

УДК : 629.735.015

Определение влияния дополнительного органа управления (щитком) на аэродинамические характеристики профиля крыла

А.О. Скорынина, П.В. Ерохин, Л.Г. Артамонова

Аннотация

Представлены результаты численного моделирования профиля с отклонённым закрылком и дополнительным органом управления (щитком). Щиток устанавливался в месте стыка профиля и закрылка на подветренной части крыла под углом относительно хорды профиля $\delta=45^\circ$. Были получены результаты аэродинамических коэффициентов (C_{y_a} , C_{x_a} , mz , K).

Ключевые слова:

дополнительный орган управления (щиток); отрыв потока; численные методы; аэродинамических коэффициенты; закрылок

К некоторым летательным аппаратам(ЛА) аэродромного базирования предъявляются жёсткие требования к аэродинамическим характеристикам для обеспечения взлёта и посадки на аэродромы с короткими или частично разрушенными ВПП [1-6]. Для уменьшения длины пробега аппарата по полосе необходимо снизить посадочную скорость ($V_{\text{пос}}$), для этого необходимо увеличить подъёмную силу. Для получения дополнительной подъёмной силы необходимо увеличивать угол атаки или менять кривизну профиля крыла, т.е. использовать механизацию. Однако на посадке есть ограничения по углу атаки (для современных самолётов примерно 14°), также есть определённые ограничения на механизацию крыла, использование многозвенных закрылков на данных аппаратах из-за сложности их изготовления приводит к удорожанию ЛА. На углах атаки 14° реализуются отрывные течения с образования сложных вихревых структур. В данной работе представлены результаты 2D численного моделирования профиля с отклонённым закрылком и дополнительным органом, установленным на подветренной стороне с целью использовать отрыв с передней кромки профиля для улучшения аэродинамических характеристик.

На рис. 1 схематически изображена модель рассматриваемого профиля, представляющего собой пластину длиной $b=1000\text{мм}$ с закруглённым носиком $R=10\text{мм}$, относительной толщиной $\bar{c}=0.02$. На расстоянии $x=700\text{мм}$ толщина профиля начинает уменьшаться и к кончику профиля переходит в окружность $r=0.5\text{мм}$. Длина закрылка $l=300\text{мм}$.

Угол отклонения закрылка задавался равным $\delta_{\text{зак}}=0;5;10;15;20$. Дополнительный орган управления устанавливался в месте стыка профиля и закрылка, представляет из себя пластину длиной 224.6мм , толщиной 2мм , с закруглённым кончиком $r=1\text{мм}$. Угол его установки относительно профиля $\delta=45^\circ$.

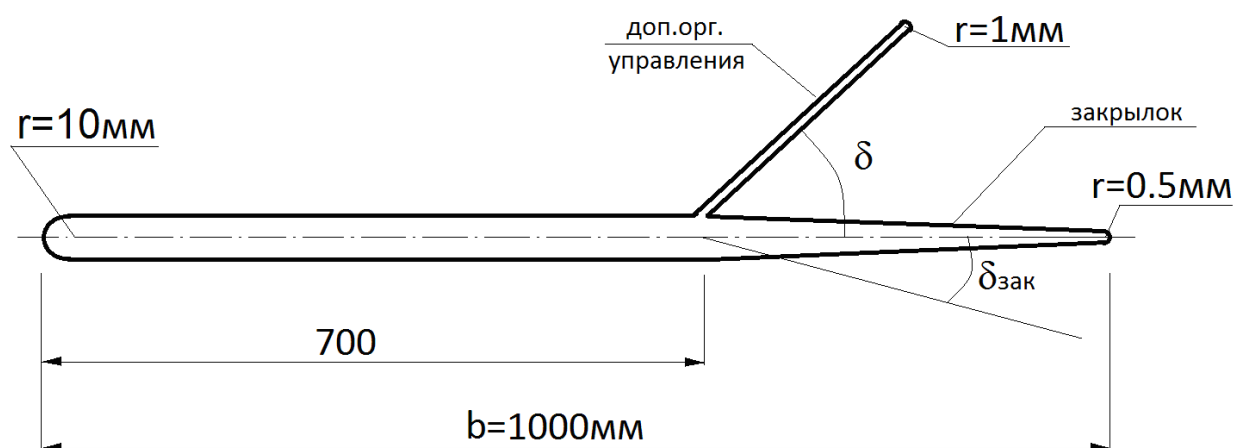


Рис.1

Численное моделирование заключалось в решении уравнений Навье-Стокса осреднённых по Рейнольдсу. В качестве модели турбулентности была выбрана модель k-ε. Задача решалась в двухмерной постановке на структурированной сетке, количество ячеек не превышало 110 тыс. На рис.2 представлена сетка вблизи профиля с отклоненным закрылком.

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

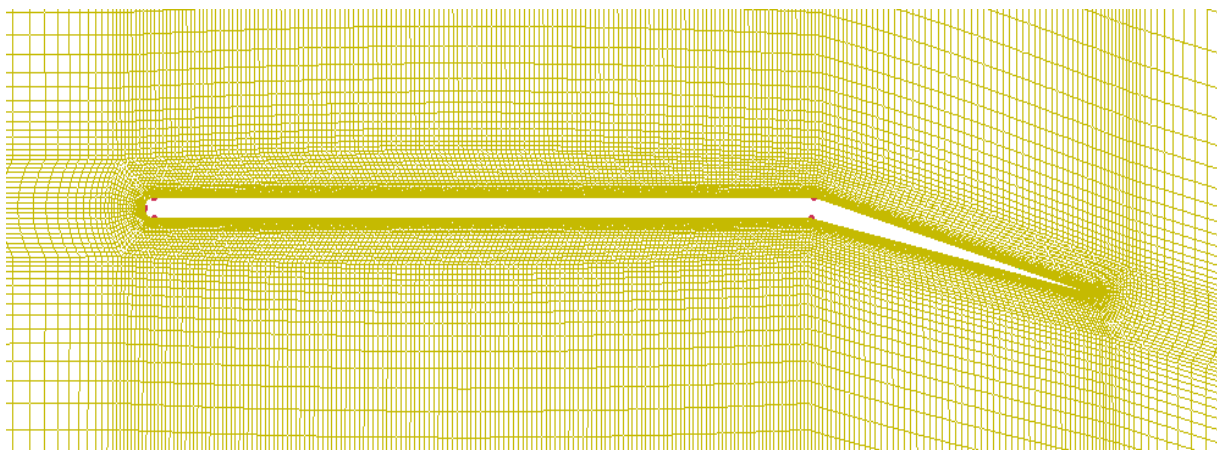


Рис.2

На входных границах задавалась скорость потока $V=30\text{ м/с}$, что соответствовало числам Рейнольдса $Re \approx 2 \cdot 10^6$. Для дополнительного органа управления и без него расчёт проводился с $\delta_{\text{зак}}=0,5,10,15,20$; для каждого из углов атаки α от 0 до 20° с шагом через 2° . В результате были получены значения коэффициентов подъёмной силы (C_{y_a}), лобового сопротивления (C_{x_a}) и момента тангажа (m_{z_a}) относительно центра тяжести $X_T=0.25b$ с отклонённым закрылком и с отклоненным закрылком + доп. орг. управления.

Так как дополнительный орган в данной задаче не менял своего угла отклонения, то для удобства в дальнейшем будем его именовать как щиток.

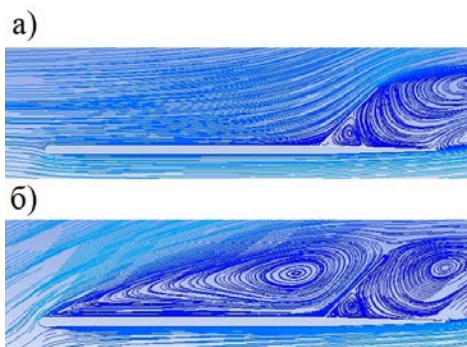


Рис. 3

На рис.3 представлены картины обтекания полученная в результате численного моделирования вблизи профиля с щитком:

а) на малых углах атаки ($\alpha=0^\circ \div 8^\circ$),

б) на больших углах атаки ($\alpha=14^\circ \div 20^\circ$).

На малых углах атаки на подветренной стороне профиля, вследствие установки щитка, появляется дополнительное давление (в области перед щитком), что приводит к падению подъёмной силы. На больших углах атаки структура течения несколько иная. Появляется отрыв с передней кромки профиля, который замыкается на щитке. В результате образуется замкнутая циркуляционная зона с пониженным давлением, что приводит к дополнительному росту подъёмной силы.

На рис.4 представлены результаты расчёта коэффициента подъёмной силы (C_{y_a}) профиля с щитком и без щитка при различных углах отклонения закрылка. Сплошными линиями обозначены расчёты профиля без щитка с различным углом отклонения закрылка, пунктирными линиями показаны

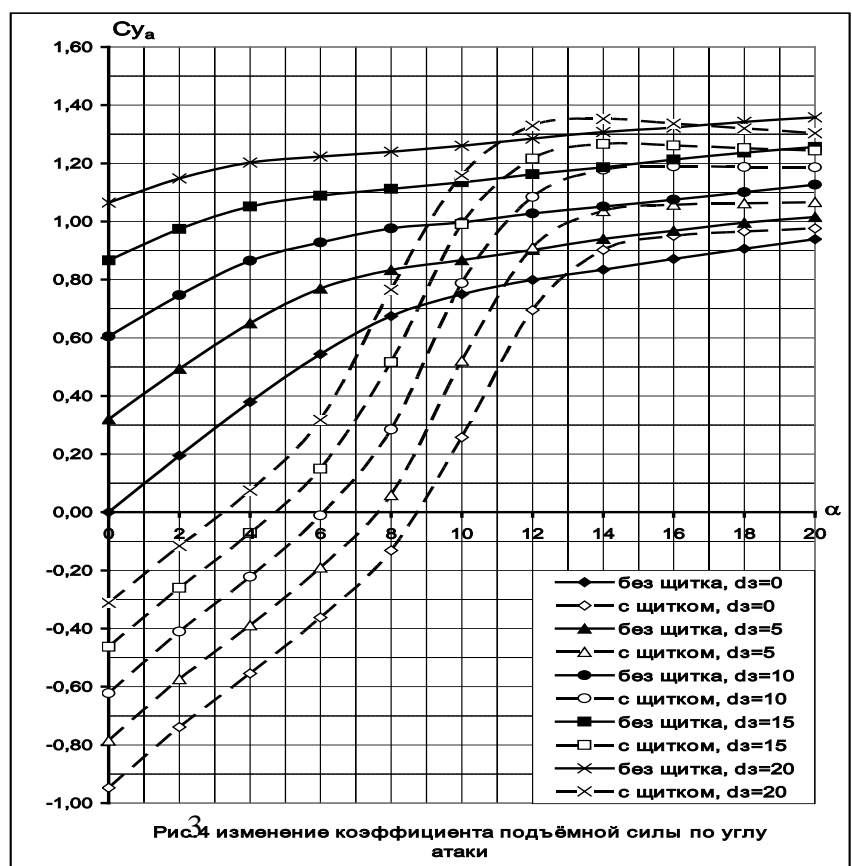
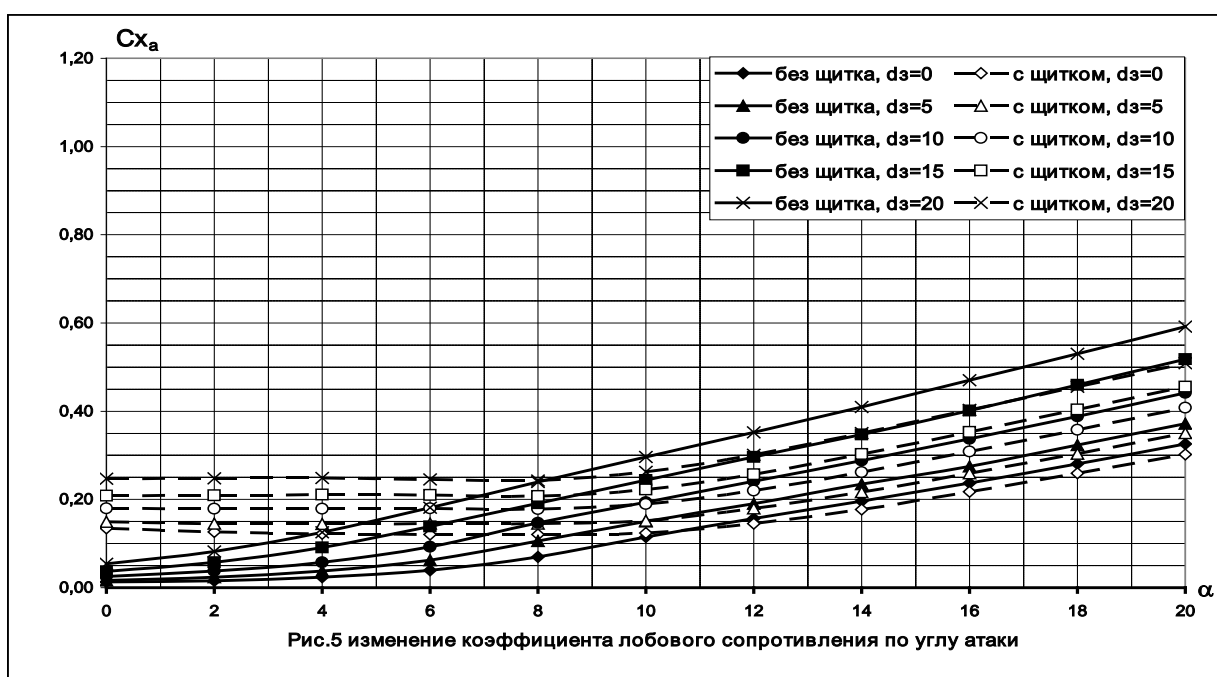


Рис.4 изменение коэффициента подъёмной силы по углу атаки

результаты расчёта профиля с отклонённым закрылком в присутствии щитка. Сравниваем кривые для $\delta_3=0$, получаем падение C_{y_a} на малых углах атаки ($\alpha=0^\circ\div 8^\circ$) при установке щитка. На больших углах атаки ($\alpha=14^\circ\div 20^\circ$) за счёт замкнутого отрыва реализуется прирост подъёмной силы $\approx 9\%$ на $\alpha=14^\circ\div 16^\circ$ в сравнении с вариантом без щитка. С увеличением угла атаки прирост подъёмной силы от установки щитка уменьшается.

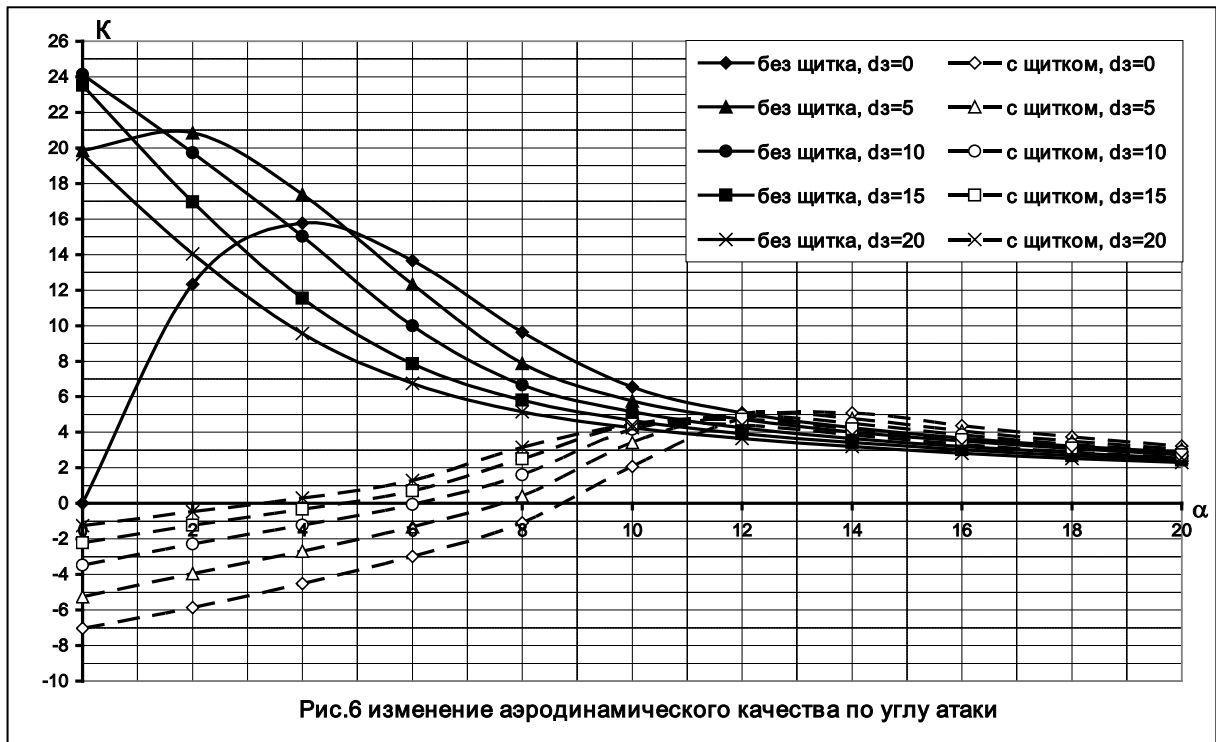
Также из рис.4 видно что данный эффект увеличения подъёмной силы на больших α сохраняется при различных δ_3 . При отклонении закрылка то 0 до 10° ΔC_{y_a} (прирост коэффициента подъёмной силы от установки щитка) увеличивается и при $d_3=10^\circ$ достигает максимума $\Delta C_{y_a}\approx 0.126$, т.е. происходит рост C_{y_a} за счёт щитка на $\approx 12\%$. Дальнейшее увеличение δ_3 сказывается негативно и к $\delta_3=20^\circ$ прирост C_{y_a} наблюдается в промежутке углов от 13° до 16° и не превышает 3.5%.

На рис.5 представлены изменение коэффициента лобового сопротивления от угла атаки в присутствии щитка и изменение угла отклонения закрылка.



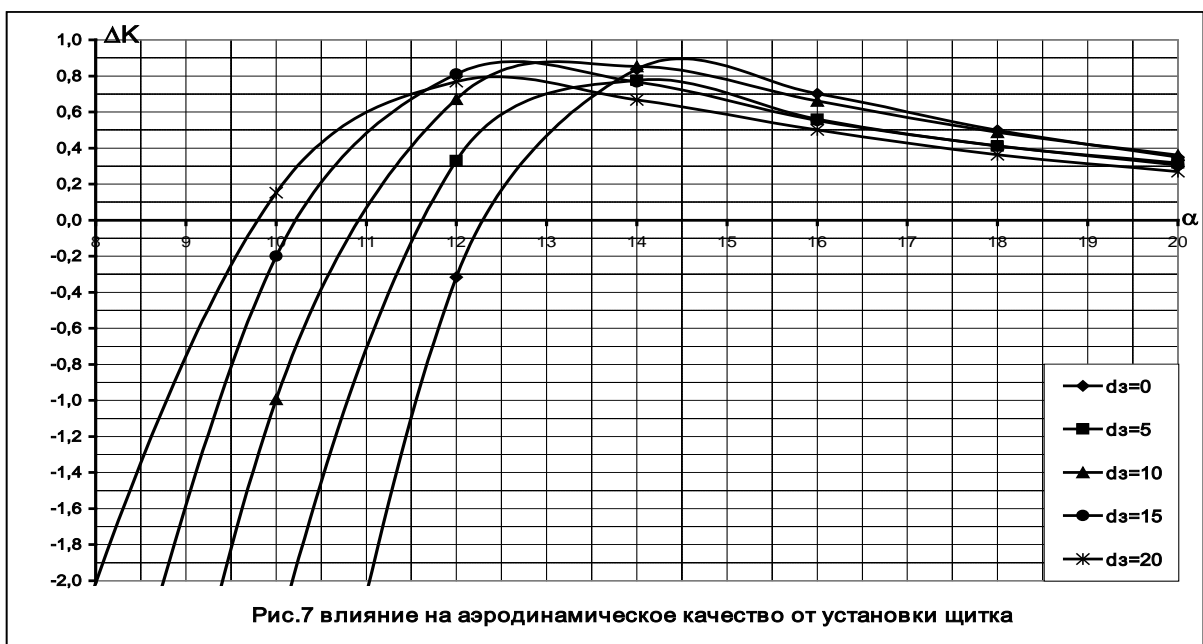
На малых углах атаки для $\delta_3=0$ из-за установки щитка значительно увеличивается коэффициент лобового сопротивления на ($\Delta C_{x_a}\approx 0.12$), с увеличением угла атаки и развитием отрывных зон C_{x_a} снижается на ($\Delta C_{x_a}\approx 0.02$) в сравнении с вариантом без щитка. Стоит отметить, что с увеличением угла отклонения закрылка на углах атаки больше 12° замыкание потока на щитке снижает сопротивление профиля в сравнении с вариантом без щитка. Для $\delta_3=20^\circ$ уменьшение коэффициента лобового сопротивления за счёт установки щитка достигает $\Delta C_{x_a}\approx 0.07$.

Увеличение C_{y_a} и снижение C_{x_a} приводит к увеличению аэродинамического качества на $\alpha=14^\circ \div 20^\circ$ (см. рис.6). На малых углах атаки влияние щитка на аэродинамическом ка-



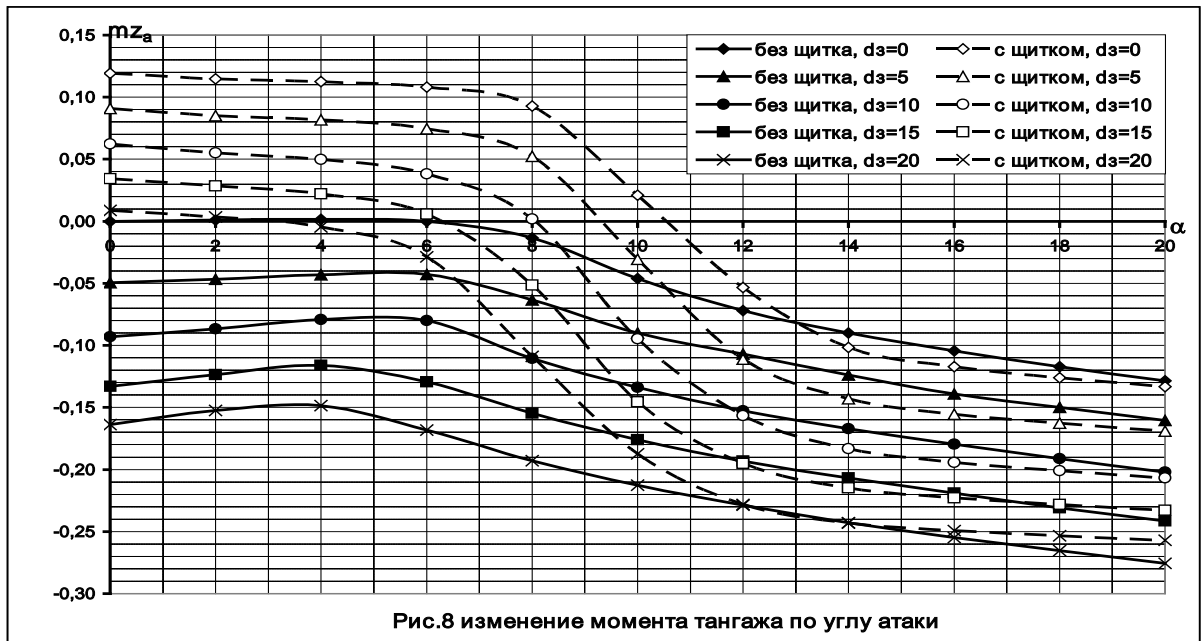
честве сказывается негативно.

На рис.7 показаны ΔK от щитка на больших углах атаки. Максимальный прирост каче-



ства от установки щитки $\Delta K \approx 0.85$.

Установка щитка также влияет и на mz_a (см. рис.8). При данном центре тяжести



($X_T=0.25b$) на малых углах атаки установка щитка создаёт дополнительный момент на кабрирование Δm_{z_a} до ≈ 0.17 , а на $\alpha \geq 12^\circ$ за счёт замкнутой отрывной зоны (внутри которой формируется вихрь с понижением давления (см. рис. 3б)) появляется дополнительный момент на пикирование $\Delta m_{z_a} \approx -0.02$. При отклонении закрылка $\delta_3 > 10^\circ$ прирост момента на пикирование уменьшается, а при $\delta_3 = 20^\circ$ (на углах атаки $\alpha = 12^\circ \div 14^\circ$) влияние от установки щитка на момент тангажа практически нет. На $\alpha > 14^\circ$ установка щитка уменьшает пикирующий момент от закрылка (вследствие падения C_{y_a} (см. рис.4)) и на $\alpha = 20^\circ$ становится равным $\Delta m_{z_a} \approx 0.019$ (см. рис. 8).

Проведённые расчёты показали возможность:

- - уменьшение сопротивления;
- - увеличение подъёмной силы на $\approx 12\%$;
- - создания дополнительного момента;
- - увеличение аэродинамического качества на ≈ 0.85

на углах атаки $> 12^\circ$ за счёт замыкания оторвавшегося потока с дополнительным органом управления (щитком), как с отклоненным закрылком так и без его отклонения. Также важно отметить то что угол отклонения дополнительного органа управления и его размеры были выбраны из материалов по отрывным течениям и не являются оптимальными, соответственно полученные приращения аэродинамических характеристик не являются максимальными.

Для выбора щитка оптимального отклонения и размеров для определённого угла атаки, а также для изучения данного эффекта на модели крыла необходимы дополнительные исследования как численные, так и экспериментальные.

Библиографический список:

1. Чернов Л.Г., Милованов А.Г. Основы методологии аэродинамического проектирования манёвренного многорежимного самолета-истребителя. – Москва: изд. МАИ, 2004. – 236 с.
2. <http://ru.wikipedia.org/>
3. <http://avia.claw.ru/kategorii/krilatie-zaschitniki/krilatie-zaschitniki.html>
4. <http://vvkure.com/planeta/>
5. <http://army.lv/ru/bpla/103/1321>
6. Под ред. Л.Г. Чернова Аэродинамика манёвренных самолетов (особенности аэродинамического проектирования). - Москва: изд. МАИ, 2004. –73с.

Сведения об авторах:

Скорынина Алёна Олеговна, студент Московского авиационного института (национального исследовательского университета).

г. Москва, ул. Вилиса-Лациса, д.18. тел. 8-964-538-02-06

Ерохин Павел Васильевич, аспирант Московского авиационного института (национального исследовательского университета).

г. Москва, ул. Вилиса-Лациса, д. 18. E-mail: Phoenix.Gagarin@mail.ru

Артамонова Любовь Георгиевна, доцент Московского авиационного института (национального исследовательского университета), к.т.н.

г. Москва, ул. Викторенко, д. 2/1, кв. 10,тел. 157-58-93