

А. Н. Гайфутдинов, Р. А. Гайфутдинов, С. А. Соловьев

ПРОЕКТИРОВАНИЕ КРЫЛОВОГО ПРОФИЛЯ С УСТРОЙСТВАМИ ВЫДУВА РЕАКТИВНЫХ СТРУЙ НА НИЖНЕЙ ПОВЕРХНОСТИ ВБЛИЗИ ЭКРАНА

Ключевые слова: аэрогидродинамика, крыловой профиль, идеальная несжимаемая жидкость, устройства управления потоком, выдув реактивной струи, экран.

Поставлена и решена задача проектирования профиля крыла с выдувом реактивной струи на нижней поверхности под углом к контуру профиля вблизи экрана. Разработан итерационный процесс построения решения, проведена серия числовых расчетов, сделаны выводы.

Keywords: aerohydrodynamics, airfoil, ideal incompressible fluid, flow control device, blowing jet, screen.

The problem of designing a wing profile with blowing jet on the lower surface at an angle to the contour profile closed screen is set and solved. The iteration process of building solutions is worked out, a series of numerical calculations is made, and conclusions are made.

Специфические условия полета экранопланов требуют особых методов аэродинамического проектирования крыльев этого аппарата, которые обеспечивали бы безопасность полета и максимальное использование экранного эффекта. При этом оптимальных аэродинамических характеристик крылового профиля экраноплана удастся достигнуть, применяя устройства активного управления потоком.

Целью работы является развитие и обобщение результатов [1], постановка новой задачи аэрогидродинамики для проектирования, расчета и оптимизации крыловых профилей с устройствами активного управления потоком, разработка соответствующих математических моделей и численно-аналитических методов.

Наиболее выгодным устройством с конструктивной точки зрения является устройство выдува, так как эти устройства связаны с объединением систем, создающих тягу и подъемную силу. Для этого используется энергия силовой установки самолета. В качестве источника энергии могут служить сжатый воздух от компрессора, струя реактивного двигателя или струя воздушного винта. Преимущество этого устройства не только в создании реактивных сил, но и в создании дополнительной циркуляции потока (суперциркуляции). Движение крылового профиля с выдувом реактивной струи как в неограниченном потоке, так и вблизи экрана, исследовано М.И. Галаутдиновым и Д.В. Маклаковым в работах [2], [3] соответственно. Избавление от двухсвязности производилось посредством введения фиктивного плоскопараллельного потока идеальной несжимаемой жидкости (ИНЖ) под экраном, как и в статье А.Н. Ильинского, Н.Б. Ильинского, Д.В. Маклакова и А.В. Поташева [4]. В этом случае экран будет линией разрыва скорости, и комплексный потенциал течения становится кусочно-аналитической функцией. Для решения задачи организован итерационный процесс, в котором отыскивается функция разрыва скорости на экране и образ экрана в канонической плоскости, и сделан вывод, что наличие выдува позволяет экранному эффекту проявиться на больших отстояниях от экрана, чем для непроницаемых профилей.

В настоящей работе дано обобщение решения обратной краевой задачи аэрогидродинамики для крылового профиля с выдувом реактивной струи на нижней поверхности [1] на случай движения такого профиля вблизи экрана.

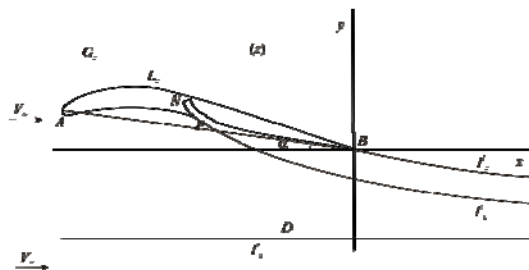


Рис. 1 – Течение в физической плоскости

В физической плоскости $z = x + iy$ искомый контур L_z крылового профиля экраноплана обтекается плавно потенциальным потоком идеальной несжимаемой жидкости вблизи плоского прямолинейного экрана l_z^3 со скоростью V_∞ набегающего потока на бесконечности, плотностью ρ и давлением p_∞ (рис. 1). На нижней поверхности имеется щель, через которую выдувается струя ИНЖ с другой плотностью ρ_j и скоростью $V_{j\infty}$ при давлении $p_{j\infty}$. Также считается заданной безразмерная ширина щели h или безразмерный расход q , отстояние H задней кромки B от экрана. В точке A разветвления потока профиль предполагается гладким, а в точках B и P схода потока внутренние к области течения углы приняты равным 2π .

Обозначим через l_z^1 и l_z^2 линии тока, сходящие с точек B и P соответственно и разделяющие струю и внешний поток, а за l_z^3 прямолинейный экран. Скорости при переходе через эти линии связаны соотношением (1)

$$\begin{aligned} p &= p_0 - \frac{\rho V^2}{2} = p_{j0} - \frac{\rho_j V_j^2}{2} \Rightarrow \\ \rho_j V_j^2 &= \rho V^2 + \mu \rho V_\infty^2. \end{aligned} \quad (1)$$

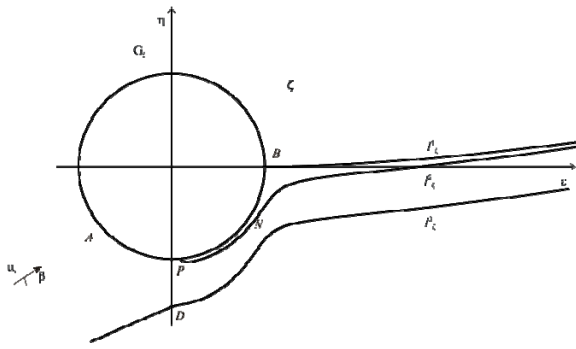


Рис. 2 – Течение в канонической плоскости

Вдоль контура профиля L_z задано распределение скорости $V(\gamma)$, $\gamma \in [0, 2\pi]$, где γ – полярная координата в канонической области $|\zeta| > 1$ плоскости ζ (рис.2). Точки $z = 0$ в точку $\zeta = 1$.

Требуется построить весь контур L_z профиля крыла с устройствами активного управления потоком и найти его аэродинамические характеристики.

Решение

Аналогично [1] предположим, что в плоскости z под экраном имеется фиктивный поток ИНЖ, движущийся с той же скоростью V_∞ . Пусть $w(z) = \varphi(x, y) + i\psi(x, y)$ – комплексный потенциал течения в струе, во внешнем потоке и под экраном, тогда в этой области $w(z)$ будет кусочно-аналитической функцией, терпящей разрыв на линиях тока I_z^1 , I_z^2 и на экране I_z^3 .

Так как решение в целом повторяет решение предыдущей задачи с небольшими усложнениями, то приведем по пунктам краткую схему решения задачи:

1. Записываем комплексно сопряженную скорость

$$\frac{dw}{d\zeta} = u_\infty e^{-i\beta} f(\zeta) e^{-\Omega(\zeta)},$$

$$\text{где } f(\zeta) = \left(1 - \frac{\zeta_a}{\zeta}\right) \left(1 - \frac{1}{\zeta}\right) \left(1 - \frac{\zeta_p}{\zeta}\right) \left(1 - \frac{\zeta_n}{\zeta}\right)^{-1}.$$

2. Устанавливаем связь углов по формуле $\Lambda(\gamma) \equiv \delta = (\gamma_a + \gamma_p - \gamma_n - \pi) / 2 - \beta$. (2)

3. Вводим углы наклона $\mathcal{G}^k(t)$ к кривым I_ζ^k ($k = \overline{1,3}$), где t – дуговая абсцисса этих линий, отсчитываемая от точек B, P и D (здесь D – точка пересечения I_ζ^3 с линией ординат в канонической плоскости, определяемая в ходе итерационного процесса) соответственно. Линии разрыва скоростей восстанавливаем по формулам

$$\frac{d\zeta^k(t)}{dt} = e^{i\mathcal{G}^k(t)}$$

Условия непроницаемости линий I_ζ^k имеют вид

$$\mathcal{G}^k(t) = \Lambda^k(t) + \beta - \text{Im}[\ln(f(\zeta^k(t)))],$$

откуда следует, что $\text{Im}\Omega(\zeta^k)$ меняется непрерывно при переходе через линии I_ζ^k , а скачок терпит лишь $\text{Re}\Omega(\zeta^k(t)) = T^k(t)$.

4. Вводим аналитическую функцию

$$\chi_1(\zeta) = S_1 + i\theta_1 = \chi(\zeta) - \chi_0(\zeta) + \Omega(\zeta),$$

где $\chi_0(\zeta) = \ln\left(1 - \frac{\zeta_a}{\zeta}\right) - \frac{ia}{\pi} \ln\left(1 - \frac{\zeta_c}{\zeta}\right)$, постоянная

$$a = \ln(V_{j2} / V_{j1}).$$

5. Записываем функции скачков

$\lambda^k(t)$, ($k = \overline{1,3}$) по формуле

$$\lambda^k(t) = T - T_j \Big|_{I_\zeta^k} = \ln \frac{V_j^k(t)}{V^k(t)} \Big|_{I_\zeta^k} \quad (3)$$

6. Если бы линии I_ζ^k и функции $\lambda^k(t)$, ($k = \overline{1,3}$) были известны, функция $\Omega(\zeta)$, удовлетворяющая условиям (2) и (3), определилась бы по формулам

$$\Omega(\zeta) = \Phi(\zeta) + \overline{\Phi(1/\overline{\zeta})} - \overline{\Phi(0)},$$

$$\Phi(\zeta) = \frac{1}{2\pi i} \left\{ \int_{I_\zeta^1} \frac{\lambda^1(\tau) d\tau}{\tau - \zeta} - \int_{I_\zeta^2} \frac{\lambda^2(\tau) d\tau}{\tau - \zeta} + \int_{I_\zeta^3} \frac{\lambda^3(\tau) d\tau}{\tau - \zeta} \right\},$$

причем (2) выполняется при $\delta = \text{Im}\Phi(0)$.

7. Определив $T(\gamma) = \text{Re}\Omega(e^{i\gamma})$, найдем $S_1(\gamma)$ для $\gamma \in [0, 2\pi]$ и $\theta_1(\gamma)$.

8. Зная функции $S_1(\gamma)$ и $\theta_1(\gamma)$, определим распределение скорости $V(\gamma)$ и угол $\theta(\gamma)$ наклона касательной к искомому контуру профиля, следовательно, и его координаты.

9. Для нахождения неизвестных функций $\lambda^k(t)$ и $\theta^k(t)$ используем итерационный процесс аналогичный в предыдущем пункте с условием: $\lambda_{(0)}^3 = 0$. В качестве начальных приближений для линии I_ζ^3 выбирается прямая, проходящая через точку D с координатами $\zeta_d = r_d e^{i\gamma_d}$, $\gamma_d = 3\pi/2$.

Условия разрешимости

Условия разрешимости аналогичны условиям в [1]. Дополнительное условие разрешимости связано с заданностью h отстояния задней кромки B от экрана

$$h = -\text{Im} \int_1^{\zeta_d} \frac{dz}{d\zeta} d\zeta \quad (4)$$

Условие (4) удовлетворяется, подбором параметра r_d . Полученная система нелинейных уравнений решается методом Ньютона.

Примеры построения крыловых профилей

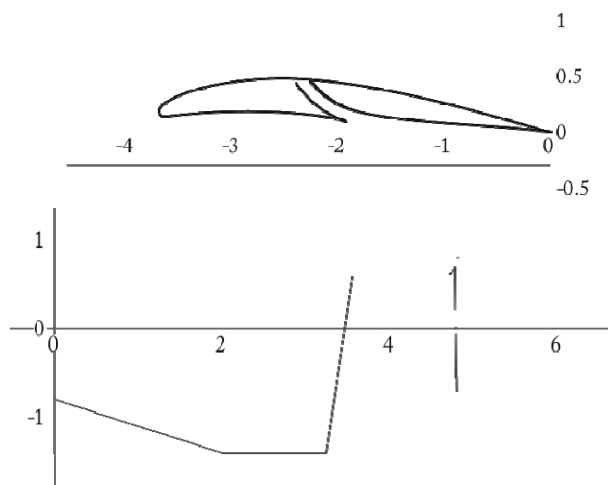


Рис. 3 – Крыловой профиль и распределение скорости $V(\gamma)$ для $\mu = 0$ и $h = 0.3$

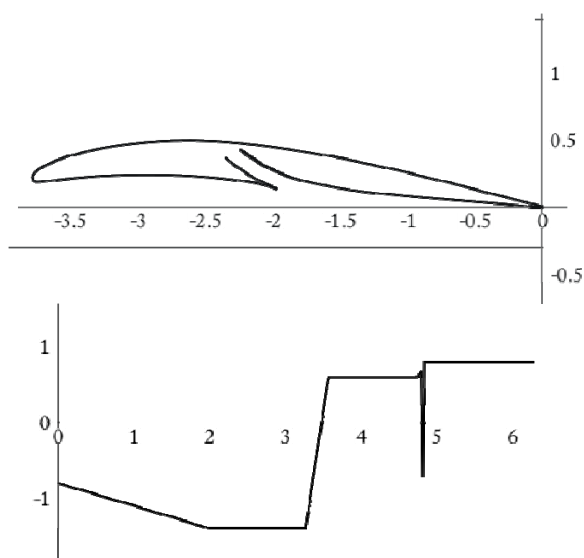


Рис. 4 – Крыловой профиль и распределение скорости $V(\gamma)$ для $\mu = 0.25$ и $h = 0.3$

Коэффициенты C_{ya} подъемной силы, C_{xa} аэродинамического сопротивления, C_{xp} энергетических затрат на организацию процесса отбора-выдува, C_x полного сопротивления вычислялись по формулам [5]:

$$C_{ya} = \frac{2\Gamma_1}{rV_\infty}, \quad C_{xa} = -2q\sqrt{\frac{\rho_f(1+\mu)}{\rho}}, \quad C_{xp} = \mu q,$$

$$C_x = C_{xa} + C_{xp}$$

Значение Γ_1 определяется по формуле

$$\Gamma_1 = 2\pi u_\infty (\sin(\gamma_n - \beta) - \sin(\gamma_a - \beta) - \sin(\gamma_p - \beta) + \sin \beta - \text{Im}(\omega e^{i\beta}))$$

$$\omega = \frac{1}{2\pi i} \left(\lambda_\infty (e^{i\gamma_p} - 1) + i \int_0^{2\pi} T(\gamma) e^{i\gamma} d\gamma - \int_{l_\zeta^1} (\lambda^1(t) - \lambda_\infty) e^{i g^1(t)} dt + \int_{l_\zeta^2} (\lambda^2(t) - \lambda_\infty) e^{i g^2(t)} dt \right).$$

Таблица 1

№	μ	h	α°	C_{ya}	C_{xa}
Рис. 3	0.00	0.3	2.9	1.121	-0.176
Рис. 4	0.25	0.3	3.4	1.069	-0.237

При численной реализации описанного выше метода был рассмотрен случай отстояния крылового профиля от экрана $h = 0.3$ при энергии выдуваемой струи $\mu = 0.25$. Расположение канала выдува было выбрано в окрестности середины нижней поверхности. Распределение скорости $V(\gamma)$, обеспечивает нам положение этого канала. На участке падения скорости $V(\gamma)$ можно задать как линейным, например, рис. 3, (на участке $\gamma \in (0, 2\pi)$, в нашем случае на верхней поверхности), так убывающим по некоторому закону, например, по закону параболической функции.

Для выполнения условий разрешимости, как было сказано выше, необходимо решить систему пяти нелинейных уравнений, что приводит к тому, что помимо внутреннего итерационного процесса для нахождения неизвестных функций $\lambda^k(t)$ и линий $l_\zeta^k(t)$ необходимо организовать внешнюю итерационную процедуру. В этой процедуре отыскивались параметры $\gamma_1, \gamma_2, V_3, \gamma_n$ в распределение скорости $V(\gamma)$ и параметр r_d . Параметры γ_1 и γ_2 определяют положение точки A разветвления потока на окружности и угол наклона к $V(\gamma)$ в точке $\gamma = \gamma_a$, а параметр r_d необходимо варьировать для получения заданного отстояния.

Выводы

Проведенные расчеты показали, что уменьшение отстояния h задней кромки профиля до экрана приводит к следующему: нижняя поверхность профиля становится более плоской, угол атаки и угол, под которым выдувается струя, уменьшаются. Естественно, что при удовлетворении условий разрешимости свободные параметры меняются, и распределения скорости для различных h и μ различаются. Уменьшение h приводит к уменьшению подъемной силы, а сила тяги остается одного порядка. Увеличение энергии выдуваемой струи приводит к уменьшению подъемной силы, но сила тяги при этом возрастает. Влияние реактивной струи на форму профиля тем больше, чем больше поверхность профиля соприкасается со струей. Во всех проведенных расчетах коэффициент подъемной силы уменьшается при приближении к экрану. Это можно объяснить изменением формы профиля, что связано с выполнением условий разрешимости.

Литература

1. А.Н.Гайфутдинов, Р.А.Гайфутдинов, С.А.Соловьев. Вестник Казан. технол. ун-та, 12, 249-253 (2013).

2. М.И. Галяутдинов, Д.В. Маклаков. Тр. Мат. центра им. Н.И. Лобачевского. Казань: Изд-во Унипресс, 3, 120–125 (1999).
3. М.И. Галяутдинов, Д.В. Маклаков. Тр. Мат. центра им. Н.И. Лобачевского. Казань: Изд-во Унипресс, 7, 71–80 (1999).
4. А.Н. Ильинский, Н.Б. Ильинский, Д.В. Маклаков, А.В. Поташев. Изв. вузов. Авиационная техника. 2, 54–63 (2006).
5. А.Н. Ильинский, Н.Б. Ильинский, Д.В. Маклаков, А.В. Поташев. Изв. вузов. Авиационная техника, 2, 54–63 (1995).
6. А.В. Фафурин, М.Л. Шустрова. Вестник Казан. технол. ун-та, 20, 225-228 (2011)

© **А. Н. Гайфутдинов** – канд. физ.-матем. наук, доц. каф. машин и аппаратов химических производств НХТИ КНИТУ, gan.59@mail.ru; **Р. А. Гайфутдинов** - канд. физ.-матем. наук, доц. той же кафедры; **С. А. Соловьев** - канд. физ.-матем. наук, ст. научный сотр. Института матем. и механики КФУ.