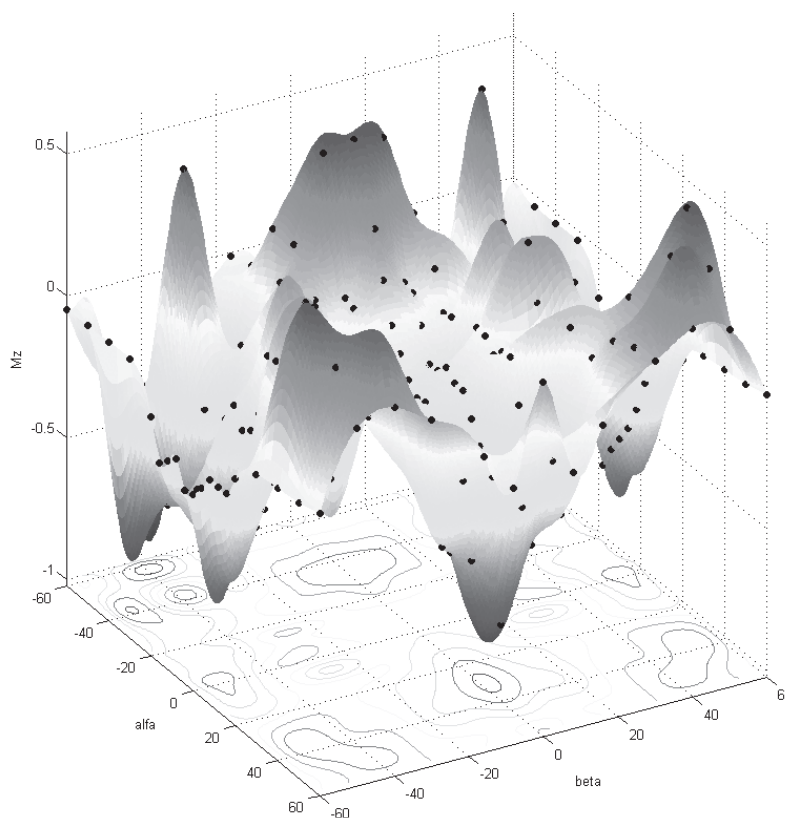


Рис. 3. Интерполированная поверхность при $M = 0,8$

интерполяции значений аэродинамического коэффициента по углам атаки и скольжения при числе $M = 0,8$. На поверхности отмечены точки проведения расчетов с применением системы газодинамики, по которым построена поверхность.

Достоверность расчетных данных, полученных по описанной методике, проверена сравнением с результатами трубных экспериментов (коэффициент m_z) и представлена на рис. 4. Как видно из графика, результат расчета хорошо сходится с имею-

Выводы

Описанная методика дает возможность определять аэродинамические характеристики груза на ранних этапах разработки без проведения трубного эксперимента, позволяет существенно снизить стоимость продувок и сократить время оптимизации аэродинамической компоновки груза на последующих этапах проектирования.

Применение предложенной многомерной интерполяции значений аэродинамических коэффи-

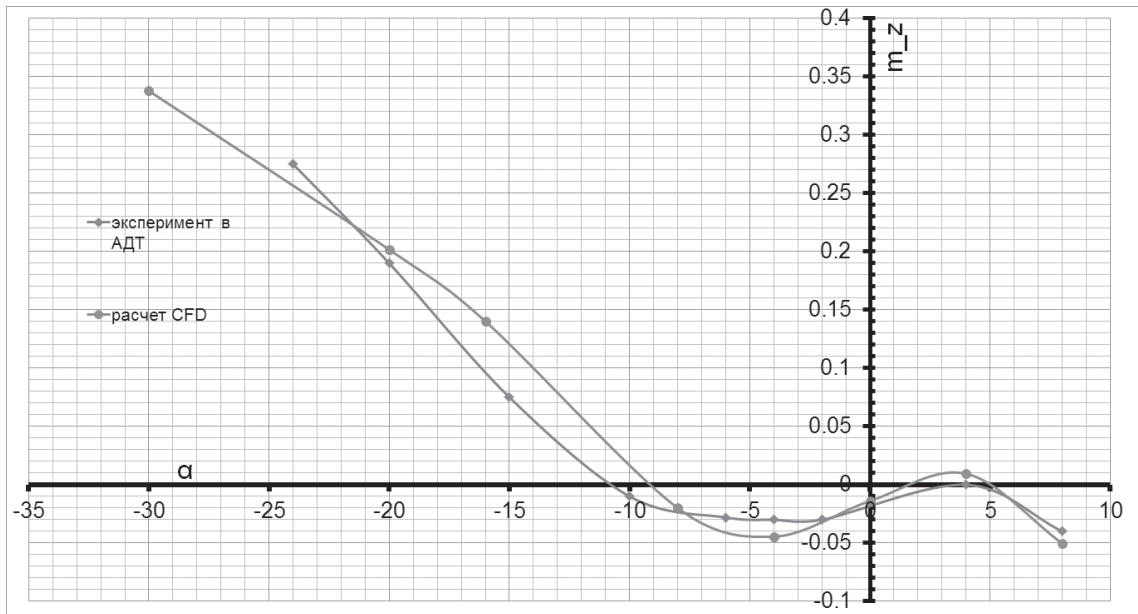


Рис. 4. Сравнение с экспериментом

щимися данными трубного эксперимента. Расхождения графиков вызваны, вероятнее всего, следующими обстоятельствами:

- продувки бака в АДТ проводились на уменьшенной модели;
- имело место наличие методической ошибки алгоритма решения уравнений;
- наличием методической ошибки в алгоритме моделирования потока газа;
- упрощением трехмерной модели бака для осуществления анализа;
- погрешностью самой АДТ (жесткость державки, влияние стенок и т.п.).

циентов позволяет вычислять значения для любых величин углов атаки, скольжения, чисел Маха, геометрических конфигураций и т.д. в заранее определенной области.

Описанная методика дает возможность рассчитывать аэродинамические характеристики не только разрабатываемых ЛА, но и характеристики существующих изделий в более широком диапазоне.

Библиографический список

1. How to choose an effective grid system for CFD meshing. WhatePaper. MentorGraphics®. URL: <http://www.mentor.com/products/mechanical/resource-center/> (Дата обращения 08.02.2014г.).
2. Gridded Interpolant class. MATLAB HELP. Math Works®. URL: <http://www.mathworks.com/help/matlab/ref/griddedinterpolant-class.html> (Дата обращения 08.02.2014г.).
3. ГОСТ 4401-81 Атмосфера стандартная. Параметры. — М.: ИПК Изд-во стандартов, 2004.

THE METHOD FOR AERODYNAMIC CHARACTERISTICS CALCULATION OF STORES, WHICH ARE SEPARATED FROM THE AIRCRAFT

Korizhin O.V.

*Russian Aircraft Corporation «MiG»,
6, Leningradskoe shosse, Moscow, 125171, Russia
e-mail: olegkorizhin@gmail.com*

Abstract

The provision of store release safety is one of the issues that arise during the development of aircraft store transportation and separation systems. In general the safe release refers to fulfilling the following requirements during the store flight in the vicinity of the carrier after its release from the launcher:

- elimination of the possibility of collision of the store with the airplane itself, its structural elements or stores, which are installed on the adjacent suspension points;
- retention of the store spatial stability on the initial segment of its flight path in the vicinity of the carrier;
- absence of thermodynamic impact from the exhaust jet of the store engine on the structure of the airplane itself, its propulsion system functioning and other stores.

It is possible to solve the problem of store separation safety at the stage of transportation system design and release method development. The appropriate solution method is based on the analysis of the results of modeling of store spatial movement in the vicinity of the airplane. At that the reliability of aerodynamic characteristics of the isolated store and flow, which is disturbed by the plane, is important for the simulation.

As a rule it is necessary to conduct wind tunnels tests to obtain aerodynamic characteristics. Reliable determination of safe release modes requires conducting a large number of tests at different angles of attack, sideslip angles and Mach numbers. The presence of folding aerodynamic elements of various configurations on the suspended stores increases the amount of required wind tunnel experiments dramatically. Thus, the determination of aerodynamic characteristics of isolated bodies and interference can take a long time. Conducting tests is generally not feasible at the early stages of system design under uncertainties of some design parameters. In this case it is expedient to use computer technologies, namely, computer engineering methods. Such methods provide reliable analytical support through the use of software suites, which are focused on computational analysis of gas and fluid dynamics (CFD).

The software system, which performs CFD analysis and processes the virtual experiment results, was applied

to the analysis of an external fuel tank. Such fuel tanks are widely used on various types of aircraft. Virtual simulations were conducted in a wide range of angles of attack, angles of sideslip and Mach numbers. The results were processed by using a multidimensional (multivariate) interpolation function. Such function allows the research team to calculate the values of the aerodynamic coefficients for the entire range of angles of attack, angles of sideslip and Mach numbers. The relevance of the obtained aerodynamic characteristics was confirmed by the comparison with the available data of the wind tunnel tests. The comparison showed good consistency between the calculation by CFD method and full-scale experiment. Slight differences are most likely associated with the following circumstances:

- ascaled-down model of the fuel tank was tested in the wind tunnel,
- presence of a methodological error in the algorithm, which was used for solving the equations,
- presence of methodological error in the algorithm of gas flow simulation,
- the three-dimensional solid model was simplified for the analysis.

The described method allows the designers to determine the aerodynamic characteristics of the stores at early development stages without conducting the wind tunnel experiments. This can reduce the cost of wind tunnel tests and time, which is required for optimization of the store aerodynamic configuration, significantly.

Application of the proposed multidimensional (multivariate) interpolation allows the designers to calculate the coefficient values for any angles of attack, angles of sideslip, Mach numbers, geometrical configurations and other initial data within a pre-defined range.

The application of the described method allows the researchers to calculate the aerodynamic characteristics of both newly designed and existing aircraft in a wider range.

All of the mentioned above confirms the efficiency of computer engineering methods, especially at the early stages of aircraft design.

Keywords: aerodynamic characteristics, separation safety, solid modeling system, CFD, CAD, CAE, system of gas and fluid dynamics analysis, multidimensional interpolation.

References

1. WhitePaper. MentorGraphics®. *How to choose an effective grid system for CFD meshing*, available at: <http://www.mentor.com/products/mechanical/resource-center/>(accessed 08.02.2014).
2. MATLAB HELP. MathWorks®. *Gridded Interpolant class*, available at: <http://www.mathworks.com/help/matlab/ref/griddedinterpolant-class.html>(accessed 08.02.2014)
3. *Atmosfera standartnaya. Parametry. GOST 4401-81* (Standard atmosphere. Parameters. All-Union State Standard 4401-81), Moscow, Standarty, 2004, 180p.