

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П. КОРОЛЁВА
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)

СИЛОВОЙ АНАЛИЗ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ

*Утверждено Редакционно-издательским советом университета
в качестве методических указаний*

САМАРА
Издательство СГАУ
2010

УДК СГАУ: 629.7

ББК 39.53

Составители: *В.А. Комаров, А.А. Вырыпаев, А.С. Кузнецов, Л.В. Одинцова.*

Силовой анализ авиационных конструкций: метод. указания / сост. [Л.В. Одинцова и др.]. – Самара : Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2010. – 20 с.

В методических указаниях рассмотрены возможности проведения аэродинамического расчёта в программе Tornado. Аэродинамическая программа Tornado разработана при поддержке трёх европейских университетов: Королевского технологического университета в Стокгольме – Швеция (КТН, Royal institute of Technology), Университета Бристоля - Великобритания (University of Bristol) и Университета Линчелинг (University of Linköping). Программа работает с использованием Метода дискретных вихрей (МДВ). Она разработана для инженеров, работающих с концептуальным проектированием самолётов и для сферы авиационного образования.

Предназначены для студентов, обучающихся по специальности 220305.65 - Автоматизированное управление жизненным циклом продукции по дисциплине «Автоматизация проектирования изделий». Также методические указания могут быть использованы для подготовки сотрудников сторонних организаций.

Разработаны на кафедре «Конструкция и проектирование летательных аппаратов» СГАУ.

СОДЕРЖАНИЕ

1	Аэродинамический анализ авиационных конструкций в программе Tornado	4
1.1	Введение в Tornado	4
1.2	Интерфейс программы Tornado	6
1.3	Задание геометрических параметров	6
1.4	Установка условий полёта	10
1.5	Генерация сетки и расчёт крыла.....	12
1.6	Загрузка и обработка результатов	13

1 АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ В ПРОГРАММЕ TORNADO

1.1 Введение в Tornado

Аэродинамическая программа Tornado разработана при поддержке трёх европейских университетов: Королевского технологического университета в Стокгольме – Швеция (КТН, Royal institute of Technology), Университета Бристоля - Великобритания (University of Bristol) и Университета Линчелинг (University of Linköping).

Программа работает с использованием Метода дискретных вихрей (МДВ). Она разработана для инженеров, работающих с концептуальным проектированием самолётов и для сферы авиационного образования. Tornado позволяет моделировать все несущие поверхности в виде тонких пластин. Она решает большинство аэродинамических производных для широкого спектра геометрий летательных аппаратов.

Код программы реализуется в MATLAB, и используется во многих университетах и корпорациях по всему миру. Программа может работать как в текстовом режиме, так и пакетном режиме.

Для работы Tornado необходим пакет программ MATLAB. Запуск программы MATLAB и выбор рабочей программы в методическом пособии рассматриваться не будет.

Для того, чтобы запустить программу Tornado, нужно в командной строке MATLAB выполнить команду **tornado**. После этого запуститься интерфейс Tornado (см. Рисунок 1.1).

Вместе с интерфейсом программы запуститься окно **Tornado startup splash screen** (см. Рисунок 1.2).

```

*****
"  TORNADO  Version 134      (build 20071218)
"  Main Menu
"
*****

Input operations.

  [1]. Aircraft geometry setup
  [2]. Flight condition setup
  [3]. Change rudder setting
  [4]. Move reference point

Lattice operations.

  [5]. Generate lattice.

Computation operations.

  [6]. Processor access

Post processing and interactive operations.

  [7]. Post processing, Result/Plot functions
  [8]. Keyboard access

Auxiliary operations.

  [9]. About / Release Info
  [0]. Exit Tornado

Please enter choice from above: |

```

Рисунок 1.1 – Интерфейс программы Tornado

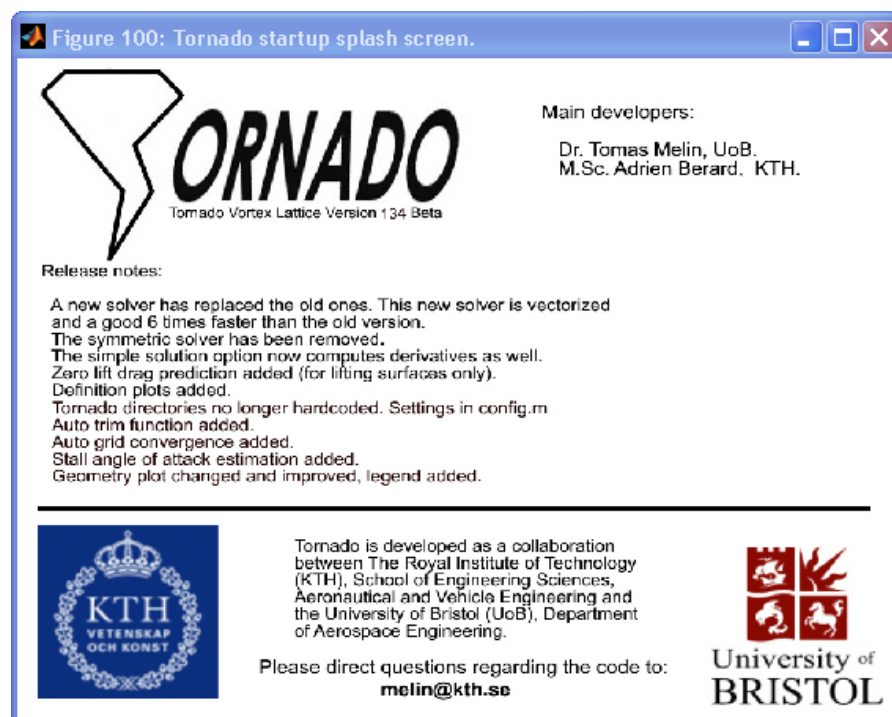


Рисунок 1.2 - Окно Tornado startup splash screen

1.2 Интерфейс программы Tornado

Разберём основные компоненты интерфейса программы:

Раздел **Input operations** (Входные операции).

- **Aircraft geometry setup** (Установка геометрии самолёта) – здесь задаются основные геометрические параметры несущих поверхностей.
- **Flight condition setup** (Установка условий полёта) – здесь задаются параметры условий полёта.
- **Move reference point** (Передвижение вспомогательной точки) – изменения положения точки, относительно которой происходит создание модели и производится расчёт.

Раздел **Lattice operations** (Решётка операций).

- **Generate lattice** (Генерация решётки) – генерация сетки на модели.

Раздел **Computation operations** (Вычислительные операции).

- **Processor access** (доступные процессы) – выбор типа расчёта.

Раздел **Post processing and interactive operations** (Пост-обработки и интерактивные операции).

- **Post processing, Result/Plot functions** (Пост-обработки, Функций вывода результатов и отображения данных) – отображение результатов расчёта.

Раздел **Auxiliary operations** (Вспомогательные операции).

- **Exit Tornado** (Выход) – Выход из программы торнадо.

1.3 Задание геометрических параметров

Рассмотрим работу программы на примере создания аэродинамической модели крыла. Исходные геометрические размеры представлены на рисунке 1.3 (см. Рисунок 1.3).

Профиль: NACA0012

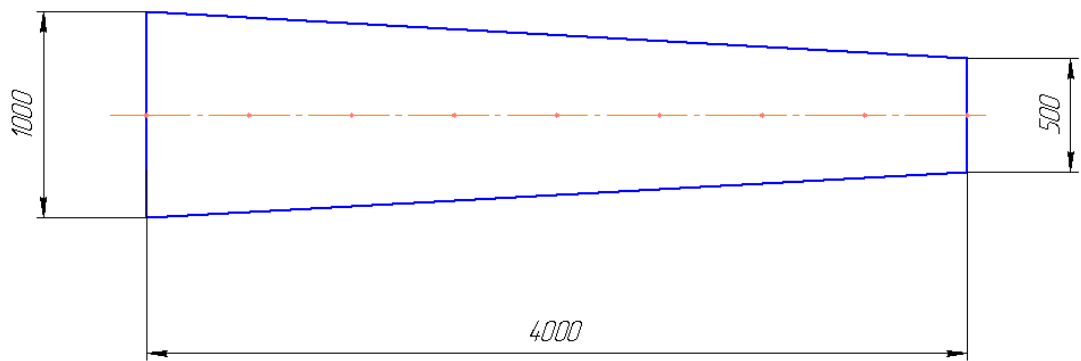


Рисунок 1.3 – Геометрические размеры крыла

Заходим в раздел **Aircraft geometry setup** (Установка геометрии самолёта), для этого в командной строке Tornado введём цифру [1], и нажмём клавишу **Enter** на клавиатуре.

Появится меню **Geometry setup menu** (Меню установки геометрии) (см. Рисунок 1.4).

```
*****  
" Main Menu  
" |---->Geometry setup menu  
"  
*****  
  
[1]. Define new geometry  
[2]. Load geometry  
[3]. Edit current geometry  
[4]. Save current geometry  
  
[0]. Back / up menu
```

Рисунок 1.4 – Меню установки геометрии

Выбираем пункт [1] **Define new geometry** (Определить новую геометрию).

Появится запрос на указание числа крыльев (**Number of Wings**), указываем 1 крыло.

Далее записываем параметры по порядку запроса:

- **Number of semispanwise partitions for this wing** (Число частей полуразмаха этого крыла) – 1, большее значение указывается в том случае, если есть изломы или разные аэродинамические профили по длине крыла.

*(Если вам нужно вернуться к предыдущему вопросу, нужно выполнить команду **b**, если вы хотите прервать ввод данных - **q**).*

- **Center of gravity x(y,z)-coordinate** (Координаты центра гравитации) – значения устанавливаем в ноль, т.к. эти параметры важны, только для вычисления моментов инерции.
- **Reference point x(y, z)-coordinate** (Координаты вспомогательной точки) – эти значения тоже устанавливаем в ноль, это необходимо для построения сложных моделей поверхностей.
- **Is the wing mirrored in the xz-plane [1 0]** (Создание симметричной части крыла, относительно плоскости XZ) – устанавливаем значение 1, т.к. мы будем строить обе консоли крыла.
- **Root chord** (Корневая хорда) – 1000мм.
- Далее выйдет запрос **Base chord airfoil** (Аэродинамический профиль корневой хорды) на указание файла с аэродинамическим профилем (см. Рисунок 1.5). В нашем случае мы используем профиль **naca0012.DAT**.
- **Number of panels chord wise** (Число панелей по хорде) – задаём 10 панелей вдоль хорды.
- **Partition dihedral [deg]** (Двухгранный угол между частями) - задаём 0 градусов.
- **Number of panels semi-span wise** (Число панелей по полуразмаху крыла) – зададим 40 панелей вдоль нашей консоли крыла.


```

*****
AVAILABLE AIRFOILS:

K820609.DAT      N652215.DAT      RAE103.DAT      SC21006.DAT
KORN.DAT         N65410.DAT       RAE104.DAT      SC21010.DAT
CAST7.DAT        LISS7769.DAT     N658299M.DAT    RAE2822.DAT    SUPER11.DAT
CLARKY.DAT       LS10013.DAT      N658299R.DAT    SC20010.DAT    VEZBL32.DAT
DAE11.DAT        LS10417M.DAT     N65A012.DAT     SC20012.DAT    VEZCAN.DAT
DAE21.DAT        MS10313.DAT      N663018.DAT     SC20406.DAT    VEZWLTR.DAT
DAE31.DAT        MS10317.DAT      N747A415.DAT    SC20410.DAT    WILBYB.DAT
DSMA523.DAT      N001035.DAT      NL10414F.DAT    SC20412.DAT    WILBYC.DAT
EPP662.DAT       N23009.DAT       NL10416.DAT     SC20414.DAT    WILBYR.DAT
EPP748.DAT       N23018.DAT       NL11215F.DAT    SC20518.DAT    circle.DAT
FOIL31.DAT       N63215.DAT       NL20415.DAT     SC20606.DAT    naca0012.DAT
FX63137.DAT      N64210.dat       NL23009.DAT     SC20610.DAT    naca4412.DAT
GAW1.DAT         N643418.DAT      NLR1.DAT        SC20612.DAT    newabb.DAT
GM21mod.DAT      N64A010.DAT      ONERAM6.DAT     SC20614.DAT
HSN0213.DAT      N64A410.DAT      RAE100.DAT      SC20706.DAT
K720616.DAT      N651012.DAT      RAE101.DAT      SC20712.DAT
K790312.DAT      N651213.DAT      RAE102.DAT      SC20714.DAT
|
*****

Enter profile filename from the list above (ex CLARKY.DAT)
OR any NACA four digits series numer (ex: 2412)
0 (zero) for a flat plate.

Base chord airfoil: naca0012.dat

```

Рисунок 1.5 – Запрос на выбор профиля

- **Span of partition** (Размах части) – длина консоли крыла, в нашем случае 4000 мм.
- **Taper ratio** (Сужение) – для нашего крыла сужение равно 0,5 (Отношение концевой хорды к корневой).
- **Tip chord airfoil** (Аэродинамический профиль концевой хорды) – **naca0012.DAT**.
- **Quarter chord line sweep [deg]** (Угол по линии четверти хорд) – В нашем случае крыло не стреловидное, но из-за сужения необходимо задавать угол, рассчитанный по формуле:

$$\alpha = \arctg \left(0.5 * \frac{b_0 - b_k}{l} \right).$$

Где b_0 – корневая хорда, b_k – концевая хорда, l – размах крыла.

$$\alpha = \arctg\left(0.5 * \frac{1000-500}{8000}\right) = 1.79^{\circ}.$$

- **Outboard twist [deg]** (Внешняя крутка) – устанавливаем 0, т.к. наше крыло без крутки.
- Далее Tornado предлагает выбрать тип сетки на геометрии – выбираем 1 - **Linear** (Линейная) (см. Рисунок 1.6).

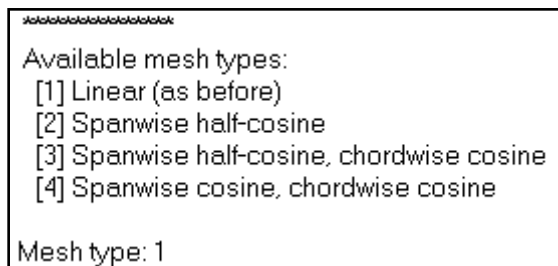


Рисунок 1.6 – Выбор типа сетки

- **Is partition flapped [1 0]** (Есть ли части с закрылками) – для нашего крыла закрылки не учитываем, 0.

Геометрия крыла построена, теперь перейдём к заданию параметров условий полёта.

1.4 Установка условий полёта

В главном меню выбираем [2] **Flight condition setup** (Установка условий полёта), в меню **State setup menu** (Меню установки состояния) (см. Рисунок 1.7) **выбираем Define new state** (Определение нового состояния).

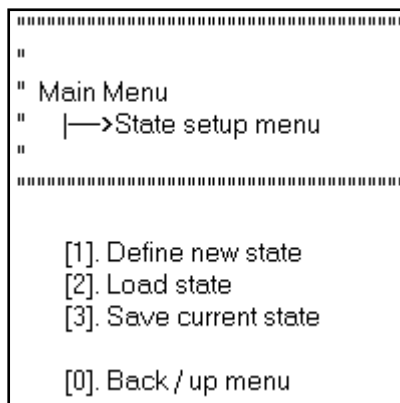


Рисунок 1.7 – Меню установки условий полёта

Tornado выводит запросы на следующие параметры:

- **Alpha [deg]** (Альфа) – 5^0 , угол атаки.
- **Beta [deg]** (Бета) – 0^0 .
- **Roll (Pitch, Yaw) angular velocity [deg/s]** (Угловые скорости) – 0^0 .
- Tornado выводит запрос на выбор типа скорости (см. Рисунок 1.8). Выбираем **[5]. Mach number at altitude [-, m]** (Число Маха на высоте) и задаём значение 0,4.

```
*****
Enter which type of speed you wish to enter:

International units:

[1]. True airspeed (TAS) at SSL           [m/s]
[2]. True airspeed (TAS) at altitude     [m/s, m]
[3]. Equivalent airspeed (EAS) at altitude [m, m/s]
[4]. Calibrated air speed (CAS) at altitude [m, m/s]
[5]. Mach number at altitude             [-, m]

Imperial Units:

[6]. True airspeed (TAS) at altitude     [kts, ft]
[7]. Equivalent airspeed (EAS) at altitude [kts, ft]
[8]. Calibrated air speed (CAS) at altitude [kts, ft]
[9]. Mach number at altitude             [-, ft]

If unsure, select option number one.

Type of speed selection: 5

Mach number [-]: 0.4
```

Рисунок 1.8 – Выбор типа скорости

- **Altitude [m]** (Высота) – 6000 м, высота полёта.
- **Apply Prandtl-Glauert Correction [0 1]** (Применить коррекцию Прандтля Глауэрта) – 1, учитывание сжимаемости.

1.5 Генерация сетки и расчёт крыла

Сгенерируем сетку на модели. В главном меню выберем пункт [5] **Generate lattice** (Генерация сетки) (см. Рисунок 1.1). В появившемся меню (см. Рисунок 1.9) выбираем пункт [0] = **Freestream following wake, Tornado method**.

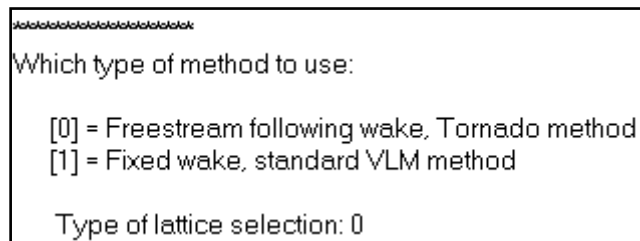


Рисунок 1.9 – Генерация сетки

После генерации сетки можно проводить расчёт модели.

В главном меню (см. Рисунок 1.1) выбираем пункт [6]. **Processor access** (Доступные процессы). Откроется меню **Main processor menu** (Главное меню процессов), выбираем [1]. **Simple solution computation. Forces/Coefficients only** (Вычисление простого решения. Только Силы и Коэффициенты) (см. Рисунок 1.10).

```

"
" Main Menu
" |—>Main processor menu
"
"
[1]. Simple solution computation. Forces/Coefficients only

[2]. Alpha sweep computation
[3]. Beta sweep computation
[4]. Delta sweep computation

[5]. Roll rate sweep computation
[6]. Pitch rate sweep computation
[7]. Yaw rate sweep computation

Higher level methods
[10]. Zero lift drag prediction
[13]. Auto-trimmed simple solution.
[14]. Grid convergence study.
[15]. Find stall angle of attack.

[0]. Cancel

Enter choice from above please: 1

```

Рисунок 1.10 – Главное меню процессов

После этого Tornado попросит ввести **Enter Job IDentity tag (JID)** (Введите рабочий идентификатор), это имя файла, где будут храниться результаты. Введём имя – **krylo**.

После окончания расчёта, необходимо загрузить и просмотреть результаты.

1.6 Загрузка и обработка результатов

Для загрузки и отображения результатов расчёта, выберем пункт главного меню [7]. **Post processing, Result/Plot functions** (Пост-обработки и интерактивные операции) (см. Рисунок 1.1), загрузится меню **Tornado post processing functions** (Операции пост-обработки Tornado) (см. Рисунок 1.11).

```

"
" Main Menu
" |—>Tornado post processing functions
"
"-----"

[1]. Clear plots

[2]. Geometry plot
[3]. Solution plot, simple state

[5]. Solution plot, Alpha sweep
[6]. Solution plot, Beta sweep
[7]. Solution plot, Delta sweep
[8]. Solution plot, Roll rate sweep
[9]. Solution plot, Pitch rate sweep
[10]. Solution plot, Yaw rate sweep

[11]. Perform a trefftz plane analysis. (experimental).
[12]. Plot zero lift drag estimation
[13]. Plot derivative definitions.

[14]. Export simple state results to textfile.

[0]. Back / up menu

Enter type of plot: 3
"-----"

```

Рисунок 1.11 – Настройки выходных данных

В этом меню выбираем [3]. **Solution plot, simple state**. Tornado попросит ввести **JID**, вводим **krylo**.

Загрузятся картинки с результатами расчёта:

1. Геометрия крыла в плане (см. Рисунок 1.12).
2. Три основных вида и изометрия (см. Рисунок 1.13).
3. Сгенерированные вихри на крыле (см. Рисунок 1.14).
4. Таблица значений основных показателей: подъёмная сила, коэффициенты сопротивления и подъёмной силы и т.д. (см. Рисунок 1.15).
5. Распределение перерезывающей силы по размаху (см. Рисунок 1.16).
6. Распределение изгибающего момента по размаху (см. Рисунок 1.17).

7. Погонная нагрузка на крыло (см. Рисунок 1.18).
8. Распределение коэффициента давления (см. Рисунок 1.19).

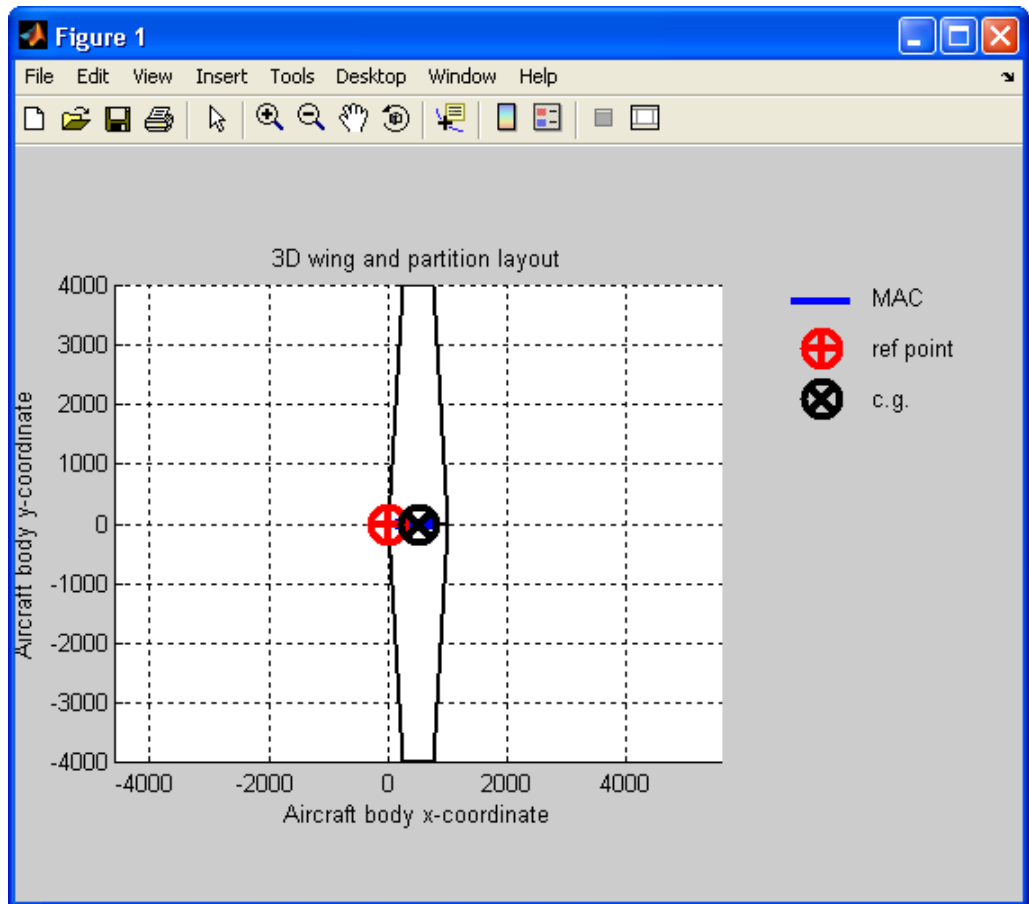


Рисунок 1.12 - Геометрия крыла в плане

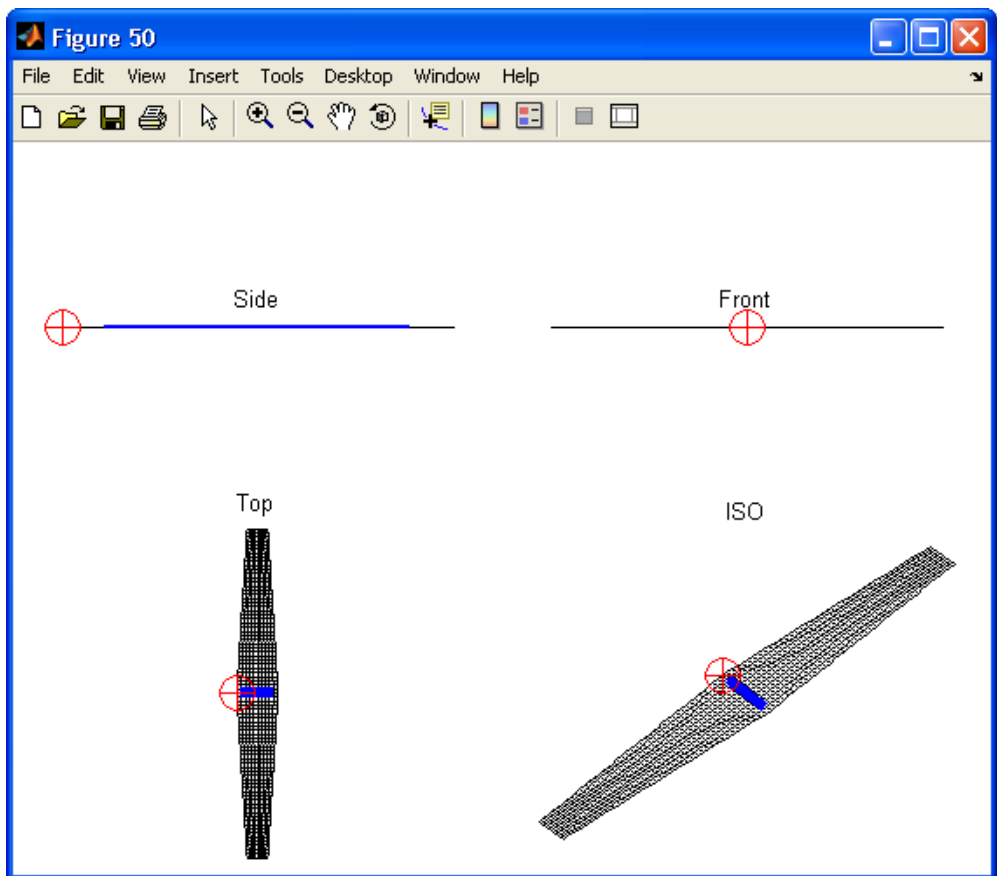


Рисунок 1.13 – Основные виды крыла

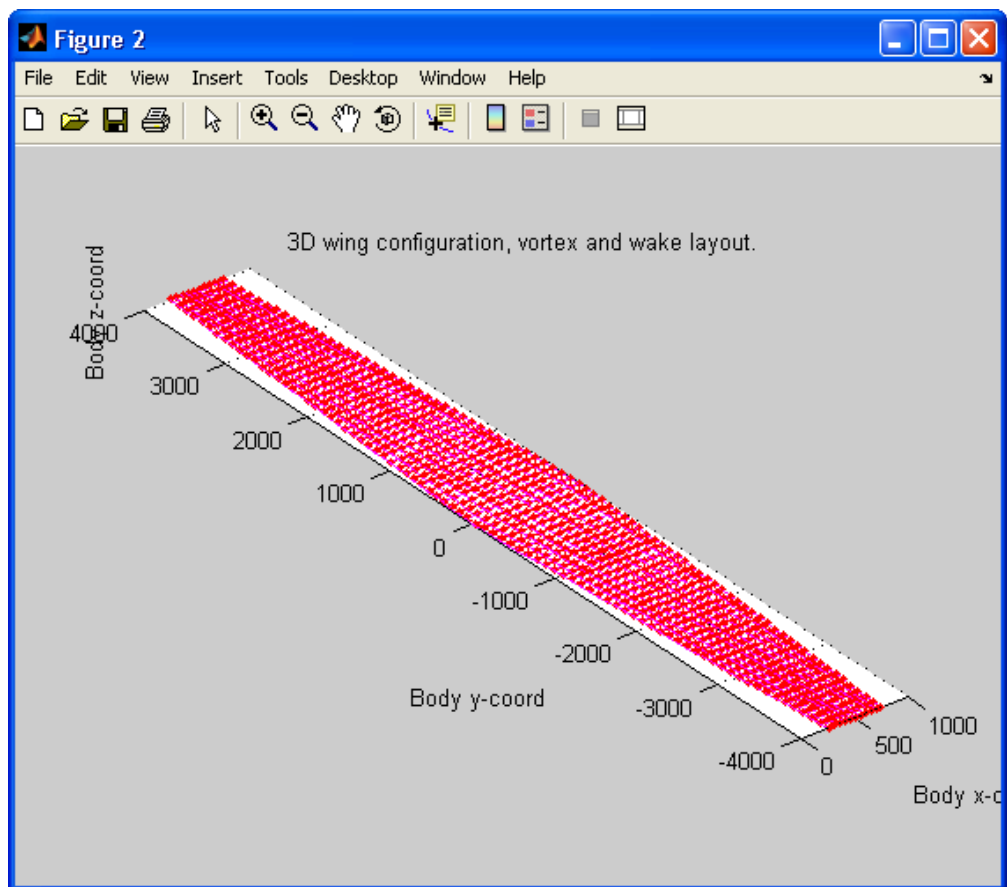


Рисунок 1.14 - Сгенерированные вихри

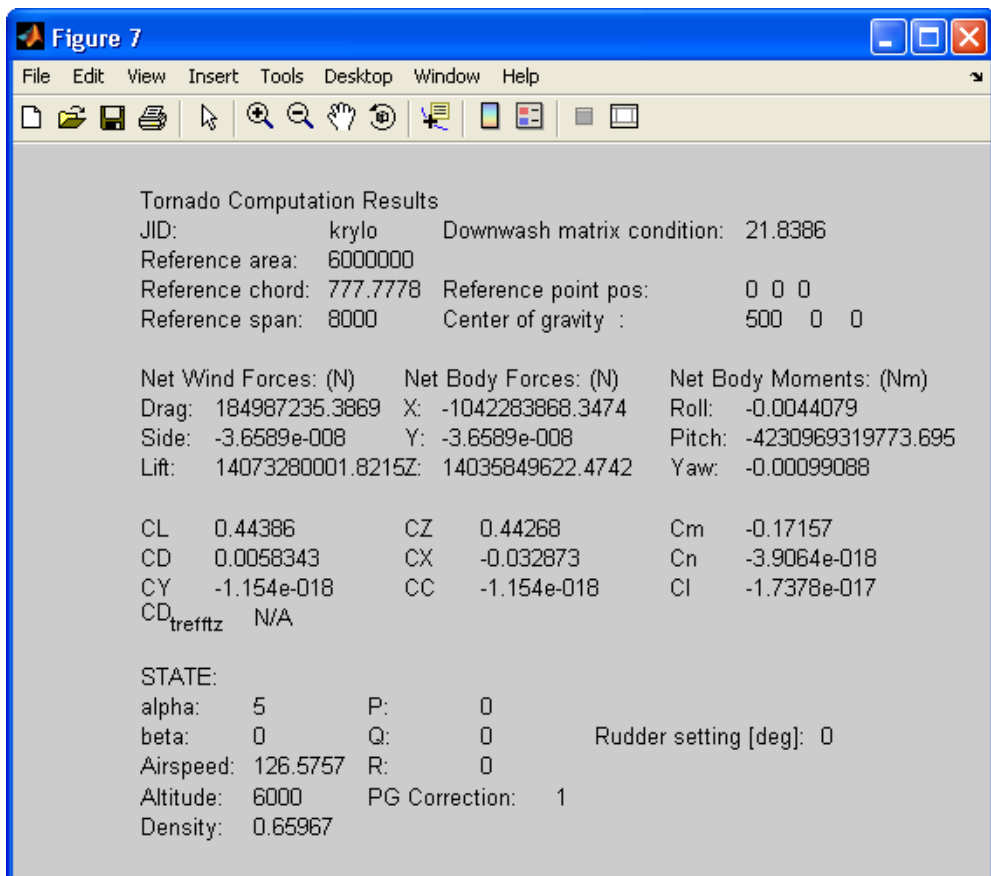


Рисунок 1.15 - Таблица значений основных показателей

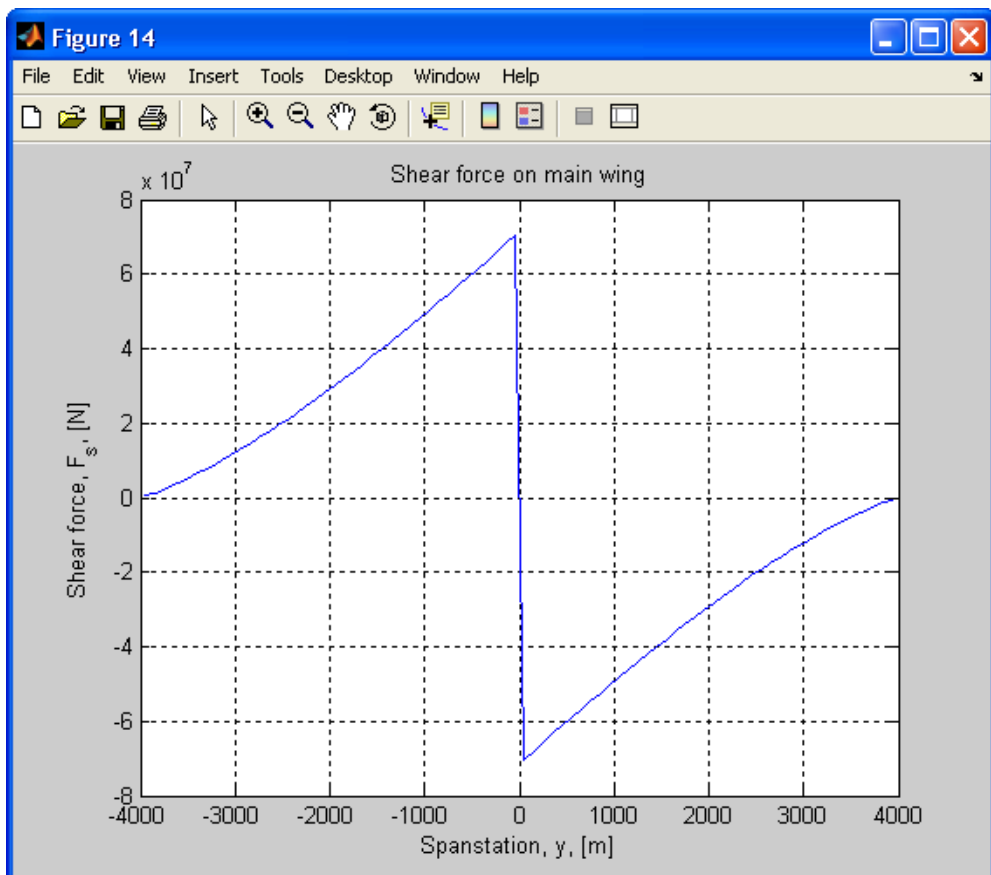


Рисунок 1.16 - Распределение перерезывающей силы

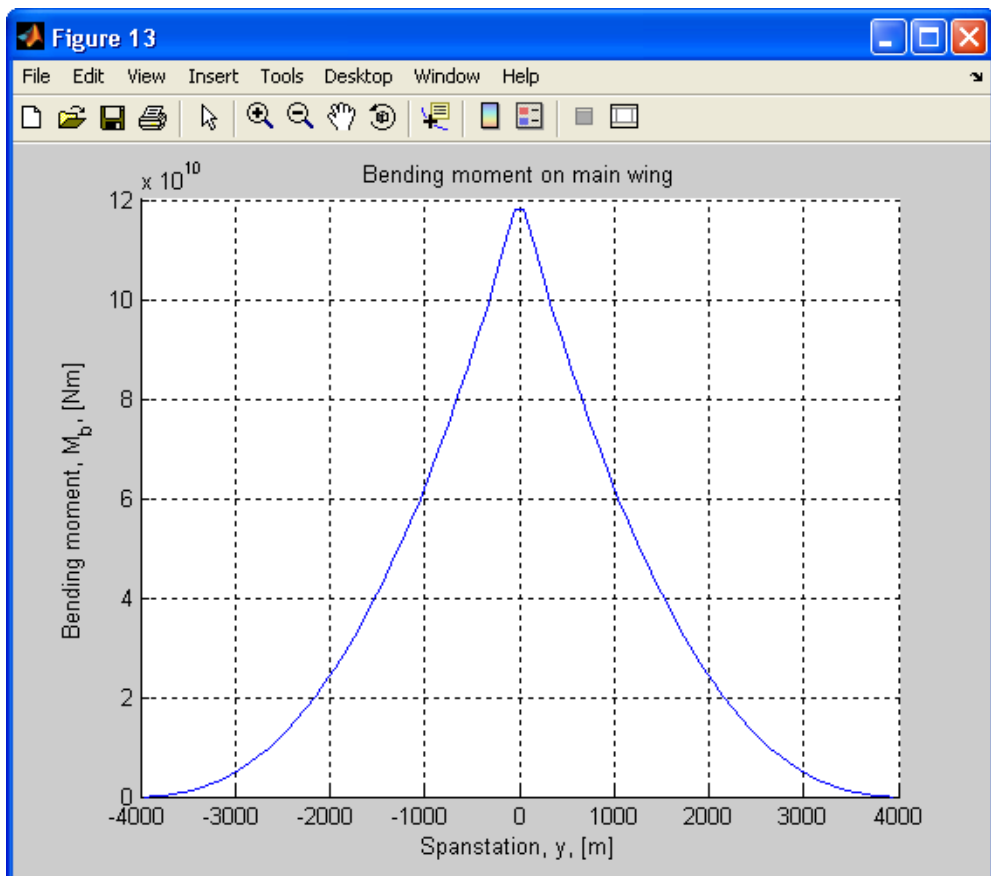


Рисунок 1.17 - Распределение изгибающего момента

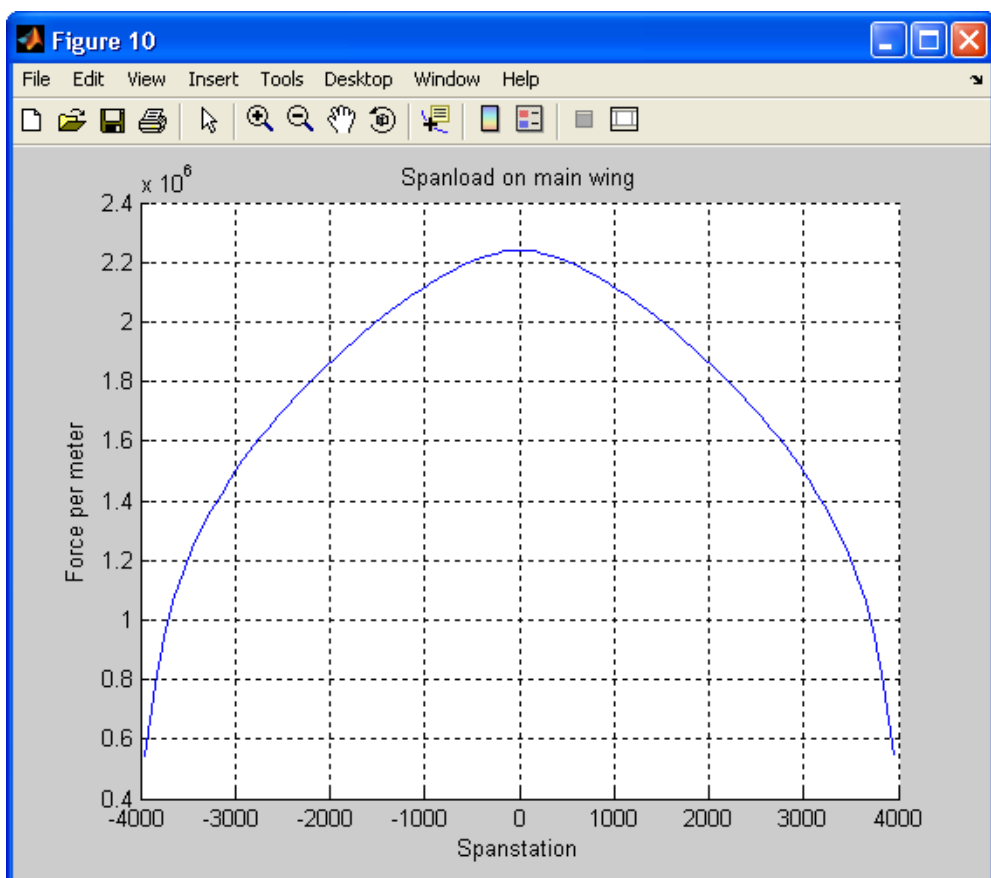


Рисунок 1.18 - Погонная нагрузка на крыло

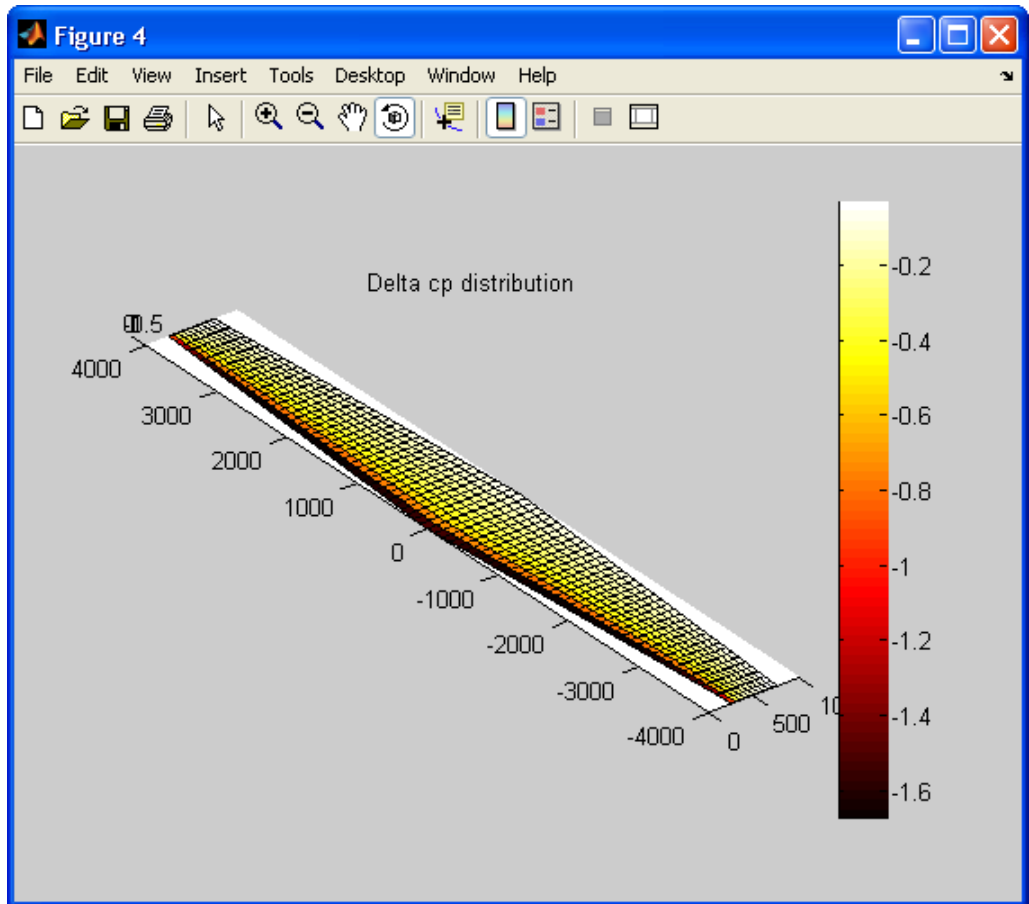


Рисунок 1.19 - Распределение коэффициента давления

Учебное издание

**СИЛОВОЙ АНАЛИЗ
АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ**

Методические указания

Составители: ***Комаров Валерий Андреевич***
Вырыпаев Артём Александрович
Кузнецов Антон Сергеевич
Одинцова Людмила Владиславовна

Редактор _____

Доверстка _____

Самарский государственный
аэрокосмический университет.
443086, Самара, Московское шоссе, 34.

Изд-во Самарского государственного
Аэрокосмического университета.
443086, Самара, Московское шоссе, 34.