

УДК 533.6.08

Влияние близости земли на аэродинамические характеристики крыла при неустановившемся движении

В. А. Тараненко, В. В. Тюрёв

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

В статье рассматривается влияние ускорения на аэродинамические характеристики крыла движущегося вблизи поверхности земли. Задача решена методом непрерывно распределенного вихревого слоя. Предложенная методика позволяет производить результаты при расчете прямолинейного ускоренного движения крыла вблизи экрана.

Ключевые слова: *нестационарное движение, крыло, вблизи экрана.*

У статті розглядається вплив прискорення на аеродинамічні характеристики крила що рухається поблизу поверхні землі. Задачу розв'язано методом безперервно розподіленого вихрового шару. Запропонована методика дозволяє робити результати при розрахунку прямолінійного прискореного руху крила поблизу екрана.

Ключові слова: *нестационарний рух, крило, поблизу екрана.*

In the paper we consider influence of acceleration on aerodynamic characteristics of a wing along a surface of the ground. The problem is solved by a method of continuously distributed vortical layer. The offered technique allows making results at calculations of straight-line motion of a wing with acceleration near to the screen.

Key words: *non-stationary motion, wing, near to the screen.*

1. Общая постановка задачи и её актуальность

При неустановившемся движении крыла определение действующих на него сил представляет большой интерес, хотя оно и сопряжено со значительными трудностями. Проблемами изучения обтекания крыльев при нестационарном движении в несжимаемой среде занимались многие ученые. Одним из первых исследователей, использовавших вихревые методы для изучения аэродинамических нагрузок, действующих на колеблющееся крыло, был Бирнбаум [1]. В дальнейшем Теодорсен [2] определил нагрузки на крыле бесконечного удлинения при гармонических колебаниях. Вагнер [3] решил задачу о мгновенном, а Кюсснер [4] – о постепенном входе профиля в ступенчатый порыв.

Б.Е. Томпсоном и Дж. Х. Уайтлоу в работе [5] проанализированы теоретические и экспериментальные данные для течений около задних кромок профилей. В экспериментах исследовались острые, срезанные и скругленные задние комки, безотрывные и отрывные режимы течений в турбулентных пограничных слоях, характеристики взаимодействия пограничного слоя со следом на подветренной поверхности профиля.

М.А. Головкин [6] получил условия на линии схода свободной вихревой пелены с поверхности тела при его произвольном нестационарном движении в идеальной несжимаемой жидкости.

В.В. Тюрёв и В.А. Тараненко [7] исследовали особенности нестационарного безотрывного обтекания задней кромки профиля.

С. М. Белоцерковский, Б.К. Скрипач и В.Г. Табачников, в работе [8], обобщили нестационарную теорию крыла и численные методы расчета обтекания тонких крыльев произвольной формы в плане.

Измерение величины подъемной силы крыла при движении вдоль твердой поверхности может оказаться весьма полезным для исследования вопросов, связанных с так называемым «эффектом подушки», наблюдаемых при посадке самолетов.

Я.М. Серебрянским [9-10] проводились экспериментальные исследования влияния земли при установившемся движении крыла, а также при вертикальном приближении пластины и наклонном приближении крыла к земле. Полученные результаты экспериментов показывали дополнительный прирост подъемной силы на крыле вблизи земли.

К.В. Рождественский [11], на основе метода сращиваемых разложений, построил эффективный алгоритм решения широкого круга задач гидродинамики низколетящего тонкого крыла. Автор в работе рассмотрел задачи связанные с определением аэродинамических коэффициентов плоского крыла вблизи земли, поперечными колебаниями крыла бесконечного удлинения.

В работе Т.М. Музыченко и Б. К. Скрипача [12-13] были выполнены численные эксперименты влияния близости твердой экранирующей поверхности на коэффициенты аэродинамических производных плоских крыльев различной формы в плане при неустановившемся движении с дозвуковой скоростью. Метод расчета в этой работе основан на линеаризованной теории несущей поверхности.

Вопрос влияние поверхности экрана актуален также при разработке наземного транспорта. А.А. Приходько и А.В. Сохацкий [14] проводили численные и экспериментальные моделирование обтекание элементов несущих систем вблизи экрана. При расчетах использовались метод дискретных вихрей и уравнение Навье-Стокса для несжимаемой жидкости. В работе представлены результаты исследований обтекания цилиндра, профиля и автомобиля близи экрана.

В выше перечисленных работах рассматривались задачи нестационарного обтекания профиля и тонкого крыла конечного удлинения вблизи земли.

В настоящей работе рассмотрены результаты численного моделирования обтекания телесного крыла конечного размаха прямолинейно движущегося вдоль поверхности экрана с постоянным ускорением.

2. Истоки исследования авторов

Настоящая работа опирается на работы, посвященные исследованию влияния ускоренного движения на аэродинамические характеристики изолированного профиля [7] и профиля вблизи поверхности экрана [15], а также на работу, касающуюся исследования аэродинамики изолированного крыла [16].

3. Нерешенные проблемы и цели работы

Целями настоящей работы является определение аэродинамических характеристик крыла конечного размаха, движущегося прямолинейно с ускорением вдоль поверхности экрана. Для проверки используемого численного

метода на реальном крыле, используется модель крыла Ан-74. В вычислениях крыло используется без механизации.

4. Метод непрерывно распределенного вихревого слоя

Для решения поставленной задачи необходимо выполнение следующих граничных условий:

- Непротекания на поверхности крыла, т.е.

$$\left(\frac{\partial \varphi}{\partial n}\right)_S = 0.$$

- Отсутствие перепада давления на свободной вихревой пелене, т.е.

$$(\Delta p)_\Sigma = 0.$$

- Отсутствие возмущений в точках пространства, бесконечно удаленных от крыла и свободной вихревой пелены, т.е.

$$(\text{grad} \varphi)_{-\infty} = \vec{V}_\infty.$$

- Выполнение постулата Жуковского-Чаплыгина о конечности скорости на кромках крыла, с которых сходит свободно вихревая пелена.

При определении интенсивности вихревых слоев, моделирующих крыло, удобно использовать метод непрерывно распределенного вихревого слоя. Суть метода заключается в том, что неизвестное распределение циркуляции несущего вихревого слоя вдоль поверхности крыла заменяем двумерным кубическим сплайном [17]. Неизвестными величинами являются значения циркуляции $\Gamma_{i,j}$ в узловых точках сплайна:

$$\Gamma_{i,j}(a^{-1}, a^{-2}) = \sum_{i_1=1}^{m+1} \sum_{j_1=1}^{n+1} \left(\sum_{k=1}^4 P[k, i, i_1] \cdot (a^{-1})^{k-1} \right) \times \left(\sum_{l=1}^4 R[l, j, j_1] \cdot (a^{-2})^{l-1} \right) \times \Gamma[i_1, j_1],$$

где n и m - количество узловых точек вдоль профиля и размаха крыла соответственно;

i_1 и j_1 - текущий номер глобального участка;

i и j - текущий номер локального участка;

a^{-1} и a^{-2} - относительная текущая Лагранжева координата точки;

$P[k, i, i_1]$ и $R[l, j, j_1]$ - матрицы сформированные из условия гладкости сплайна.

Циркуляция свободной вихревой пелены, сходящей с задней и боковых кромок крыла, формируется по линейной интерполяции.

Искомые значения циркуляции $\Gamma_{i,j}$ определяются из условия непротекания:

$$\left(\vec{V}_\infty + \frac{1}{4\pi} \cdot \iint_S \frac{\vec{\gamma}_n \times \vec{r}_n}{r_n^3} \cdot dS + \frac{1}{4\pi} \cdot \iint_\Sigma \frac{\vec{\gamma}_c \times \vec{r}_c}{r_c^3} \cdot d\Sigma \right) \cdot \vec{n} = 0,$$

где S и Σ - поверхности крыла и свободной вихревой пелены (см. рис. 1);

\vec{V}_∞ - вектор скорости набегающего потока;

$\vec{\gamma}_n$ и $\vec{\gamma}_c$ - интенсивности несущей и свободной вихревой поверхности соответственно;
 \vec{r}_n и \vec{r}_c - радиус-вектор, проведенный из точки интегрирования в точку выполнения условия непротекания;
 \vec{n} - единичный вектор нормали к поверхности крыла.

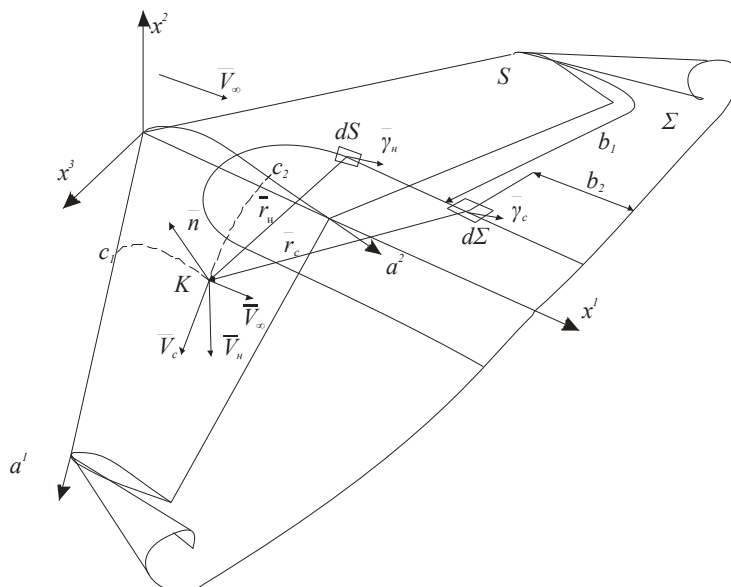


Рис. 1. Составление уравнения непротекания

Декартовы координаты поверхности x^1, x^2, x^3 выражаются через лагранжевы координаты в параметрической форме

$$x^i = f^i(a^1, a^2), \quad i = 1, 2, 3.$$

Вектор $\vec{\gamma}_n$ в ковариантном базисе $\vec{\partial}_1, \vec{\partial}_2$ раскладывается по своим контравариантным компонентам γ^1, γ^2 следующим образом

$$\vec{\gamma}_n = \gamma^1 \cdot \vec{\partial}_1 + \gamma^2 \cdot \vec{\partial}_2.$$

Векторы базиса определяются по формулам

$$\vec{\partial}_i = e_1 \frac{\partial x^1}{\partial a^i} + e_2 \frac{\partial x^2}{\partial a^i} + e_3 \frac{\partial x^3}{\partial a^i}, \quad i = 1, 2.$$

Компоненты γ^1, γ^2 являются функциями лагранжевых координат a^1, a^2 .

Вектор $\vec{\gamma}_n$ является соленоидальным вектором, между его компонентами существует определенная связь: оба вектора выражаются через циркуляцию скорости Γ , посчитанную по замкнутому контуру, пересекающему вихревую поверхность в единственной точке

$$\gamma^1 = \frac{1}{e_{12}} \cdot \frac{\partial \Gamma}{\partial a^2}, \gamma^2 = -\frac{1}{e_{12}} \cdot \frac{\partial \Gamma}{\partial a^1}.$$

Здесь

$$e_{12} = \sqrt{\left(\frac{\partial x}{\partial a^1} \cdot \frac{\partial x}{\partial a^1}\right) \cdot \left(\frac{\partial x}{\partial a^2} \cdot \frac{\partial x}{\partial a^2}\right) - \left(\frac{\partial x}{\partial a^1} \cdot \frac{\partial x}{\partial a^2}\right)^2}.$$

Влияние экрана моделируется при помощи основной и зеркально отображенной вихревой системы (см. рис.2). Как основная, так и зеркально отображенная вихревая система состоят из несущей и свободной вихревой поверхности. Циркуляции соответствующих вихревых систем равны по величине и противоположны по знаку.

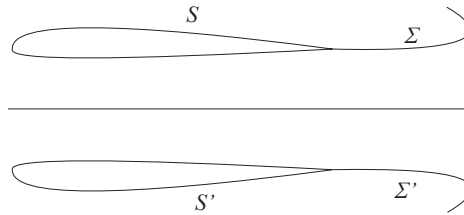


Рис.2. Моделирование близости земли методом зеркального отображения

5. План численного эксперимента

В Табл. 1 иллюстрируются геометрические параметры крыла и условия движения, при которых проводились вычисления. Контуры геометрии крыла были сформированы профилем NACA2210.

Табл.1. Геометрические параметры крыла и параметры движения

Геометрия		Движение	
Длина хорды b , м	1	Начальная скорость V , м/с	50
Удлинение λ	6		
Сужение η	1	Высота h/b	0.4; 0.6; 0.8
Угол атаки α , град	8, 12	Ускорение a , м/с ²	± 2

В Табл. 2 представлены параметры движения крыла самолета Ан-74 вблизи поверхности земли.

Табл.2. Параметры движения крыла Ан-74

Угол атаки α , град	8
Высота h/b	1.2; 2
Начальная скорость V , м/с	60
Ускорение a , м/с ²	± 2

6. Результаты расчетов

На Рис.3 показан вихревой след, образующийся при разгоне крыла вблизи поверхности экрана.

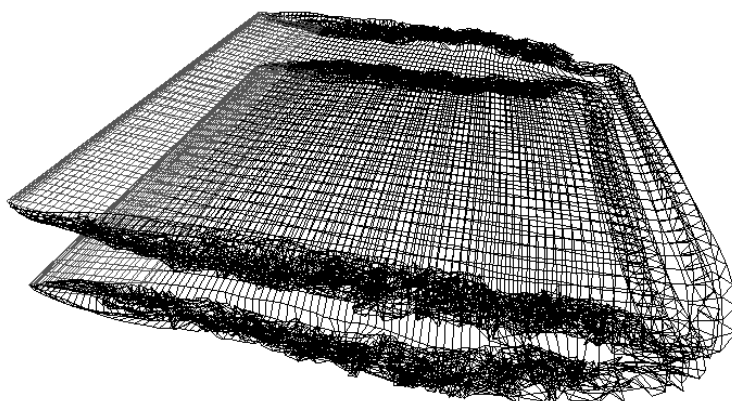
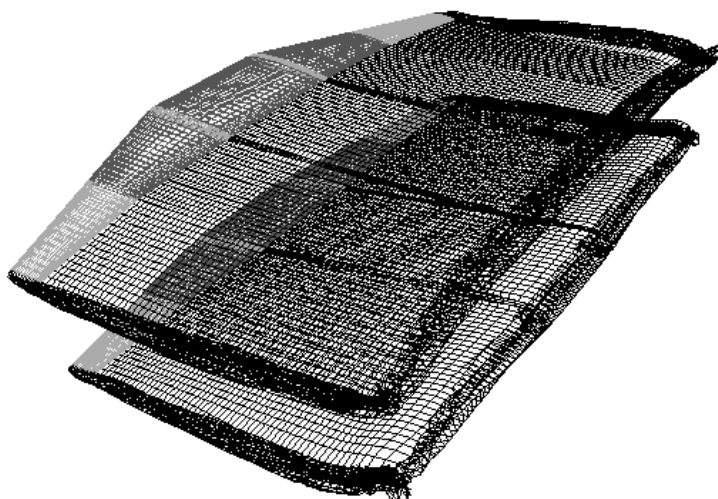


Рис.3. Вихревой след за крылом вблизи экрана

На Рис.4 показан вихревой след, образующийся при разгоне крыла Ан-74 вблизи поверхности



экрана.

Рис.4. Вихревой след за крылом Ан-74 вблизи экрана

На рис.3-4 видны образующиеся боковые вихри, а также разгонный вихрь, сходящий с задней кромки крыла. Процесс ускорения крыла состоит из двух этапов. Первый этап это мгновенный разгон крыла из состояния покоя до начальной скорости. При этом формируется разгонный вихрь. Первый этап длится до момента времени, когда разгонный вихрь удалится на пять корневых хорд крыла. После этого момента времени начинается второй этап собственно разгона крыла с заданным ускорением.

По результатам численных экспериментов на рис.5-6 представлены зависимости коэффициента аэродинамической подъемной силы $c_y = f(h/b, t, \alpha)$ при ускорении и торможении соответственно. Аналогично на

рис.7-8 представлены зависимости продольного момента крыла $m_z = f(h/b, t, \alpha)$ при ускорении и торможении соответственно.

Результаты вычислений коэффициентов подъемной силы и продольного момента для крыла Ан-74 движущегося вдоль поверхности экрана с ускорением и торможением приведены на рис.9-10.

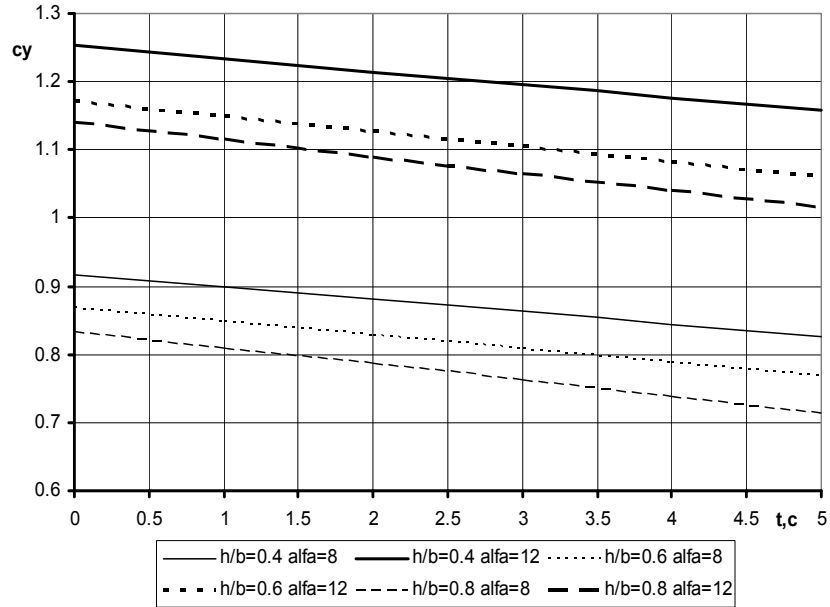


Рис.5. Сравнение коэффициентов аэродинамической подъемной силы крыльев движущихся на разном расстоянии от поверхности экрана при ускорении.

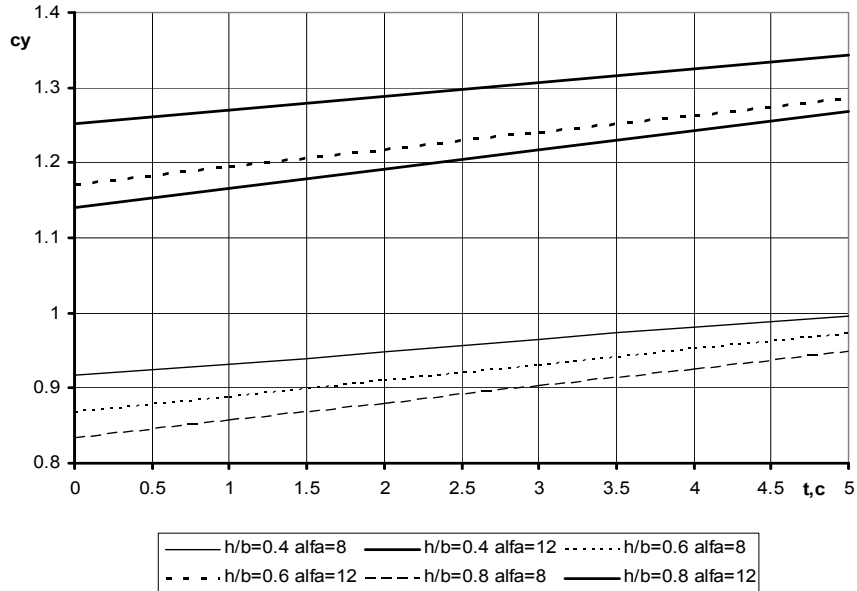


Рис.6. Сравнение коэффициентов аэродинамической подъемной силы крыльев движущихся на разном расстоянии от поверхности экрана при торможении.

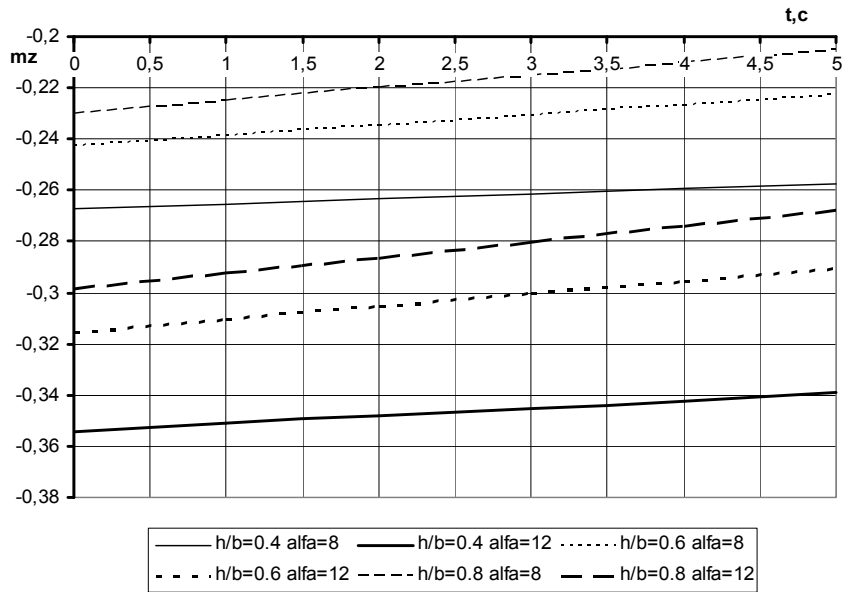


Рис.7. Сравнение коэффициентов продольных моментов крыльев движущихся на разном расстоянии от поверхности экрана при ускорении.

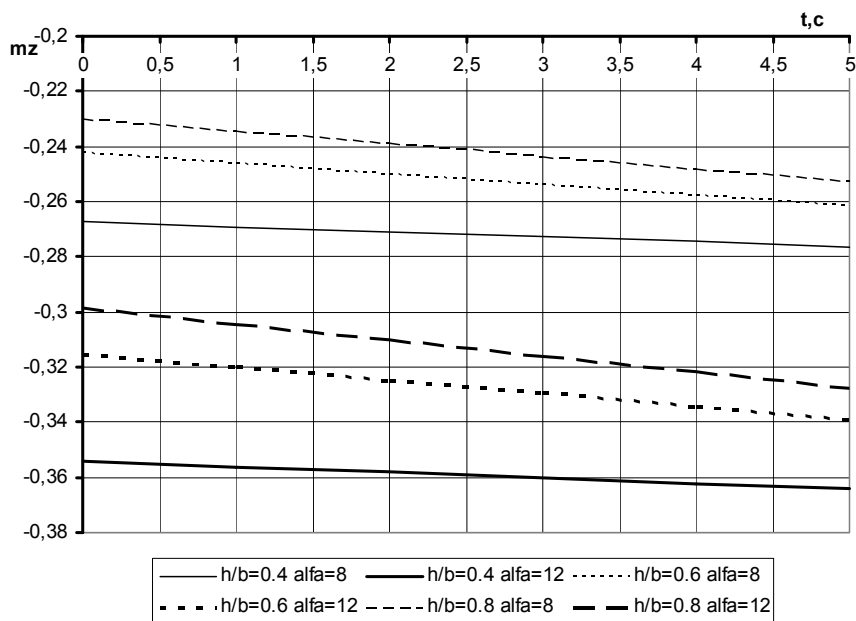


Рис.8. Сравнение коэффициентов продольных моментов крыльев движущихся на разном расстоянии от поверхности экрана при торможении.

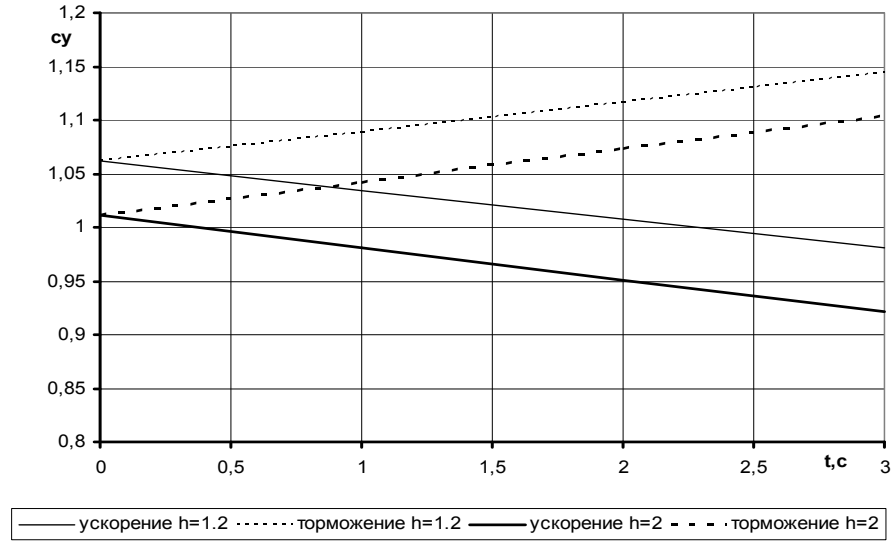


Рис.9. Сравнение коэффициентов аэродинамической подъемной силы крыла Ан-74 движущегося на разном расстоянии от поверхности экрана при ускорении и торможении.

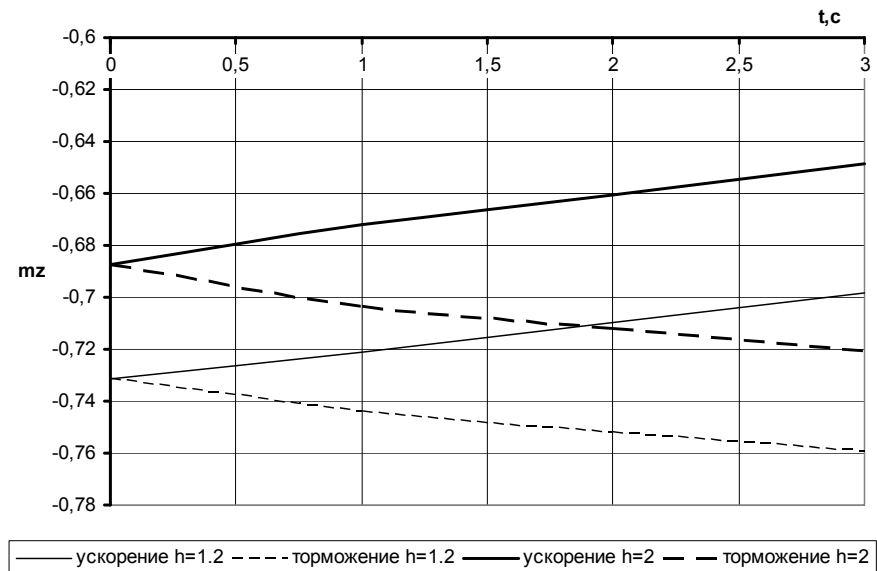


Рис.10. Сравнение коэффициентов продольных моментов крыла Ан-74 движущегося на разном расстоянии от поверхности экрана при ускорении и торможении.

7. Выводы по результатам и направления дальнейших исследований

Вычисление по предложенной методике при ускоренном и замедленном движении крыла показали отличия аэродинамических коэффициентов. Для прямого крыла в плане и крыла Ан-74 отличия коэффициентов подъемной силы и продольного момента приведены в табл. 3.

Табл.3. Сравнения ускоренного и замедленного движения крыла

Высота движения b/h	$\delta_{cy}, \%$	$\delta_{mz}, \%$
Прямое крыло в плане		
0.4	12.1	12.9
0.8	14.4	15.8
Крыло Ан-74		
1.2	9.8	10.2
2	10.9	11.5

С приближением крыла к поверхности экрана подъемная сила увеличивается. При изменении высоты прямого крыла в плане с 0.8 до 0.4 b/h коэффициент подъемной силы увеличивается на 11%. Коэффициент продольного момента при этом уменьшается на 16 %.

Эффект экрана при сочетании с ускоренным движением существенно влияет на аэродинамические коэффициенты крыла самолета. Это приводит к усложнению управления летательным аппаратом на режиме взлета и посадке. Это отражает значимость влияния ускоренного движения на аэродинамические характеристики самолета в целом.

ЛИТЕРАТУРА

1. Birnbaum W., Die tragende Wirbelfläche als Hilfsmittel zur Behandlung des ebenen Problems der Tragflügeltheorie, ZAMM 3 (1923), №4;
2. Theodorsen T., General theory of aerodynamic instability and the mechanism of flutter, NACA Report №496, 1935;
3. Wagner H., Dynamischer Auftrieb von Tragflügeln, ZAMM 5, 1924;
4. Küssner H.G., Allgemeine Tragflächentheorie, Luftfahrtforschung, München XVII (1940), №11-12;
5. Томпсон Б. Е., Уайтлоу Дж. Х. Течения около профилей со срезанной, скругленной и острой задней кромкой. – Аэрокосмическая техника. 1989. №2, с. 33 – 43;
6. Головкин М.А., Условия на линии схода свободной вихревой пелены с поверхности тела при его произвольном нестационарном движении в идеальной несжимаемой жидкости // Ученые записки: Т. XXXVII. Вып. №1-2. – М.: Центральн. аэрогидродинам. ин-т, 2006. - С.13-31;
7. Тюрев В. В., Тараненко В. А. Исследование особенностей обтекания профиля при нестационарном движении // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков, 2008. – Вып. 39. – С. 71 – 79;
8. Белоцерковский С.М., Скрипач Б.К., Табачников В.Г., Крыло в нестационарном потоке газа. Изд-во «Наука», Главная редакция физико-математической литературы, Москва, 1971, 768 с.;
9. Серебрянский Я. М. Экспериментальное исследование вертикального приближения пластины и наклонного приближения крыла к земле // Труды Центрального аэрогидродинамического института им. Н. Е. Жуковского. – М., 1939. – Вып. 422;

10. Серебрянский Я. М. Исследование в трубе горизонтального установившегося движения крыла на небольших расстояниях от земли // Труды Центрального аэрогидродинамического института им. Н. Е. Жуковского. – М., 1939. – Вып. 437. – С. 30;
11. Рождественский К. В. Основные результаты асимптотической теории низколетающего крыла (Метод сращиваемых разложений) – Гидромеханика. 1980. Вып. 41, С. 18-28;
12. Музыченко Т. М., Скрипач Б. К. Влияние экрана на коэффициенты аэродинамических производных крыльев при неустановившемся движении // Аэродинамика неустановившихся движений. – М. ЦАГИ. 1983. – Вып. 2201, С.3-15;
13. Музыченко Т. М., Скрипач Б. К. Исследование влияния экрана на аэродинамические производные самолета // Аэродинамика неустановившихся движений. – М. ЦАГИ. 1985. – Вып. 2290, С.3-10;
14. Приходько А. А., Сохацкий А. В. Математическое и экспериментальное моделирование аэродинамических элементов транспортных систем вблизи экрана // Днепропетровск : Наука и образование. 1998. – 160 с.
15. Тараненко В.А. Исследование особенностей обтекания задней кромки профиля при ускоренном его движении вблизи земли в идеальной несжимаемой жидкости // Вестник Днепропетровского Университета. – Днепропетровск, 2008 – Вып.12 – Том.2 – С.155 – 162;
16. Тюрев В. В., Тараненко В.А. Исследование влияния прямолинейного ускоренного движения крыла конечного размаха на его аэродинамические характеристики // Вісник Харківського національного університету. – Харків, 2009. – Вип. 11.– С.324 – 329.
17. Тюрев В.В. Составление уравнения непротекания в нелинейной теории крыла // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. Харьков, 2000. Вып. 19(2). С. 43 – 47.