

УДК 629.735.015

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ИЗМЕНЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ОТ УСТАНОВКИ ПЕРЕГОРОДОК НА ПРОФИЛИРОВАННОЙ ПЛАСТИНЕ С ЗАКРЫЛКОМ

П.В. ЕРОХИН, Л.Г. АРТАМОНОВА, А.О. СКОРЫНИНА

Статья представлена доктором технических наук, профессором Ципенко В.Г.

Представлены результаты сравнительного анализа аэродинамических характеристик (C_{y_a} , C_{x_a} , mz , K), полученных путем численного моделирования профилированной пластины с перегородками и без них при различных углах отклонения органа управления (закрылка). Демонстрируется получение приращения момента тангажа с увеличением аэродинамического качества от установки перегородок.

Ключевые слова: профилированная пластина, отрыв потока, численные методы, аэродинамические коэффициенты, закрылок.

Введение

Полеты на больших углах атаки современных ЛА неразрывно связаны с его обтеканием и образованием отрывного течения разного типа как замкнутых отрывных зон, так и полного срыва потока на крыле. Это в свою очередь приводит к существенному изменению аэродинамических характеристик летательного аппарата. В данной связи вызывает интерес исследования, направленные на изучение управляемого отрыва и создание замкнутых отрывных зон [1]. Одним из вариантов решений задачи "полезного отрыва" является использование перегородок [2-4], которые устанавливаются поперек потока на верхней поверхности крыла. В данной работе представлены результаты исследований и приведены примеры по улучшению за счет перегородок аэродинамических характеристик, таких как коэффициенты подъемной силы C_{y_a} , лобового сопротивления C_{x_a} , момента тангажа mz_a и аэродинамического качества K в зависимости от установки перегородок на профилированной пластине.

Описание модели

На рис. 1 изображена геометрия модели. Модель рассматриваемого профиля представляет собой пластину длиной $b = 1000$ мм с закругленным носиком $R = 10$ мм, относительной толщиной $\bar{c} = 0,02$. На расстоянии $x = 700$ мм толщина профиля начинает уменьшаться, задняя кромка

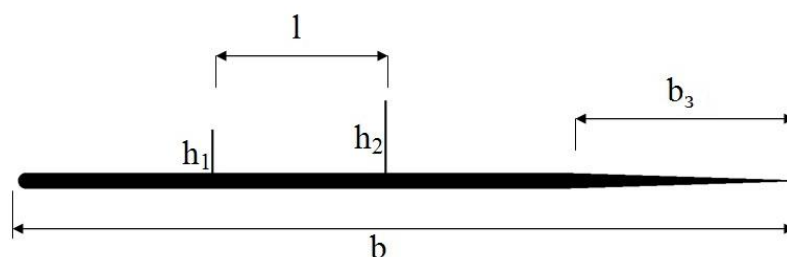


Рис. 1

профиля переходит в окружность $r = 0,5$ мм. Длина дополнительного органа управления (закрылка) составляет $b_3 = 300$ мм $= 0,3b$. Угол отклонения закрылка задавался равным $d_3 = 0^\circ; 5^\circ; 10^\circ; 15^\circ; 20^\circ$. Место установки первой перегородки $x = 0,25b$, расстояние до места установки второй перегородки $l = 4h_1$, высота первой перегородки $h_1 = 0,056$ м, высота второй перегородки $h_2 = 0,093$ м.

Расчеты проводились на программном комплексе Ansys Fluent на базе МАИ (лицензия № 632255).

Задача решалась в двухмерной постановке на структурированной сетке, количество ячеек не превышало 250 тыс. На входных границах задавалась скорость потока $V = 30$ м/с, что соответствовало числам Рейнольдса $Re \approx 2 \times 10^6$.

Результаты расчетов

Проводится анализ результатов численного моделирования путем сравнения вариантов профиля без перегородок на верхней поверхности крыла и с установленными перегородками.

Были просчитаны следующие варианты в диапазоне углов атаки $0^\circ \div 20^\circ$:

- 1) без перегородок, угол отклонения механизации задней кромки $d = 0^\circ$;
- 2) с установленными перегородками, $d = 0^\circ$;
- 3) без перегородок, $d = 5^\circ$;
- 4) с установленными перегородками, $d = 5^\circ$;
- 5) без перегородок, $d = 10^\circ$;
- 6) с установленными перегородками, $d = 10^\circ$;
- 7) без перегородок, $d = 15^\circ$;
- 8) с установленными перегородками, $d = 15^\circ$;
- 9) без перегородок, $d = 20^\circ$;
- 10) с установленными перегородками, $d = 20^\circ$.

Результаты моделирования представлены в виде графиков (рис. 2 – 5), на которых изображены зависимости коэффициента подъемной силы C_{y_a} , коэффициента лобового сопротивления C_{x_a} и момента тангажа mz_a от угла атаки и аэродинамическое качество K .

Анализ результатов (рис. 2) свидетельствует, что установка перегородок на профиле при $d = 0^\circ$ на углах атаки от 0° до 2° приводит к росту коэффициента подъемной силы. Прирост появляется из-за образования замкнутых отрывно-вихревых зон между перегородками и за второй перегородкой. С увеличением угла атаки до $2^\circ \div 12^\circ$ в отрывных зонах интенсивность вихрей снижается, что приводит к падению коэффициента подъемной силы на $\approx 0,11$ в сравнении с вариантом без перегородок. Также с ростом угла атаки происходит перестроение течения на профиле. При увеличении угла атаки под действием положительного градиента давления поток начинает отрываться с передней кромки профиля и замыкаться на первой перегородке, образуя тем самым еще одну локальную отрывную зону. Отрывная зона, которая образовывалась за второй перегородкой, с ростом угла атаки увеличивается, точка присоединения оторвавшегося потока движется к задней кромке, после чего поток перестает присоединяться к поверхности профиля, происходит полный срыв. На углах атаки больших 12° рост коэффициента подъемной силы объясняется падением давления на верхней поверхности в

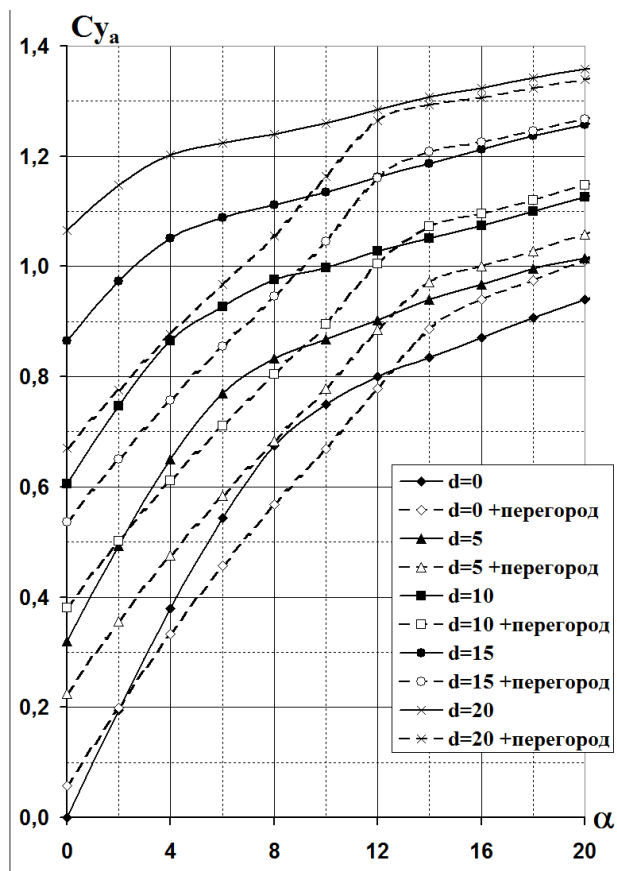


Рис. 2

результате образования замкнутого отрывного течения перед первой перегородкой и между перегородками. Прирост подъемной силы от установки перегородок при углах атаки $12^\circ \div 20^\circ$ составляет $\approx 0,07$.

При отклонении органа управления на $d = 5^\circ; 10^\circ; 15^\circ$ положительный эффект от установки перегородок на углах атаки $12^\circ \div 20^\circ$ сохраняется. Прирост коэффициента подъемной силы от установки перегородок численно уменьшается. Связано это с тем, что отрыв с задней кромки происходит на меньших углах атаки, чем в случае, когда угол отклонения закрылка $d = 0^\circ$. На верхней части закрылка при этом образуется застойная зона, в результате чего возрастает давление. Чем больше угол отклонения дополнительного органа управления, тем больше прирост давления. В результате чего в варианте при отклонении закрылка на $d = 20^\circ$ прироста от установки перегородок не наблюдается.

Во всех вариантах отклонения закрылка установка перегородок на верхней поверхности оказывала одно и то же влияние на коэффициент лобового сопротивления (рис. 3). На углах атаки $0^\circ \div 6^\circ$ от установки перегородки возрастает давление перед ней, что приводит к росту сопротивления. С увеличением угла атаки давление перед первой перегородкой уменьшается, уменьшается и прирост сопротивления от установки перегородок.

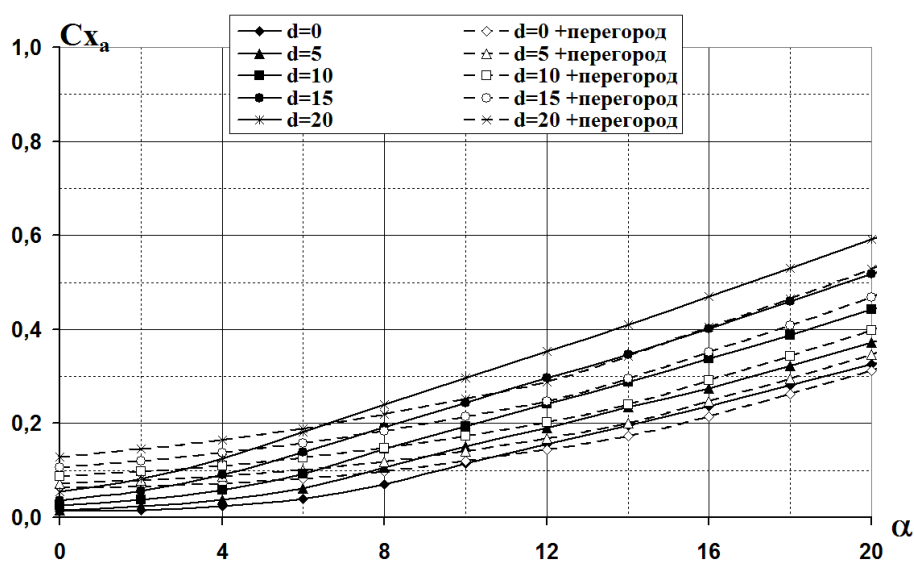


Рис. 3

Образование замкнутой отрывной зоны (от носика профиля до первой перегородки) приводит к перераспределению C_{x_a} по верхней поверхности и образованию разрежения на носике профиля, что приводит к росту подсосывающей силы и в итоге уменьшает суммарный коэффициент лобового сопротивления. С увеличением угла отклонения закрылка, возрастает и прирост давления на нижней поверхности. В результате растет разница между давлением на нижней и верхней поверхностях. В итоге при увеличении угла отклонения закрылка возрастает прирост подсосывающей силы. Поэтому на углах атаки больших 10° падение коэффициента лобового сопротивления от установки перегородок наибольшее при отклонении на $d = 20^\circ$ в сравнении с вариантами, где отклонение закрылка происходило на меньший угол.

На рис. 4 показано изменение коэффициента момента тангажа профиля при отклоненном закрылке $d = 0,5^\circ; 10^\circ; 15^\circ; 20^\circ$ с перегородками

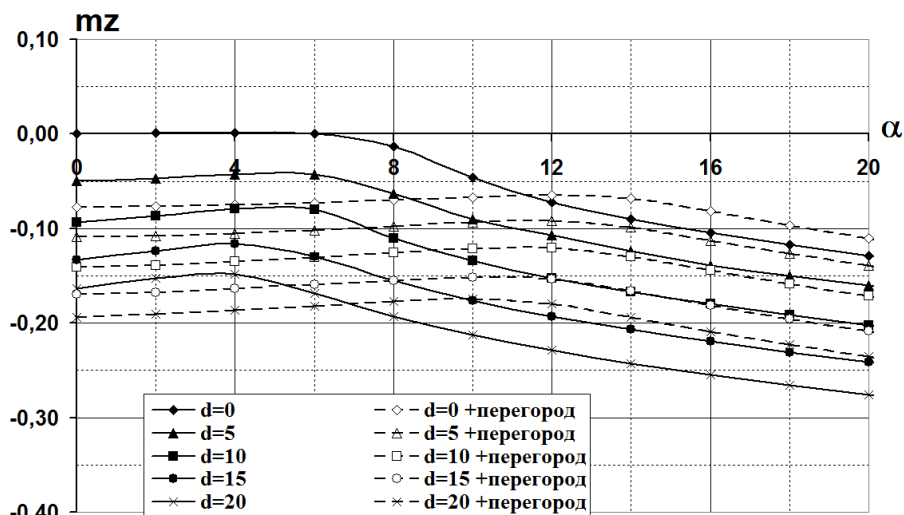


Рис. 4

на верхнем контуре профиля и без них. Центр тяжести (точка, относительно которой проводился расчет моментных характеристик) располагался на четверти хорды профиля ($x_T = 0,25b$). При данном центре масс на малых углах атаки падение коэффициента давления между перегородками и за второй перегородкой приводят к росту пикирующего момента по сравнению с вариантами без перегородок. Появление момента на кабрирование на углах атаки больших 10° обусловлено образованием замкнутой вихревой зоны с пониженным давлением перед первой перегородкой (перед центром тяжести), а также с возрастанием давления из-за полного срыва потока на верхней поверхности закрылка.

Перестроение потока на верхней поверхности профиля от установки перегородок приводит к изменению аэродинамического качества (рис. 5). На углах атаки $0^\circ \div 10^\circ$ установка перегородок приводит к снижению коэффициента подъемной силы и увеличению коэффициента лобового сопротивления, что в итоге приводит к тому, что аэродинамическое качество меньше по сравнению с вариантами без перегородок.

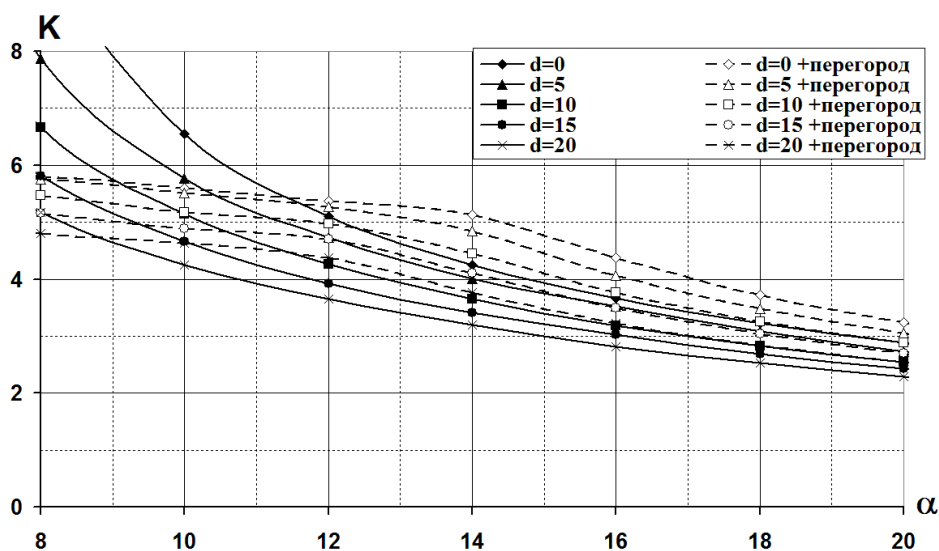


Рис. 5

На углах атаки $10^\circ \div 20^\circ$ за счет перестроения течения и образования замкнутых зон (на носике профиля и между перегородками) появляется дополнительное разрежение, что приводит к падению сопротивления и росту подъемной силы по сравнению с вариантами без перегородок, аэродинамическое качество возрастает. Максимальный прирост аэродинамического качества от установки перегородки наблюдается на угле атаки 14° при неотклоненном положении закрылка $d = 0^\circ$ и составляет $\Delta K \approx 0,9$. При установке перегородок на профиль с отклонением дополнительного органа управления на $d = 20^\circ$ максимальный прирост аэродинамического качества реализуется на угле атаки 12° и составляет $\Delta K \approx 0,75$.

Заключение

В результате численного моделирования продемонстрировано использование перегородок на профиле крыла для создания эффекта "полезного отрыва", при этом получено приращение момента тангажа без снижения несущих свойств на углах атаки больше 12° , т.е. с увеличением аэродинамического качества. Для увеличения несущих свойств на других углах атаки необходимо менять геометрические размеры перегородок и место установки на профиле. На углах атаки меньше 12° приращение момента тангажа от установки перегородок сопровождается увеличением коэффициента лобового сопротивления, падением коэффициента подъемной силы и, как следствие, снижением аэродинамического качества.

ЛИТЕРАТУРА

1. Ерохин П.В., Аргамонова Л.Г., Скорынина А.О. Влияние верхней кромки перегородки на присоединение сорванного потока // Труды МАИ. - 2012. - № 50.

2. Артамонова Л.Г., Белов И.А., Мамчур В.И., Радциг А.Н., Чернов Л.Г. Численное и физическое моделирование турбулентного обтекания пластины с поперечными ребрами // Инженерно-физический журнал. - 1987. - Т. 52. - № 1. - С. 43 – 51.

3. Свирщевский С.Б., Артамонова Л.Г., Радциг А.Н., Семенчиков Н.В. Управление взаимодействием пространственных отрывно-вихревых структур с несущими элементами самолета // Вестник МАИ. - 2002. - Т. 9. - № 1.

4. Белов И.А., Мамчур В.И. Расчет обтекания пластины с поперечными ребрами // Ученые записки ЦАГИ. - 1985. - Т. 16. - № 2. - С. 93 – 97.

DETERMINATION OF CHANGE OF AERODYNAMIC CHARACTERISTICS FROM INSTALLATION OF PARTITIONS ON PROFILED PLATE WITH FLAP

Erokhin P.V., Artamonova L.G., Skorynina A.O.

In this paper numerical investigation of aerodynamic characteristics (C_y , C_x , m_z , K) of non-modified (without partitions) and modified (with partitions) profiled plate with flap are presented. Different pitch angles of flap were considered. Comparison of results showed increase of pitching moment and lift coefficient for modified plate.

Key words: profiled plate, flow separation, CFD, aerodynamic coefficients, flap.

Сведения об авторах

Ерохин Павел Васильевич, 1985 г.р. окончил МАИ (2009), аспирант МАИ, автор 2 научных работ, область научных интересов – аэродинамика ЛА.

Артамонова Любовь Георгиевна, окончила МАИ (1955), кандидат технических наук, доцент кафедры 105 МАИ, автор более 50 научных работ, область научных интересов – аэродинамика ЛА.

Скорынина Алена Олеговна, студентка МАИ, автор 1 научной работы, область научных интересов – аэродинамика ЛА.