УДК 629.735.33.015
DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-1-63-75

ВЛИЯНИЕ ОСОБЕННОСТЕЙ ВИХРЕВОГО ОБТЕКАНИЯ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ МОДЕЛИ СВЕРХЗВУКОВОГО МАНЕВРЕННОГО САМОЛЕТА

К.А. ОСИПОВ[1]
[1]*Центральный аэрогидродинамический институт им. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский, Россия*

В работе приводятся численные исследования влияния особенностей вихревого обтекания, в частности явления «взрыва» вихрей, на продольные и боковые аэродинамические характеристики (АДХ) модели маневренного самолета. Численное моделирование вихревого обтекания проводилось при малых дозвуковых скоростях ($M = 0{,}15$) в широком диапазоне углов атаки $\alpha = 0 \div 35°$ при нулевом угле скольжения $\beta = 0°$, а также при фиксированных значениях угла атаки $\alpha = 10, 25, 30, 35°$ в широком диапазоне углов скольжения $\beta = 0 \div 20°$ с помощью $k - \omega\, SST$ модели турбулентности с коррекцией на кривизну линий тока в силу нечувствительности стандартной модели к подобным эффектам. Получено удовлетворительное согласование результатов расчета с экспериментальными данными как по продольным, так и боковым АДХ в широком диапазоне углов атаки и скольжения. По результатам расчетов объяснены все основные нелинейности в интегральных характеристиках, связанные с явлением «взрыва» и интерференцией вихревых структур. Выявлены следующие физические особенности вихревого обтекания модели маневренного самолета и их влияние на продольные и боковые АДХ. Явление «взрыва» вихревых структур существенным образом влияет на АДХ модели. Причем с увеличением угла атаки точка «взрыва» вихрей перемещается вверх по потоку. При обтекании со скольжением вихри разрушаются асимметричным образом, что приводит к потере поперечной устойчивости модели. Взаимодействие носового и консольного вихрей, а также относительное положение точек разрушения вихрей в диапазоне углов атаки $18° < \alpha < 28°$ при $\beta = 0°$ приводят к нелинейностям в зависимостях коэффициентов подъемной силы и продольного момента по углу атаки. Явление «взрыва» вихрей существенным образом влияет на вклад оребренной носовой части в путевую устойчивость. Причем его влияние может кардинальным образом отличаться при различных углах атаки ($\alpha = 25$–$30°$ и $35°$). Локальное изменение обводов носовой части на виде в плане также существенным образом влияет на путевую устойчивость вследствие затягивания «взрыва» вихря.

Ключевые слова: численное моделирование, вихревое обтекание, «взрыв» вихря, пузыревидный тип разрушения вихря, интерференция вихревых структур, большие углы атаки, модель маневренного самолета, оребренная носовая часть, уравнения Навье – Стокса, осредненные по Рейнольдсу, $k - \omega\, SST$ модель турбулентности, коррекция на кривизну линий тока.

ВВЕДЕНИЕ

К современным сверхзвуковым маневренным летательным аппаратам (ЛА) предъявляются различные требования, в частности увеличение аэродинамического качества на сверхзвуковых скоростях полета за счет оптимизации внешних форм, уменьшение радиолокационной заметности (РЛ-заметности) за счет внутреннего размещения вооружения и формообразования внешней формы планера и улучшение аэродинамических характеристик (АДХ) на больших углах атаки для улучшения его маневренности. Проектирование подобного ЛА, отвечающего вышеперечисленным требованиям, является чрезвычайно сложной задачей, поскольку предъявляемые требования часто противоречат друг другу, поэтому решение данной задачи проектирования многорежимного ЛА требует комплексного подхода и принятия компромиссных решений. Сверхманевренность предполагает выход ЛА на закритические углы атаки. Выход на большие углы атаки сопровождается формированием вихревых структур, которые существенным образом влияют на АДХ ЛА. Вихри, образующиеся на носовой части фюзеляжа, наплывах, консолях крыла, вносят значительный вклад не только в продольные характеристики, но и в боковую устойчивость и управляемость ЛА.

Актуальность темы исследования связана с усиливающимися требованиями по обеспечению приемлемых продольных и боковых АДХ, устойчивости и управляемости современных сверхзвуковых самолетов на больших углах атаки. В силу своей сложности данная проблема требует проведения комплексных экспериментальных и численных исследований вихревого обтекания, устойчивости, разрушения и интерференции вихревых структур вокруг ЛА.

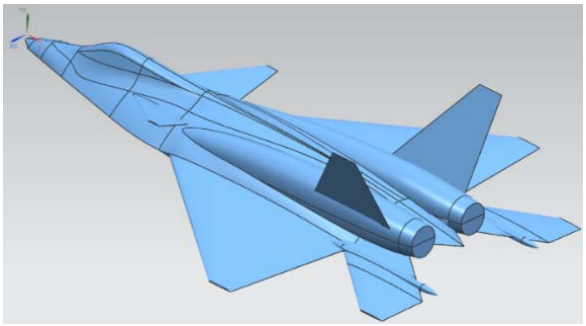

Рис. 1. Модель маневренного самолета с оребренной носовой частью
Fig. 1. Model of maneuverable aircraft with a sharp-edged fore-body

В работе приводится влияние особенностей вихревого обтекания, в частности явления «взрыва» вихревых структур на продольные и боковые АДХ модели маневренного самолета (рис. 1). Расчетные исследования проводились при малых дозвуковых скоростях ($M = 0{,}15$) в диапазоне углов атаки $\alpha = 0 \div 35°$ ($\alpha = 0, 4, 8, 12, 16, 20, 24, 28, 32, 35°$) при нулевом скольжении $\beta = 0°$, а также при фиксированных значениях угла атаки $\alpha = 10, 25, 30, 35°$ в диапазоне углов скольжения $\beta = 0 \div 20°$ для оценки боковых характеристик. Число Рейнольдса, вычисленное по длине средней аэродинамической хорды $Re_{b_a} \approx 2 \cdot 10^6$, соответствовало условиям испытаний модели в АДТ Т-102. Многопараметрическая поисковая модель сверхзвукового маневренного самолета спроектирована для экспериментального исследования в дозвуковых и сверхзвуковых аэродинамических трубах ЦАГИ Т-102, Т-103 и Т-109 возможных аэродинамических компоновок сверхзвукового маневренного самолета, а также с целью поиска новых технических решений.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ТУРБУЛЕНТНОСТИ

Для численного решения задач вихревого обтекания модели маневренного самолета использовались уравнения Навье – Стокса, осредненные по Рейнольдсу. Для замыкания системы нелинейных уравнений использовалась двухпараметрическая модель Ментера $k - \omega\ SST$ [2] со стандартными коэффициентами с поправкой на кривизну линий тока [3–5], вследствие нечувствительности стандартной модели к подобным эффектам. Для решения уравнений аэродинамики использовался промышленный программный пакет ANSYS CFX (лицензия ЦАГИ № 501024).

Как оказывается, модели, использующие коэффициент вихревой вязкости μ_t, в частности модель $k - \omega\ SST$, нечувствительны к кривизне линий тока и вращению, что существенным образом влияет на характеристики течений, особенно на характеристики вихревого обтекания маневренных самолетов при больших углах атаки или вихрей, сходящих с концевых сечений крыльев малой и умеренной стреловидности.

В данной работе для учета кривизны линий тока использовалась коррекция Спаларта и Шура [3–4], которая была переформулирована Смирновым и Ментером для двухпараметрических моделей турбулентности [5]. В данной коррекции в уравнениях переноса для кинетической энергии турбулентности k и характерной частоты турбулентных пульсаций ω вводится

некоторая эмпирическая функция f_r, которая модифицирует производство кинетической энергии турбулентности P_k в соответствующих уравнениях (1)–(2):

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t}+\frac{\partial(\rho\overline{U_j}k)}{\partial x_j}=P_k f_r-\beta^*\rho k\omega+\frac{\partial}{\partial x_j}\left[\left(\mu+\frac{\mu_t}{\tilde{\sigma}_k}\right)\frac{\partial k}{\partial x_j}\right]; \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\rho\omega)}{\partial t}+\frac{\partial(\rho\overline{U_j}\omega)}{\partial x_j}=\tilde{\alpha}\frac{\omega}{k}P_k f_r-\tilde{\beta}\rho\omega^2+(1-F_1)\frac{2}{\sigma_\omega}\frac{\partial k}{\partial x_j}\frac{\partial\omega}{\partial x_j}+\frac{\partial}{\partial x_j}\left[\left(\mu+\frac{\mu_t}{\tilde{\sigma}_\omega}\right)\frac{\partial\omega}{\partial x_j}\right]; \quad (2)$$

$$P_k\to P_k\cdot f_r. \quad (3)$$

Данная коррекция уменьшает и такие параметры течения, как интенсивность турбулентности и коэффициент вихревой вязкости μ_t в областях течения с большой кривизной линий тока. Уменьшенное значение коэффициента турбулентной вязкости μ_t уменьшает как производство кинетической энергии турбулентности P_k, так и турбулентную диффузию импульса глобального потока [5].

Безусловно, для численного решения задач вихревого обтекания маневренных ЛА требуется использование более универсальных моделей турбулентности и подходов, например, моделей напряжений Рейнольдса RSM (Reynolds Stress Models), методов моделирования отсоединенных вихрей DES (Detached Eddy Simulation) или прямое численное моделирование DNS, что привело бы к существенному увеличению вычислительных затрат.

Для того чтобы напрямую численно решить систему уравнений Навье – Стокса, необходимо моделировать весь энергетический каскад вихрей, в противном случае будет некорректным образом описан перенос энергии от крупных вихрей к самым маленьким, что сильно исказит картину течения, поэтому проведение DNS не представляется возможным в ближайшее время. В LES и DES подходах в области отсоединенного течения теоретически размер минимальной ячейки должен соответствовать инерционному диапазону в энергетическом спектре турбулентности по волновым числам $E(k)\sim\varepsilon^{2/3}k^{-5/3}$ (закон Колмогорова – Обухова). Поэтому необходимо отметить, что формальное решение уравнений LES или DES на грубых расчетных сетках, минимальный размер которых на несколько порядков превышает инерционный диапазон в энергетическом спектре турбулентности, не означает, что используется методология LES, DES. Суть метода LES заключается в том, что анизотропные вихри, свойства которых зависят от специфики задачи, геометрии, граничных условий и подобного, разрешаются напрямую, а более изотропные вихри, соответствующие закону Колмогорова – Обухова о локальной структуре турбулентности, моделируются с помощью различных эвристических соображений и экспериментальных данных (моделей подсеточной турбулентности). Следовательно, при использовании грубой сетки описывается не весь спектр анизотропных вихрей, зависящих от конкретной задачи, и эта часть вихрей фактически моделируется с помощью моделей замыкания, предназначенных для моделирования изотропных вихрей, что, естественно, приводит к неточному описанию турбулентных течений.

Поэтому в данной работе для изучения осредненных интегральных характеристик модели, полученных в эксперименте, за основу бралась $k-\omega\ SST$ модель турбулентности, которая в целом охватывает основные механизмы в турбулентных течениях, а именно производство турбулентности, за которое отвечает дифференциальное уравнение переноса для кинетической энергии турбулентности k, и диссипативные процессы – уравнение для скорости диссипации кинетической энергии турбулентности ε, выраженное через характерную частоту турбулентных пульсаций с помощью соотношения $\varepsilon=k\omega$.

Численные расчеты проводились в стационарной постановке методом установления. В качестве начального приближения для дальнейшего итерационного процесса компоненты скоростей, температура и степень турбулентности брались из соответствующих параметров на

входной границе, а статическое давление – из опорного значения p_∞. Расчеты в стационарной постановке следует считать некоторым приближением. Главным образом данная технология расчетов проводилась для оценки осредненных интегральных характеристик, полученных в АДТ ЦАГИ.

РАСЧЕТНЫЕ СЕТКИ

Для численных расчетов продольных АДХ модели маневренного самолета использовалась многоблочная структурированная расчетная сетка, состоящая из ~35 млн ячеек на половину модели. Для расчетов боковых АДХ расчетная сетка состояла из ~70 млн узлов.

Расчетные сетки строились в ANSYS ICEM CFD. При построении расчетных сеток для задач вихревого обтекания модели большое внимание уделялось разрешению градиентов поля скорости в турбулентном пограничном слое, мелкости ячеек для разрешения вихревых структур, сходящих с носовой части и крыла, задней кромке крыла, а также области вихревого следа. Минимальная ячейка у стенки соответствовала значению $y^+\sim1$, а коэффициент нарастания выбирался порядка ~1,05–1,1 для корректного описания развития пограничного слоя, производства турбулентности и т. д.

ВЛИЯНИЕ ОСОБЕННОСТЕЙ ВИХРЕВОГО ОБТЕКАНИЯ НА ПРОДОЛЬНЫЕ И БОКОВЫЕ АДХ МОДЕЛИ МАНЕВРЕННОГО САМОЛЕТА

Верификация численных расчетов проводилась на двух блочно-структурированных расчетных сетках, состоящих из ~35 и ~70 млн ячеек на половину модели при нескольких характерных углах атаки $\alpha = 10, 20, 28, 35°$. Дальнейшие численные расчеты вихревого обтекания и влияния на продольные АДХ проводились на сетке, состоящей из ~35 млн ячеек на половину модели в силу того, что дальнейшее измельчение сетки не приводило к существенному изменению интегральных характеристик и изменению положения «взрыва» вихрей. Для численных расчетов боковых АДХ расчетная сетка состояла из ~70 млн узлов.

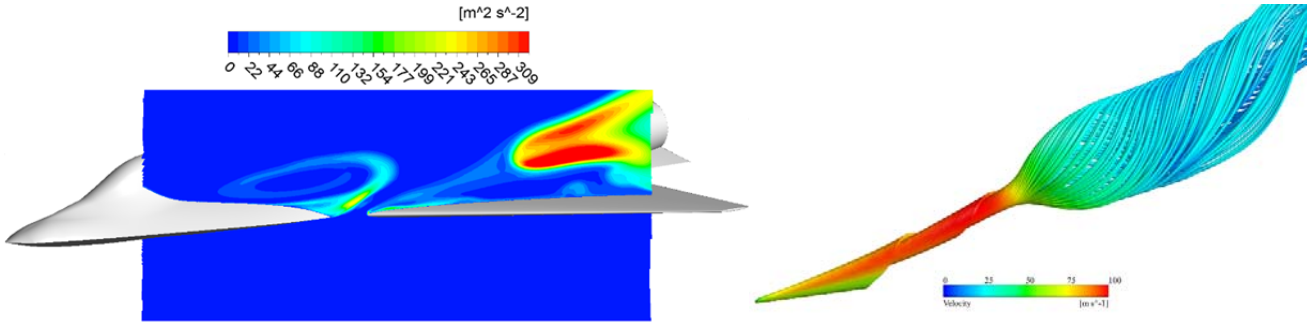

Рис. 2. Пузыревидный тип разрушения (или «взрыв») вихря с консоли крыла
Fig. 2. Bubble-type of wing vortex breakdown (or vortex burst)

В численных расчетах был получен пузыревидный тип разрушения вихрей или так называемый «взрыв». Под «взрывом» вихрей понимается резкая потеря устойчивости вихревых структур и переход к турбулентности (рис. 2). Пузыревидный тип разрушения вихрей также характеризуется резким увеличением радиуса ядра вихря, увеличением кинетической энергии турбулентности, а также уменьшением продольной (вплоть до отрицательных значений) и азимутальной компонент скорости. Результаты численных расчетов «взрыва» вихрей качественным образом согласуются с известными экспериментальными работами [6, 7].

Сравнение результатов расчетов модели с экспериментальными данными по продольным и боковым АДХ приведено на рис. 3, 4. Следует отметить, что сравнение численных расчетов и эксперимента проводилось только для весовых интегральных характеристик.

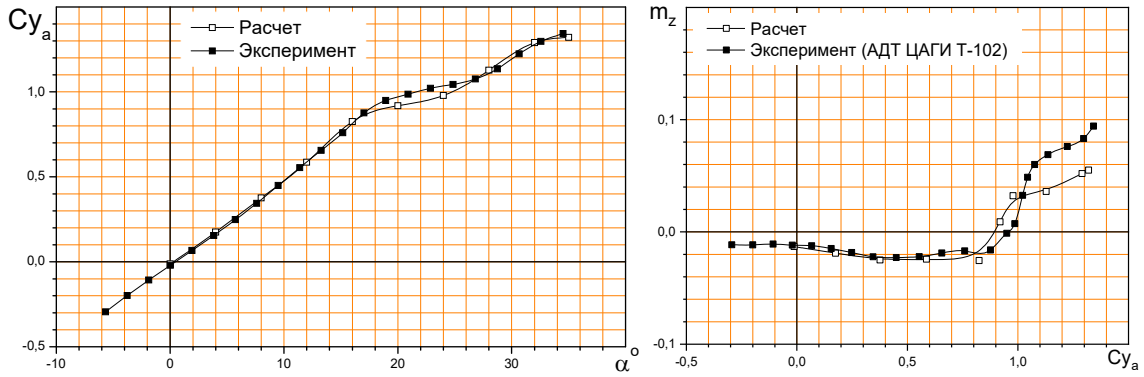

Рис. 3. Сравнение расчетных и экспериментальных данных модели маневренного самолета (без ПГО, ГО и ВО) при числе Маха $M = 0{,}15$ ($\beta = 0°$)

Fig. 3. Comparison of numerical and experimental data of the maneuverable aircraft model (without horizontal canard, horizontal and vertical tails) at Mach number $M = 0.15$ ($\beta = 0°$)

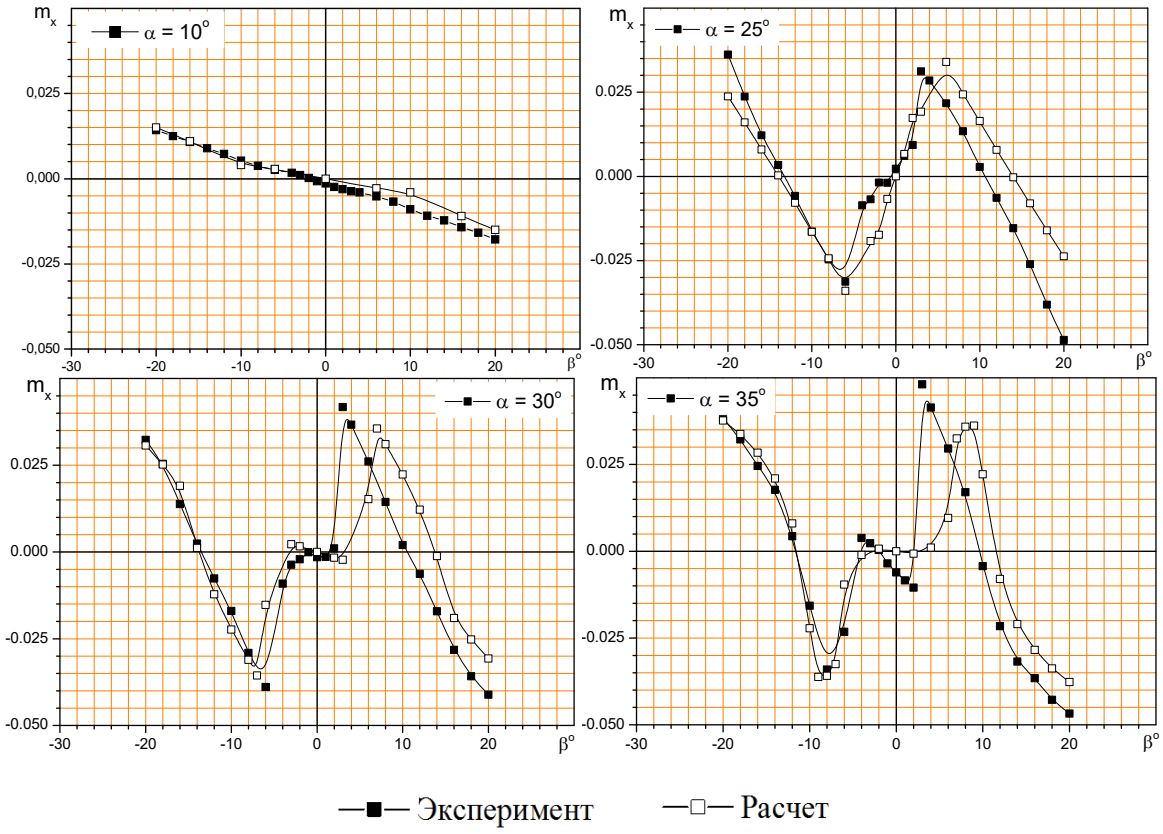

Рис. 4. Влияние угла скольжения на коэффициент момента крена модели маневренного самолета (без ПГО, ГО, ВО) при различных углах атаки ($\alpha = 10, 25, 30, 35°$)

Fig. 4. The effect of sideslip angle on rolling moment coefficient of maneuverable aircraft model (without horizontal canard, horizontal and vertical tails) at different angles of attack ($\alpha = 10, 25, 30, 35°$)

По результатам численных расчетов отмечается удовлетворительное согласование с экспериментом по различным интегральным характеристикам на различных режимах. Однако при

$\alpha > 24°$ и $\beta = 0°$ можно заметить, что численные значения продольного момента m_z меньше экспериментальных, возможно, вследствие некоторого различия в определении положения разрушения вихревых структур, сходящих с носовой части и консолей крыла, влияния подвесных лент, границ АДТ, а также выхода модели из ядра потока в рабочей части АДТ Т-102 при достаточно больших значениях угла атаки ($\alpha > 25°$), особенно при $\alpha = 35°$.

Следует также отметить, что в АДТ вследствие наличия скосов потока экспериментальные АДХ $m_x(\beta)$ модели (рис. 4) ведут себя несимметричным образом при отрицательных и положительных углах скольжения. Кроме того, с увеличением угла атаки в большей степени проявляется геометрическая несимметричность модели и соответственно несимметричность обтекания носовой части фюзеляжа, правой и левой консолей крыла.

а) $\boldsymbol{\beta = 0°}$. Как видно из рис. 5, аэродинамика модели определяется формированием интенсивных вихревых структур, «взрывом» вихрей, интерференцией носового и консольного вихрей, что в свою очередь приводит к изменению интегральных характеристик.

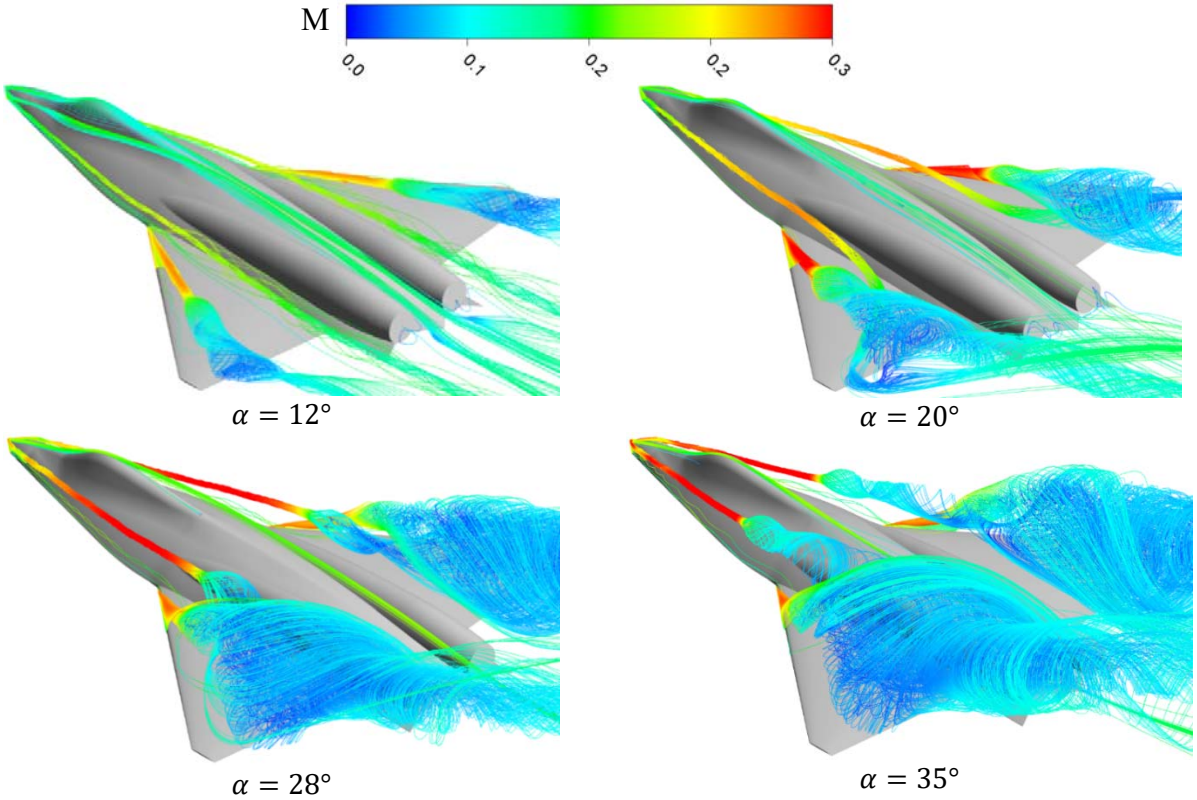

Рис. 5. Структура вихревого обтекания. Влияние угла атаки на положение «взрыва» вихрей
Fig. 5. The structure of vortex flow. The influence of angle of attack on the position of vortex breakdown

При увеличении угла атаки (до $\alpha \approx 8°$) при $\beta = 0°$ отмечается практически линейное увеличение коэффициента подъемной силы (рис. 3). При $\alpha > 8°$ формируется вихревая система, состоящая из носового и консольного вихрей. В результате увеличивается производная C_y^α за счет создания большего разрежения на консолях крыла. До углов $\alpha = 12°$ консольный и носовой вихри практически не взаимодействуют друг с другом и проходят отдельно друг от друга (рис. 5). Из рис. 5 видно формирование не только основных, но и вторичных вихрей, которые также вносят вклад в создание дополнительного разрежения на носовой части и крыле. При $\alpha = 12°$ вихрь, сходящий с консоли крыла, разрушается, что приводит к резкому увеличению коэффициента давления на несущей поверхности.

С ростом угла атаки положение разрушения консольного вихря перемещается вверх по потоку. При $\alpha = 16°$ вихри начинают интерферировать друг с другом за задней кромкой крыла за счет вязкого взаимодействия, в результате траектория носового вихря смещается к консольному вихрю и проходит под ним. Следует отметить, что подобное взаимодействие консольного и носового вихря и их дальнейшее переплетение является характерным для вихревого обтекания крыла сложной формы в плане (крыла + наплыва), а не только для данной конкретной модели маневренного самолета. Их взаимодействие существенным образом определяется углами стреловидности консоли крыла, наплыва и другими геометрическими параметрами. Взаимодействие вихревых структур и перемещение точки «взрыва» вихрей к передней кромке консоли крыла при $\alpha > 16°$ приводит к уменьшению производной C_y^α примерно в три раза, а коэффициент продольного момента m_z получает резкое приращение на кабрирование (см. рис. 3). При дальнейшем увеличении угла атаки положения «взрыва» вихрей движутся вверх по потоку.

При $\alpha = 28°$ точка разрушения носового вихря опережает положение разрушения консольного вихря, и вихри интерферируют друг с другом более слабым образом (см. рис. 5), в результате траектория носового вихря направлена строго вниз по потоку, что приводит к созданию дополнительного разрежения на фюзеляже модели и выравниванию коэффициента подъемной силы на консоли крыла вследствие уменьшения неблагоприятной интерференции вихревых структур. В конечном итоге при $\alpha > 28°$ увеличивается производная коэффициента подъемной силы по углу атаки C_y^α и уменьшается производная $m_z^{C_{ya}}$ (см. рис. 3).

С ростом угла атаки $\alpha > 32°$ положение разрушения вихрей движется вверх по потоку. Точка «взрыва» носового вихря достигает носовой части, что в конечном итоге приводит к заваливанию кривой $C_{ya}(\alpha)$ вследствие увеличения коэффициента давления на носовой части (см. рис. 3).

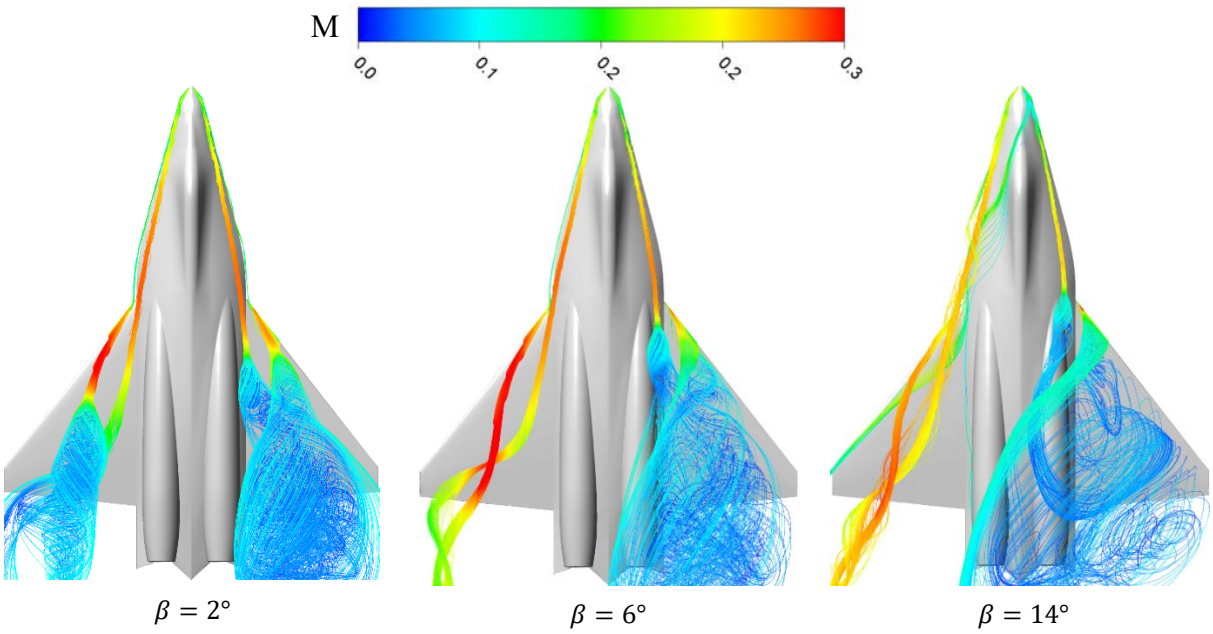

Рис. 6. Влияние угла скольжения на асимметричное разрушение вихревых структур при $\alpha = 25°$
Fig. 6. The influence of sideslip angle on asymmetrical vortex breakdown at $\alpha = 25°$

б) $\beta \neq 0°$. При обтекании на больших углах атаки со скольжением аэродинамика модели маневренного самолета во многом определяется асимметричным разрушением вихревых структур, что связано с эффективным изменением угла стреловидности χ элементов модели с навет-

ренной и подветренной сторон. Известно, что увеличение угла стреловидности, например, треугольного крыла приводит к затягиванию положения «взрыва» вихревых структур до больших значений углов атаки [1]. При обтекании со скольжением эффективный угол стреловидности консолей крыла, носовой части с наветренной стороны уменьшается, что приводит к более раннему разрушению вихревых структур, а с подветренной стороны увеличивается, что приводит к затягиванию явления «взрыва» вихрей.

При небольших значениях угла атаки $\alpha \approx 10°$ отмечается небольшое уменьшение запаса поперечной устойчивости вследствие асимметричного развития вихревых структур (см. рис. 4). При небольших значениях угла атаки вихри недостаточно интенсивны, чтобы существенным образом изменять боковые АДХ. При увеличении угла атаки ($\alpha > 10°$) происходит постепенное уменьшение запаса поперечной устойчивости.

При достаточно больших значениях угла атаки, когда вихри, сходящие с консолей крыла и носовой части, достаточно интенсивны, модель маневренного самолета становится неустойчивой при положительных углах скольжения (см. рис. 4). При $\alpha = 25°$ боковые АДХ модели определяются интенсивными вихревыми структурами, сходящими с элементов модели. Даже при незначительных углах скольжения $\beta = 2°$ отмечается существенная асимметрия в положениях «взрыва» вихрей с наветренной и подветренной сторон модели (рис. 6). Вихри с наветренной стороны становятся менее устойчивы, а вихри с подветренной стороны – более устойчивы, в результате на левой консоли крыла реализуется бо̀льшая подъемная сила (рис. 7), что приводит к появлению положительного поперечного момента $m_x(\beta) > 0$ (см. рис. 4).

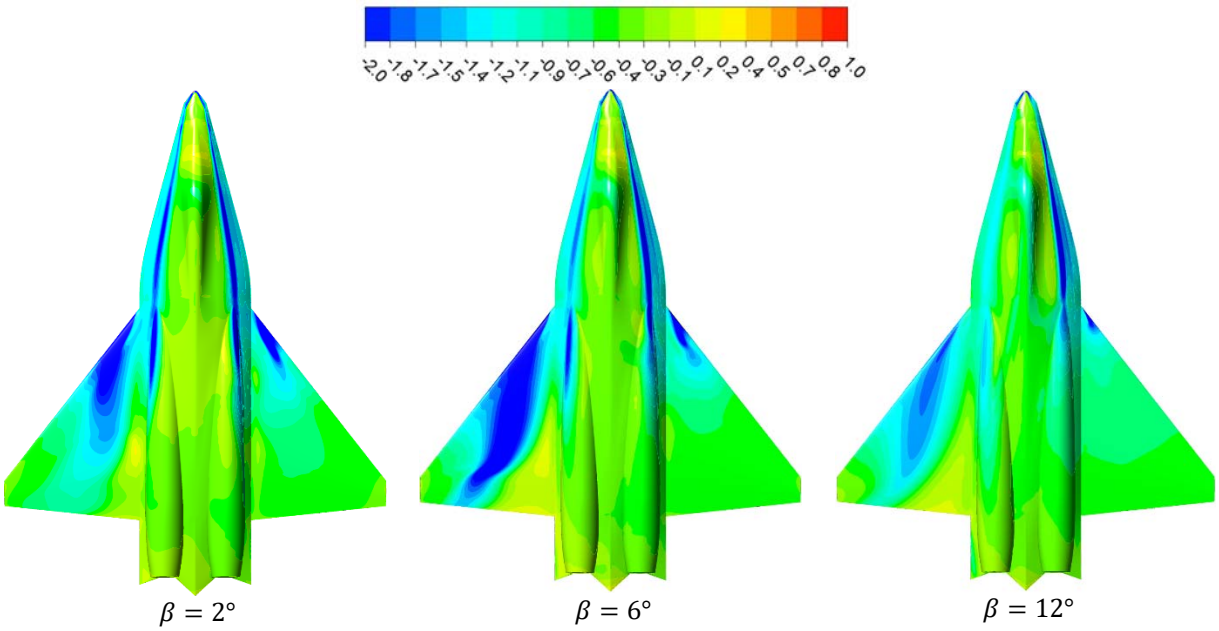

Рис. 7. Влияние угла скольжения на распределение коэффициента давления при $\alpha = 25°$
Fig. 7. The influence of sideslip angle on pressure coefficient distribution at $\alpha = 25°$

Положения «взрыва» вихрей становятся все более асимметричными с увеличением угла скольжения. Это приводит к еще большей поперечной неустойчивости. При $\beta \approx 6°$ вихри с наветренной стороны разрушаются в месте стыка консоли крыла и наплыва, а вихри с подветренной стороны устойчивы и не разрушаются, создавая при этом максимальное разрежение на левой консоли (см. рис. 6, 7). При $\beta \approx 6°$ коэффициент поперечного момента достигает своего максимального значения (см. рис. 4). Однако с ростом угла скольжения $\beta > 6°$ интенсивность вихрей с подветренной стороны уменьшается, соответственно приводя к уменьшению разреже-

ния на левой консоли крыла. Также известно, что крыло с меньшей стреловидностью имеет более высокие несущие свойства. Данная совокупность факторов приводит к тому, что при $\beta > 6°$ коэффициент поперечного момента m_x постепенно уменьшается (см. рис. 4). Следует отметить, что на коэффициент поперечного момента m_x влияет не только асимметричный «взрыв» вихря, но и смещение вихрей с наветренной и подветренной сторон относительно плоскости симметрии, поскольку изменяется плечо действующих сил. При бо̀льших значениях углов атаки ($\alpha = 30°$ и $35°$) наблюдаются аналогичные физические особенности аэродинамики модели.

Необходимо отметить также некоторую особенность, возникающую при обтекании оребренной носовой части фюзеляжа со скольжением при различных углах атаки. Можно заметить, что при $\alpha = 25–30°$ на носовую часть действуют отрицательные путевые моменты (рис. 8). Однако при бо̀льших значениях угла атаки ($\alpha = 35°$) путевые моменты, действующие на носовую часть, положительны ($m_y > 0$), что вносит вклад в путевую неустойчивость модели маневренного самолета (рис. 8).

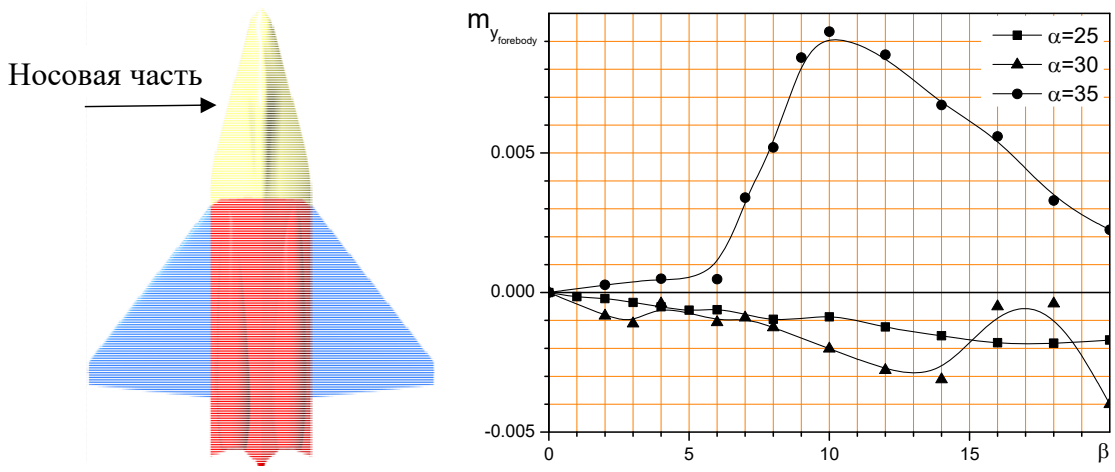

Рис. 8. Влияние угла скольжения на путевые моменты, действующие на оребренную носовую часть модели, при различных углах атаки
Fig. 8. The influence of sideslip angle on yawing moment acting on the sharp-edged fore-body of the model at different angles of attack

По распределению коэффициента давления при угле атаки $\alpha = 25°$ (см. рис. 7) можно отметить, что при увеличении угла скольжения вихрь с подветренной стороны отдаляется от носовой части модели, уменьшая при этом разрежение. Наоборот, вихрь с наветренной стороны при увеличении угла скольжения прижимается к поверхности, за счет чего увеличивается разрежение на носовой части. Также нужно отметить, что при $\alpha = 25°$ положение «взрыва» вихря с наветренной стороны при $\beta > 6°$ практически не изменяется и расположено в месте стыка консоли крыла и носовой части (см. рис. 6). Это связано с тем, что в области стыка наплыва и консоли крыла форма наплыва на виде в плане изменяет свои обводы, тем самым изменяя локальный «угол стреловидности», что приводит к затягиванию разрушения вихря в данной зоне. Аналогичные особенности отмечаются и при угле атаки $\alpha = 30°$.

При увеличении угла атаки ($\alpha = 35°$) точка «взрыва» носовых вихрей перемещается вверх по потоку, и вихри разрушаются непосредственно на самой носовой части фюзеляжа, увеличивая в области разрушения вихря коэффициент давления на поверхности (рис. 9). В диапазоне углов скольжения $0° < \beta < 6°$ точка разрушения носового вихря с наветренной стороны расположена в области наплыва, где имеется изменение обводов геометрии. В связи с изменением эффективного локального угла стреловидности точка разрушения носового вихря с наветренной стороны движется вверх по потоку достаточно медленно, поскольку увеличение эффек-

тивного угла стреловидности способствует затягиванию разрушения вихрей, поэтому в данном диапазоне углов атаки наблюдается небольшой рост коэффициента путевого момента m_y, действующего на носовую часть (см. рис. 8).

При $\beta > 6°$ точка разрушения носового вихря проходит область наплыва, где изменяется локальный угол стреловидности носовой части, и при дальнейшем увеличении угла скольжения точка «взрыва» вихря перемещается вверх по потоку более быстрым образом, что приводит к существенному увеличению коэффициента путевого момента, действующего на оребренную носовую часть (см. рис. 8). В результате оребренная носовая часть вносит вклад в путевую неустойчивость модели при $\alpha = 35°$ в диапазоне углов скольжения $0° < \beta < 10°$. При $\beta > 10°$ значение m_y уменьшается вследствие того, что «взрыв» вихря с наветренной стороны практически достигает носика фюзеляжа, а также того, что вихрь с подветренной стороны удаляется от обтекаемой поверхности, уменьшая при этом разрежение на носовой части. Из вышесказанного очевидно, что явление «взрыва» вихря вносит существенный вклад в изменение не только продольных, но и боковых АДХ, причем его влияние может кардинальным образом отличаться при различных углах атаки.

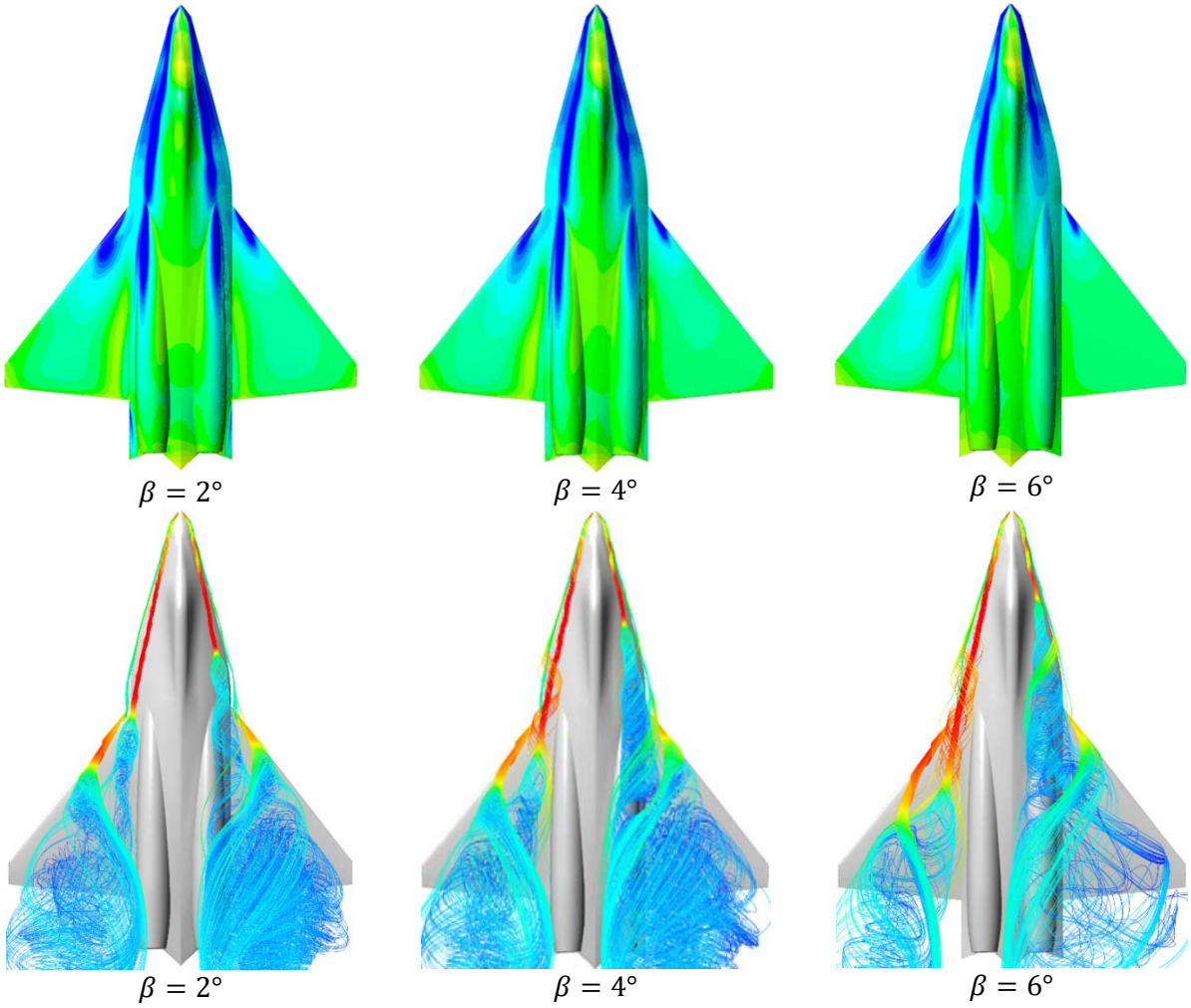

Рис. 9. Влияние угла скольжения на распределение коэффициента давления на поверхности модели и на структуру вихревого обтекания при $\alpha = 35°$

Fig. 9. The influence of sideslip angle on the pressure coefficient distribution on the surface of the model and the structure of vortex flow at $\alpha = 35°$

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе с помощью численных методов, основанных на решении уравнений Навье – Стокса, осредненных по Рейнольдсу, с $k-\omega\ SST$ моделью турбулентности с коррекцией на кривизну линий тока в стационарной постановке проведено моделирование вихревого обтекания модели маневренного самолета при малых дозвуковых скоростях ($M = 0{,}15$) в широком диапазоне углов атаки ($\alpha = 0$–$35°$) и скольжения ($\beta = 0$–$20°$). Объяснено нелинейное поведение интегральных АДХ, полученных в эксперименте в АДТ ЦАГИ, с точки зрения структуры вихревого обтекания.

Выявлены физические особенности вихревого обтекания модели маневренного самолета с оребренной носовой частью и их влияние на продольные и боковые АДХ:

- явление «взрыва» вихревых структур существенным образом влияет на АДХ модели. Причем с увеличением угла атаки точка «взрыва» вихрей перемещается вверх по потоку. При обтекании со скольжением вихри разрушаются асимметричным образом, что приводит к потере поперечной устойчивости модели;
- взаимодействие носового и консольного вихрей, а также относительное положение точек разрушения вихрей в диапазоне углов атаки $18° < \alpha < 28°$ при нулевом угле скольжения приводят к нелинейностям в зависимостях коэффициентов подъемной силы и продольного момента по углу атаки;
- явление «взрыва» вихрей существенным образом влияет на вклад оребренной носовой части в путевую устойчивость. Причем его влияние может кардинальным образом отличаться при различных углах атаки ($\alpha = 25$–$30°$ и $35°$). Локальное изменение обводов носовой части на виде в плане также существенным образом влияет на путевую устойчивость вследствие затягивания «взрыва» вихря.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Skow A.M., Titiriga A.Jr., Moore W.A.** Fore-body/Wing Vortex Interactions and Their Influence on Departure and Spin Resistance // AGARD conference proceedings 247. High Angle of Attack Aerodynamics. 1979. P. 6.
2. **Menter F.R.** Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications // AIAA Journal. 1994. Vol. 32, August, № 8. Pp. 1598–1605.
3. **Spalart P.R., Shur M.** On the sensitization of turbulence model to rotation and curvature // Aerospace Science and Technology. 1997. Vol. 1, № 5. Pp. 297–302.
4. **Shur M.L.** Turbulence modeling in rotating and curved channels: Assessing the Spalart-Shur Correction / M.K. Strelets, A.K. Travin, P.R. Spalart // AIAA Journal. 2000. Vol. 38, № 5. Pp. 784–792.
5. **Smirnov P.E., Menter F.R.** Sensitization of the SST turbulence model to rotation and curvature by applying the Spalart-Shur correction term // Journal of Turbomachinery / ASME. 2009. Vol. 131, № 4. Pp. 1–8.
6. **Lambourne N.C., Pusey P.S.** Some visual observations of the flow over a swept-back wing in a water tunnel, with particular reference to high incidence // Aeronautical Research Council Current Papers. 1955. № 192. Pp. 1–23.
7. **Lambourne N.C., Bryer D.W.** The bursting of leading-edge vortices-some observations and discussion of the phenomenon // Aeronautical Research Council Reports and Memoranda. 1961. № 3282. Pp. 1–36.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

Осипов Константин Анатольевич, научный сотрудник Центрального аэрогидродинамического института им. Н.Е. Жуковского, главный специалист отдела баллистики и аэрогидродинамики научно-производственного объединения «Молния», tsagi-konstantin@yandex.ru.

THE INFLUENCE OF FEATURES OF VORTEX FLOW ON AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF THE SUPERSONIC MANEUVERABLE AIRCRAFT MODEL

Konstantin A. Osipov[1]
[1]*Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Russia*

ABSTRACT

The paper presents the influence of the vortex flow features, in particular, the phenomenon of vortex burst on the longitudinal and lateral aerodynamic characteristics of the maneuverable aircraft model with a sharp-edged fore-body. Numerical simulation of vortex flow has been conducted at low subsonic speeds ($M = 0.15$) in a wide range of angles of attack $\alpha = 0 \div 35°$ at zero sideslip $\beta = 0°$, as well as at fixed values of angles of attack $\alpha = 10, 25, 30, 35°$ in a wide range of slip angles $\beta = 0 \div 20°$ using $k - \omega\ SST$ turbulence model with curvature correction due to the insensitivity of the standard model to such effects. A satisfactory agreement of the numerical results with the experimental data on both longitudinal and lateral aerodynamic characteristics in a wide range of angles of attack and sideslip is obtained. According to the results of the numerical simulations, all the main nonlinearities in the integral characteristics associated with the vortex breakdown phenomenon and the interference of vortex structures were explained. The physical features of the vortex flow around the maneuverable aircraft model with a sharp-edged nose and their influence on the longitudinal and lateral aerodynamic characteristics are revealed. The phenomenon of vortex breakdown significantly affects the aerodynamic characteristics of the model. And with the increase of the angle of attack the point of vortex breakdown moves up the stream. At non zero sideslip vortices are destroyed asymmetrically, which leads to a loss of transverse stability of the model. The interaction of the nose and wing vortices, as well as the relative position of the points of vortex breakdown in the range of angles of attack $18° < \alpha < 28°$ at zero slip angle lead to nonlinearities in the dependence of the lift coefficients and the longitudinal moment of the angle of attack. At large angles of attack, the main vortices forming from the sharp-edged nose make a major contribution to the change in the aerodynamic coefficients, in contrast to the round nose, where the yawing stability is often determined by secondary vortices. The phenomenon of vortex breakdown significantly affects the contribution of the sharp-edged nose to the yawing stability. Moreover, its effect can be radically different at different angles of attack ($\alpha = 25$–$30°$ and $35°$). The local change in the contours of the fore-body in the plan view also significantly affects the directional stability due to the delaying of the vortex burst.

Key words: numerical simulation, vortex flow, vortex burst, bubble-type vortex breakdown, interference of vortex structures, high angles of attack, maneuverable aircraft model, sharp-edged fore-body, Reynolds-averaged Navier-Stokes equations, $k - \omega\ SST$ turbulence model, curvature correction.

REFERENCES

1. **Skow, A.M., Titiriga, A.Jr. and Moore, W.A.** (1979). *Fore-body/Wing Vortex Interactions and Their Influence on Departure and Spin Resistance.* AGARD conference proceedings 247. High Angle of Attack Aerodynamics, p. 6.
2. **Menter, F.R.** (1994). *Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications.* AIAA Journal, vol. 32, no. 8, August, pp. 1598–1605.
3. **Spalart, P.R. and Shur, M.** (1997). *On the sensitization of turbulence model to rotation and curvature.* Aerospace Science and Technology, vol. 1, no. 5, pp. 297–302.
4. **Shur, M.L., Strelets, M.K., Travin, A.K. and Spalart, P.R.** (2000). *Turbulence modeling in rotating and curved channels: Assessing the Spalart-Shur Correction.* AIAA Journal, vol. 38, no. 5, pp. 784–792.

5. **Smirnov, P.E. and Menter, F.R.** (2009). *Sensitization of the SST turbulence model to rotation and curvature by applying the Spalart-Shur correction term.* Journal of Turbomachinery. ASME, vol. 131, no. 4, pp. 1–8.

6. **Lambourne, N.C. and Pusey, P.S.** (1955). *Some visual observations of the flow over a swept-back wing in a water tunnel, with particular reference to high incidence.* Aeronautical Research Council Current Papers, no. 192, pp. 1–23.

7. **Lambourne, N.C. and Bryer, D.W.** (1961). *The Bursting of leading-edge vortices-some observations and discussion of the phenomenon.* Aeronautical Research Council Reports and Memoranda, no. 3282, pp. 1–36.

INFORMATION ABOUT THE AUTHOR

Konstantin A. Osipov, Research Fellow of Central Aerohydrodynamic Institute named by N.E. Zhukovsky, Chief Specialist of the Department of Ballistics and Aerohydrodynamics of “Research and Production Association “Molniya”, tsagi-konstantin@yandex.ru.

Поступила в редакцию	26.09.2018	Received	26.09.2018
Принята в печать	17.01.2019	Accepted for publication	17.01.2019