А.Л. Сушко

Харківський національний університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків

МЕТОДИКА УРАХУВАННЯ ВПЛИВУ СТИСЛИВОСТІ ПОВІТРЯ ПРИ РОЗРАХУНКУ ПАРАМЕТРІВ ОБТІКАННЯ ЕЛЕМЕНТІВ КОМПОНОВКИ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ МЕТОДАМИ ГІДРОДИНАМІЧНИХ ОСОБЛИВОСТЕЙ

В статті розглянуто методику розрахунку аеродинамічних характеристик елементів компонування літального апарату з урахуванням впливу стисливості повітря. Вплив стисливості здійснюється на основі рішення квазілінійного рівняння, що отримане з рівняння Ейлера для потенційних течій при введенні припущення про їх ізоентропічність і відсутність вихрової структури в потоці. Задача розв'язується методом граничних інтегральних рівнянь. Граничні умови непротікання виконуються застосуванням градієнту конормалі по нормалі до панелі на поверхні розрахункового елемента компоновки. Працездатність запропонованої методики підтверджено задовільним збігом результатів розрахунку та відомих даних експериментальних досліджень, проведених іншими авторами.

Ключові слова: аеродинамічне компонування, стисливість, рівняння повного потенціалу, конормаль, граничні інтегральні рівняння.

Вступ

Постановка проблеми. На етапах передескізного проектування літальних апаратів (ЛА), коли необхідно формувати аеродинамічний вигляд майбутнього ЛА, виходячи з тактико-технічного завдання, суттєва роль відводиться математичному моделюванню течії повітряного потоку біля поверхонь компоновки ЛА, що розробляється, для отримання потрібних аеродинамічних характеристик. Урахування властивостей повітряного потоку та особливостей обтікання літального апарату при розрахунку аеродинамічних характеристик дозволить зменшити долю натурного експерименту, що сприяє зниженню собівартості розробляемого ЛА. Одним із факторів, котрі покращують точність розрахунку, є урахування впливу стисливості повітря, яка починає проявлятися при числах $M > 0,4$.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Для розв'язання рівняння руху з урахуванням впливу стисливості (рівняння Ейлера) широкого розповсюдження отримали методи кінцевих різниць [1–5], кінцевих об'ємів [2; 6–8] і кінцевих елементів [9–10], метод характеристик [11–14]. Але їх застосування пов'язано з певними труднощами, пов'язаними з необхідністю отримання потрібної точності побудови тривимірних розрахункових сіток в просторових задачах розрахунку параметрів газу біля компонувань ЛА. Тому не втратили свою актуальність методи гідродинамічних особливостей, які дозволяють оперативно проводити розрахунки аеродинамічних характеристик на етапах попереднього проектування нових літальних апаратів.

Мета статті – розробка методики розрахунку параметрів обтікання елементів аеродинамічного

компоновання літальних апаратів методами гідродинамічних особливостей з урахуванням впливу стисливості повітряного потоку.

Виклад основного матеріалу

Одним із способів урахування впливу стисливості в методах гідродинамічних особливостей є підхід Прандтля для розв'язання лінеаризованого рівняння нерозривності

$$(1 - M_\infty) \frac{\partial^2 \phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial z^2} = 0, \quad (1)$$

де ϕ – збурений потенціал швидкості.

При визначенні потенціалу швидкості вводяться нові незалежні змінні $x = x_n \sqrt{1 - M_\infty^2}$, $y = y_n$, $z = z_n$, які зводять рівняння до вигляду, що описує нестисливий потік:

$$\frac{\partial^2 \phi}{\partial x_n^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial y_n^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial z_n^2} = 0. \quad (2)$$

Отримане рівняння розв'язується з використанням найпростіших форм потенційних течій та має значну похибку в області транзвукових швидкостей польоту. Вплив стисливості також можна розраховувати з використанням рівняння повного потенціалу, що отримане з рівняння Ейлера для потенційних течій, при введенні припущення про ізоентропічність і відсутність вихрової структури в потоці:

$$\begin{aligned} (a^2 - V_x^2) \frac{\partial^2 \phi'}{\partial x^2} + (a^2 - V_y^2) \frac{\partial^2 \phi'}{\partial y^2} + (a^2 - V_z^2) \frac{\partial^2 \phi'}{\partial z^2} - \\ - 2V_x V_y \frac{\partial^2 \phi'}{\partial x \partial y} - 2V_x V_z \frac{\partial^2 \phi'}{\partial x \partial z} - 2V_y V_z \frac{\partial^2 \phi'}{\partial y \partial z} = 0, \end{aligned} \quad (3)$$

де $a^2 = a_x^2 + \frac{k-1}{2}(V_\infty^2 - V^2)$ – квадрат швидкості звуку; $\phi' = V_{x\infty}x + V_{y\infty}y + V_{z\infty}z + \phi$ – повний потенціал швидкості; ϕ – збурений потенціал швидкості. Дане рівняння розв'язується з використанням методів граничних інтегральних рівнянь [15–17].

Основними складнощами цих методів є вибір граничних умов на поверхні тіла. У роботі [15] пропонується граничні умови непротікання записувати на деформованому тілі, у якого нормаль до поверхні дорівнює конормалі.

При розв'язанні рівняння (3) методами [15–16] умова непротікання на поверхні тіла записується у вигляді:

$$\vec{V}_\infty \vec{v} = 0, \quad (x, y, z) \in S,$$

де $\vec{V}_\infty$ – вектор швидкості незбуреного потоку,

$\vec{v}$ – конормаль,

S – поверхня елемента компоновки ЛА.

Складності застосування такого підходу полягають у необхідності трансформації об'єкта дослідження, що збільшує трудовитрати та погіршує точність розрахунків.

Урахування впливу стисливості повітряного потоку при розрахунку параметрів обтікання елементів компоновки літальних апаратів методами гідродинамічних особливостей, а саме, з використанням методу граничних інтегральних рівнянь, пропонується проводити уточненням граничних умов на поверхні тіла без його деформації.

Розглянемо обтікання дозвуковим потоком стисливого газу крила кінцевого розмаху.

Використаємо декартову систему координат, початок якої лежить на передній крайці крила в площині симетрії (рис. 1). Вісь ОХ проходить через кореневий переріз крила і створює з віссю ОУ площину, перпендикулярну вісь ОZ.

Рис. 1. Дискретизація поверхні елементів компоновання ЛА

Джерело: розроблено автором.

Вектор швидкості набігаючого потоку $\vec{V}_\infty$ складає кут атаки α з площиною XOZ і кут ковзання β з площиною XOY. Щоб уникнути необхідності побудови просторової розрахункової сітки при розв'язанні рівняння (3) методами кінцевих різностей, нехтуючи величинами третього порядку малості, рівняння (3) можна привести до дивергентного вигляду [17]:

$$\sum_{i,j=1}^3 \frac{\partial}{\partial x_i} \left(A_{ij} \frac{\partial \phi}{\partial x_j} \right) = 0, \quad (4)$$

де $x_1 = x$; $x_2 = y$; $x_3 = z$; $\frac{\partial \phi}{\partial x} = V'_x$; $\frac{\partial \phi}{\partial y} = V'_y$;

$$\frac{\partial \phi}{\partial z} = V'_z; \quad V_x = V'_x + V_\infty; \quad V_y = V'_y + V_\infty; \quad V_z = V'_z + V_\infty.$$

При $i = j$

$$A_{ij} = 1 - M_i^2 - \frac{1}{2}(k+1)M_i V_i - (M_h V_h + M_r V_r)(k-1);$$

$$\text{при } i \neq j \quad A_{ij} = -\left(M_i M_j + \frac{3-k}{2} M_i V_j \right);$$

$$\text{при } i = 1 \quad h = 2, \quad r = 3;$$

$$\text{при } i = 2 \quad h = 1, \quad r = 3;$$

$$\text{при } i = 3 \quad h = 1, \quad r = 2;$$

$$M_1 = \frac{V_{x\infty}}{a_\infty}; \quad M_2 = \frac{V_{y\infty}}{a_\infty}; \quad M_3 = \frac{V_{z\infty}}{a_\infty};$$

$$V_1 = \frac{V'_x}{a_\infty}; \quad V_2 = \frac{V'_y}{a_\infty}; \quad V_3 = \frac{V'_z}{a_\infty}.$$

Розв'язання рівняння (4) існує у вигляді граничного інтегрального рівняння відносно збуреного потенціалу [18]:

$$\phi(x) = -E \int_S \left(\frac{1}{r} \frac{\partial \phi}{\partial v} - \phi \frac{\partial}{\partial v} \frac{1}{r} \right) dS + E \int_f \Delta \phi_i \frac{\partial}{\partial v} \frac{1}{r} df, \quad (5)$$

де $E = 0$, точка (x, y, z) знаходиться всередині тіла з поверхнею S ;

$$E = \frac{1}{4\pi} - \text{точка } (x, y, z) \text{ знаходиться зовні тіла};$$

$$E = \frac{1}{2\pi} - \text{точка } (x, y, z) \text{ лежить на поверхні } S;$$

$$\frac{1}{r} = \left[a_{ij}(x) (\xi_i - x_i) (\xi_j - x_j) \right]^{-0.5} (D(x))^{-0.5} -$$

сингулярне розв'язання рівняння (5);

$$[a_{ij}(x)] = A^{-1}(x) - \text{зворотна матриця},$$

$$D(x) - \text{детермінант матриці } A,$$

x_i – координати центру панелі, на яку розраховується вплив, ξ_i – координати центру панелі, від якої розраховується вплив;

$$\vec{n} = n_x \vec{i} + n_y \vec{j} + n_z \vec{k} - \text{нормаль},$$

$\vec{v} = \frac{\vec{v}_1}{|\vec{v}_1|}$ – одинична конормаль та конормаль:

$$\begin{aligned}\vec{v}_1 = & (A_{11}n_x + A_{21}n_y + A_{31}n_z)i + \\ & + (A_{12}n_x + A_{22}n_y + A_{32}n_z)j + \\ & + (A_{13}n_x + A_{23}n_y + A_{33}n_z)k.\end{aligned}$$

При розв'язанні рівняння (3) умову непротікання пропонується записати у такому вигляді:

$$\begin{aligned}\frac{d\phi}{d\vec{v}} = \frac{\partial\phi}{\partial\vec{n}} \cdot \frac{\partial\vec{n}}{\partial\vec{v}} = \frac{\partial\phi}{\partial\vec{n}} \left[\vec{v} \cdot \text{grad} n_x \cdot i + \vec{v} \cdot \right. \\ \left. \text{grad} n_y \cdot j + \vec{v} \cdot \text{grad} n_z \cdot k \right] \approx \\ \approx \frac{\partial\phi}{\partial\vec{n}} \frac{|\vec{n}|}{|\vec{v}|},\end{aligned}\quad (6)$$

$$\text{де } \frac{\partial\phi}{\partial n} = -(\vec{V}_\infty + \vec{V}_c) \cdot \vec{n}.$$

Це дозволяє уникнути необхідності деформації тіла та зменшити кількість ітерацій.

Для розв'язання рівняння повного потенціалу у вигляді (3), поверхня крила розбивається на панелі (рис. 1).

Застосувавши теорему про середнє і умову, що в межах панелей розраховані в точках колокацій величини $\phi = \text{const}$ і $\frac{\partial\phi}{\partial\vec{v}} = \text{const}$, приходимо до сис-

теми лінійних алгебраїчних рівнянь (СЛАР) у вигляді:

$$[\delta_{hk} - C_{hk} - \omega_{hk}] \cdot \{\phi_h\} = \{b_h\}, \quad (7)$$

де $\delta_{hk} = 1$ при $h = k$, та $\delta_{hk} = 0$ при $h \neq k$.

Коефіцієнти СЛАР розраховуються за формулами:

$$C_{hk} = \frac{1}{2\pi} \frac{d}{d\vec{v}} \left(\frac{1}{r_h} \right) \Delta\sigma_k; \quad (8)$$

$$\{\phi_h\} = [\epsilon_{hk}] \cdot \left\{ \frac{d\phi}{d\vec{v}_h} \right\};$$

$$\epsilon_{hk} = \frac{1}{2\pi} \frac{1}{r_h} \Delta\sigma_k, \quad (9)$$

$$\text{де } \frac{d}{d\vec{v}} \frac{1}{r} = -\frac{1}{r^2} \left(\frac{\partial r}{\partial x} v_x + \frac{\partial r}{\partial y} v_y + \frac{\partial r}{\partial z} v_z \right);$$

$$\frac{\partial r}{\partial x} = \frac{1}{2r} \left[\frac{2B_{11}(x-\xi_1) + (B_{12} + B_{21})(y-\xi_2) +}{(B_{13} + B_{31})(z-\xi_3)} \right];$$

$$\frac{\partial r}{\partial y} = \frac{1}{2r} \left[\frac{(B_{12} + B_{21})(x-\xi_1) + 2B_{22}(y-\xi_2) +}{(B_{23} + B_{32})(z-\xi_3)} \right];$$

$$\frac{\partial r}{\partial z} = \frac{1}{2r} \left[\frac{(B_{23} + B_{32})(y-\xi_2) +}{(B_{13} + B_{31})(x-\xi_1) + 2B_{33}(z-\xi_3)} \right];$$

$$r = \left[\begin{aligned} & B_{11}(x-\xi_1)^2 + B_{12}(x-\xi_1)(y-\xi_2) + \\ & + B_{13}(x-\xi_1)(z-\xi_3) + B_{21}(x-\xi_1)(y-\xi_2) + \\ & + B_{22}(y-\xi_2)^2 + B_{23}(y-\xi_2)(z-\xi_3) + \\ & + B_{31}(x-\xi_1)(z-\xi_3) + B_{32}(y-\xi_2)(z-\xi_3) + \\ & + B_{33}(z-\xi_3)^2 \end{aligned} \right]^{\frac{1}{2}};$$

$$B_{11} = A_{22} \cdot A_{33} - A_{23} \cdot A_{32};$$

$$B_{12} = -(A_{12} \cdot A_{33} - A_{32} \cdot A_{31});$$

$$B_{13} = A_{12} \cdot A_{23} - A_{22} \cdot A_{13};$$

$$B_{21} = -(A_{21} \cdot A_{33} - A_{23} \cdot A_{31});$$

$$B_{22} = A_{11} \cdot A_{33} - A_{31} \cdot A_{13};$$

$$B_{23} = -(A_{11} \cdot A_{23} - A_{21} \cdot A_{13});$$

$$B_{31} = A_{21} \cdot A_{32} - A_{31} \cdot A_{22};$$

$$B_{32} = -(A_{11} \cdot A_{32} - A_{31} \cdot A_{12});$$

$$B_{33} = A_{11} \cdot A_{22} - A_{21} \cdot A_{12}.$$

В результаті розв'язання СЛАР отримаємо розподіл збуреного потенціалу по крилу, а за відомими значеннями збуреного потенціалу визначимо збурену швидкість в кожній розрахунковій точці. Наприклад, збурена швидкість в точці A по напрямку AB визначається із виразу:

$$V'_{AB} = \frac{\phi_A - \phi_B}{\Delta\ell}, \quad (10)$$

де ϕ_A, ϕ_B – значення потенціалу в точці A і ближній до неї точці колокації B ; $\Delta\ell$ – довжина відрізка AB . Сума проєкцій збуреної швидкості і швидкості набігаючого потоку дозволяє отримати швидкість в розрахункових точках на поверхні крила.

На рис. 2 представлені результати розрахунку коефіцієнта тиску по поверхні крила з профілем NASA-0012, $\lambda = 5$, при куті атаки $\alpha = 2,5^\circ$, числі $M_\infty = 0,5$, числі $Re = 2 \cdot 10^6$ з урахуванням стисливості, без неї, та порівняння з експериментальними даними [19].

Рис. 2. Розподіл коефіцієнту тиску по профілю крила з урахуванням стисливості повітря
Джерело: розроблено автором за даними [19].

Порівняння результатів розрахунку з даними експериментальних досліджень, проведених авторами роботи [19], показують достатню точність запропонованого способу урахування стисливості. Зростання похибки спостерігається в середній частині профілю крила внаслідок збільшення кроку інтегрування через використання закону косинусів при розбитті поверхні крила на панелі. Максимальна похибка результатів розрахунку, порівняно з експериментом, складає 7 %.

Висновки

Отримані результати дозволяють зробити висновки, що розроблена методика розрахунку параметрів обтікання елементів компоновки літальних апаратів методами гідродинамічних особливостей з урахування впливу стисливості повітряного потоку дає позитивні результати. Застосування граничних умов у вигляді:

$$\frac{d\phi}{d\bar{v}} = \frac{\partial\phi}{\partial n} \cdot \frac{\partial n}{\partial \bar{v}} \approx \frac{\partial\phi}{\partial n} \left| \frac{n}{\bar{v}} \right| \quad (11)$$

при розв'язанні граничного інтегрального рівняння (5) скорочує кількість ітерацій та дозволяє уникнути необхідності деформувати тіло на кожній ітерації.

Проведені розрахунки розподілу коефіцієнту тиску по поверхні крила з профілем НАСА-0012 та порівняння їх з результатами експерименту дозволяють зробити висновки про працездатність розробленої методики.

Використання розробленої методики урахування впливу стисливості повітряного потоку, при розрахунках параметрів обтікання елементів компоновки ЛА методами гідродинамічних особливостей, підвищує точність отриманих результатів та скорочує час досліджень.

Список літератури

1. Максимов Ф.А. Разработка математических моделей и численных методов для решения задач аэродинамического проектирования на многопроцессорной вычислительной технике / Ф.А. Максимов, Д.А. Чураков, Ю.Д. Шевелёв // Журнал вычислительной математики и математической физики. – 2011. – № 2(51). – С. 303-328.
2. Ковеня В.М. Методы конечных разностей и конечных объемов для решения задач математической физики / В.М. Ковеня, Д.В. Чирков. – Новосибирск: НГУ, 2013. – 86 с.
3. Самарский А.А. Теория разностных схем / А.А. Самарский. – М.: Наука, 1977. – 286 с.
4. Годунов С.К. Разностные схемы (введение в теорию) / С.К. Годунов, В.С. Рябенский. – М.: Наука, 1977. – 158 с.
5. Kovenya V.M. Modification of splitting algorithms for solution of Euler and Navier-Stokes equations / V.M. Kovenya, S.A. Ju // Proceedings of XIII-th International Conference on the Methods of Aerophysical Research. – 2007. – С. 162-166.
6. Белоцерковский О.М. Численное моделирование в механике сплошных сред / О.М. Белоцерковский. – М.: Наука, 1984. – 520 с.
7. Флетчер К. Вычислительные методы в динамике жидкости / К. Флетчер: в 2-х т. Пер. с англ. – М.: Мир, 1991. – Т. 1. – 501 с., Т. 2. – 552 с.
8. Андерсон Д. Вычислительная аэродинамика и теплообмен / Д. Андерсон, Дж. Таннехил, Р. Плетчер: в 2-х т. – М.: Мир, 1990. – Т. 1. – 392 с., Т. 2. – 336 с.
9. Оден Дж. Конечные элементы в нелинейной механике сплошных сред / Дж. Оден. – М.: Мир, 1976. – 98 с.
10. Стренг Г. Теория метода конечных элементов / Г. Стренг, Дж. Фикс. – М.: Мир, 1976. – 208 с.
11. Магомедов К.К. Метод характеристик для численного расчета пространственных течений газа / К.К. Магомедов // Журнал вычислительной математики и математической физики. – 1966. – № 2. – С. 315-325.
12. Белоцерковский О.М. Численное исследование современных задач газовой динамики / О.М. Белоцерковский, Ю.П. Головачев, В.Г. Грудницкий. – М.: Наука, 1974. – 284 с.
13. Мизес Р. Математическая теория течений сжимаемой жидкости / Р. Мизес. – М.: Изд. иностранной литературы, 1961. – 588 с.
14. Магомедов К.М. Сеточно-характеристические численные методы / К.М. Магомедов, А.С. Холодов. – М.: Изд. Юрайт, 2017. – 287 с.
15. Лебедь В.Г. Метод решения внешней задачи Неймана для уравнения Эйлера в докритическом диапазоне скоростей / В.Г. Лебедь, Ю.И. Миргород, Е.А. Украинцев // Сборник научных трудов Харьковского Института Военно-Воздушных Сил. – 2002. – № 1(8). – С. 15-21.
16. Лебедь В.Г. Численное моделирование обтекания тел потенциальным потоком сжимаемого газа в докритическом диапазоне скоростей / В.Г. Лебедь, Ю.И. Миргород, С.А. Калкаманов // Аэрогидрогазодинамика: проблемы и перспективы. – 2004. – № 1(4). – С. 64-72.
17. Лебедь В.Г. К решению задачи Неймана для нелинейного эллиптического уравнения / В.Г. Лебедь, С.А. Калкаманов // Тезисы докладов республиканской конференции “Проблемы прикладной аэромеханики”. – Х.: ХВВАИУ, 1991. – С. 9-11.
18. Михлин С.Г. Курс математической физики / С.Г. Михлин. – М.: Наука, 1968. – 568 с.
19. Ляпунов С.В. Расчет трансзвукового безотрывного обтекания профиля с учетом вязкости / С.В. Ляпунов, Ю.С. Михайлов // Труды Центрального аэрогидродинамического института им. профессора Н.Е. Жуковского. – 1984. – № 2254. – С. 13-30.

Відомості про автора:

Сушко Андрій Леонідович
викладач кафедри
Харківського національного університету
Повітряних Сил ім. І. Кожедуба,
Харків, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-1387-5733>

Information about the author:

Andriy Sushko
Instructor of the Department
of Ivan Kozhedub Kharkiv
National Air Force University,
Kharkiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-1387-5733>

**МЕТОДИКА УЧЕТА ВЛИЯНИЯ СЖИМАЕМОСТИ ВОЗДУХА
ПРИ РАСЧЕТЕ ПАРАМЕТРОВ ОБТЕКАНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ КОМПОНОВКИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА
МЕТОДАМИ ГИДРОДИНАМИЧЕСКИХ ОСОБЕННОСТЕЙ**

А.Л. Сушко

В статье рассмотрена методика учета влияния сжимаемости при расчете аэродинамических характеристик элементов компоновки летательного аппарата с учетом влияния сжимаемости воздуха. Влияние сжимаемости осуществляется на основе решения квазилинейного уравнения, которое получено из уравнения Эйлера для потенциальных течений при введении допущения об изотропности и отсутствии вихревых структур в потоке. Задача решается методом граничных интегральных уравнений. Граничные условия непротекания выполняются применением градиента конормали по нормали к панели на поверхности расчетного элемента компоновки. Работоспособность предложенной методики подтверждена удовлетворительным совпадением результатов расчета и известных данных экспериментальных исследований, проведенных другими авторами.

Ключевые слова: аэродинамическая компоновка, сжимаемость, уравнение полного потенциала, конормаль, граничные интегральные уравнения.

**METHODOLOGY OF TAKING INTO ACCOUNT OF INFLUENCE OF COMPRESSIBILITY
OF AIR AT CALCULATION OF PARAMETERS OF FLOWING AROUND OF ELEMENTS
OF ARRANGEMENT OF AIRCRAFT BY METHODS OF HYDRODYNAMIC FEATURES**

A. Sushko

In the article it is considered methodology of calculation of aerodynamic descriptions of elements of arrangement of aircraft taking into account compressibility of air. Influence of compressibility comes true on the basis of decision of equation of potential, that is got from equation of Euler for potential flows at introduction of supposition about absence of losses of energy of stream and absence of vortical structure in a stream. For the decision of equation of motion taking into account compressibility (equation of Euler) wide distribution was got by the methods of eventual differences, eventual volumes and eventual elements. But their application is related to the certain difficulties related to the necessity of receipt of necessary exactness of construction of three-dimensional calculation nets for the spatial problems of calculation of parameters of flow of gas near arrangements of aircrafts. The use of methods of hydrodynamic features allows, without additional difficulties, operatively to conduct the calculations of aerodynamic descriptions on the stages of the previous planning of new aircrafts. Existent methodologies of taking into account of compressibility in the methods of hydrodynamic features need transformation of research object on every iteration in the process of calculation. It complicates the receipt of aerodynamic descriptions of element of arrangement of aircraft and worsens exactness of calculations. In the article the problem of receipt of parameters of current of air near the element of arrangement of aircraft gets untied by the method of maximum integral equations. The maximum terms of unflowing are executed by application to the gradient of conormals for normals to the panel on the surface of calculation element of arrangement. The capacity of an offer methodology is confirmed by the satisfactory coincidence of results of calculation and well-known data of the experimental researches conducted by other authors. The use of methodology allows to abbreviate debugging and improve exactness of calculations.

Keywords: arrangement of aircraft, taking into account of compressibility, equation of complete potential, conormal, maximum integral equations.