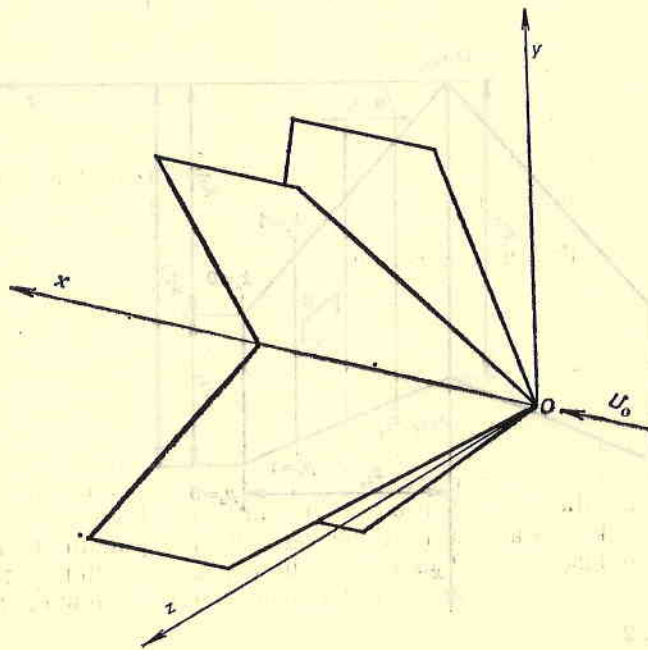


Метод за определяне на аеродинамичните характеристики на кръстообразни крила при дозвукови скорости на полета чрез пространствена вихрова схематизация на крилото

Володя Николов

Институт за космически изследвания, БАН

Кръстообразно крило се нарича това, което е образувано от две еднакви в план крила, пресичащи се по линията на симетрия на

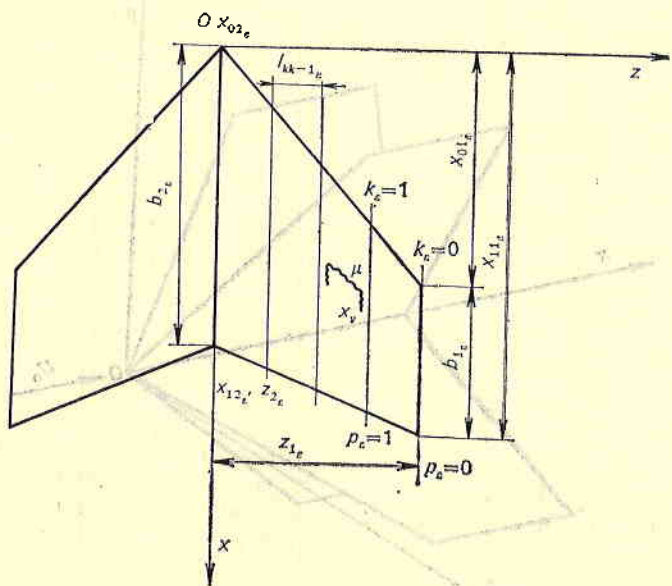
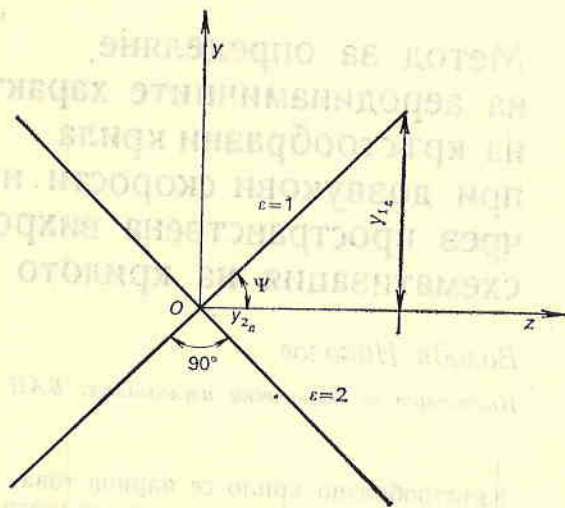


Фиг. 1

всеки план (фиг. 1). Такива крила се използват при ракетите и управляемите снаряди като носещи и управляващи плоскости.

Въвеждаме свързана с крилото правоъгълна координатна система $Oxyz$ (фиг. 1). Началото ѝ избираме в точката на пресичане на предните ръбове на двата плана, оста Ox насочваме по оста на симетрия на крилото по потока, оста Oy — нагоре, а оста Oz образува лява координатна система с останалите две оси.

Ъгълът на наклона на всеки план към равнината xOz (фиг. 2) означаваме с ψ . В практиката най-голямо разпространение е получил вариантът,



Фиг. 2

при който кръстообразните крила имат ъгъл между двата плана 90° и ъгъл $\psi = 45^\circ$. В план крилото може да има произволна (сложна начупена, криволинейна) форма.

Допускаме, че кръстообразното крило се движи постъпателно с постоянна скорост без плъзгане ($\beta = 0$) и с малък ъгъл на атака α . Приемаме, че плановете на крилото са тънки, слабо огънати.

Задачата се решава в линейна постановка. При изчисляване на аеродинамичните характеристики вместо крилото се разглежда схематизиран модел, който представлява средните повърхнини на посещите плоскости и се нарича базов модел. Предполага се, че в аеродинамично отношение схематизираният модел е еквивалентен на разглежданото кръстообразно крило.

Моделира се с помощта на газодинамични особености — вихри. Вихровите системи от присъединени и свободни вихри и т. нар. „контролни точки“ се разполагат върху базовия модел. На плоскостите на базовия модел се удовлетворява условието за плавно обгичане, а граничното условие за непротекаемост се изпълнява в контролните точки.

За определяне на аеродинамичните параметри е необходимо да се намери напрежението на циркулацията Γ на вихровия слой, заменящ кръстообразното крило. Аеродинамичните характеристики на крилото се определят непосредствено от намереното разпределение на напреженията на вихровия слой върху базовия модел по теоремата на Жуковски.

Въвеждаме параметри, характеризиращи движението на кръстообразното крило като твърдо тяло — кинематични параметри q_i . Полагаме, че кинематичните параметри са следните безразмерни функции, независещи от времето [1]:

$$(1) \quad q_1 = \alpha, \quad q_2 = \omega_x, \quad q_3 = \omega_z.$$

Вихровия модел построяваме чрез задаване координатите на ъгловите точки на участъците ε между пречупванията, местата на пресичане на плановете (фиг. 2):

$$x_{01\varepsilon}, x_{02\varepsilon}, x_{11\varepsilon}, x_{12\varepsilon}, y_{1\varepsilon}, y_{2\varepsilon}, z_{1\varepsilon}, z_{2\varepsilon},$$

където $x_{01\varepsilon}, x_{02\varepsilon}$ са координати на предните ръбове на участък ε ; $x_{11\varepsilon}, x_{12\varepsilon}$ — координати на задните ръбове на участък ε .

Отчитайки симетрията на крилото спрямо равнината xOy , разглеждаме само дясната половина на базовия модел. Размерите на участъците ε по разпереността на плана означаваме с l_ε .

Всеки участък ε разделяме на ленти N_ε чрез прави линии, успоредни на оста Ox (фиг. 2). Разбиването извършваме така, че ширината на лентите $l_{pp-1\varepsilon}$ на различните участъци да е приблизително еднаква.

Въвеждаме двойна номерация на сеченията, като сеченията, в които указваме положението на вихрите, означаваме с k_ε , а сеченията, в които указваме положението на контролните точки — p_ε . При това полагаме, че $k_\varepsilon(p_\varepsilon) = 0$ на дясната граница на участъка и $k_\varepsilon(p_\varepsilon) = N_\varepsilon$ на лявата му граница

$$(2) \quad 0 \leq k_\varepsilon \leq N_\varepsilon, \quad 0 \leq p_\varepsilon \leq N_\varepsilon.$$

След това всеки участък ε разбиваме на панели, получени от пресичането на линиите $k_\varepsilon(p_\varepsilon)$ с линиите v . Линиите v се получават от деленето в определено съотношение на хордите $b_{1\varepsilon}$ и $b_{2\varepsilon}$, ограничаващи участъците ε съответно от дясно и отляво (фиг. 2).

Въвеждаме още следните означения (фиг. 2):

$x_{0k-1\varepsilon}^{k\varepsilon}, y_{k-1\varepsilon}^{k\varepsilon}, z_{k-1\varepsilon}^{k\varepsilon} (x_{0p-1\varepsilon}^{p\varepsilon}, y_{p-1\varepsilon}^{p\varepsilon}, z_{p-1\varepsilon}^{p\varepsilon})$ — координати на предния ръб на средната хорда между сеченията $k\varepsilon, k-1\varepsilon (p\varepsilon, p-1\varepsilon)$;

$x_{1k-1\varepsilon}^{k\varepsilon}, y_{k-1\varepsilon}^{k\varepsilon}, z_{k-1\varepsilon}^{k\varepsilon} (x_{1p-1\varepsilon}^{p\varepsilon}, y_{p-1\varepsilon}^{p\varepsilon}, z_{p-1\varepsilon}^{p\varepsilon})$ — координати на задния ръб на средната хорда между сеченията $k\varepsilon, k-1\varepsilon (p\varepsilon, p-1\varepsilon)$.

Тези координати определяме по следните формули:

$$(3) \quad \begin{aligned} x_{0k-1\varepsilon}^{k\varepsilon} &= \frac{1}{2} (x_{0k-1\varepsilon} - x_{0k\varepsilon}), & x_{1k-1\varepsilon}^{k\varepsilon} &= \frac{1}{2} (x_{1k-1\varepsilon} - x_{1k\varepsilon}), \\ y_{k-1\varepsilon}^{k\varepsilon} &= \frac{1}{2} (y_{k-1\varepsilon} - y_{k\varepsilon}), & z_{k-1\varepsilon}^{k\varepsilon} &= \frac{1}{2} (z_{k-1\varepsilon} - z_{k\varepsilon}). \end{aligned}$$

Ъгълът на наклона на участъка ε към равнината xOz определяме от следното съотношение:

$$(4) \quad \operatorname{tg} \psi_\varepsilon = \frac{y_{1\varepsilon} - y_{2\varepsilon}}{z_{1\varepsilon} - z_{2\varepsilon}}.$$

Въвеждаме относителни координати

$$(5) \quad \xi = \frac{x}{b}, \quad \eta = \frac{y}{b}, \quad \zeta = \frac{z}{b},$$

където b е характерен линеен размер.

Присъединените вихрови шнурове и контролните точки разполагаме по т. нар. „равномерна схема“, за която е характерно това, че хордите $b_{p-1\varepsilon}$ и $b_{p\varepsilon}$, ограничаващи всяка лента отдясно и отляво, се делят равномерно на n части (панели). Всяка от получените по този начин панели от своя страна се дели на четири равни части. Точките, лежащи на $1/4$ от дължината на всеки отрязък, считано от горния му край по потока, приемаме за краища на дискретните присъединени вихри. Контролните точки разполагаме по средата на линиите, съединяващи точките, лежащи на $3/4$ от дължината на отрязъците, считано от горния край на потока [1].

Броят на панелите на всеки участък ε ще бъде $N_\varepsilon n_\varepsilon$. Присъединените вихрови шнурове характеризираме с индекс μ , а контролните точки с индекс ν . Координатите на точките, получени от пресичането на линиите μ и $k\varepsilon$, отбелязваме чрез $\xi_{\mu k\varepsilon}, \eta_{\mu k\varepsilon}, \zeta_{\mu k\varepsilon}$, а координатите на точките, получени от пресичането на линиите ν и $p\varepsilon$ — чрез $\xi_{\nu p\varepsilon}, \eta_{\nu p\varepsilon}, \zeta_{\nu p\varepsilon}$.

Координатите на средите на дискретните Π -образни вихри означаваме чрез $\xi_{\mu k-1\varepsilon}^{\mu k\varepsilon}, \eta_{\mu k-1\varepsilon}^{\mu k\varepsilon}, \zeta_{\mu k-1\varepsilon}^{\mu k\varepsilon}$ и определяме от следните формули:

$$(6) \quad \begin{aligned} \xi_{\mu k-1\varepsilon}^{\mu k\varepsilon} &= \frac{1}{2} (\xi_{0k-1\varepsilon} + \xi_{0k\varepsilon}) + \frac{\mu - \frac{3}{4}}{2n_\varepsilon} (\bar{b}_{k\varepsilon} + \bar{b}_{k-1\varepsilon}), \\ \eta_{\mu k-1\varepsilon}^{\mu k\varepsilon} &= \frac{1}{2} (\eta_{\mu k-1\varepsilon} + \eta_{\mu k\varepsilon}), & \zeta_{\mu k-1\varepsilon}^{\mu k\varepsilon} &= \frac{1}{2} (\zeta_{\mu k-1\varepsilon} + \zeta_{\mu k\varepsilon}), \end{aligned}$$

където $\bar{b}_{k\varepsilon} = b_{k\varepsilon}/b$.

Ъгълът на стреловидност на дискретните вихри се определя от формулата:

$$(7) \quad \operatorname{tg} \chi_{\mu k-1\varepsilon} = \frac{(\xi_{0k-1\varepsilon} - \xi_{0k\varepsilon}) + \frac{\mu-4}{2n_\varepsilon} (\bar{b}_{k-1\varepsilon} - \bar{b}_{k\varepsilon})}{(\zeta_{\mu k-1\varepsilon} - \zeta_{\mu k\varepsilon})},$$

$$k=1, 2, \dots, N_\varepsilon; \mu=1, 2, \dots, n_\varepsilon,$$

а ширината на дискретния вихър от формулата:

$$(8) \quad \bar{l}_{kk-1\varepsilon} = \frac{l_{kk-1\varepsilon}}{b} = \zeta_{\mu k-1\varepsilon} - \zeta_{\mu k\varepsilon},$$

$$k=1, 2, \dots, N_\varepsilon; \mu=1, 2, \dots, n_\varepsilon.$$

Вихрите, разположени на лявата половина на базовия модел, са симетрични спрямо равнината xOy на вихрите от дясната половина и техните координати са съответно равни:

$$(9) \quad \sigma \xi_{\mu k-1\varepsilon}^{\mu k\varepsilon} = \xi_{\mu k-1\varepsilon}^{\mu k\varepsilon}, \quad \sigma \eta_{\mu k-1\varepsilon}^{\mu k\varepsilon} = \eta_{\mu k-1\varepsilon}^{\mu k\varepsilon}, \quad \sigma \zeta_{\mu k-1\varepsilon}^{\mu k\varepsilon} = -\zeta_{\mu k-1\varepsilon}^{\mu k\varepsilon},$$

тогава се получава

$$(10) \quad \sigma \bar{l}_{kk-1\varepsilon}^{\mu k\varepsilon} = \bar{l}_{kk-1\varepsilon}^{\mu k\varepsilon}, \quad \sigma \chi_{\mu k-1\varepsilon}^{\mu k\varepsilon} = -\chi_{\mu k-1\varepsilon}^{\mu k\varepsilon}.$$

Координатите на контролните точки определяме по формулите

$$(11) \quad \xi_{\nu p-1\varepsilon}^{\nu p\varepsilon} = \frac{1}{2} (\xi_{0p-1\varepsilon} + \xi_{0p\varepsilon}) + \frac{\nu-4}{2n_\varepsilon} (\bar{b}_{p-1\varepsilon} + \bar{b}_{p\varepsilon});$$

$$\eta_{\nu p-1\varepsilon}^{\nu p\varepsilon} = \frac{1}{2} (\eta_{\nu p-1\varepsilon} + \eta_{\nu p\varepsilon}), \quad \zeta_{\nu p-1\varepsilon}^{\nu p\varepsilon} = \frac{1}{2} (\zeta_{\nu p-1\varepsilon} + \zeta_{\nu p\varepsilon});$$

$$p=1, 2, \dots, N_\varepsilon; \nu=1, 2, \dots, n_\varepsilon.$$

Циркулацията на присъединените вихри, които помещаваме във всяка панела, представяме в следния вид [2]:

$$(12) \quad \Gamma_{+\mu k k-1\varepsilon} = u_0 b \Gamma_{\mu k k-1\varepsilon},$$

$$k=1, 2, \dots, N_\varepsilon; \mu=1, 2, \dots, n_\varepsilon.$$

Вихровият модел, заменящ дясната половина на кръстообразното крило, представлява система от $\sum_\varepsilon \sum_k \sum_\mu$ от брой панели с разположени в тях системи от присъединени и свободни вихри и броя на неизвестните стойности на циркулациите на присъединените вихри, които подлежат на определяне, е $\sum_\varepsilon \sum_k \sum_\mu \Gamma_{\mu k k-1\varepsilon}$.

За да определим нормалната скорост в контролна точка с координати $(\xi_{\nu p-1\varepsilon}^{\nu p\varepsilon}, \eta_{\nu p-1\varepsilon}^{\nu p\varepsilon}, \zeta_{\nu p-1\varepsilon}^{\nu p\varepsilon})$, индуцирана от вихрова система, на коя да е панела, разположена върху базовия модел, въвеждаме на всяка лента $k-1_\varepsilon, k_\varepsilon$ местна

правоъгълна координатна система $O_{k-1_e}^{k_e}, \xi_{k-1_e}^{k_e}, \eta_{k-1_e}^{k_e}, \zeta_{k-1_e}^{k_e}$ (фиг. 3). Началото на тази система помещаваме в средата на предния ръб на лентата $k-1_e$, оста $O_{k-1_e}^{k_e} \eta_{k-1_e}^{k_e}$ насочваме успоредно на линията на пресичане на двата плана, оста $O_{k-1_e}^{k_e} \zeta_{k-1_e}^{k_e}$ — перпендикулярно към лентата нагоре, а оста $O_{k-1_e}^{k_e} \xi_{k-1_e}^{k_e}$ в равнината на лентата, така че да се образува лява координатна система.

Връзката между координатите на основната координатна система O, ξ, η, ζ и приетите местни координатни системи (фиг. 3) е следната:

$$(13) \quad \begin{aligned} \xi_{k-1_e}^{k_e} &= \xi - \xi_{0k-1_e}^{k_e}, \\ \eta_{k-1_e}^{k_e} &= -(\zeta - \zeta_{k-1_e}^{k_e}) \sin \psi_{k_e} + (\eta - \eta_{k-1_e}^{k_e}) \cos \psi_{k_e}, \\ \zeta_{k-1_e}^{k_e} &= (\zeta - \zeta_{k-1_e}^{k_e}) \cos \psi_{k_e} + (\eta - \eta_{k-1_e}^{k_e}) \sin \psi_{k_e}. \end{aligned}$$

Означаваме чрез $\xi_{vpp-1_e}^{kk-1_e}, \eta_{vpp-1_e}^{kk-1_e}, \zeta_{vpp-1_e}^{kk-1_e}$ координатите на контролната точка, принадлежаща на панелата v_{p-1_e} в координатна система, свързана с лентата $k-1_e$, k_e , и чрез $\xi_{\mu kk-1_e}^{kk-1_e}, \eta_{\mu kk-1_e}^{kk-1_e}, \zeta_{\mu kk-1_e}^{kk-1_e}$ координатите на вихъра μ_{k-1_e} в същата координатна система.

Въз основа на (13) определяме тези координати (фиг. 3) по следните формули за контролната точка:

$$(14) \quad \begin{aligned} \xi_{vpp-1_e}^{kk-1_e} &= \xi_{vp-1_e}^{vp_e} - \xi_{0k-1_e}^{k_e}, \\ \eta_{vpp-1_e}^{kk-1_e} &= -(\zeta_{p-1_e}^{p_e} - \zeta_{k-1_e}^{k_e}) \sin \psi_{k_e} + (\eta_{p-1_e}^{p_e} - \eta_{k-1_e}^{k_e}) \cos \psi_{k_e}, \\ \zeta_{vpp-1_e}^{kk-1_e} &= (\zeta_{p-1_e}^{p_e} - \zeta_{k-1_e}^{k_e}) \cos \psi_{k_e} + (\eta_{p-1_e}^{p_e} - \eta_{k-1_e}^{k_e}) \sin \psi_{k_e}, \end{aligned}$$

и за вихъра:

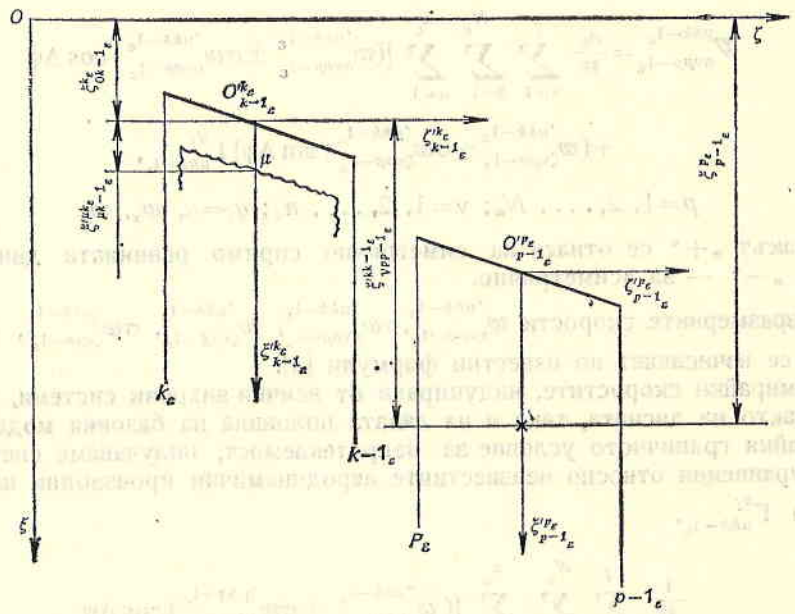
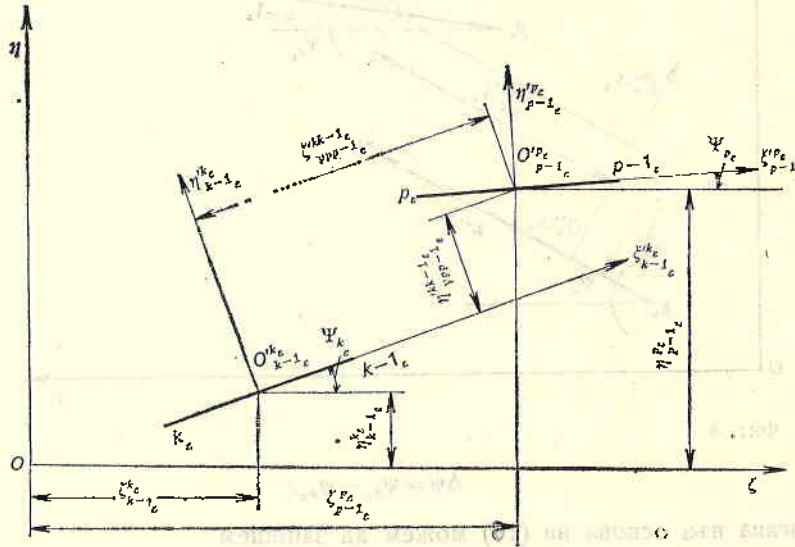
$$(15) \quad \begin{aligned} \xi_{\mu kk-1_e}^{kk-1_e} &= \xi_{\mu k-1_e}^{\mu k_e} - \xi_{0k-1_e}^{k_e}, \\ \eta_{\mu kk-1_e}^{kk-1_e} &= \eta_{\mu k-1_e}^{\mu k_e}, \quad \zeta_{\mu kk-1_e}^{kk-1_e} = \zeta_{\mu k-1_e}^{\mu k_e}. \end{aligned}$$

Смутената скорост, индуцирана от вихър в която и да е контролна точка, може да се представи по следния начин [1]:

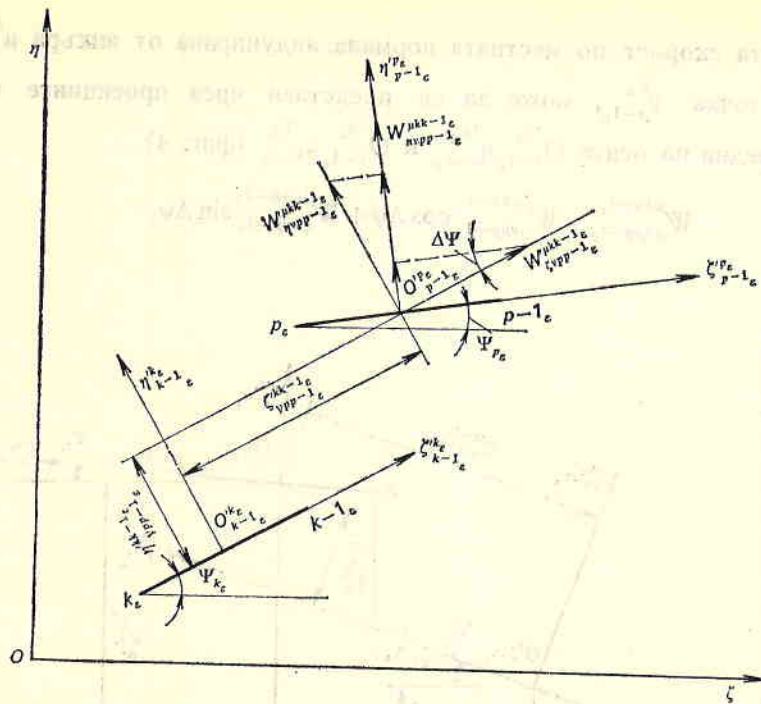
$$(16) \quad W = \frac{u_0 \Gamma}{4\pi} \omega.$$

Смутената скорост по местната нормала, индуцирана от вихъра $\mu_{k-1\epsilon}^{k\epsilon}$ в контролна точка $v_{p-1\epsilon}^{p\epsilon}$, може да се представи чрез проекциите върху прави, успоредни на осите $O_{k-1\epsilon}^{k\epsilon} \eta_{k-1\epsilon}^{k\epsilon}$ и $O_{k-1\epsilon}^{k\epsilon} \zeta_{k-1\epsilon}^{k\epsilon}$ (фиг. 4).

$$(17) \quad W_{\eta_{p-1\epsilon}^{p\epsilon}}^{\mu_{k-1\epsilon}^{k\epsilon}} = W_{\eta_{p-1\epsilon}^{p\epsilon}}^{\mu_{k-1\epsilon}^{k\epsilon}} \cos \Delta\psi + W_{\zeta_{p-1\epsilon}^{p\epsilon}}^{\mu_{k-1\epsilon}^{k\epsilon}} \sin \Delta\psi,$$



Фиг. 3



Фиг. 4

$$(18) \quad \Delta \Psi = \Psi_{k \epsilon} - \Psi_{p \epsilon}.$$

Тогава въз основа на (16) можем да запишем

$$(19) \quad W_{\nu p p - 1 \epsilon}^{\mu k k - 1 \epsilon} = \frac{u_0}{4\pi} \sum_{\epsilon=1}^I \sum_{k=1}^{N_\epsilon} \sum_{\mu=1}^{n_\epsilon} [(\omega_{\nu p p - 1 \epsilon}^{\mu k k - 1 \epsilon} \pm \sigma \omega_{\nu p p - 1 \epsilon}^{\mu k k - 1 \epsilon}) \cos \Delta \Psi + (\omega_{\zeta \nu p p - 1 \epsilon}^{\mu k k - 1 \epsilon} \pm \sigma \omega_{\zeta \nu p p - 1 \epsilon}^{\mu k k - 1 \epsilon}) \sin \Delta \Psi] \Gamma_{\mu k k - 1 \epsilon}^{q_i},$$

$p=1, 2, \dots, N_\epsilon; v=1, 2, \dots, n_\epsilon; q_i = \alpha, \omega_x, \omega_z.$

Знакът „+“ се отнася за симетрично спрямо равнината движение, а знакът „-“ — за асиметрично.

Безразмерните скорости $\omega_{\nu p p - 1 \epsilon}^{\mu k k - 1 \epsilon}, \sigma \omega_{\nu p p - 1 \epsilon}^{\mu k k - 1 \epsilon}, \omega_{\zeta \nu p p - 1 \epsilon}^{\mu k k - 1 \epsilon}, \sigma \omega_{\zeta \nu p p - 1 \epsilon}^{\mu k k - 1 \epsilon}$, влизащи в (19), се изчисляват по известни формули [3].

Сумирайки скоростите, индуцирани от всички вихрови системи, разположени както на дясната, така и на лявата половина на базовия модел, и изпълнявайки граничното условие за непротекаемост, получаваме системи линейни уравнения относно неизвестните аеродинамични производни на циркуляцията $\Gamma_{\mu k k - 1 \epsilon}^{q_i}$.

$$(20) \quad \frac{1}{4\pi} \sum_{\epsilon=1}^I \sum_{k=1}^{N_\epsilon} \sum_{\mu=1}^{n_\epsilon} [(\omega_{\nu p p - 1 \epsilon}^{\mu k k - 1 \epsilon} \pm \sigma \omega_{\nu p p - 1 \epsilon}^{\mu k k - 1 \epsilon}) \cos \Delta \Psi$$

$$+ (\omega_{\zeta\nu\rho\rho-1\varepsilon}^{\mu k k-1\varepsilon} \pm \sigma \omega_{\zeta\nu\rho\rho-1\varepsilon}^{\mu k k-1\varepsilon}) \sin \Delta \psi \Gamma_{\mu k k-1\varepsilon}^{q_i} = A_{\nu\rho\rho-1\varepsilon}^{(q_i)},$$

$$p=1, 2, \dots, N_\varepsilon, \nu=1, 2, \dots, n_\varepsilon; q_i=\alpha, \omega_x, \omega_z.$$

Стойностите на $A_{\nu\rho\rho-1\varepsilon}^{(q_i)}$ имат следния смисъл:

$$(21) \quad \begin{aligned} A_{\nu\rho\rho-1\varepsilon}^{(\alpha)} &= -1, \quad A_{\nu\rho\rho-1\varepsilon}^{(\omega_y)} = -(\zeta_{\nu\rho\rho-1\varepsilon}^{\nu\rho\varepsilon} \cos \psi_{\rho\varepsilon} + \eta_{\nu\rho\rho-1\varepsilon}^{\nu\rho\varepsilon} \sin \psi_{\rho\varepsilon}), \\ A_{\nu\rho\rho-1\varepsilon}^{(\omega_z)} &= -\xi_{\nu\rho\rho-1\varepsilon}^{\nu\rho\varepsilon}. \end{aligned}$$

Определяйки от системите уравнения (20) аеродинамичните производни на циркулацията $\Gamma_{\mu k k-1\varepsilon}^{q_i}$, използваме теоремата на Жуковски и определяме сумарните аеродинамични характеристики на кръстообразното крило по следните формули за симетрични движения:

$$(22) \quad \begin{aligned} C_y^{q_i} &= 4 \frac{b^2}{S} \sum_{\varepsilon=1}^I \sum_{k=1}^{N_\varepsilon} \bar{l}_{k k-1\varepsilon} \sum_{\mu=\mu_0}^{\mu_1} \Gamma_{\mu k k-1\varepsilon}^{q_i}, \\ m_z^{q_i} &= -4 \frac{b^2}{S} \sum_{\varepsilon=1}^I \sum_{k=1}^{N_\varepsilon} \bar{l}_{k k-1\varepsilon} \sum_{\mu=\mu_0}^{\mu_1} \Gamma_{\mu k k-1\varepsilon}^{q_i} \xi_{\mu k-1\varepsilon}^{\mu k\varepsilon}, \end{aligned}$$

$$q_i = \alpha, \omega_z,$$

където μ_0 е номер на вихъра, разположен най-близо до предния ръб в съответната лента $k-1\varepsilon, k\varepsilon$; μ_1 — номер на вихъра, разположен най-близо до задния ръб в същата лента.

При асиметрично движение сумарните аеродинамични характеристики на кръстообразно крило се определят по следната формула:

$$(23) \quad m_x^{\omega_x} = -4 \frac{b^2}{S} \sum_{\varepsilon=1}^I \sum_{k=1}^{N_\varepsilon} \bar{l}_{k k-1\varepsilon} \sum_{\mu=\mu_0}^{\mu_1} \Gamma_{\mu k k-1\varepsilon}^{\omega_x} (\zeta_{\mu k-1\varepsilon}^{\mu k\varepsilon} \cos \psi_{k\varepsilon} + \eta_{\mu k-1\varepsilon}^{\mu k\varepsilon} \sin \psi_{k\varepsilon}).$$

В заключение са дадени резултатите, получени с предложения метод при определяне на характеристиките $C_y^{\alpha}, m_z^{\alpha}, C_y^{\omega_z}, m_z^{\omega_z}, m_x^{\omega_x}$ за различни числа M на кръстообразни крила с различна геометрия (табл. 1). Всички крила са моделирани със 128 вихрови системи, разположени на дясната половина на базовия модел.

За проверка на точността на предложения метод за моделиране на функционалността на разработените програми може да се използва сравнението на аеродинамичните характеристики на кръстообразни и монопланови крила.

Известно е, че всеки план на кръстообразно крило от разглеждания тип (ъгъл между двата плана 90° и ъгъл $\psi = 45^\circ$) има коефициент на подъемна сила такъв, какъвто е и коефициентът на изолирано (монопланово) крило при същата скорост на обтичане [4].

Таблица 1

Геометрия на кръстообразното крило в план	M	C_y^a	$C_{y_z}^{w_z}$	m_z^a	$m_z^{w_z}$	$m_x^{w_x}$
$\lambda = -2,5$ $\eta = 1$ $\lambda \operatorname{tg} \chi = 0$	0	2,9405	2,3716	-0,5679	-0,9079	-1,1378
	0,2	2,9573	2,3880	-0,5683	-0,9160	-1,1412
	0,4	3,0112	2,4411	-0,5691	-0,9423	-1,1517
	0,6	3,1146	2,5460	-0,5679	-0,9959	-1,1698
	0,8	3,3054	2,7519	-0,5531	-1,1083	-1,1951
$\lambda = 2,5$ $\eta = -1$ $\lambda \operatorname{tg} \chi = -4$	0	2,2651	3,9568	-2,8263	-5,6358	-0,9786
	0,2	2,2728	3,9686	-2,8364	-5,6541	-0,9809
	0,4	2,2967	4,0052	-2,8681	-5,7114	-0,9880
	0,6	2,3407	4,0712	-2,9272	-5,8166	-1,0007
	0,8	2,4146	4,1732	-3,0290	-5,9935	-1,0206
$\lambda = -2,5$ $\eta = 2$ $\lambda \operatorname{tg} \chi = 0$	0	2,9480	1,7487	-0,4378	-0,5146	-0,6230
	0,2	2,9648	1,7602	-0,4380	-0,5187	-0,6253
	0,4	3,0180	1,7972	-0,4382	-0,5321	-0,6323
	0,6	3,1194	1,8693	-0,4357	-0,5588	-0,6447
	0,8	3,3925	2,0065	-0,4193	-0,6122	-0,6634
$\lambda = 2,5$ $\eta = -2$ $\lambda \operatorname{tg} \chi = -2$	0	2,8206	2,7672	-1,4988	-1,7330	-0,6125
	0,2	2,8368	2,7848	-1,5073	-1,7455	-0,6148
	0,4	2,8887	2,8416	-1,5346	-1,7859	-0,6219
	0,6	2,9891	2,9527	-1,5875	-1,8663	-0,6346
	0,8	3,2767	3,1670	-1,6880	-2,0274	-0,6548
$\lambda = 5$ $\eta = \infty$ $\lambda \operatorname{tg} \chi = 8$	0	2,9559	3,6680	-2,8404	-4,0381	-0,8883
	0,2	2,9700	3,6864	-2,8570	-4,0617	-0,8925
	0,4	3,0144	3,7443	-2,9096	-4,1363	-0,9056
	0,6	3,1069	3,8510	-3,0082	-4,2756	-0,9292
	0,8	3,2373	4,0306	-3,1797	-4,5158	-0,9672

При ъгъл на атаката на кръстообразното крило α ефективният ъгъл на атака на всеки план $\alpha_{\text{пл}}$ е

$$(24) \quad \alpha_{\text{пл}} = \alpha \cos \psi = \frac{\alpha}{\sqrt{2}}.$$

Ако производната по ъгъл на атака на коефициента на подъемна сила на изолирано крило е $C_{y_0}^a$, то при малък ъгъл на атака коефициентите на подъемна сила на плановите C_{y_1} и C_{y_2} на кръстообразното крило ще бъдат

$$(25) \quad C_{y_1} = C_{y_2} = C_{y_0}^a \alpha_{\text{пл}} = \frac{1}{\sqrt{2}} C_{y_0}^a \alpha = \frac{1}{\sqrt{2}} C_{y_0}.$$

Коефициентът на подъемна сила на кръстообразното крило, отнесен към площта S на един план, ще бъде

$$(26) \quad C_y = (C_{y_1} + C_{y_2}) \cos \psi = \frac{2}{\sqrt{2}} C_{y_0} \cos \psi = C_{y_0}.$$

По такъв начин се доказва, че коефициентите на подъемна сила на

Таблица 2

Геометрия на моноплана	M	C_y^a
	0	2,9341
$\lambda=2,5$	0,2	2,9593
$\eta=1$	0,4	3,0403
$\lambda \operatorname{tg} \chi=0$	0,6	3,1979
	0,8	3,3903
	0	2,2167
$\lambda=2,5$	0,2	2,2270
$\eta=1$	0,4	2,2593
$\lambda \operatorname{tg} \chi=4$	0,6	2,3186
	0,8	2,4168
	0	2,9779
$\lambda=2,5$	0,2	2,9825
$\eta=2$	0,4	3,0595
$\lambda \operatorname{tg} \chi=0$	0,6	3,2089
	0,8	3,4846
	0	2,8868
$\lambda=2,5$	0,2	2,9093
$\eta=2$	0,4	2,9755
$\lambda \operatorname{tg} \chi=2$	0,6	3,1100
	0,8	3,3932
	0	2,9775
$\lambda=5$	0,2	2,9978
$\eta=\infty$	0,4	3,0625
$\lambda \operatorname{tg} \chi=8$	0,6	3,1839
	0,8	3,1839

кръстообразно крило при $\psi=45^\circ$ и равногабаритно монопланово крило са равни при равни ъгли на атака.

В табл. 2 са дадени резултатите, получени чрез моделиране с помощта на плоска схематизация на крилото [2]. Изследвани са монопланови крила с геометрия, каквато имат плановете на кръстообразните крила. Броят на вихровите системи, с които са моделирани монопланите, е 120.

При сравнение на производните C_y^a за различни числа M на кръстообразни крила и съответстващите им моноплани (табл. 1 и 2) се вижда, че разликата в резултатите не надвишава 3,5%, което показва задоволителната точност на предложения метод.

Литература

1. Белоцерковский, С. М., Б. К. Скрипач. Аэродинамические производные летательного аппарата и крыла при дозвуковых скоростях. М., Наука, 1975.
2. Белоцерковский, С. М., Б. К. Скрипач, В. Г. Табачников. Крыло в нестационарном потоке газа. М., Наука, 1975.
3. Бонев, Б. И. Потенциал скоростей и поле скоростей, индуцируемых вихрем при дозвуковых и сверхзвуковых скоростях. — В: Научно-методические материалы по конструкции и ТТД летательных аппаратов. М., ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1973.
4. Вотяков, В. Д. Аэродинамика летательных аппаратов и гидравлика их систем. М., ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1972.

Постъпила на 3. X. 1989 г.

Method for determination of the crosswise wings aerodynamic characteristics at flying subsonic velocity through the wing spatial whirlwind schematisation

Volodia Nikolov

(S u m m a r y)

In the article is considered method for determination of the crosswise wings aerodynamic coefficients derivatives at subsonic velocity through whirlwind simulation theory.

Concrete realized whirlwind model gives possibility for simulation with discrete whirlwinds on the spatial configurations what are the crosswise wings.

Through this method the crosswise wings aerodynamic characteristics with various parametries at subsonic velocity are calculated with the help of computer.

Work capacity and precision of the method check by means of compare of the derivatives by the angle of attack of the crosswise monoplane wings lifting force coefficients.

The monoplane wings coefficients are determined through the whirlwind method of prof. Belotsercovski.