УДК 004.4
DOI 10.53403/9785951505071_2022_392

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧ АЭРОДИНАМИКИ С ПОДВИЖНЫМИ ГРАНИЦАМИ В ПАКЕТЕ ПРОГРАММ ЛОГОС

А. В. Саразов, А. С. Козелков, Д. К. Зеленский, Р. Н. Жучков, Т. В. Резвова

Российский федеральный ядерный центр –
Всероссийский НИИ экспериментальной физики, Саров

Доклад посвящен вопросам численного моделирования задач аэродинамики с подвижными границами. В работе приводятся основные подходы расчета обтекания подвижных объектов в пакете программ ЛОГОС. Рассмотрена методика расчета на деформирующихся сетках с сохранением топологии связей. Обсуждаются достоинства и недостатки данного подхода. Дополнительно приводится технология расчета задач аэродинамики на сетках с перекрытиями. Приводятся основные этапы технологии, введены ключевые термины и правила расчета. Дополнительно обсуждается класс задач с примерами, где необходимо применять вышеуказанные подходы совместно. В качестве демонстрации работоспособности и применимости реализованных методик расчета приводятся решения характерных задач авиационной промышленности, имеющих экспериментальные данные.

Ключевые слова: пакет программ ЛОГОС, технология расчета на сетках с перекрытием, деформирующиеся сетки с сохранением топологии связи, обледенение, NACA0012, FSI, AGARD 445.6, HIRENASD, AGARD 23.

Введение

В настоящее время в области численной аэродинамики растет потребность в решении задач, связанных как с движением самих обтекаемых тел, так и их отдельных частей. В качестве примеров можно привести такие практически важные задачи, как движение органов управления летательного аппарата, задача катапультирования грузов в присутствии носителя, задачи деформации крыла под действием набегающего потока. До широкого внедрения современной вычислительной техники большинство результатов данного класса задач было получено на основе предположений, позволяющих полностью или частично линеаризовать исходные уравнения. В линейной постановке были выявлены основные особенности задач взаимодействия, разработаны точные и приближенные методы решения. Однако, решение в линейной постановке далеко не всегда удовлетворяет требованиям практики. В реальных процессах в газе возникают сложные волновые эффекты, часто сопровождаемые проявлением физически и геометрически нелинейных свойств среды.

Эффективным подходом качественного описания процессов аэродинамики является конечно-объемная методика, которая требует доработки для возможности численного моделирования течения с подвижными границами. В качестве возможных вариантов адаптации конечно-объемной методики для возможности моделирования течений с подвижными границами можно выделить подходы, реализованные в пакете программ ЛОГОС: деформация расчетной сетки с сохранением топологии связей и подход, основанный на сетках с перекрытиями. Выбор того или иного подхода для численного моделирования определяется непосредственно постановкой задачи, и в подавляющем большинстве случаев он очевиден. Однако, существуют задачи, в которых нельзя отдать предпочтение лишь одной из альтернатив ввиду невозможности полного описания физических процессов с использованием только одного подхода.

В работе приводится обзор реализованных физико-математических моделей в рамках пакета программ ЛОГОС для задач численной газовой динамики с подвижными элементами конструкции. Приводится решение характерных задач авиационной промышленности.

1. Математическая модель

1.1. Адаптация базовых уравнений

Нестационарное течение вязкого сжимаемого газа описываются базовыми уравнениями Навье – Стокса:

$$\int_{\Omega} \frac{\partial W}{\partial t} dV + \oint_{\partial\Omega} (F - G) dS = \int_{\Omega} H dV \tag{1}$$

где t – физическое время; W – вектор консервативных переменных; F – вектор конвективных потоков; G – вектор диффузионных потоков; H – правая часть уравнений.

В том случае, когда одна или несколько границ расчетной области изменяют свое положение, уравнение (1) не может быть использовано, так как движение границ вносит ошибки при дискретизации, что влечет за собой неконсервативность численной схемы. Для корректного описания характеристик течения необходимо адаптировать исходные уравнения Навье – Стокса посредством учета вклада движения граней контрольного объема при расчете потоков.

Базовый закон можно модифицировать, используя дифференциальное тождество:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega(t)} W dV = \int_{\Omega(t)} \frac{\partial W}{\partial t} dV + \int_{\partial\Omega(t)} W \left(\dot{\vec{x}} \cdot \vec{n} \right) dS \tag{2}$$

где $\dot{\vec{x}}$ – скорость движения грани контрольного объема.

После подстановки (2) в (1) система Навье – Стокса примет вид:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega(t)} W dV + \int_{\partial\Omega(t)} \left(F(W) - \dot{\vec{x}} W \right) \cdot \vec{n} dS - \int_{\partial\Omega(t)} \left(G(W) \right) \cdot \vec{n} dS = \int_{\Omega(t)} H dV \tag{3}$$

Как видно, первое слагаемое отражает не только изменение консервативных переменных во времени, но и скорость изменения контрольного объема. Также следует отметить, что при расчете конвективных потоков необходимо учитывать скорость движения грани. При расчете на подвижных сетках, как и для случая статических сеток, на границе задаются условия непротекания и прилипания. Скорость движения грани определяется на основе закона геометрической консервативности [1]. В том случае, если все границы неподвижны, то из уравнения (3) следует базовый закон Навье – Стокса.

1.2. Численная схема

Численный метод расчета нестационарной задачи состоит из предположения, что течение потока в каждый момент времени рассматривается как результат установления некоторого стационарного процесса. Поэтому вместо решения уравнений Навье – Стокса вида (3) рассматриваются модифицированные уравнения:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega(t)} W dV + \frac{\partial}{\partial \tau} \int_{\Omega(t)} W dV + \oint_{\partial\Omega(t)} \left(F - \dot{\vec{x}} W - G \right) dS = \int_{\Omega(t)} H dV \tag{4}$$

где τ – псевдовремя.

Уравнение (4) допускает формальную дискретизацию по первым двум слагаемым. Схема первого порядка точности по времени уравнения (4) имеет вид:

$$\left[\frac{V^{n+1}}{\Delta\tau}+\frac{2V^{n+1}-V^{n}}{\Delta t}\right]\Delta W^{k+1}+\oint\limits_{\partial\Omega(t)}\left[F-\vec{\dot{x}}W-G\right]dS=\int\limits_{\Omega(t)}HdV-\frac{1}{\Delta t}\left(W^{k}\left(2V^{n+1}-V^{n}\right)-W^{n}V^{n+1}\right) \quad (5)$$

где V^i – объем ячейки на моменты t_i.

Для расчета конвективных потоков могут использоваться различные схемы аппроксимации, такие как Roe, AUSMP, метод Годунова.

2. Методика деформирующихся сеток

Помимо методических аспектов важную роль играет алгоритм, учитывающий изменение исходной расчетной сетки. Одним из подходов является методика деформирующихся сеток с сохранением топологии связей, позволяющая успешно проводить численное моделирование процессов в случае несущественных деформаций тела. В данном случае расчетная сетка изменяется под требуемое положение границ путем обновления лишь координат узлов модели.

В пакете программ ЛОГОС реализован алгоритм деформации сетки IDW (Inverse Distance Weighting) [2]. Данный подход не требует решения системы уравнений для вычисления нового положения узлов и прост в реализации. Суть метода IDW состоит в том, что для вычисления перемещений внутренних узлов используется интерполяционная функция смещения граничных вершин. Базовый подход использует функцию интерполяции вида:

$$s(x)=\frac{\sum w_j(x)s_j}{\sum w_j(x)} \quad (6)$$

$$w_j(x)=\left\|x-x_{b_j}\right\|^{p},\ p<0 \quad (7)$$

где $w_j(x)$ – есть весовая функция; s_j – перемещение узла на границе.

В случае вырождения или сильной деформации данный подход не применим, и требуются альтернативные методы решения, например, сетки с перекрытиями.

3. Методика расчета на сетках с перекрытиями

Методика расчета на сетках с перекрытиями [3] позволяет заменить методику расчета на деформирующихся сетках в тех случаях, когда деформации носят серьезный характер. Данный подход предполагает построение независимых сеток для каждого тела в отдельности, в дальнейшем объединяя их в одну общую сетку с перекрытиями. Каждая сетка учитывает форму и геометрические особенности только своего тела, что позволяет упростить процесс построения расчетной геометрии.

В случае использования перекрывающихся сеток расчет производится на двух и более топологически несвязанных между собой дискретных моделях. Центральной задачей при создании расчетной методики является сопряжение этих областей. Ключевые этапы – это определение несчетных областей и построение интерполяционного шаблона для взаимодействия несвязанных сеточных регионов (рис. 1).

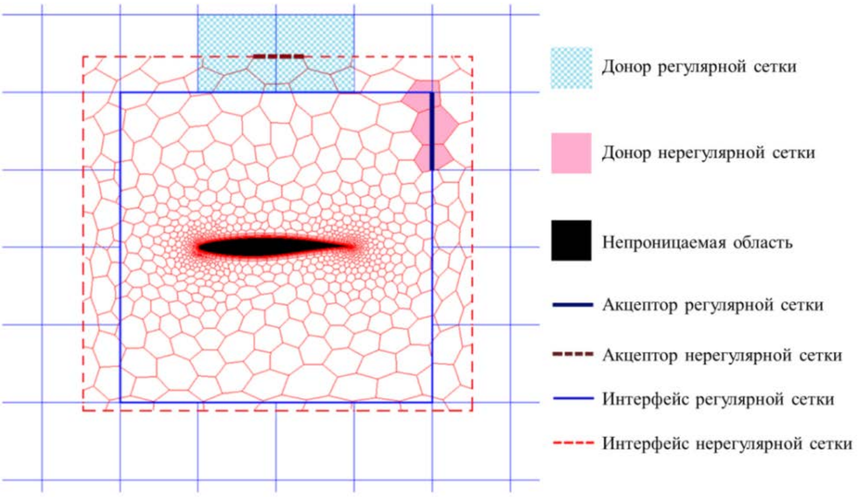


Рис. 1. Пример сетки с перекрытием

Ниже приведены важные определения:

– интерфейс – открытая граница дискретной модели, значение полей на которой формируется на основании данных из окрестных ячеек;

– акцептор – грань интерфейса;

– доноры – ячейки, расчетные поля которых используются для восстановления информации на интерфейсах;

– операция «сечение» – метод определения пересечения поверхностей одной из сеток с ячейками другой сетки в пространстве.

Также существует несколько базовых правил расчета задач на сетках с перекрытиями:

– к основным типам граничных условий добавляется специализированное условие – интерфейс;

– непроницаемые границы, такие как стенка, не допускают проникновение сквозь нее потока для любой сетки;

– все ячейки, попавшие внутрь замкнутого объема, ограниченного непроницаемой границей, должны быть исключены из счетного процесса;

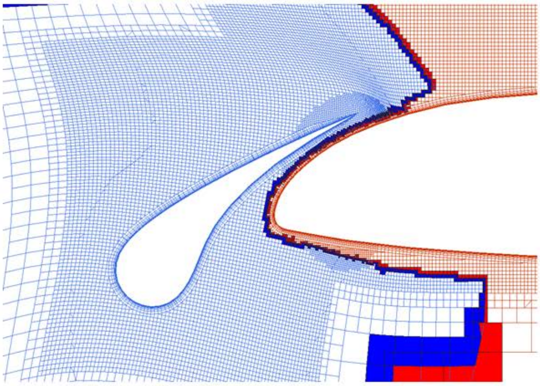
– поиск несчетных областей проводится таким образом, чтобы минимизировать количество счетных ячеек расчетной области.

С развитием технологии перекрывающихся сеток проводились исследования, направленные на повышение качества получаемых результатов с помощью алгоритмов интерполяции высокой точности. Также предпринимались попытки построения консервативных схем расчета. С вычислительной точки зрения подходы, гарантирующие консервативность, весьма дорогостоящи, и применение их для произвольных нерегулярных сеток затруднительно. Следует отметить, что в современных инженерных методиках, как правило, для повышения точности используют качественные алгоритмы интерполяции. Поэтому при реализации технологии расчета на перекрывающихся сетках был выбран алгебраический подход сопряжения счетных областей. Данный выбор также был обусловлен тем, что предлагаемые подходы позволяют использовать базовые возможности пакета программ ЛОГОС, без каких-либо ограничений. В качестве алгоритма восстановления полей на гранях-акцепторах можно применять различные подходы: обратно взвешенная интерполяция, метод наименьших квадратов, трилинейная интерполяция и прочие методы.

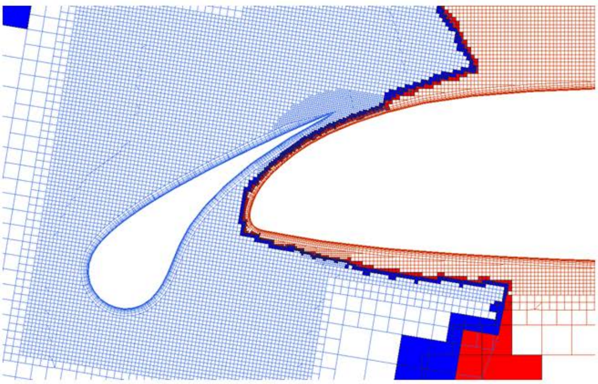
4. Комплексный подход

Несмотря на достоинства каждой из рассмотренных методик, существуют задачи, которые не могут быть решены с использованием лишь одной из них. В качестве примера можно рассмотреть связанную задачу аэродинамики и прочности с подвижными элементами, также примером может служить задача обледенения на сетках с перекрытиями. В данном случае операция деформирования применяется только на отдельно взятых сетках, которые в дальнейшем используются в методике расчета на сетках с перекрытиями.

На рис. 2 представлен интерполяционный шаблон модельной задачи с использованием методики деформации сетки и шаблон, полученный штатным методом.



а



б

Рис. 2. Сравнение интерполяционных шаблонов, а – с использованием операции деформации, б – без использования операции деформации

Как видно из представленных рисунков, шаблоны интерполяции для двух подходов различны, когда положения профилей предкрылка и крыла идентичны.

5. Численные эксперименты

5.1. Расчет нестационарных АДХ профиля NACA 0012

Проводится численное моделирование нестационарного обтекания симметричного профиля NACA 0012 (рис. 3) турбулентным потоком сжимаемого вязкого газа при колебаниях профиля по углу атаки.

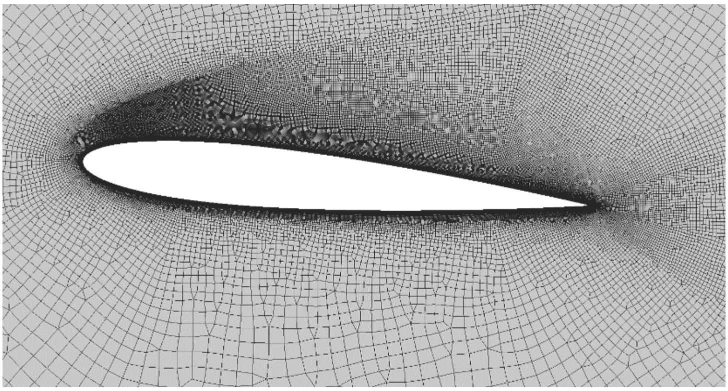


Рис. 3. Расчетная геометрия вблизи профиля

Расчетная сетка состоит из произвольных многогранников с призматическими слоями. Количество ячеек расчетной области 132199, количество узлов 263544.

Расчет обтекания профиля при его периодических колебаниях по углу атаки проводился с использованием методики деформирующихся сеток с сохранением топологии. Условия набегающего потока при моделировании дозвукового обтекания профиля соответствуют условиям аэродинамического эксперимента [4].

Скорость набегающего потока соответствовала числу Маха = 0.283 и числу Рейнольдса Re = 3.45e+6, при стандартном атмосферном давлении и температуре 25 ºС. Размер хорды профиля крыла равен 0.542 м.

Угловое движение профиля задавалось законом изменения его угла атаки за счет его вращения относительно оси, расположенной на средней линии на расстоянии 1/4 хорды от носика профиля.

В качестве количественной оценки в численном эксперименте определялись зависимости аэродинамических коэффициентов лобового сопротивления и подъемной силы от угла атаки в процессе колебаний профиля (рис. 4, 5).

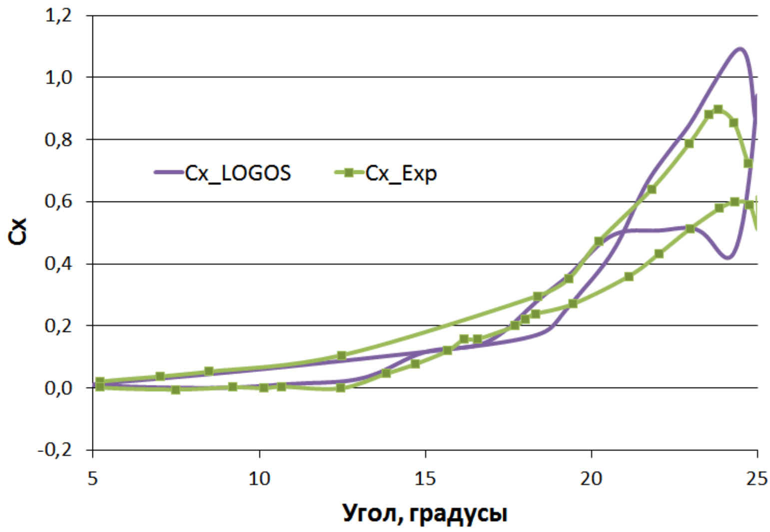


Рис. 4. Зависимость коэффициента лобового сопротивления от угла атаки

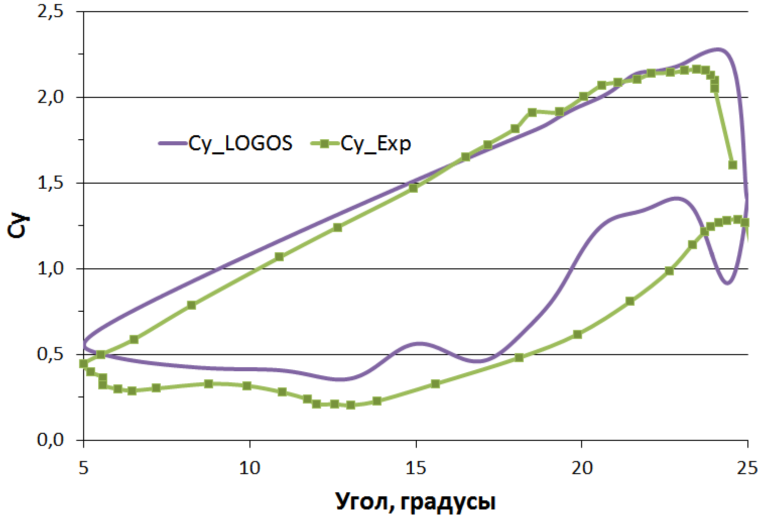


Рис. 5. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки

Как видно из представленных графиков, результаты моделирования в пакете программ ЛОГОС согласуются с экспериментом.

5.2. Задача отделения подвесного груза от крыла летательного аппарата

В качестве демонстрации работоспособности методики расчета на сетках с перекрытиями рассматривается задача нестационарного отделения подвесного груза в трансзвуковом потоке вязкого газа [5] (рис. 6).

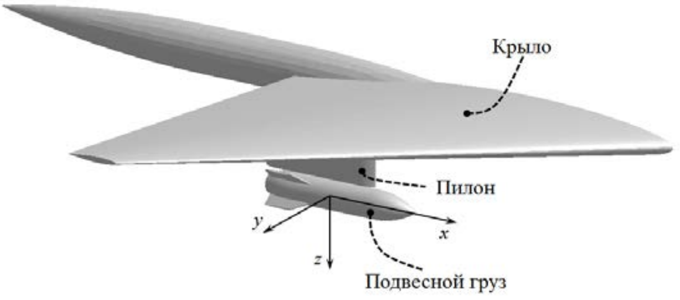


Рис. 6. Расчетная модель

Для решения задачи была сгенерирована сетка с перекрытиями, состоящая из 2 доменов. Общее количество ячеек ~2 млн. На груз на протяжении всего численного эксперимента задачи действовали аэродинамические нагрузки и сила тяжести; задавались масса, компоненты тензора инерции:

$$m = 907.1803 \ \text{кг}\,,\ M_{xx} = 27.12 \ \text{м}^2 \cdot \text{кг}\,,\ M_{yy} = M_{zz} = 488.1 \ \text{м}^2 \cdot \text{кг}\,.$$

Для моделирования принимался однородный поток вязкого газа с числом Маха $M_\infty = 0.95$ при значении числа Рейнольдса $Re = 1.8 \times 10^6$. Статическое давление и температура набегающего потока брались равным 36040 Па и 236 К соответственно. Шаг по времени равнялся 0.002 с. В задаче оценивается положение центра массы и изменение углов поворота груза с течением времени.

На рис. 7, 8 представлено сравнение результатов компьютерного моделирования и экспериментальных данных.

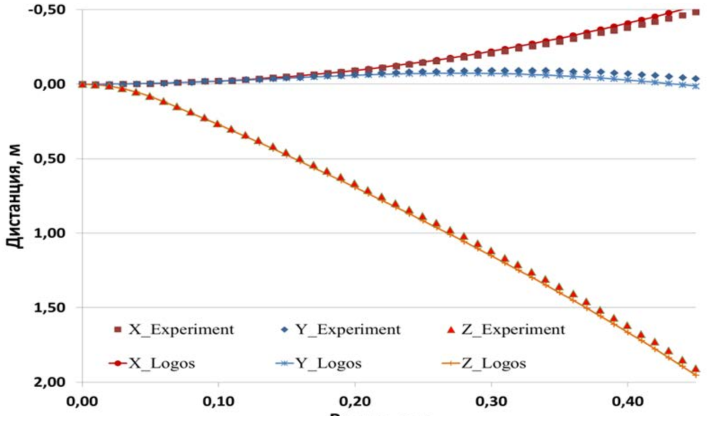


Рис. 7. Изменение координат центра масс в зависимости от времени

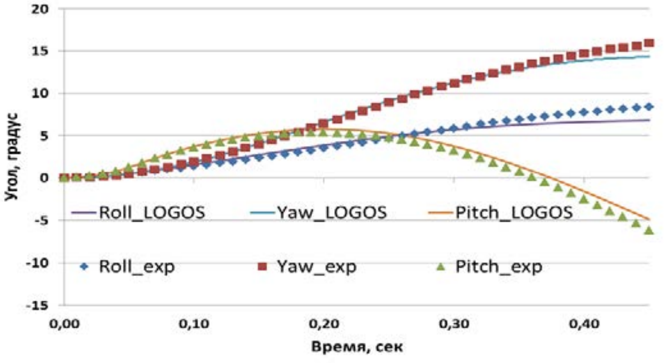


Рис. 8. Изменение углов курса, крена, тангажа в зависимости от времени

Как видно из представленных графиков, результаты расчета хорошо согласуются с экспериментом.

5.3. Задача аэроупругого равновесия крыла HIRENASD

Проводится расчет аэроупругих характеристик модели крыла коммерческого самолета в условиях трансзвукового потока при числе Рейнольдса 23.5e + 6 и аэродинамических нагрузках, соответствующих реальным условиям полета большого транспортного самолета.

Данный расчет проводится, используя технологию связанного счета. Течение вязкого сжимаемого газа моделируется с помощью ЛОГОС-Аэрогидромеханика, деформации крыла под действием набегающего потока рассчитываются модулем ЛОГОС-Прочность [6]. Между программами организовано взаимодействие – обмен граничными условиями:

– ЛОГОС-Аэрогидромеханика принимает от модуля ЛОГОС-Прочность перемещения узлов на поверхности;

– ЛОГОС-Прочность принимает от модуля ЛОГОС-Аэрогидромеханика поле давления и поле касательных напряжений.

Расчет потока проводится в стационарной постановке, а деформации рассчитываются статическим прочностным решателем. В качестве интерфейса связи между прочностным модулем и модулем аэродинамики используется поверхность крыла. Деформация сетки крыла происходит сразу после обмена данными между счетными модулями.

Для описания материала в расчетах использовалась модель упругого материала с параметрами: плотность $7920\ \text{кг}/\text{м}^3$, модуль упругости 1.813e11 Па, коэффициент Пуассона 0.33.

Выбранные аэродинамическая и прочностная геометрии и условия набегающего потока при моделировании трансзвукового обтекания соответствовали условиям аэродинамического эксперимента [7]:

– $M_\infty = 0.8$ – число Маха;

– $\alpha = 2^\circ$ – угол атаки;

– $T_\infty = 204$ K – температура набегающего потока;

– $P_\infty = 201000$ Па – статическое давление набегающего потока;

– $V_\infty = 229.06$ м/с - скорость набегающего потока;

– $\mathrm{Re} = 23.5e+6$ – число Рейнольдса.

На рис. 9 приведено распределение давления на поверхности деформированного крыла и фюзеляжа.

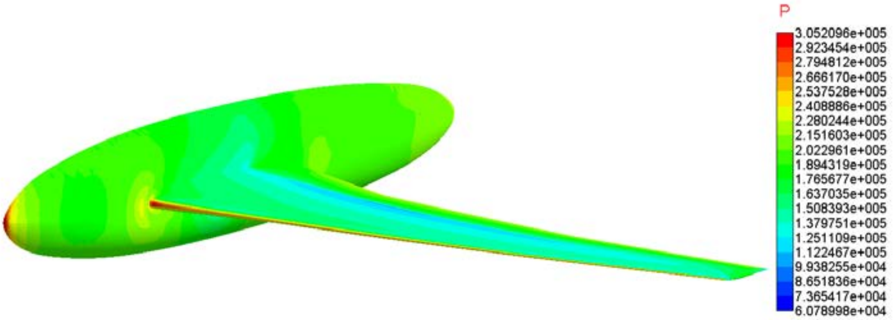


Рис. 9. Распределение поля давления

На рис. 10 приведено поле напряжений по Мизесу в прочностной части расчета для крыла в состоянии аэроупругого равновесия.

В численном эксперименте оценивались коэффициенты Cl и Cd, коэффициент Cp в нескольких сечениях крыла, а также деформации вдоль размаха крыла в состоянии аэроупругого равновесия. На рис. 11 представлено сравнение полученного коэффициента давления с экспериментальными данными для угла атаки 2°.

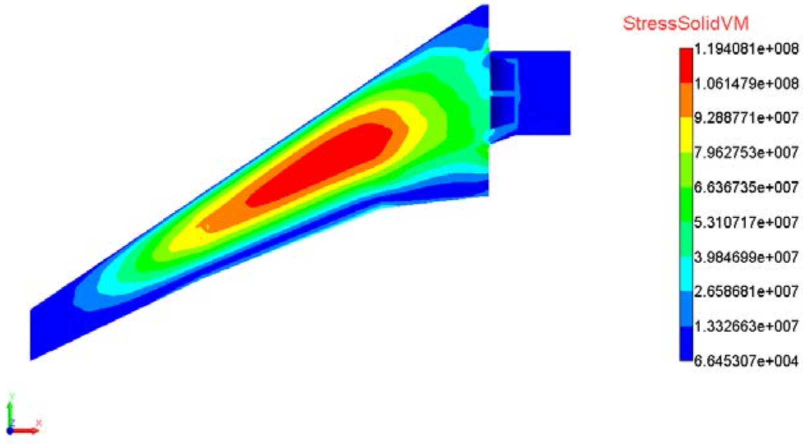


Рис. 10. Поле напряжений по Мизесу

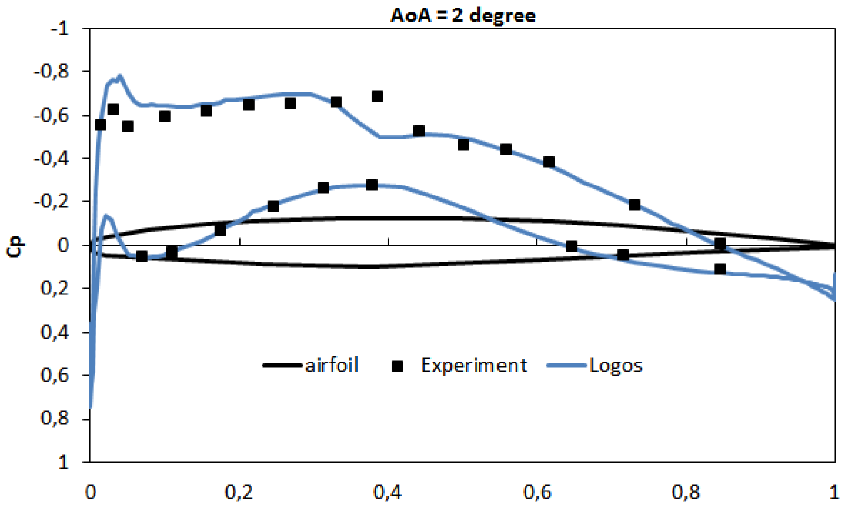


Рис. 11. График Cp по сечению

Как видно из представленного графика, результаты моделирования хорошо согласуются с экспериментальными данными.

В табл. 1 представлено сравнение с экспериментальными данными интегральных характеристик, а также максимального смещения крыла, полученных в численном эксперименте.

Таблица 1

Сравнение интегральных характеристик

	Эксперимент	ЛОГОС
Cl	0.358	0.361
Cd	0.0115	0.0113
dS (м)	0.0306	0.0319

Представленные результаты показывают хорошее согласие с экспериментом.

5.4. Расчет флаттера крыла AGARD 445.6

Решается задача о деформировании крыла AGARD 445.6 в потоке вязкого газа [8]–[10]. Течение вязкого сжимаемого газа моделируется с помощью ЛОГОС-Аэрогидромеханика, деформации крыла под действием набегающего потока рассчитываются модулем ЛОГОС-Прочность. Связанный расчет проводится в нестационарной постановке в модуле ЛОГОС-Аэрогидромеханика и явным динамическим решателем ЛОГОС-Прочность. В качестве интерфейса связи между прочностным модулем и модулем аэродинамики используется поверхность крыла. Деформация сетки крыла происходит сразу после обмена данными между счетными модулями.

Геометрия аэродинамической модели представляет собой крыло, представленное на рис. 12.

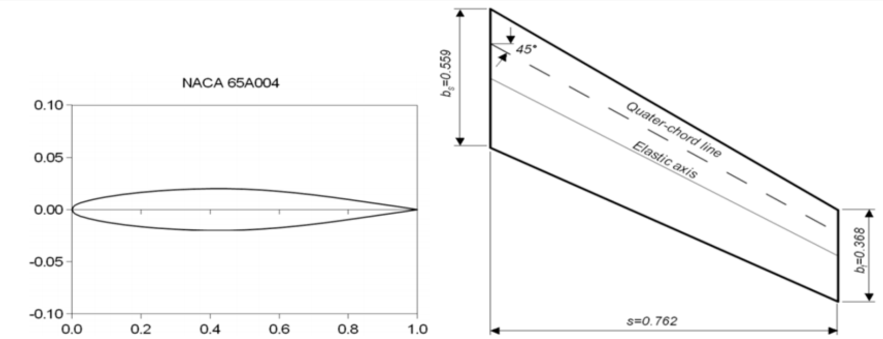


Рис. 12. Профиль и проекция крыла AGARD 445.6

В зависимости от заданных условий набегающего потока колебания крыла могут либо затухать, либо усиливаться. Последняя ситуация расценивается как наличие флаттера. Для локализации границы флаттера необходимо проанализировать серию подобных расчетов. Одним из методов определения границы флаттера является метод варьирования опорного давления при постоянной скорости звука.

Для описания поведения материала в расчетах использовалась модель ортотропного материала. Направления материала заданы вдоль размаха крыла и вдоль хорды. Плотность материала ρ = 381.98 кг/м^3, модуль упругости в продольном направлении E_1 = 3.15 e+9 Па, модуль упругости в поперечном направлении E_2 = 0.42 e+9 Па, коэффициент Пуассона в продольном направлении и в поперечном направлении в плоскости крыла ν=0.041, в поперечном направлении перпендикулярно плоскости крыла ν = 0.31, модуль сдвига в каждой плоскости G = 0.412 e+9 Па.

Локализация границы флаттера крыла проводилась для чисел Маха 0.499 – 1.141 при нулевом угле атаки. Газодинамические параметры подбирались таким образом, чтобы сохранить скорость звука при варьировании давления.

Для количественной характеристики флаттера используются такие величины, как скоростной индекс флаттера (Flutter Speed Index, FSI) и отношение частот (Frequency Ration, FR). На рис. 13, 14 представлены графики коэффициентов в зависимости от числа Маха.

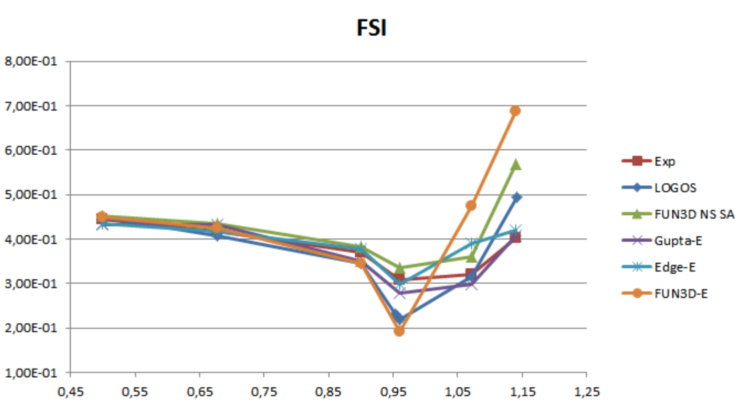


Рис. 13. Сравнение зависимостей коэффициента FSI от числа Маха

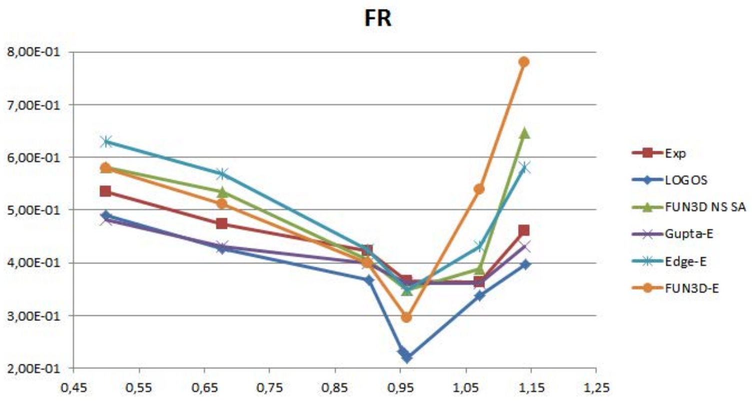
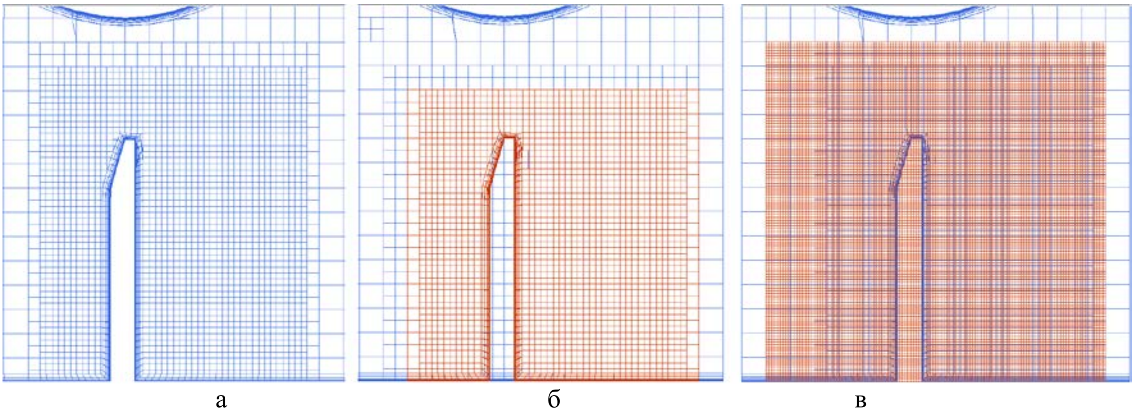


Рис. 14. Сравнение зависимостей коэффициента FR от числа Маха

Как видно из представленных графиков, результаты моделирования хорошо согласуются с экспериментальными данными.

5.5. Деформация клапана в канале

Решается связанная задача о деформировании клапана под действием потока газа в канале. В качестве интерфейса связи между прочностным модулем и модулем аэродинамики используется поверхность клапана. Деформация сетки клапана происходит сразу после обмена данными между счетными модулями. Моделирование проводится с использованием 3 сеток: сетка без перекрытий, эквивалентная сетка с перекрытиями и подробная сетка с перекрытиями (рис. 15).



а б в

Рис. 15. Расчетные сетки вблизи клапана, а – сетка без перекрытий, б – эквивалентная сетка с перекрытиями, в – подробная сетка с перекрытиями

Для моделирования обтекания клапана взяты параметры сжимаемого газа при следующих условиях:

– $P^{in}_{Tot} = 102325$ Па – полное давление на входе;

– $P^{out}_{Tot} = 101325$ Па – полное давление на выходе;

– $T^{in}_{Tot} = 288$ K – полная температура на входе;

– $T^{out}_{Stat} = 288$ K – статическая температура на выходе.

Для клапана используется модель упругопластического материала с кинематическим упрочнением. Плотность материала $\rho = 3500$ кг/м^3, модуль Юнга $E = 5e+7$ Па, коэффициент Пуассона $\nu = 0.3$, предел текучести $SigY = 1e+10$ Па. Клапан жестко закреплен в своем основании.

На рис. 16 показано перемещение контрольной точки на клапане с течением времени.

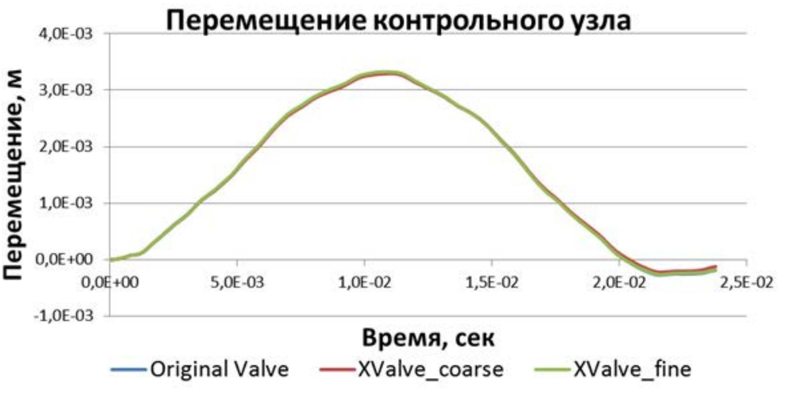


Рис. 16. Зависимость перемещения контрольного узла от времени

Как видно из представленных графиков, результаты моделирования с использованием сеток с перекрытиями хорошо согласуются с результатами, полученными на штатной сетке.

5.6. Образование инея на профиле NACA0012

Проводится численное моделирование процесса образования льда в виде инея на профиле NACA 0012 [11] в результате обтекания турбулентным потоком сжимаемого вязкого газа.

Для решения задачи используется сетка с перекрытиями, содержащая 2 несвязанных региона. Количество ячеек ~50000. На рис. 17 представлен фрагмент расчетной сетки.

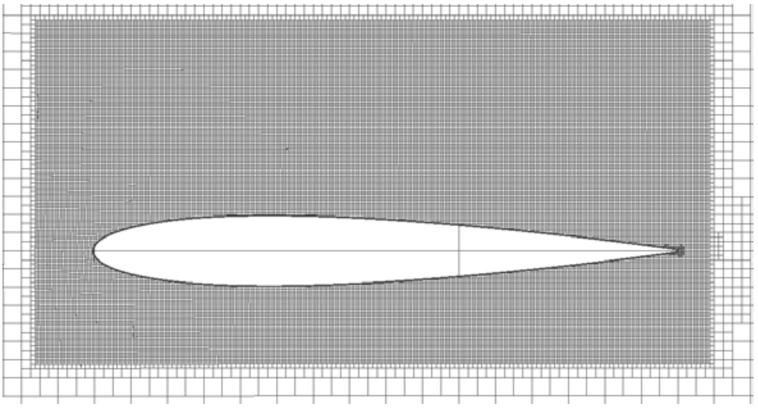


Рис. 17. Сетка с перекрытиями

Условия набегающего потока при моделировании обтекания профиля соответствуют условиям аэродинамического эксперимента [11]:

– $M_\infty = 0.184893$ – число Маха;

– $\alpha=4^o$ – угол атаки;

– $T_\infty=245.35$ K – температура набегающего потока;

– $P_\infty=95610$ Па – статическое давление набегающего потока;

– $V_\infty = 229.06$ м/с - скорость набегающего потока;

– $\alpha = 1.303178\text{e-}6$ – объемная доля жидкой фазы;

– $D_{part} = 2.0\text{e-}5$ м – осредненный диаметр капель;

– длительность моделирования 480 секунд.

Для описания турбулентных характеристик используются модель SA.

На рис. 18 представлено сравнение толщины льда, полученной в ходе численного расчета на сетке с перекрытиями, с экспериментальными данными и данными, полученными в ходе расчета на сетке без перекрытий.

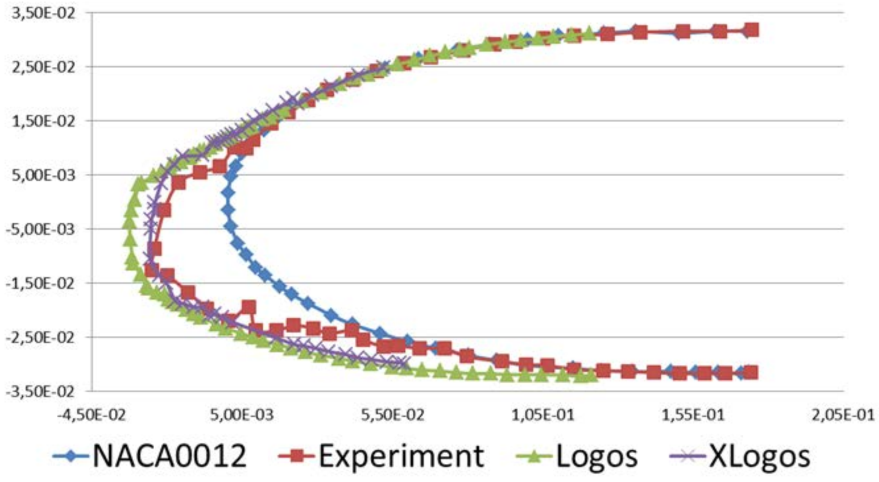


Рис. 18. Сравнение ледяного нароста

Как видно из представленного графика, форма ледяного нароста согласуется с экспериментальными данными.

Заключение

Работа посвящена вопросам решения задач численной газовой динамики с изменяющимися во времени граничными условиями. Приводятся адаптированные численные схемы решения данного класса задач на основе конечно-объемной методики. Рассмотрены подходы к решению задач аэродинамики с подвижными элементами конструкции, реализованные в пакете программ ЛОГОС.

В работе приводятся основные выражения алгоритма деформации сетки с сохранением топологии. Обсуждается сфера применимости данной методики и определен класс задач. Для более существенных деформаций рассматривается методика расчета на сетках с перекрытиями. Описываются основные положения методики расчета на сетках с перекрытиями.

В качестве иллюстрации работоспособности внедренных алгоритмов и численных схем рассмотрены характерные задачи авиационной промышленности.

Литература

1. Lesoinne M., Farhat C. Geometric conservation laws for flow problems with moving boundaries and deformable meshes, and their impact on aeroelastic computations // Computer methods in applied mechanics and engineering 134 (1996) 71–90.

2. Luke E., Collins E., Blades E. A fast mesh deformation method using explicit interpolation, Journal of Computational Physics 231 (2012) 586–601.

3. Дерюгин Ю. Н., Саразов А. В., Жучков Р. Н. Особенности построения методики расчета на сетках типа «Химера» для неструктурированных сеток // Математическое моделирование, 2017, т. 29, №2, С. 106–118.

4. Shrewsbury G., Sancar L. Dynamic Stall of Circulation Control Airfoils // AIAA Paper. 1990. № 90-0573. 9 p.

5. Fox J. H. Generic Wing, Pylon, and Moving Finned Store, Verification and Validation Data for Computational Unsteady Aerodynamics // RTO-TR-26, October 2000, St. Joseph Ottawa/Hill, Canada.

6. Авдеев П. А, Александрова О. Л., Артемова Е. О., Афанасьев В. А., Барабанов Р. А., Борляев В. В., Дьянов Д. Ю., Дяченко И. А., Казанцев А. В., Корсакова Е. И., Косарим С. С., Медведкина М. В., Морозов С. В., Наумов А. О., Присташ М. М., Разваров Д. И., Резвова Т. В., Спиридонов В. Ф., Стародубов С. В., Тагирова И. Ю., Филимонкин Е. А., Циберев К. В., Челаков А. А., Шувалова Е. В. Обзор возможностей моделирования задач прочности с использованием пакета программ ЛОГОС // XV Международный семинар «Супервычисления и математическое моделирование»: Сборник тезисов. Саров, 2014.

7. Reimer L., Boucke A., Ballmann J., Behr M. Computational Analysis of High Reynolds Number Aero-Structural Dynamics (HIRENASD) Experiments.//IFASD-2009-130, International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics. – Seattle, WA, June 21–25, 2009.

8. AGARD STANDARD AEROELASTIC CONFIGURATIONS FOR DYNAMIC RESPONSE I-WING 445.6: AGARD Report № 765/ Interdisciplinary Research Office NASA Langley Research Center Hampton; performer: Yates Carson E., Jr., -VA 23665-5225, USA, 1988. –P.1-83.

9. Ballmann J., Dafnis A., Korsch H., Buxel C., Reimerdes H.-G., Brakhage K.-H., Olivier H., Braun C., Baars A., Boucke A. Experimental Analysis of High Reynolds Number Aero-Structural Dynamics in ETW// 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Paper № 841.- Reno, January 7–10, 2008.–PP.15.

10. Dynamic Aeroelastic Simulation of the AGARD 445.6 Wing using Edge: Tech. Rep. FOI–R–2259–SE/ FOI; performer: Pahlavanloo P. –Stockholm, April 2007.

11. Ozgen S., Canibek M. Ice accretion simulation on multi-element airfoils using extended Messinger model. // Heat Mass Transfer. 2008, Springer-Verlag.

SIMULATION OF AERODYNAMICS PROBLEMS WITH MOVING BOUNDARIES USING THE "LOGOS" SOFTWARE PACKAGE

A. V. Sarazov, A. S. Kozelkov, D. K. Zelenskiy, R. N. Zhuchkov, T. V. Rezvova

Russian Federal Nuclear Center –
All-Russian Scientific Research Institute of Experimental Physics, Sarov

The paper considers the issues of numerically simulating the aerodynamics problems with moving boundaries. Main approaches to the simulation of flow around moving objects using the Logos software package are presented. The procedure of simulating on deformable meshes with preservation of the communication topology and advantages and disadvantages of such approach are discussed. Besides, the simulation procedure for aerodynamics problems using meshes with overlaps is presented, its main stages are described, key terms and calculation rules are introduced. The paper discusses a class of problems with examples of the necessary employment in common of the approaches above. To demonstrate the efficiency and applicability of the implemented simulation techniques, solutions are given for typical aircraft industry problems, for which experimental data is available.

Key words: the LOGOS software package, the procedure of simulations on meshes with overlaps, deformable meshes with preservation of communication topology, icing, NACA0012, FSI, AGARD 445.6, HIRENASD, AGARD 23.