**Техническое задание на проект команде №9.**

***Разработка 3D модели планера с крылом постоянного сечения и исследование его аэродинамических и лётно-технических характеристик.***

**Цель проекта для команды:** создать 3D модель планера с крылом постоянного сечения иисследовать его аэродинамические и лётные характеристики сиспользованием системы автоматизированного проектирования.

**Задачи**:

В программе виртуальной аэродинамической трубы XFLR5:

1. Создать и проанализировать аэродинамические профили по аэродинамическим характеристикам и выбрать наилучший профиль;
2. Разработать 3D модель планера по заданным параметрам;
3. Исследовать его аэродинамические и лётные характеристики и устойчивость полёта.
4. Защитить проект.

ПОРЯДОК ВЫПОЛНЕНИЯ ПРОЕКТА:

**ЭТАП I. Разработка профилей для крыла и хвостового оперения.**

Работа в модуле **Direct Design**.

* 1. Создайте в модуле **Direct Design** следующие профили (вкладка Foil → NACA Foil):

NACA 2721, NACA 2521, NACA 4618, NACA 4421, NACA 6618, NACA 6315, NACA 0021, NACA 0018, NACA 0012.

* 1. Импортируйте следующие профили:

FX73170 (Franz Xaver Wortmann 73-170), E342 (Eppler 342), CLARK YS.

Примечание. Для повышения точности дальнейших расчётов, увеличьте значения   
Number of Panels до 200 (вкладка Foil → Refine Globally → Number of Panels).

* 1. Выпишите для каждого аэродинамического профиля значения их основных геометрических характеристик из таблицы окна модуля **Direct Design**: относительные кривизна и толщина профиля, относительные положения максимальной кривизны и толщины профиля.
  2. Для каждого профиля определите его тип (симметричный, несимметричный плоско – выпуклый, несимметричный выпукло-вогнутый). Охарактеризуйте их достоинства и недостатки из литературных источников.

**ЭТАП II. Аэродинамический анализ профилей. Выбор наилучшего профиля.**

Работа в модуле **Xfoil Direct Analysis**.

2.1. Выполните аэродинамический анализ (Direct Analysis) всех профилей при числе Рейнольдса Re=200 000 (Re0.2) и числе Маха М=0 (модель профиля неподвижна в аэродинамической трубе) в диапазоне углов атак (α) от -10° до +15° с выводом следующих графиков зависимостей (пиктограмма «Polar View»):

- Cl (Cd) – поляра профиля (polar graph);

- Cl (α) – коэффициент подъёмной силы (lift coefficient);

- Cd (α) – коэффициент лобового сопротивления (drag coefficient);

- Cm (α) – коэффициент продольного момента (pitching moment coefficient);

- Cl/Cd (α) – аэродинамическое качество (lift – drag ratio);

2.2. Сравните графики аэродинамических характеристик всех профилей и сделайте выводы: характеры изменения графиков, экстремумы, точки пересечения графиков с осями координат.

2.3 Запишите в нижеприведённую таблицу значения аэродинамических параметров всех профилей:

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| *Название профиля* | *Максимальный коэф-т подъёмной силы,*  *Сl max* | *Критический угол атаки αкрит при*  *Сl max, °* | *Минимальный коэф-т лобового сопротивления, Сd min* | *Сl max / Сd min* | *Максимальное аэродинамическое качество*  *(Сl / Сd )max* | *Наивыгоднейший угол атаки, αНВ,°* |
| NACA4412 | 1.05 | 18 | 0.02 | 52.5 | 26.5 | 2.5 |
| … |  |  |  |  |  |  |

2.4 Выберите наилучший профиль по следующим критериям:

*Сl max / Сd min* *, (Сl / Сd )max*

2.5. Выполните пакетный аэродинамический анализ (Batch Analysis) для выбранного (наилучшего) профиля и симметричных профилей хвостового оперения в диапазоне чисел Рейнольдса 10 000 - 400 000 с шагом 10 000 и числе Маха М=0 (модель профиля неподвижна в аэродинамической трубе). Диапазон углов атак (α) от -10° до +15°.

2.6. На вкладке «OpPoint View» проанализируйте на координатной эпюре характер изменения давления на верхней и нижней поверхностях профиля при углах атаки -10° до +15° (с анимацией), а также изменение значений коэффициента давления Cp(α). Проанализируйте изменение давления на векторной диаграмме внизу, найдите равнодействующую силу и опишите, как изменяется центр давления при различных углах атаки, как изменяется зона перехода от ламинарного течения к турбулентному на верхней и нижней поверхностях профиля (Upper Transition и Bottom Transition). Определите численные значения точки перехода от ламинарного течения к турбулентному в пограничном слое (Upper Trans.) на наивыгоднейшем угле атаки каждого профиля.

Если точка перехода → 1 (т.е. к хвостовой части профиля), то этот профиль более ламинаризованный, обладающий меньшим лобовым сопротивлением. Оцените, какой из профилей является таковым.

**ЭТАП III. Разработка 3D модели планера.**

Работа в модуле **Wing and Plane Design.**

Main Wing (основное крыло): в этом разделе модуля создать крыло с геометрическими характеристиками, указанными на чертеже планера. В качестве профиля принять выбранный ранее в п.2.4 наилучший профиль.

Elevator (горизонтальное оперение): в этом разделе создать горизонтальное оперение (стабилизатор) с геометрическими характеристиками, указанными на чертеже планера.   
Для корневого профиля принять симметричный профиль NACA0021, а для концевого – NACA0018.

Fin (вертикальное оперение, киль): в этом разделе создать вертикальное оперение (киль) с геометрическими характеристиками, указанными на чертеже планера. В качестве профиля принять выбранный симметричный профили NACA0018 (корневой профиль) и NACA0012 (концевой профиль).

Body (тело, фюзеляж): увязать фюзеляжем основные элементы планера согласно размерам чертежа.

Установление веса планера и положения центра тяжести.

**ЭТАП IV. Анализ аэродинамических характеристик планера.**

Работа в модуле **Wing and Plane Design.**

Во вкладке «Analysis → Define Analysis» задать первый тип расчёта: расчёт аэродинамических характеристик при фиксированной скорости полёта планера   
(Type1: Fixed Speed) равной 15 м/с. Высоту полёта планера задать 100м, температуру воздуха + 20 °С. Рассчитать полёт в диапазоне углов атак от -5° до + 10°. Снять **аэродинамические** характеристики на вкладке Polar View по следующим графикам:

1. График аэродинамического качества планера Cl/Cd (α). На этом графике найдите максимальное значение аэродинамического качества *(Сl / Сd )max* и соответствующему этому значению угол атаки. Этот угол атаки называется наивыгоднейшим - *αНВ*. Запишите для себя эти два значения. Сделайте выводы о характере изменения аэродинамического качества в зависимости от угла атаки.

2. График подъёмной силы крыла планера (Fz(α)). Определите величину подъёмной силы в Ньютонах при наивыгоднейшем угле атаки и сравните с весом планера. Сделайте выводы о характере изменения подъёмной силы планера в зависимости от угла атаки, а также минимальные и максимальные значения подъёмной силы, значения в точках пересечения с осями координат.

3. График силы лобового сопротивления планера (Fx(α)). Определите величину силы лобового сопротивления в Ньютонах при наивыгоднейшем угле атаки. Сравните с величиной подъёмной силы. Сделайте выводы о характере изменения лобового сопротивления в зависимости от угла атаки, а также минимальные и максимальные значения силы лобового сопротивления, значения в точках пересечения с осью ординат.

4. График коэффициента продольного момента Cm (α). Этот график оценивает статическую устойчивость горизонтального полёта планера на наивыгоднейшем угле атаки, когда достигаются условия его наивысшего аэродинамического качества. По графику необходимо определить значение этого коэффициента при наивыгоднейшем угле атаки. Если коэффициент положительный, то планер будет иметь тангаж на кабрирование (планер в полёте будет стремиться задирать нос вверх). Если коэффициент отрицательный, то планер будет иметь тангаж на пикирование (опускать нос вниз). Возникаемый момент выводит из равновесного состояние планер во время горизонтального полёта, что очень плохо. Компенсация момента осуществляется с помощью горизонтального оперения. Меняя угол его установки (угол атаки), можно добиться нулевого момента и тогда полёт будет устойчивым. Напомню, что горизонтальный полёт выполняется на наивыгоднейшем угле атаки. Сделайте выводы о характере изменения коэффициента продольного момента в зависимости от угла атаки.

5. График зависимости коэффициента подъёмной силы от коэффициента продольного момента Cm (Сl). Определить значения коэффициента Сl при Сm=0. Проанализировать характер изменения коэффициента Cm от Сl.

**ЭТАП V. Анализ лётно-технических характеристик планера.**

Работа в модуле **Wing and Plane Design.**

Во вкладке «Analysis → Define Analysis» задать второй тип расчёта: расчёт лётных характеристик при фиксированной подъёмной силе (Type2: Fixed Lift). Высота полёта планера и температура воздуха остаются прежними. Рассчитать полёт в диапазоне углов атак от -5° до + 10°. Снять **лётные** характеристики на вкладке Polar View по следующим графикам:

1. График скорости горизонтального полёта (V) от угла атаки – проанализировать характер изменения скорости на отрицательных и положительных углах атаки, определить максимальную скорость полёта (Vmax), наивыгоднейшую (Vнв) и минимально допустимую скорость полёта (скорость сваливания Vmin);

2. График зависимости вертикальной скорости снижения (Vz) от горизонтальной скорости полёта (V) при посадке и наборе высоты. Определить минимально допустимую скорость снижения и набора высоты. Определить максимально допустимую вертикальную скорость, сверяясь с графиком скорость горизонтального полёта (V) от угла атаки.

3. График зависимости коэффициента продольного момента Cm от скорости горизонтального полёта V.

4. График зависимости аэродинамического качества (Cl/Cd) от скорости горизонтального полёта (V).

5. Сделать обобщающие выводы по полученным результатам, снятых с этих графиков.

**ЭТАП VI. Выводы и защита проекта.**

Сделать обобщающие выводы, подготовить презентацию проекта и выступить с докладом.