

УДК 533.6.011.5:533.69.048

© 2006 г. А. В. АНТОНЕЦ

РАСЧЕТНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ГЕОМЕТРИЧЕСКОЙ АСИММЕТРИИ НА ДЕМПФИРУЮЩИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СОСТАВНЫХ СВЕРХЗВУКОВЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Метод расчета стационарного невязкого сверхзвукового обтекания эквивалентных тел применен к анализу нестационарных аэродинамических характеристик составных летательных аппаратов с асимметричным (отклоняемым или модифицированным с учетом уноса массы теплозащитного покрытия, толщин вытеснения пограничного слоя, развитых отрывных зон течения, локальных деформаций и других искажений базовой формы) кормовым стабилизатором. Разработан математический аппарат моделирования асимметричных составных конфигураций линейчатými поверхностями с произвольными контурами опорных поперечных сечений. Представлены результаты численных расчетов влияния на аэродинамические коэффициенты различных асимметрий формы поверхности тела при плоских колебаниях составных летательных аппаратов около нулевого угла атаки в однородном набегающем потоке совершенного газа с показателем адиабаты $\gamma = 1.4$ и числом Маха $M_\infty = 6$.

Ключевые слова: составной сверхзвуковой летательный аппарат, асимметричный кормовой стабилизатор (юбка), демпфирующие аэродинамические характеристики, метод эквивалентных тел.

Наряду с другими проблемами актуальны в аэродинамике задачи предугадывания возможных сценариев развития летных критических и аварийных ситуаций. Широко известны, например, комплексные исследования причин реальных трагических происшествий с космическими челноками “Спейс шаттл”. Реализуемость теоретических расчетов при учете различных искажений (выемки, щели, локальные деформации) поверхностей летательных аппаратов обеспечивается в современной вычислительной аэродинамике приемами построения адекватных расчетных сеток. Для достижения высокой точности численного разрешения граничных особенностей сложных газодинамических течений характерные размеры сеточных ячеек приходится уменьшать до нескольких милли-, а то и микрометров. Общее количество узловых точек в выстраиваемой сеточной области возрастает до десятков миллионов, а вычисления на суперкомпьютерах распараллеливаются на десятки высокопроизводительных процессоров. Из-за многовариантности подобных расчетов на них затрачиваются сотни часов машинного времени. Тем более ценно, что при анализе нештатных ситуаций с появлением отрывных (циркуляционных) зон течения около боковой поверхности составных летательных аппаратов возможен альтернативный сеточно-точечному раскрытию особенностей менее затратный подход на основе аналитического моделирования асимметричных искажений поверхностей обтекаемых тел.

Ниже в работе развивается простой математический аппарат описания некоторого общего класса асимметрий линейчатými поверхностями и оценивается их количественное влияние на коэффициент продольного демпфирующего момента m_z^B и другие аэродинамические характеристики составных компоновок, совершающих малые колебания около нулевого угла атаки в невязком потоке воздуха. Что касается случаев возникно-

вения антидемпфирования колебаний летательных аппаратов около их центров масс, то объяснение этому явлению может дать обязательный учет нестационарной динамики образующихся отрывных зон и “обратных” сил трения при наличии достаточно сильных приповерхностных противотоков в циркуляционной зоне навстречу набегающему потоку.

1. Математическое моделирование поверхностей асимметричных составных летательных аппаратов. Аэродинамические исследования пространственных конфигураций составных летательных аппаратов проводились ранее для классов форм с эллиптическими [1] и биэллиптическими [2] поперечными сечениями, а также тел с искривленной осью [3]. В последующем в [4–6] был разработан аппарат моделирования аэродинамических поверхностей с использованием неосциллирующих вписанных в заданные углы обших кривых второго порядка.

В данной работе боковую поверхность отклоняемого (асимметричного) кормового стабилизатора моделируем или поверхностью тела с искривленной (повернутой) осью [3] (фиг. 1,а), или линейчатой поверхностью, порождаемой двумя заданными контурами поперечных сечений $r_1(x_1, \varphi)$ и $r_2(x_2, \varphi)$ в связанной с телом цилиндрической системе координат (x, φ, r) (фиг. 1,б). В последнем случае геометрические параметры асимметричной поверхности на участке $x \in (x_1, x_2)$ между опорными контурами рассчитываются по формулам:

$$r(x, \varphi) = r_1(x_1, \varphi) + \partial r / \partial x (x - x_1)$$

$$\partial r / \partial \varphi = \partial r_1 / \partial \varphi + (\partial r_2 / \partial \varphi - \partial r_1 / \partial \varphi) q$$

$$\partial r / \partial x = (r_2 - r_1) / \Delta, \quad q = (x - x_1) / \Delta, \quad \Delta = x_2 - x_1$$

Поверхность летательного аппарата, уточненная за счет учета толщины вытеснения пограничного слоя или появления развитой отрывной зоны течения на его боковой поверхности, может быть смоделирована линейчатой поверхностью с тремя или более опорными контурами. Например, как проиллюстрировано на фиг. 1,в, асимметричная составная поверхность выстраивается по контурам $r_1(x_1, \varphi)$, $r_2(x_2, \varphi)$ при $x \in (x_1, x_2)$ и $r_2(x_2, \varphi)$, $r_3(x_3, \varphi)$ при $x \in (x_2, x_3)$.

Единообразно варьируемый опорный контур в нормированных координатах (Y, Z) удобно задавать вписанной в прямой угол параметрической с параметром формы $0 < \mu < 1$ кривой второго порядка [6]

$$Y = \{2\mu^2 + vZ - 2\mu[\mu^2 + (v - kZ)Z]^{1/2}\} / \lambda \quad (Z = \{vY + 2\mu[(\lambda - kY)Y]^{1/2}\} / \lambda)$$

где $0 \leq Y = (y - y_1) / (y_2 - y_1) \leq 1$, $0 \leq Z = (z - z_1) / (z_2 - z_1) \leq 1$, $(y, z)_{1,2}$ – координаты соединяемых кривой двух точек на разных сторонах прямого угла

$$\lambda = (1 - \mu)^2, \quad k = 1 - 2\mu, \quad v = 2 - (1 + \mu)^2 = k - \mu^2 = \lambda - 2\mu^2$$

$$p_1 = [dy/dz]_{Z=0} = 0, \quad p_2 = [dy/dz]_{Z=1} = \infty$$

Если от (Y, Z) перейти к координатам (η, ζ) вдоль осей симметрии рассматриваемого семейства кривых, тогда получим

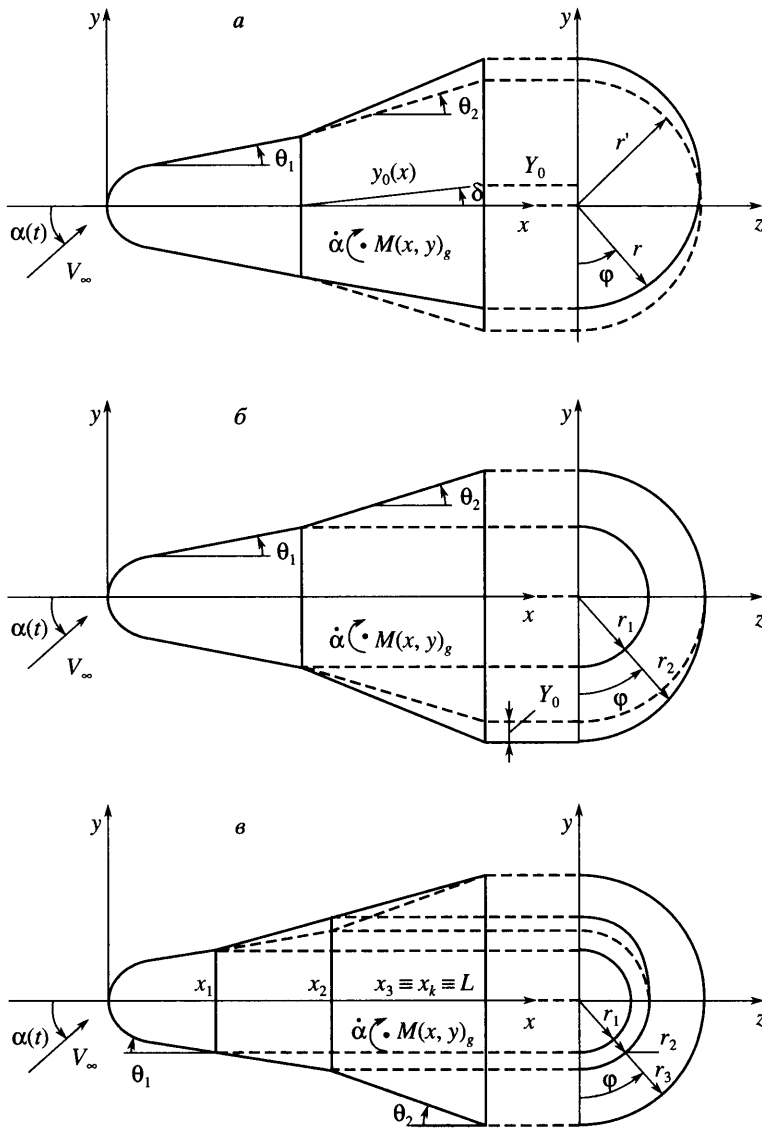
$$Y = (\zeta + \eta)2^{-1/2}, \quad Z = 1 + (\zeta - \eta)2^{-1/2} \quad (1.1)$$

$$k\eta^2 - 2^{1/2}\lambda\eta + \mu^2\zeta^2 + 2^{-1}\lambda = 0$$

При $\mu \neq 0.5$ уравнение (1.1) преобразуется к записи

$$(\eta - \eta_0)^2 a^{-2} + \text{sign}(k) \zeta^2 b^{-2} = 1$$

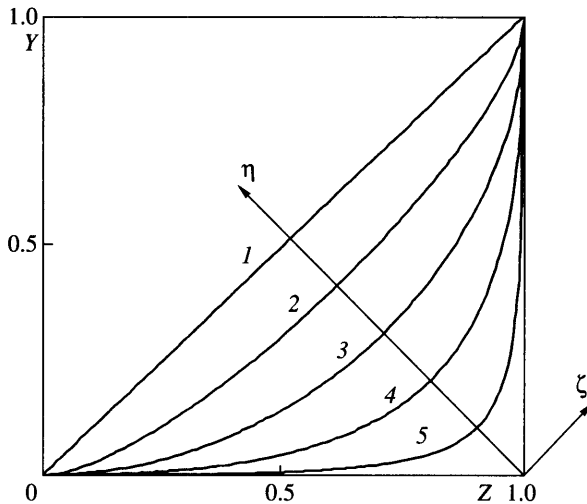
$$\eta_0 = 2^{-1/2}(1 - \mu)^2 k^{-1}, \quad |a| = 2^{-1/2} \mu (1 - \mu) |k|^{-1}, \quad |b| = (1 - \mu) (2|k|)^{-1/2}$$



Фиг. 1. Типы рассматриваемых геометрических асимметрий составных летательных аппаратов: *a* – отклонение оси кормового стабилизатора с сохранением формы исходных поперечных сечений; *б, в* – линейчатые поверхности, моделирующие утолщение наветренной (или подветренной) стороны тела и конфигурацию несимметричной отрывной зоны перед юбкой

Отсюда видно, что кривые семейства (1.1) – эллипсы при значениях параметра $0 < \mu < 0.5$ и гиперболы при $0.5 < \mu < 1$. Значению $\mu = 0.5$ отвечает парабола $\eta = 2^{-1/2}(0.5 + \zeta^2)$.

Для наглядности графики кривых (1.1) показаны на фиг. 2. В используемой цилиндрической системе координат параметрический контур (1.1), вписанный в прямой угол вокруг начала координат, описывается формулами



Фиг. 2. Множество форм поперечных сечений тел (в четвертом квадранте), порождаемое вписанными в прямые углы общими кривыми второго порядка: 1 – 5 – $\mu = \{0; 0.2; 0.4; 0.6; 0.8\}$

$$r(\varphi) = [(k^2 - ac)^{1/2} - k]/a, \quad dr/d\varphi = -r(rda/d\varphi + db/d\varphi)/(2ar + b)$$

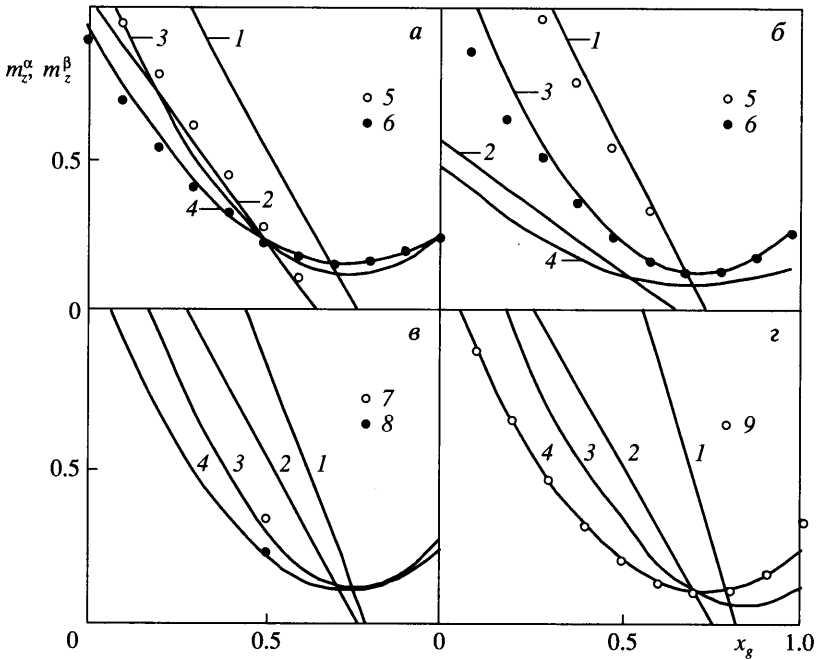
$$a = k_1\tau^2 + k_2\sigma^2 - 2k\tau\sigma, \quad b = 2k(\tau - \sigma), \quad \tau = \cos\varphi/y_1, \quad \sigma = \sin\varphi/z_2 \quad (1.2)$$

$$k_1 = \lambda^2, \quad k_2 = v(v + 4\mu^2) + 4\mu^4, \quad k = \lambda v, \quad c = \lambda(\lambda - 4\mu^2)$$

В частном случае при $\mu = 2^{1/2} - 1$ кривая (1.2) представляет собой эллипс $r = (\tau^2 + \sigma^2)^{-1/2}$, оси симметрии которого совпадают с осями координат (y, z). Укажем, что некоторые другие известные способы аналитического представления аэродинамических поверхностей систематизированы в [7], там же дана и более подробная библиография работ этого направления, опубликованных до 1987 г.

2. Результаты численных расчетов. Для анализа влияния асимметрии поверхности летательного аппарата на его демпфирующие аэродинамические характеристики необходимые численные расчеты проводятся эффективным методом эквивалентных тел [8]. Аналогичные первые расчеты демпфирующих характеристик составных осесимметричных летательных аппаратов с оценением вклада вязких эффектов были выполнены в [9]. Отметим, что в выбранной (фиг. 1) правой прямоугольной декартовой системе координат (x, y, z) положительный момент $m_z > 0$ аэродинамической силы отвечает случаю демпфирования нестационарных колебаний угла атаки. Рассматривается только один вариант условий сверхзвукового обтекания тел совершенным газом с показателем адиабаты $\gamma = 1.4$, числом $M_\infty = 6$ и плоскими колебаниями летательных аппаратов относительно нулевого угла атаки. Безразмерная скорость изменения угла атаки равна $\beta = \dot{\alpha} L/V_\infty$.

Графики зависимостей производных m_z^α и m_z^β момента тангажа по углу атаки α [рад.] и по скорости его изменения β от координаты центра колебаний x_g [L] на оси двухсоставного летательного аппарата построены на фиг. 3 при базовых значениях геометрических параметров: $\theta_1 = 10^\circ$, $x_1 = d_k$, $x_2 \equiv x_k \equiv L = 2d_k$, $d_k[R_0] = 15$, $\theta_2 \approx 15^\circ$.



Фиг. 3. Зависимости коэффициентов m_z^α и m_z^β момента тангажа $m_z[\frac{(\rho V_\infty)^2}{2} (\pi r^2)_k L]$ от координаты x_g центра колебаний на оси летательного аппарата при различных асимметриях кормового стабилизатора (юбки): а – отклонение оси; б – смещение концевое сечения; в – утолщение наветренной ($Y_0 > 0$) или подветренной ($Y_0 < 0$) стороны; г – моделирование несимметричной отрывной зоны перед юбкой; 1, 2, 5 – m_z^α ; 3, 4, 6–9 – m_z^β ; а, б – пары {1, 3}, {2, 4}, {5, 6} соответствуют $Y_0 = \{0; -3.0; 3.0\}$; в – {1–4} и {7, 8} получены при $Y_0 = \{-3.0; 3.0\}$, а {1, 3, 7} и {2, 4, 8} отвечают контурам концевых сечений юбки с $\mu = \{0.1; 0.5\}$; г – 1, 9 соответствуют набору $\{Y_0 = -0.343; \theta_1 = 10^\circ; x_1 = 10; \mu = 0.44\}$, 2 и 4 – набору с заменой знака смещения $Y_0 = 0.343, 3 - \{Y_0 = 1.625; \theta_1 = 0^\circ; x_1 = 10; \mu = 0.44\}$

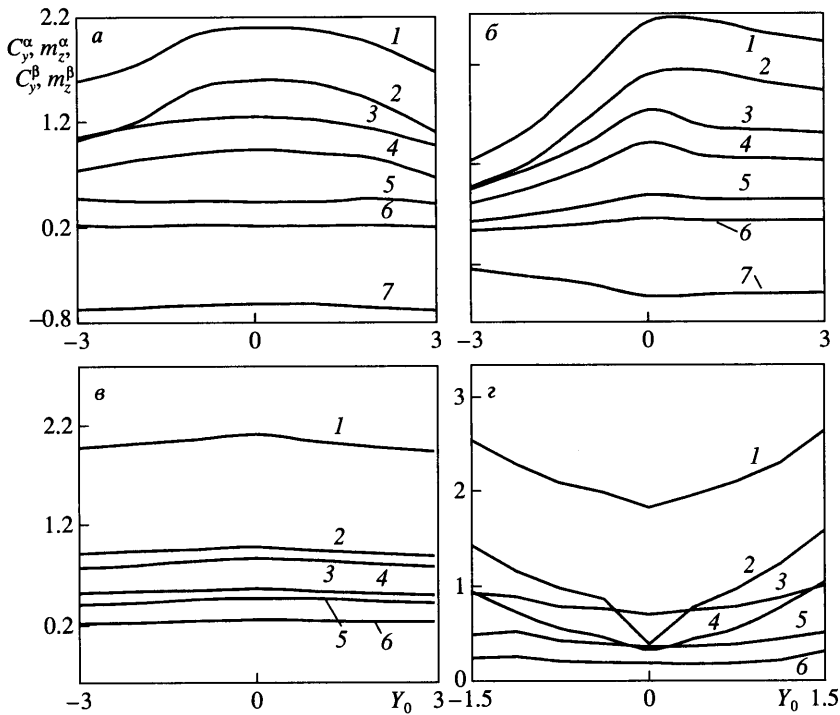
Уравнение оси отклоненного стабилизатора в плоскости угла атаки (x, y) записывается в виде

$$y_0(x) = Y_0 \xi, \quad \xi = (x - x_1)/(x_2 - x_1), \quad x \in [x_1, x_2], \quad Y_0[R_0] \in [-3, 3]$$

Зависимости от координаты x_g производной момента тангажа по углу атаки не отклоняются от линейных

$$m_z^\alpha(x_g) = m_z^\alpha(0)(1 - x_g) + m_z^\alpha(1)x_g$$

Соответствующие же зависимости производной $m_z^\beta(x_g)$ носят параболический характер с принятием минимальных значений при $x_g \equiv 0.75$. В рассмотренном диапазоне углов отклонения $-11^\circ \leq \delta \leq 11^\circ$ ($-3 \leq Y_0 \leq 3$) оси кормового стабилизатора от симметричного положения у коэффициента демпфирующего момента тангажа $m_z^\beta(x_g, Y_0)$ обнаруживается консервативная точка – при центровке $x_g = 0.5$ этот коэффициент равен прибли-



Фиг. 4. Зависимости коэффициентов аэродинамической подъемной силы C_y^α , C_y^β и момента тангажа m_z^α , m_z^β от параметров геометрических асимметрий: а-г – те же, что на фиг. 3; 1 – C_y^α ; а, б: {2, 7} – m_z^α при $x_g = \{0; 1\}$, {3, 5} и {4, 6} – C_y^β и m_z^β при $x_g = \{0.1; 0.5\}$; в, г: $\mu = 0.5$, {2, 4} и {3, 5} – m_z^α и C_y^β при $x_g = \{0.3; 0.5\}$; б – m_z^β при $x_g = 0.5$

женно 0.23 независимо от величины и знака отклонения Y_0 . При более передних центровках $0 \leq x_g < 0.5$ с увеличением $|Y_0|$ коэффициент m_z^β уменьшается, а при $0.5 < x_g \leq 1$ несколько возрастает. Падение при $Y_0 = \pm 3$ отмечается на величину до 0.1 (20%), а в точке минимума – на 0.03 (30%). Причем различия в значениях коэффициента демпфирующего момента в зависимости от знака Y_0 более заметны при передних центровках и при положительном $Y_0 = 3$ примерно на 5% меньше величин, отвечающих отрицательному (на уменьшение угла атаки) отклонению $Y_0 = -3$ кормового стабилизатора. Аналогично фиг. 3, а для сравнительных сопоставлений на фиг. 3, б построены соответствующие графики, относящиеся к двухконтурной линейчатой модели отклоняемого стабилизатора (фиг. 1, б). В отличие от первой модели (фиг. 1, а, тело с отклоненной осью) в последнем случае наблюдается более значительное влияние знака смещения Y_0 конечного сечения стабилизатора от его симметричного положения на получаемые числовые значения коэффициента m_z^β . На фиг. 3, в отражены зависимости коэффициентов $m_z^\alpha(x_g)$ и $m_z^\beta(x_g)$ у класса тел с утолщением наветренной ($Y_0 < 0$) или подветренной ($Y_0 > 0$) стороны при варьировании формы конечного поперечного сечения путем выбора параметра

$0 < \mu < 1$ в представлении (1.2). Более заметное изменение коэффициента m_z^β фиксируется у тел с передними центровками $0 \leq x_g < 0.75$. Так, при $\mu = 0.5$ коэффициент m_z^β может быть на 0.1–0.3 (50–30%) меньше, чем у тела с менее “прямоугольным” контуром концевого поперечного сечения, отвечающего значению параметра $\mu = 0.1$. Сходство с четными функциями зависимостей аэродинамических коэффициентов $C_y^\alpha, m_z^\alpha, C_y^\beta, m_z^\beta$ от параметра асимметрии $-3 \leq Y_0 \leq 3$ можно оценить на фиг. 4 у тех же классов асимметричных тел, зависимости моментных характеристик которых от координаты x_g иллюстрировались на фиг. 3. Некоторые сопоставления экспериментальных и расчетных данных, сделанные на последовательных этапах обобщения используемой здесь схемы невязких расчетов, можно найти в [9–11].

Надо обратить внимание также на такую обнаруженную в ходе выполненных расчетов особенность компьютерных вычислений, как получение в отдельных вариантах непротяженных участков неединственности численных решений – “растяжек”. Представляется, что этот термин подходит для наименования резких, без осцилляций, взаимобратных перескоков с одной плавной ветви функциональной зависимости, например давления или связанных с ним аэродинамических коэффициентов от угла атаки, на другую. Выявление действительных причин возникновения растяжек при численных вычислениях требует, конечно, проведения отдельных особо тщательных исследований.

Заключение. Предложен математический аппарат моделирования несимметричных искажений геометрической формы составных летательных аппаратов на основе линейчатых поверхностей с опорными контурами из семейства общих кривых второго порядка, вписываемых в прямые углы. Показано влияние различных асимметрий, моделирующих отклонение кормового стабилизатора или возникновение перед ним отрывных зон течения, на стационарные и нестационарные аэродинамические характеристики (производные подъемной силы и момента тангажа по углу атаки и по скорости его изменения) двух- и трехсоставных летательных аппаратов, колеблющихся относительно нулевого угла атаки в однородном набегающем потоке совершенного газа с показателем адиабаты $\gamma = 1.4$ и числом Маха $M_\infty = 6$.

Автор благодарит Ю.М. Липницкого и В.Н. Шманенкова за проявленный интерес к работе и предложения новых направлений исследования, а также отмечает значимость технической помощи Я.А. Антонца, выполнившего компьютерную правку графических иллюстраций.

Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (№ 04-01-00326).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Антонца А.В., Липницкий Ю.М. Исследование сверхзвукового обтекания удлиненных затупленных тел с эллиптической формой поперечного сечения // Изв. АН СССР. МЖГ. 1976. № 6. С. 155–159.
2. Антонца А.В. Качественные закономерности сверхзвукового обтекания затупленных круговых конусов и тел с биэллиптическими поперечными сечениями // Прикладные задачи гидрогазодинамики. М.: Министерство просвещения РСФСР. МОПИ им. Н.К. Крупской, 1986. С. 38–51.
3. Антонца А.В. Гиперзвуковое обтекание затупленных тел неравновесным потоком воздуха // Изв. АН СССР. МЖГ. 1974. № 2. С. 114–120.
4. Антонца А.В. Простые приближения функций с дополнительными условиями // Журн. вычисл. матем. и мат. физ. 1985. Т. 25. № 11. С. 1589–1598.
5. Антонца А.В. Решение уравнений гидроаэромеханики в лагранжевых переменных // Космонавтика и ракетостроение. 1999. Вып. 17. С. 10–16.

6. Антонец А.В. Библиотека малых программ для обеспечения информативных численных расчетов комплексных задач прикладной аэродинамики // Космонавтика и ракетостроение. 2002. Вып. 27. С. 47–56.
7. Давыдов Ю.В., Злыгарев В.А. Геометрия крыла. Методы и алгоритмы проектирования несущих поверхностей. М.: Машиностроение, 1987. 136 с.
8. Антонец А.В. Определение нестационарных аэродинамических характеристик путем расчетов стационарного обтекания летательных аппаратов с видоизмененной формой поперечных сечений // Изв. РАН. МЖГ. 2003. № 6. С. 132–139.
9. Антонец А.В., Шманенков В.Н. Исследование демпфирующих характеристик составных летательных аппаратов различного удлинения // Изв. РАН. МЖГ. 2004. № 6. С. 153–162.
10. Антонец А.В., Маринин В.П. О расчете давления на боковой поверхности сегментально-конических тел при сверхзвуковом обтекании // Изв. АН СССР. МЖГ. 1981. № 1. С. 178–183.
11. Антонец А.В., Красильников А.В., Лагутин В.Н. Экспериментальное определение положения центра давления при обтекании затупленных конусов под углом атаки гиперзвуковым потоком газа // Изв. АН СССР. МЖГ. 1971. № 2. С. 142–143.

Москва
E-mail: lipn@kiam.ru

Поступила в редакцию
11.XI.2005