

УДК 629.125.6.015

EDN WWYNHM

**Ю.Ф. Орлов**  
**ПРОСТОЙ АЛГОРИТМ УЧЕТА ВЛИЯНИЯ СТРУИ ОТ ДВИЖИТЕЛЕЙ**  
**НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ**  
**НИЗКОЛЕТЯЩЕГО КРЫЛА С ШАЙБАМИ**

Нижегородский государственный технический университет им. Р.Е. Алексеева  
 Нижний Новгород, Россия

Рассмотрены два варианта учета влияния струи от движителя на аэродинамические характеристики низколетящего крыла. Первый вариант основан на решении краевой задачи о низколетящем крыле в присутствии диска диполя, моделирующего движитель. Во втором варианте решается гидравлическая задача о поле скоростей и давлений в щели, образованной плоским экраном и несущей поверхностью, обдуваемой турбулентной струей от работающего движителя. Исходными данными для расчетов являются геометрия экраноплана и характеристики движителя. Вычислены производные коэффициентов поддувной подъемной силы и момента, введены поправки в выражения для условной метacentрической высоты, учитывающие влияние на продольную остойчивость поддув под крыло. Сопоставление расчетов по этой модели с натурным экспериментом, проведенным НПО ЦКБ по СПК им. Р.Е. Алексеева для судна на динамической воздушной подушке «Волга-2» показало достаточную для инженерных расчетов его точность.

**Ключевые слова:** экраноплан, низколетящее крыло, диск диполей, поддув под крыло, турбулентная струя, продольная остойчивость.

Традиционные компоновки экранопланов Р.Е. Алексеева, как правило, используют стартовые СУ, обеспечивающие поддув под крыло от работающего движителя. В связи с этим представляет интерес решение задачи о движении с постоянной скоростью  $v_0$  вблизи опорной поверхности крыла конечного размаха, имеющего перед собой движитель, в выходном сечении которого  $D$  – диски движителя – создается турбулентная струя, обеспечивающая силу тяги и поддув воздуха в щель между крылом и экраном (рис. 1, а, б).

Постановка этой задачи выполнена в [1], где рассмотрены две расчетные схемы учета влияния поддува под крыло на аэродинамические характеристики крыла и динамику продольного движения экраноплана.

Поскольку рассматривается линейная задача, методом суперпозиции ее можно разделить на две:

- 1) движение несущей поверхности в потенциальном потоке над плоским экраном за диском диполей  $D$ , моделирующим движитель;
- 2) гидравлическая задача о поле скоростей и давлений в щели, образованной плоским экраном и несущей поверхностью, обдуваемой турбулентной струей от работающего движителя.

Решение второй задачи использовано для анализа продольной остойчивости судна на динамической воздушной подушке (СДВП) «Волга-2» в [2].

### 1. Краевая задача о низколетящем крыле в присутствии диска диполей

Рассматриваемая задача может быть сформулирована как краевая для уравнения Лапласа от функции потенциала ускорений с краевыми условиями:

$$\begin{aligned} \Delta\theta &= 0, \quad q \in \Omega & (1) \\ \frac{\partial}{\partial m}\theta &= F(q), \quad q \in S_p; \quad \frac{\partial}{\partial z}\theta = 0, \quad z = -h; \\ [\theta] &= 0, \quad x = 0, \quad z = 0; \quad [\theta] = \frac{P_d}{\rho}, \quad q \in D; \\ \nabla\theta &\rightarrow 0, \quad x \rightarrow +\infty. \end{aligned}$$

где  $\theta$  – потенциал ускорений,  $q = (x, y, z)$ ,  $\Omega$  – пространство, занятое жидкостью (рис. 1),  $F(q) = N_0^{-1}(F_1(q))$ , где  $F_1(q)$  – нормальная составляющая скорости точек на крыле,

$$N_0^{-1} = - \int_{\infty}^x [ ] d\tau,$$

где  $n$  – внешняя нормаль к  $S$ ;  $S_p$  – проекция поверхности  $S$  на плоскость  $xy$ ,  $P_d$  – скачок давления в диске  $D$ .

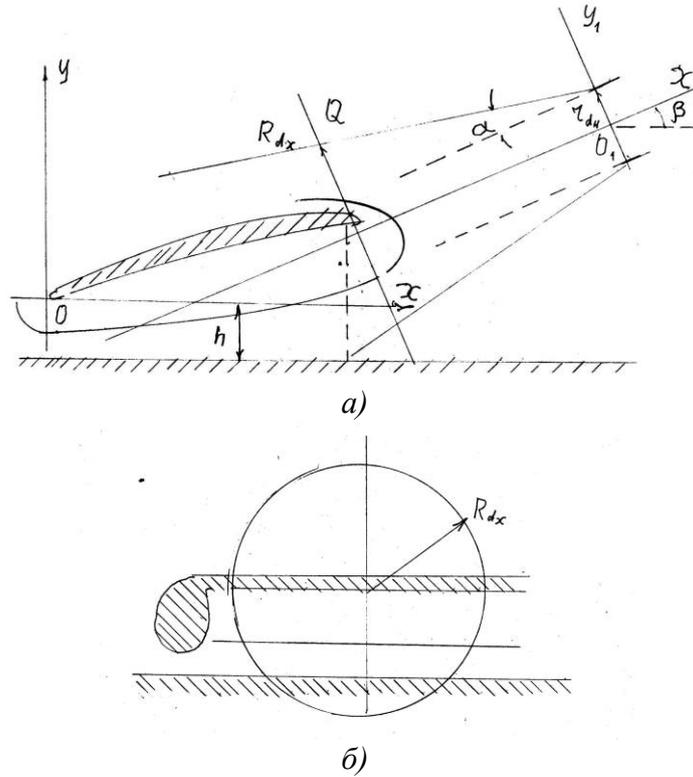


Рис. 1. Геометрия комплекса «крыло – движитель»

Далее, используя квадрупольную теорию А.Н. Панченкова [3], трехмерную краевую задачу (1) преобразуем в двухмерную для уравнения Пуассона в области между крылом и экраном. В [4] этот путь решения воспроизведен, интегральное уравнение задачи (1) сведено к краевой задаче для уравнения Пуассона. В нашем случае краевая задача для уравнения Пуассона будет иметь вид:

$$\left( \frac{\partial^2}{\partial x^2} + \frac{1}{\lambda^2} \cdot \frac{\partial^2}{\partial y^2} \right) \Phi(x, y) = \frac{\alpha \cdot (-1 + \phi_x^d) - \phi_z^d}{4 \cdot \bar{H} \cdot \lambda^2}, \quad (2)$$

где  $\Phi(x, y) = \int_x^2 \gamma(\tau, y) d\tau$ ;  $\bar{H} = h/2b$ ;  $x \in [0, 2]$ ;  $y \in [-1, 1]$ ;  $\lambda$  – относительное удлинение крыла

$$\Phi(x, \pm 1) = \Phi(2, y) = 0; \quad \frac{\partial \Phi(0, y)}{\partial x} = 0.$$

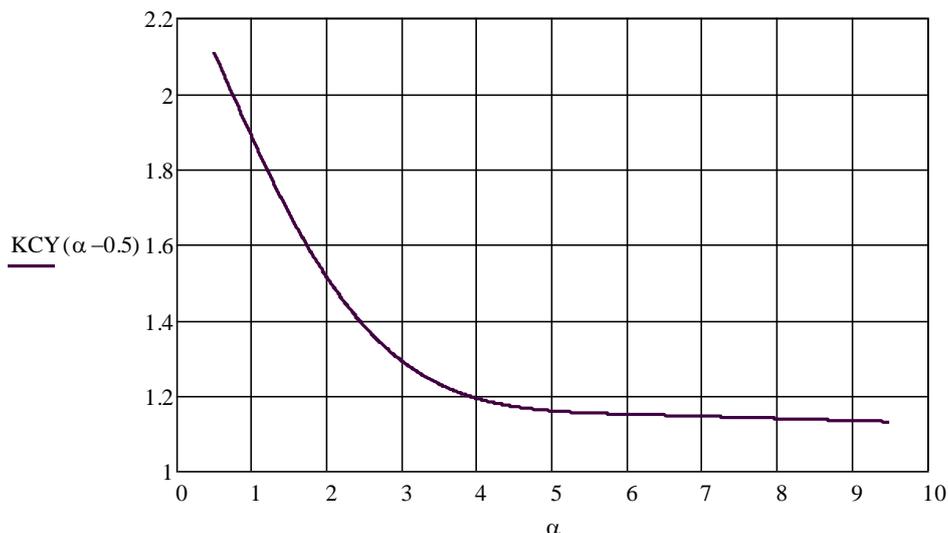
Решив (2), можно найти  $\gamma(x, y) = -\frac{\partial \Phi(x, y)}{\partial x}$  – распределение плотности двойного слоя  $\gamma$  по поверхности  $S_p$ . После этого можно найти коэффициенты  $C_y$  и  $C_m$  подъемной силы и момента крыла по формулам

$$C_y = \lambda \cdot \int_{-1}^1 \int_0^2 \gamma(\xi, \eta) d\xi d\eta. \quad (3)$$

$$C_m = \lambda \cdot \int_{-1}^1 \int_0^2 \gamma(\xi, \eta) \xi d\xi d\eta$$

В [4] был произведен расчет зависимости коэффициента  $C_y(\alpha)$  подъемной силы от угла в присутствии диска диполей. Затем был выполнен расчет зависимости коэффициента

$C_y(\alpha)$  подъемной силы от угла атаки крыла с такими же параметрами, но в отсутствии диска диполей. Была введена функция  $K(\alpha) = \frac{c_y^D(\alpha)}{c_y(\alpha)}$ , которая имеет смысл коэффициента влияния диска диполей на подъемную силу крыла в зависимости от угла атаки. График функции  $K(\alpha)$  представлен на рис. 2.



**Рис. 2.**  $K(\alpha)$  – коэффициент влияния диска диполей на подъемную силу прямоугольного бестелесного низколетящего крыла в зависимости от угла атаки крыла

Расчет выполнялся для комплекса крыло – диск диполей при  $\lambda = 1$ ,  $\beta = 10^\circ$ ,  $\bar{h} = 0.015$ , скачок давления в диске  $\gamma_d = -12.631$  (характеристики СДВП «Волга-2»)

Выполненные расчеты показали, что вызванные диском диполей скорости при удалении от диска относительно быстро стремятся к нулю, однако в целом влияние диска на коэффициент подъемной силы заметно, и оно тем больше, чем меньше угол атаки крыла. Алгоритм получился сложный. Для расчета одной точки надо численно решить краевую задачу (2), затем используя бикубический сплайн из полученного мешка цифр построить функцию  $\gamma(x, y)$  и, наконец, по формулам (3) найти коэффициенты подъемной силы и момента. Для вычисления производных коэффициентов по отстоянию и углу тангажа трудоемкость расчетов возрастает кратно.

## 2. Приближенный расчет подъемной силы низколетящего крыла в струе от движителя (гидравлическая задача)

В [1] предложена схема приближенного учета влияния турбулентной струи от движителей на подъемную силу крыла вблизи опорной поверхности. Как показали расчеты, выполненные для судна на динамической воздушной подушке (СДВП) «Волга-2», и сопоставление их с натурным экспериментом, представленное в [2], главная часть в выражении для подъемной силы может быть определена из гидравлической задачи о поле скоростей и давлений в щели, образованной плоским экраном и несущей поверхностью, обдуваемой турбулентной струей от работающего движителя (рис. 1 а, б).

Схема расчета состоит из последовательного определения скорости воздуха в диске движителя, расчета параметров турбулентной струи в районе передней кромки крыла, расчета части расхода воздуха в этом месте, попадающего под крыло, расчета «входного» и «выходного» сечения щели между крылом и экраном и определения (с помощью уравнений неразрывности и Бернулли) дополнительного давления воздуха под крылом от поддува.

Если скорость воздуха в диске движителя неизвестна, она может быть определена по известным зависимостям теории идеального движителя [5]:

$$V_{mo} = V_0 \beta_n \left[ \frac{1}{2} \left( \sqrt{1 + 2 \frac{\gamma_d}{\beta_n}} - 1 \right) + 1 \right], \quad (4)$$

где

$$\beta_n = (r_{dn}/r_{de})^2; \gamma_d = 2T_{dv}/(\pi r_{dn}^2 \rho V_0);$$

$r_{dn}, r_{dv}$  – радиусы выходного сечения (насадки) и внутреннего в диске винта;  $T_{dv}$  – тяга (упор) движителя;  $\rho$  – плотность воздуха;  $V_0$  – скорость движения судна.

Расход воздуха  $Q_0$  на выходе движителя определится как:

$$Q_0 = \pi r_{dn}^2 V_{m0}. \quad (5)$$

Из теории затопленной турбулентной струи [6] известны соотношения для расхода в ядре струи  $Q$  и средней скорости  $V_x$  на расстоянии от места ее истечения (см. рис. 1, а)

$$Q = 1,5Q_0 \frac{x_1 + r_{dn}/tg\alpha}{r_{dn}};$$

$$V_x = \frac{Q}{\pi R_{dx}^2}; \quad (6)$$

$$R_{dx} = x_1 tg\alpha + r_{dn},$$

где  $\alpha$  – угол расширения ядра турбулентной затопленной струи ( $\alpha \approx 15^\circ$ , [6]);  $R_{dx}$  – радиус ядра турбулентной струи на расстоянии  $x_1$  от места ее истечения.

Если теперь приближенно считать, что весь воздух  $Q_{bk}^i$  в сечении струи ниже передней кромки попадает в подкупольное пространство (рис. 1, б), то суммарную величину расхода воздуха струи от движителей под крылом  $Q_{bx}$  можно получить, суммируя величины  $Q_{bx}^i$  от всех движителей

$$Q_{ex} = \sum_{i=1}^n Q_{ex}^i. \quad (7)$$

Средняя входная скорость потока равна

$$V_{ex} = Q_{ex}/S_{ex}. \quad (8)$$

На основании уравнения неразрывности средняя выходная скорость в выходном сечении определяется соотношением

$$V_{вых} = Q_{ex}/S_{вых}. \quad (9)$$

Тогда на основании уравнения Бернулли дополнительное давление в подкупольном пространстве от поддува определится так

$$\Delta p = p_{ex} - p_{вых} = \frac{\rho}{2} (V_{ex}^2 - V_{вых}^2), \quad (10)$$

где  $p_{вх}, p_{вых}$  – давления во входном и выходном сечениях канала.

С учетом (8) и (9) окончательно можно получить

$$\Delta p = p_{ex} - p_{вых} = \frac{\rho}{2} (V_e^2 - V_{вых}^2), \quad (11)$$

где  $V_e = V_{ex} \mu$ ,  $\mu$  – коэффициент, учитывающий отклонение расходов  $Q_{вх}$  и  $Q_{вых}$  от расчетных из-за частичного выхода воздуха через входное отверстие и отражения части турбулентной струи от экрана. Этот коэффициент может быть определен для конкретной конфигурации СДВП экспериментом – взвешиванием СДВП (или ее модели) с работающими движителями.

На основании (11) добавка к подъемной силе крыла равна

$$Y_{en} = \Delta P \cdot S_{кр} \quad (12)$$

и существует только тогда, когда положительна величина

$$D_S = \left(1 - \frac{S_{ex}^2}{S_{вых}^2}\right) > 0. \quad (13)$$

Расчеты показывают, что эта величина положительна в малом диапазоне отстояний крыла от опорной поверхности и существенно зависит от формы крыла в плане и конфигурации концевых шайб. В [2] вышеописанный алгоритм был апробирован в расчете поддувной силы СДВП «Волга-2» и результат был сопоставлен с натурным экспериментом, проведенным НПО ЦКБ по СПК им. Р. Е. Алексеева.

Результаты расчета представлены на рис. 3.

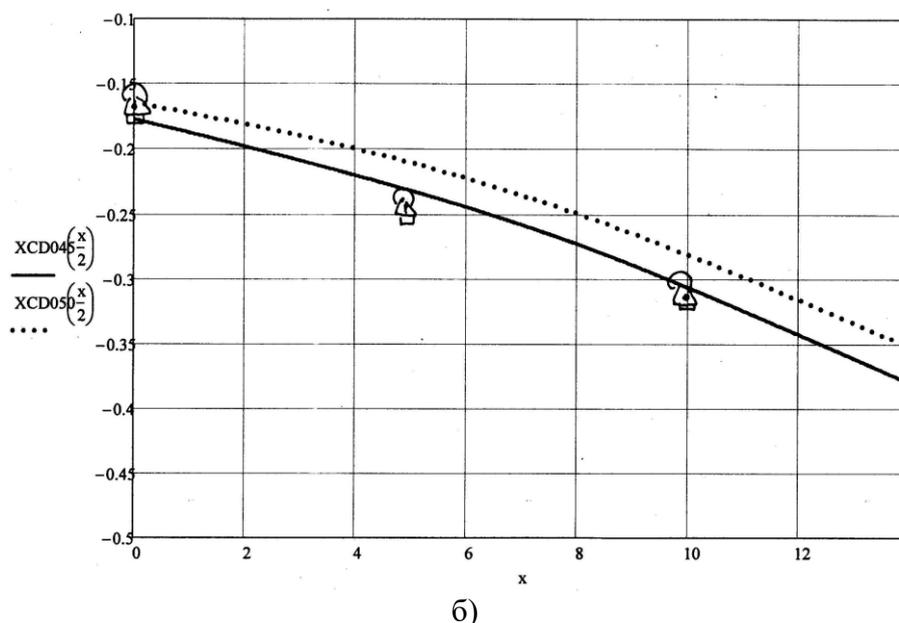
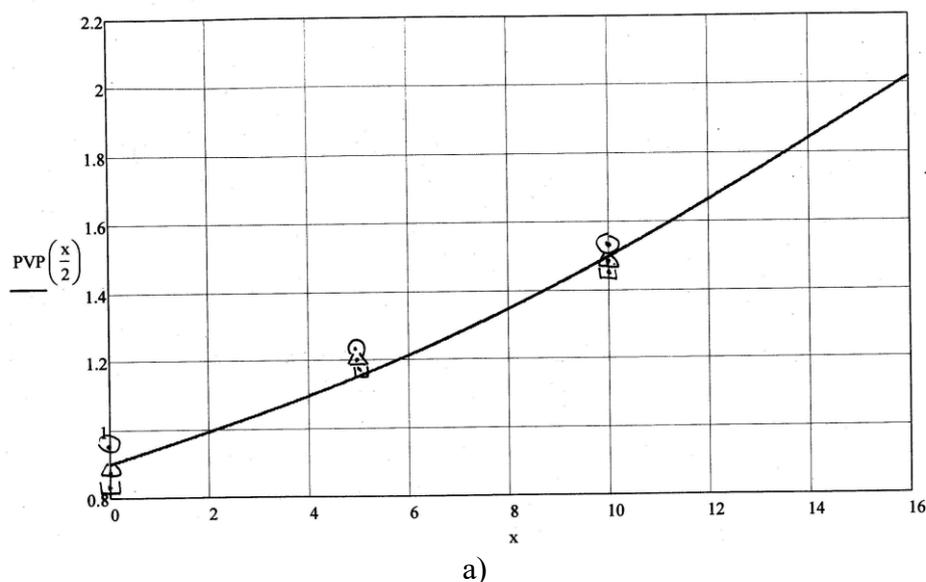


Рис. 3. а)  $P_{vp}$  – подъемная сила на стоянке СДВП «Волга-2» с работающим двигателем в зависимости от угла отклонения закрылков; б)  $x_{цд}$  – положение центра давления в зависимости от угла отклонения закрылков, сплошная линия –  $x_{ВП}=0.45$ , пунктир –  $x_{ВП}=0.5$ ;  $\blacktriangle$  - натурный эксперимент.

На рис. 3, а и рис. 3, б представлены результат расчета по приведенной выше схеме поддувной подъемной силы (3,а) и положение центра давления (3,б) в зависимости от угла отклонения закрылка для СДВП «Волга-2», стоящего на весах с работающим двигателем на номинальных оборотах.

В расчетах эмпирический коэффициент  $\mu$  подобран по наилучшему совпадению результатов расчета с экспериментом ( $\mu = 0,6$ ). Для определения центра давления  $x_{цд}$  СДВП необходимо знать точку приложения по длине поддувной подъемной силы. Так как эта сила близка по характеру силе от статической воздушной подушки, то логично точку приложения этой силы определить, как центр тяжести площади горизонтальной проекции крыла ( для СДВП «Волга-2» это величина  $\bar{x}_{ВП} = -0,5$ ). Однако, из-за отличия реальной схемы течения жидкости в районе щелей по периметру крыла от идеальной, эта величина оказывается другой. На рис. 2 расчетные данные, совпадающие с экспериментом, соответствуют  $\bar{x}_{ВП} = -0,45$ . Однако, как отмечено в [2], на крейсерской скорости сопоставление с экспериментом

дает лучшие результаты, когда  $\bar{x}_{en}$  ближе к величине, совпадающей с центром тяжести площади проекции крыла на экран.

Влияние поддува на характеристики устойчивости продольного движения проявляется через сильную зависимость дополнительной поддувной подъемной силы  $Y_{вп}$  от положения крыла с шайбами относительно экрана. На геометрию щели между крылом с шайбами и экраном, очевидно, влияют отстояние аппарата от экрана  $h$  и угол тангажа  $\vartheta$ . От этих величин зависит как величина  $S_{вх}$ , так и величина  $S_{вых}$ . Перепишем выражение для силы (12) с учетом формул (11) и (13):

$$Y_{en} = q_{en} D_S, \quad (14)$$

где

$$q_{en} = \frac{1}{2} \rho V_{ex}^2 S_{кр}.$$

Тогда производные  $Y_{вп}$  по  $h$  и  $\vartheta$  будут иметь вид:

$$Y_{en}^{h,\vartheta} = q_{en} D_S^{h,\vartheta},$$

$$D_S^{h,\vartheta} = 2 \frac{S_{ex}^2}{S_{вых}^2} \left( \frac{S_{вых}^{h,\vartheta}}{S_{вых}} - \frac{S_{ex}^{h,\vartheta}}{S_{ex}} \right). \quad (15)$$

Для вычисления производных в (15) необходимы зависимости геометрии входных и выходных площадей от отстояния  $h$  и угла тангажа  $\vartheta$ , которые могут быть определены по чертежам аппарата. Дополнительный момент от поддувной силы  $M_{звп}$  можно определить, если известно положение центра давления  $x_{вп}$ .

Тогда

$$M_{звп} = (x_{en} - x_{ц.м.}) Y_{en}. \quad (16)$$

Так как положение центра давления слабо меняется в зависимости от  $h$  и  $\vartheta$  [2], то производные дополнительного продольного момента можно приближенно определить так:

$$M_{звп}^{h,\vartheta} = (x_{en} - x_{ц.м.}) Y_{en}^{h,\vartheta}$$

или

$$m_{звп}^{h,\vartheta} = (x_{en} - x_{ц.м.}) \bar{Y}_{en}^{h,\vartheta}, \quad (17)$$

где

$$\bar{m}_{звп} = M_{звп}/G; \quad \bar{Y}_{en} = Y_{en}/G.$$

С учетом сказанного выше формулы для коэффициента связанности перемещений и условной метацентрической высоты в [7] примут вид:

$$\frac{\Delta h}{\Delta \psi} = - \frac{\bar{Y}^\alpha + \bar{Y}^\vartheta + \bar{Y}_{en}^\vartheta}{\bar{Y}^h + \bar{Y}_{en}^h}, \quad (18)$$

$$H = -(\bar{m}_z^\alpha + \bar{m}_z^\vartheta + m_{звп}^\vartheta) \frac{\bar{m}_z^h + \bar{m}_{звп}^h}{\bar{Y}^h + \bar{Y}_{en}^h} (\bar{Y}^\alpha + \bar{Y}^\vartheta + \bar{Y}_{en}^\vartheta), \quad (19)$$

где  $\frac{\Delta h}{\Delta \psi}$  – коэффициент связанности перемещений по высоте  $h$  и углу дифферента  $\psi$ ,  $H$  – условная метацентрическая высота, верхние индексы – знаки производных по этим переменным.

Формулы (18) и (19) являются расчетными для определения характеристик продольной остойчивости экранопланов с учетом поддува движителей под крыло.

Описанный выше алгоритм, основанный на решении гидравлической задачи, существенно проще краевой, использующей диполь в качестве модели движителя и может использоваться в инженерных расчетах.

**Библиографический список**

1. **Орлов, Ю.Ф.** Приближенный расчет подъемной силы крыла вблизи опорной поверхности в струе от двигателей // Асимметрические методы в теории систем. – Иркутск, ИНЦ СО АН СССР, 1990. С. 14-32.
2. **Антонов, А.А.** Особенности продольной остойчивости судна на динамической воздушной подушке «Волга-2» / А.А. Антонов, Ю.Ф. Орлов, В.В. Соколов // Асимптотические методы в теории систем. – Иркутск, ИНЦ СО АН СССР, 1990. С. 200-218.
3. **Панченков, А.Н.** Квадрупольная теория крыла вблизи твердой границы // Асимптотические методы в динамике систем. – Новосибирск: Наука, 1980. С. 5-116
4. **Химич, С.А.** Задача о движении крыла за диском диполей над твердой поверхностью / С.А. Химич, Ю.Ф. Орлов // Труды НГТУ им. Р.Е. Алексеева. 2014. № 1. С. 53-58
5. **Русецкий, А.А.** Двигатели судов с динамическими принципами поддержания / А.А. Русецкий. – Л.: Судостроение, 1979. – 240 с.
6. **Ландау, Л.Д.** Гидродинамика / Л.Д. Ландау, В.М. Лившиц. – М.: Наука, 1990. – 736 с.
7. **Орлов, Ю.Ф.** К вопросу о статической устойчивости тел, движущихся вблизи жидкой или твердой поверхности // Асимптотические методы в механике. – Иркутск, СЭИ СО АН СССР, 1979. С. 88-106.