

Оптимизация положения самолета в пространстве



FlowVision

Марина Митрофанова

marina@flowvision.ru

www.flowvision.ru

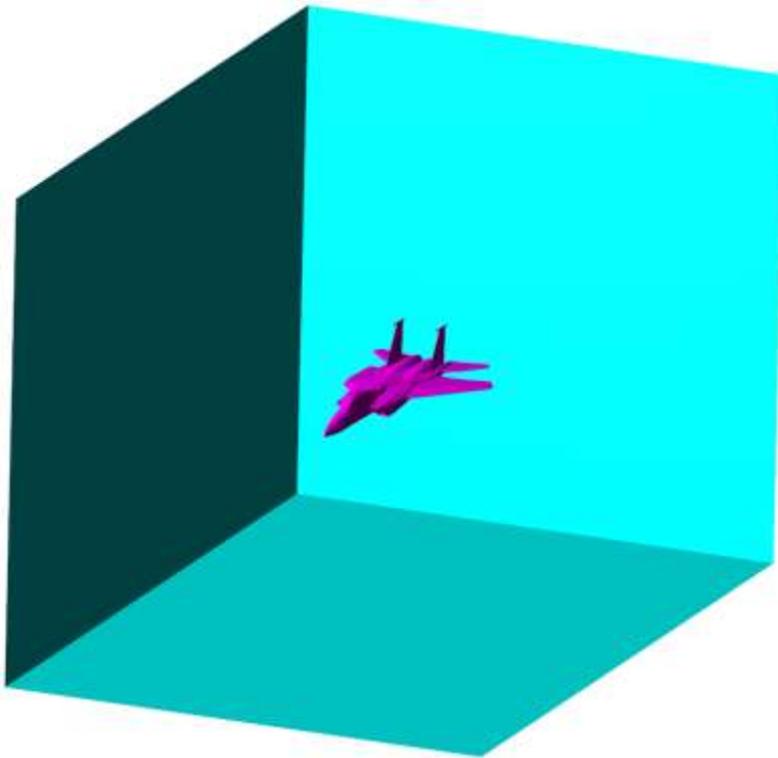
Описание задачи



Моделирование полета истребителя F15 с одним крылом при скорости 104.2 м/с.

Необходимо найти положение истребителя в пространстве, при котором моменты действующие на него будут минимальны.

Постановка задачи обтекания



Размеры расчетной области:
50 x 35 x 35 м.

Начало координат совпадает с центром расчетной области

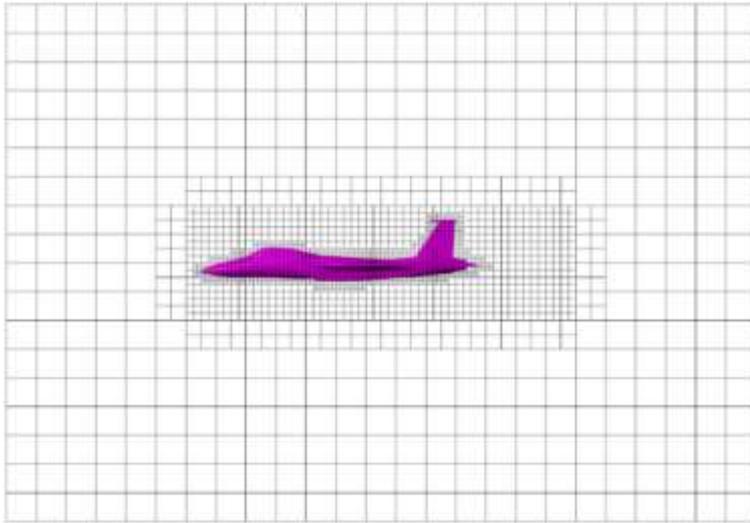
Размеры самолета: 19 x 10,7 x 4,1 м. Самолет помещен в центр расчетной области.

Самолет обдувается воздухом со скоростью 104,17 м/с. Плотность воздуха 1,2 кг/м³ соответствует полету на высоте 400 м.

Определяются аэродинамические моменты, действующие на самолет.

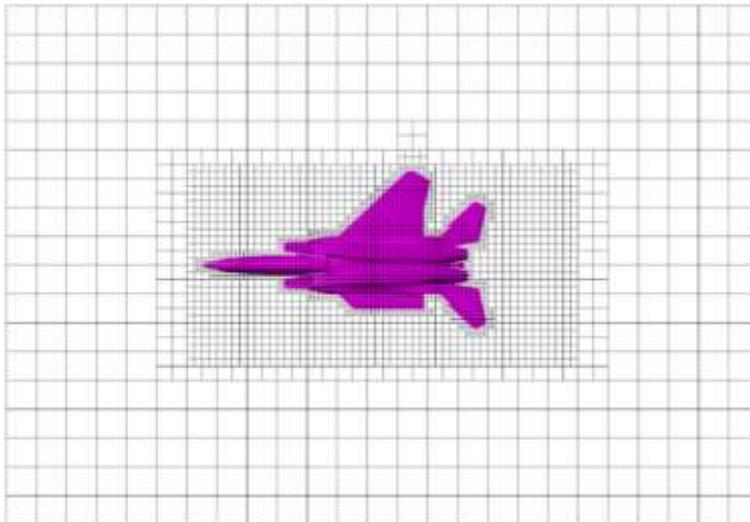


Расчетная сетка



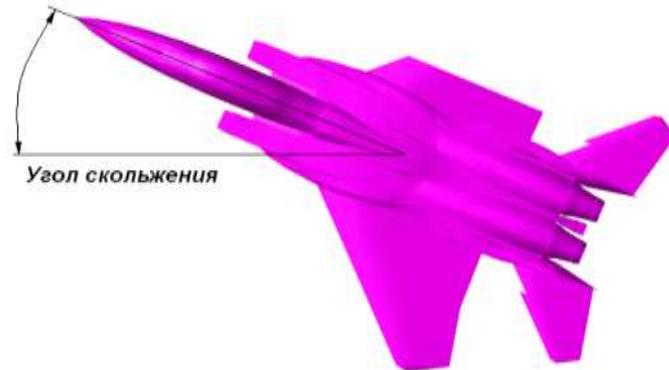
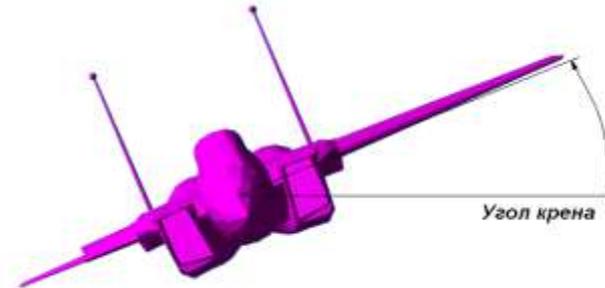
Задана равномерная расчетная сетка с адаптацией до второго уровня в параллелепипеде и двумя слоями адаптации третьего уровня по поверхности самолета. При повороте самолета поворачивается и адаптационный параллелепипед.

Среднее число расчетных ячеек – 42 000



Постановка задачи оптимизации

Определение положения самолета в пространстве.



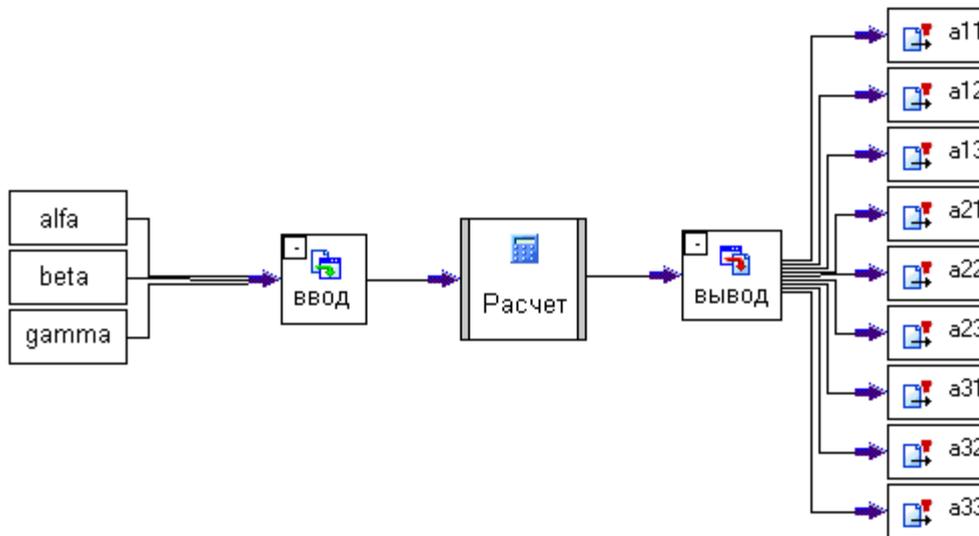
Задаются углы

α – Угол атаки

β – Угол крена

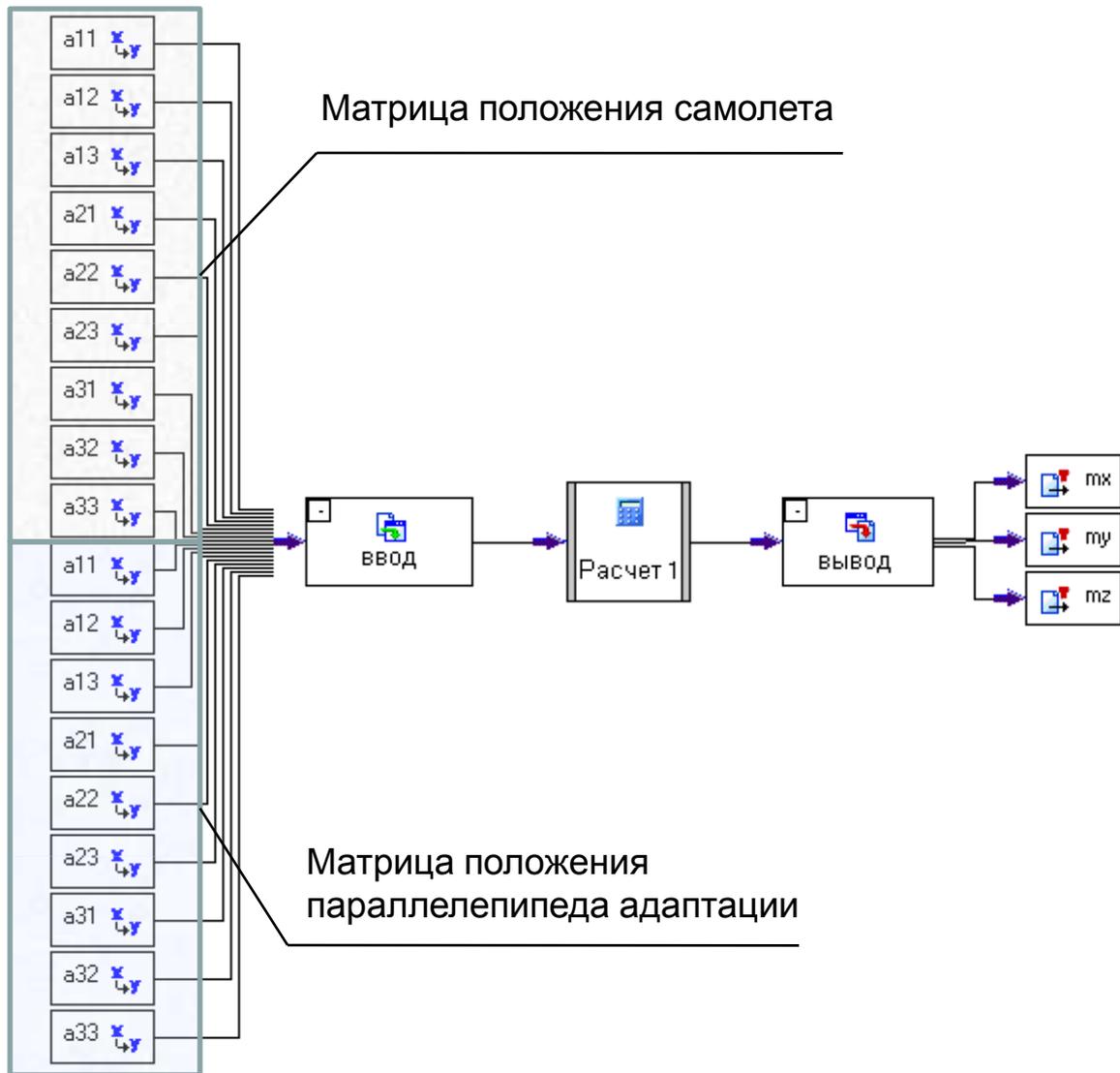
γ – Угол скольжения

Постановка задачи оптимизации



Варьируются углы атаки, крена и скольжения. В процессе вычисления создается ортонормированная матрица которая регулирует положение в пространстве самолета и параллелепипеда адаптации (Расчет).

Постановка задачи оптимизации



С помощью полученных значений устанавливается положение самолета и адаптационного параллелепипеда. Далее подключается блок FlowVision (Расчет1) и вычисляется моменты действующие на самолет.



Постановка задачи оптимизации

Варьируемые параметры

Углы атаки, крена и скольжения.

Пределы изменения углов – от -35° до $+35^\circ$

Минимизируемый параметр:

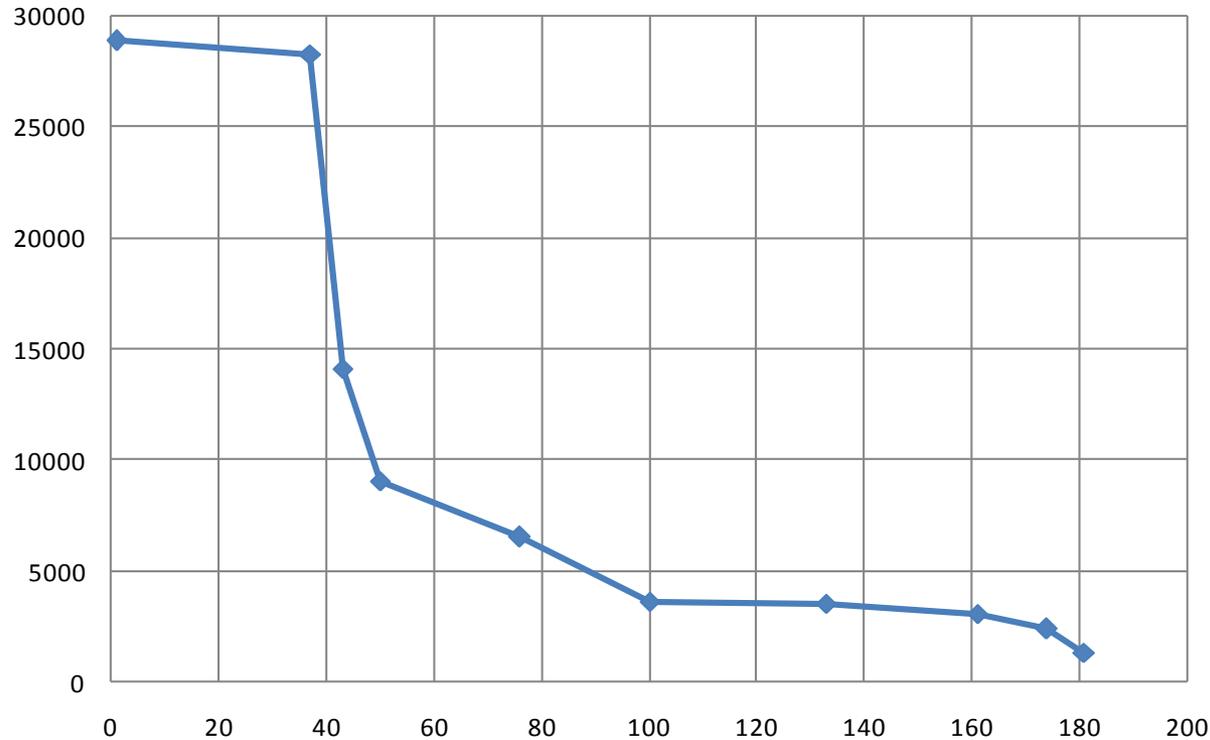
Модуль суммарного вектора моментов, действующих на самолет, равный корню из суммы квадратов моментов действующих вдоль осей.

$$M_{\Sigma} = \sqrt{M_x^2 + M_y^2 + M_z^2}$$



Результаты

Улучшение суммарного момента в процессе оптимизации

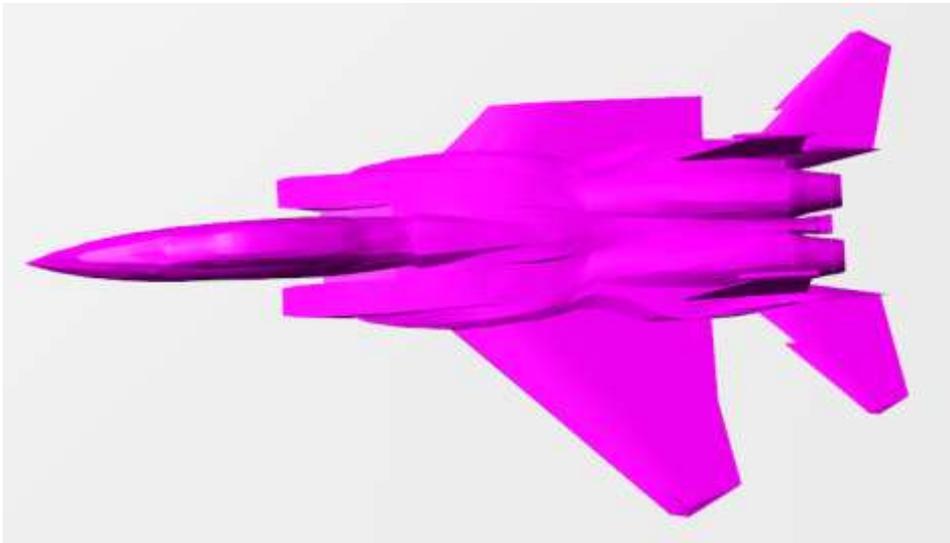
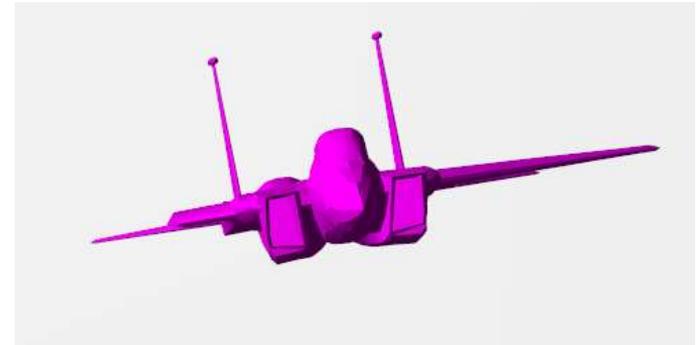
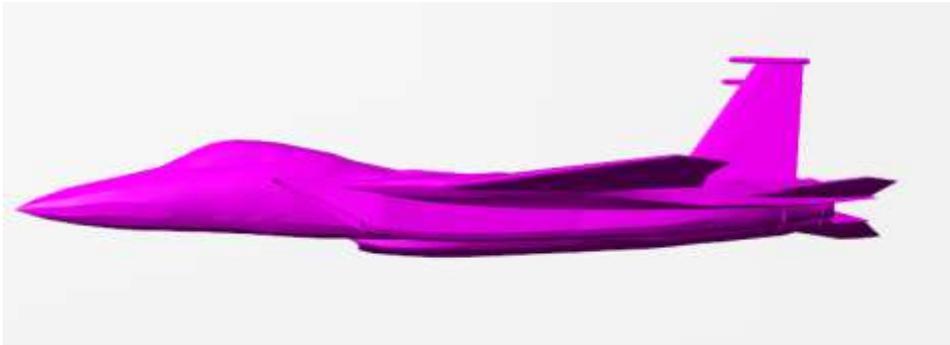


В процессе оптимизации находится такое положение самолета, что момент действующий на самолет уменьшается от 30 000 Н*м до 1300 Н*м



Результаты

Положение самолета



Угол атаки – -0.8°

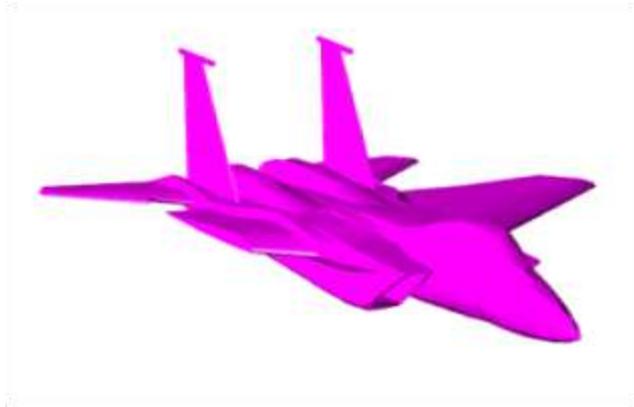
Угол крена – -9.0°

Угол скольжения – -2.8°

Результаты

Положение самолета

Исходное



Угол 1 – 0°

Угол 2 – 0°

Угол 3 – 0°

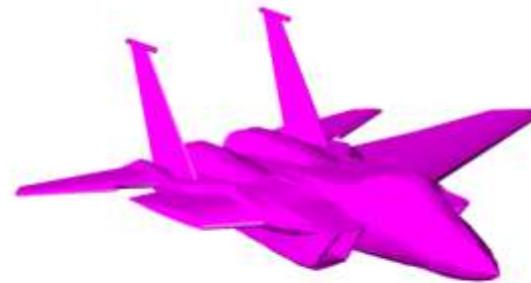
$M_x = -12049 \text{ Н*м}$

$M_y = -5256 \text{ Н*м}$

$M_z = -6698 \text{ Н*м}$

$M_\Sigma = 14753 \text{ Н*м}$

Полученное



Угол 1 – 0.8°

Угол 2 – 2.8°

Угол 3 – -9.0°

$M_x = -441 \text{ Н*м}$

$M_y = 1060 \text{ Н*м}$

$M_z = 690 \text{ Н*м}$

$M_\Sigma = 1340 \text{ Н*м}$



Аппаратная часть



Рабочая станция Intel Core 2 Quad
Q9300 @ 2.5 ГГц, 2,5 ГГц, 7,93 ГБ RAM
Счет велся на двух ядрах.

Время расчета одного этапа оптимизации – 49 минут

Число итераций для одного этапа – 360

Время расчета одной итерации – 8 сек.

Число этапов оптимизации – 200

Общее время счета – 6,5 дней.



Выводы

1. **Найдено положение самолета в пространстве, удовлетворяющее поставленным условиям.**
2. **Связка гидродинамического комплекса FlowVision и оптимизационного пакета IOSO NM позволяет автоматизировать серийные расчеты.**
3. **Минимальный момент действующий на самолет составляет 1300 Н*м. При этом угол атаки составляет 0.8 градусов, угол крена -9.0 градусов, угол скольжения -2.8 градусов.**

