

## Оптимизация профиля и аэродинамической кривки крыла пилотажного самолёта.

Научный руководитель – Киселев Алексей Борисович

*Евланичев Андрей Сергеевич*

*Студент (специалист)*

Московский государственный университет имени М.В.Ломоносова,  
Механико-математический факультет, Москва, Россия

*E-mail: aevlanichev@gmail.com*

Для увеличения аэродинамического качества крыла выбираются оптимальные толщина и кривизна профиля. Если рассмотреть французский симметричный профиль V-16, то можно заметить, что он имеет очень большой радиус носка и максимальную толщину-16%, расположенную на 18% хорды. За счет такого расположение максимальной толщины достигается высокий максимальный коэффициент подъемной силы. Профиль применялся на спортивных самолетах КАП-21, КАП-230. Считался лучшим пилотажным профилем 80-х.

Наблюдается два подхода к выбору профиля крыла: крыло с профилем и углом установки профиля, которые постоянны по всему размаху, что гарантирует симметричное обтекание и равномерный срыв потока, крыло с профилем в корне более толстым, чем на заканцовках, что позволяет равномерно распределить нагрузку на лонжерон.

Суть научной работы заключается в разрешении поставленного технического противоречия (равномерный срыв, неравномерная нагрузка- неравномерный срыв, равномерная нагрузка) и последующей модификации профиля пилотажного самолёта.

В качестве решения задачи предлагается расчет и сравнение аэродинамических характеристик крыльев с профилями, приведенными ниже.

Дальнейшим шагом в решении поставленной задачи является проведение расчетов уже для всего самолёта, а не крыла отдельно.

На данный момент с помощью методов конечно-элементного анализа удалось частично рассчитать поляру, зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки, зависимость коэффициента сопротивления от угла атаки для двух вариантов профилей крыла.

Учитывая тот факт, что на большинстве пилотажных самолётов профиль крыла является симметричным, и не поддавался существенным изменениям, то поставленная задача является актуальной и отвечает требованиям научной новизны.

### Иллюстрации

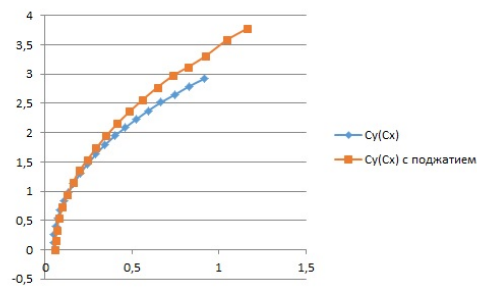


Рис. 1. Поляра крыла

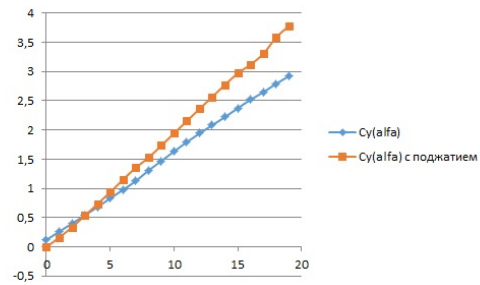


Рис. 2. Зависимость коэффициента подъёмной силы от угла атаки

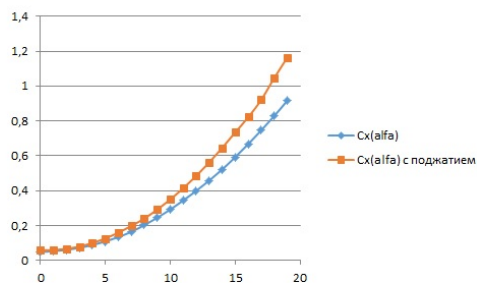
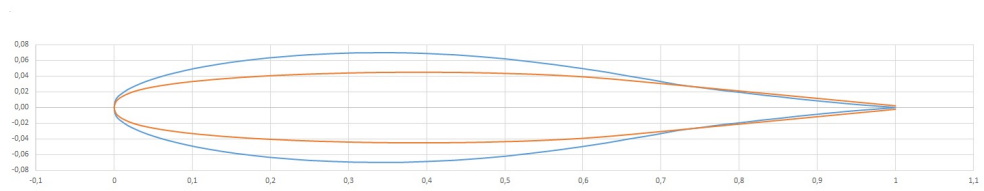


Рис. 3. Зависимость коэффициента сопротивления от угла атаки



**Рис. 4.** Варианты исследуемых профилей