

## Раздел 5.3

# Статическая аэроупругость Пример 2 – Продольная балансировка ЛА с прямым крылом



# Цели

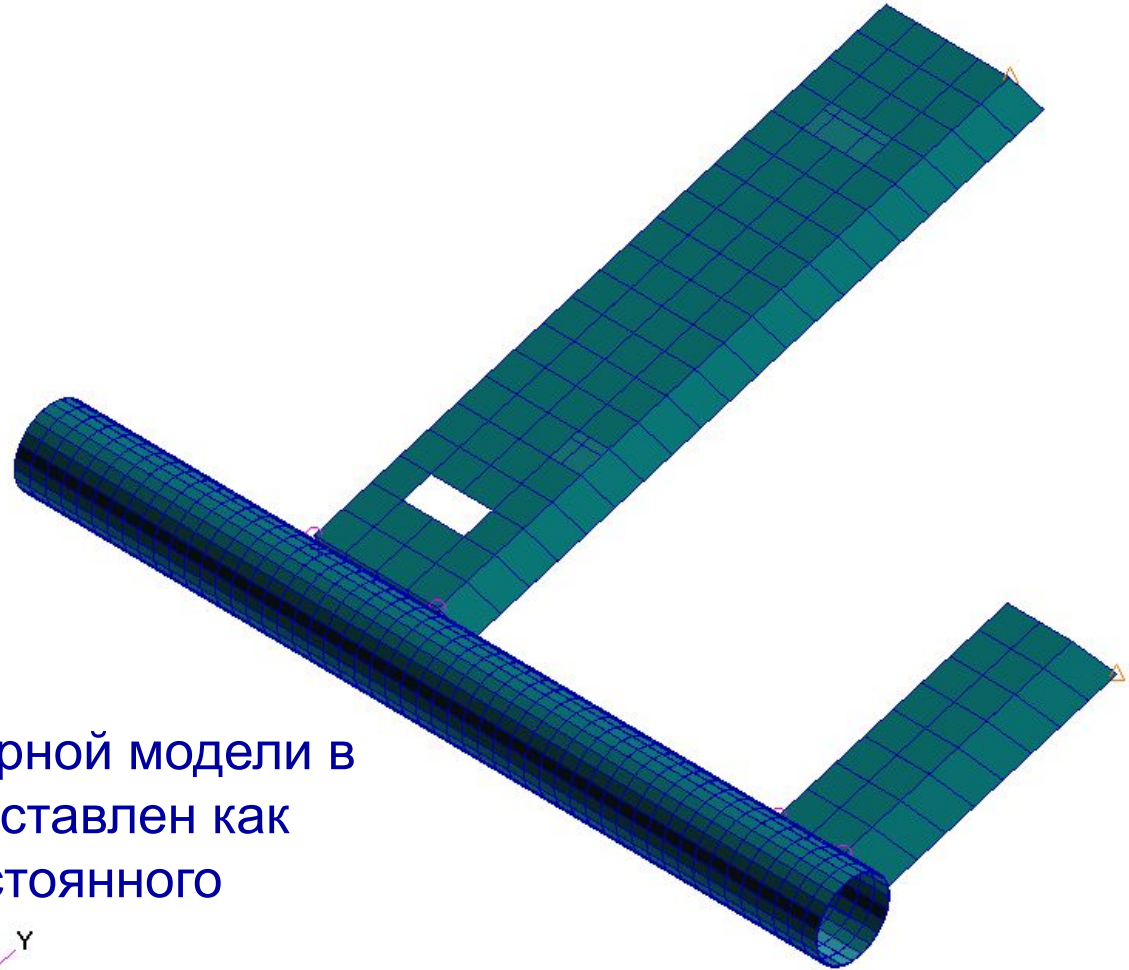
- Это упражнение демонстрирует расчет продольной балансировки ЛА с прямым крылом.
- Основная цель – описать создание сплайнов для очень сложных конструкций.
- Показать дополнительную схему успешного создания сплайнов.
- Продемонстрировать эффект «бедных» сплайнов.
- Объяснить некоторые передовые функции постпроцессора, такие как loads browser (браузер нагрузок).

# Конструкция ЛА: основные данные

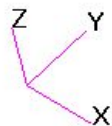
- Единицы измерения: СИ: Н, м, с
- Размах консоли крыла: 9м
- Длина хорды: 1.3м
- Передняя кромка крыла: 0.3м от точки отсчета
- Носок: 1.5м от точки отсчета
- Длина фюзеляжа: 5.2м

# Конструкция ЛА: обзор

- Имеется симметрия относительно
- Нет вертикальных аэродинамических
- Управляющие “приварены”



Визуализация структурной модели в Patran, фюзеляж представлен как однородная балка постоянного сечения.

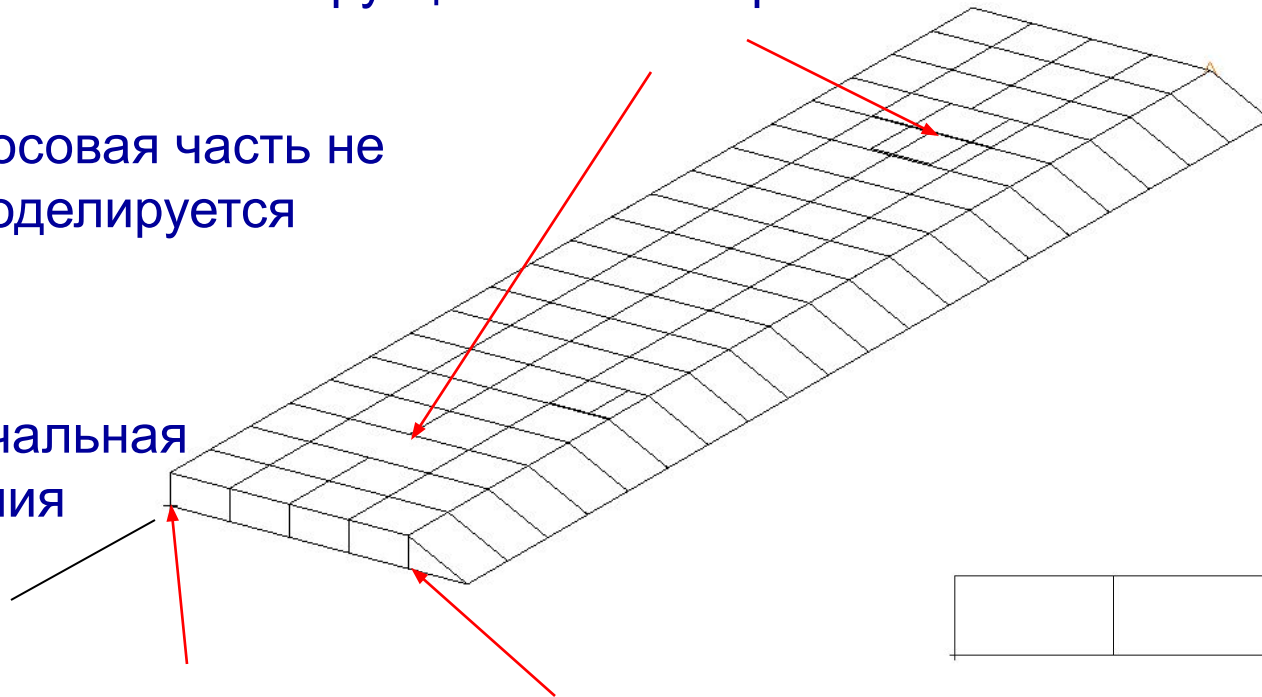


# Конструкция ЛА: консоль

Конструкционные отверстия

Носовая часть не моделируется

Начальная линия

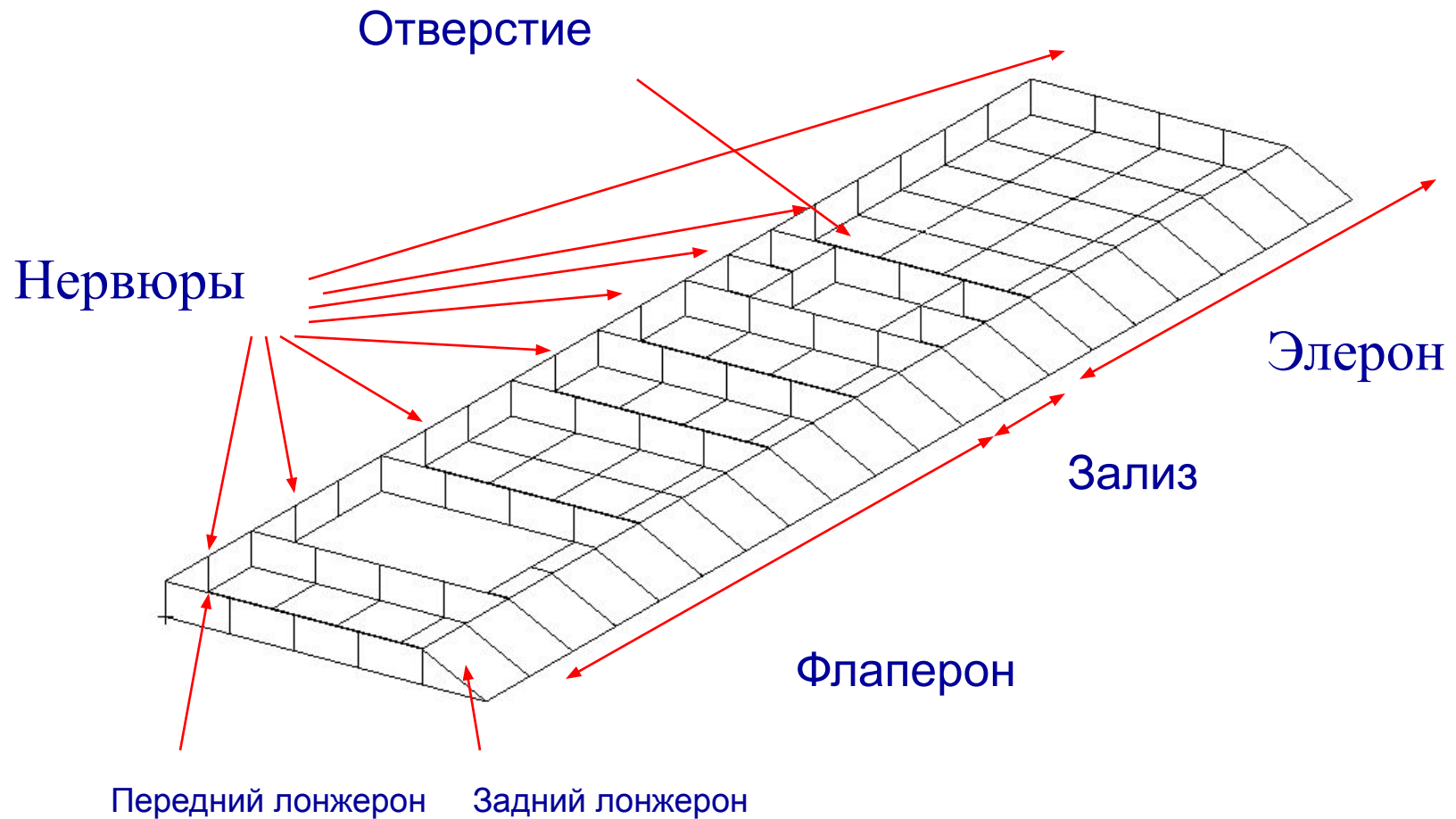


Передний лонжерон    Задний лонжерон

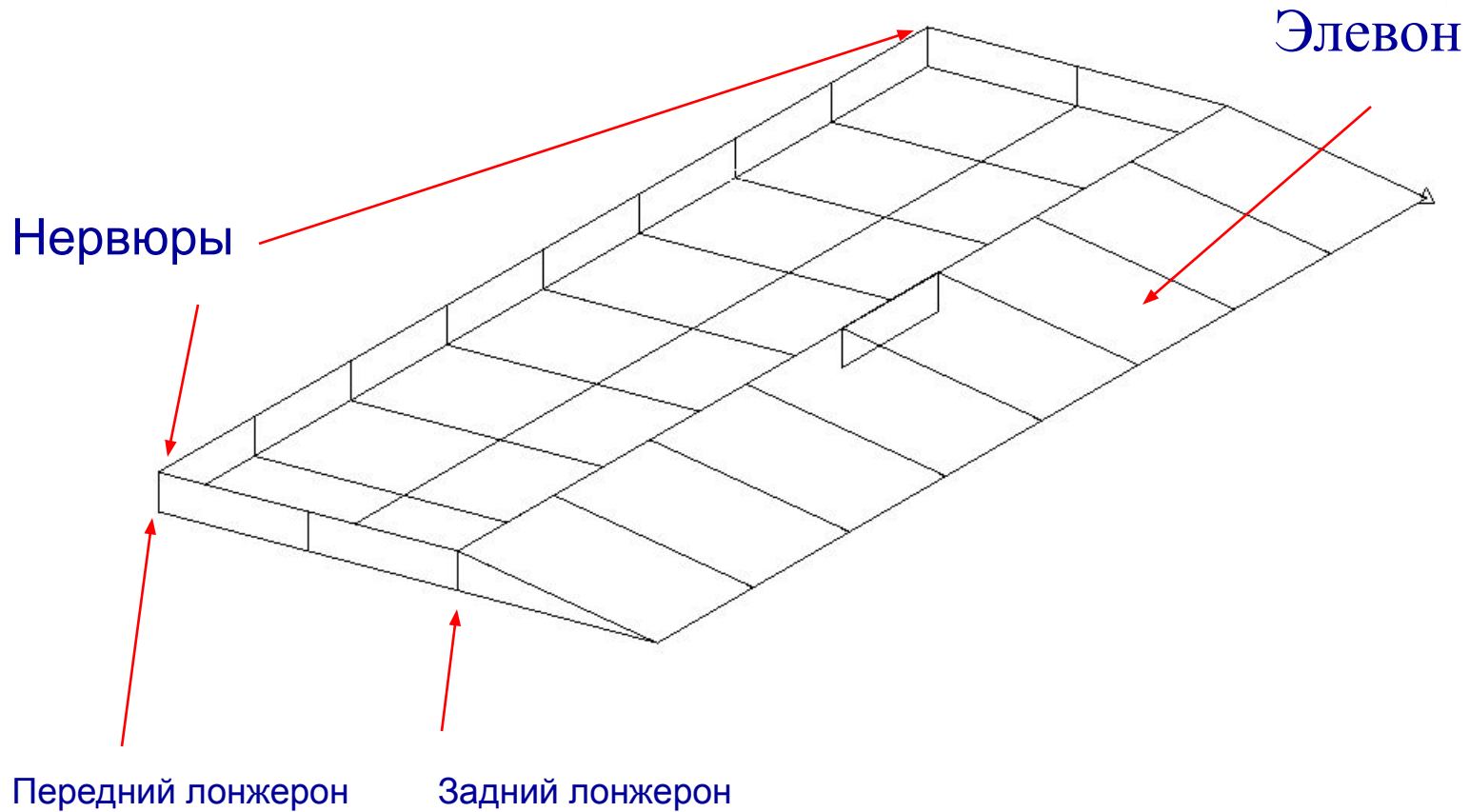


Профиль крыла в плане

# Конструкция ЛА: элементы консоли крыла

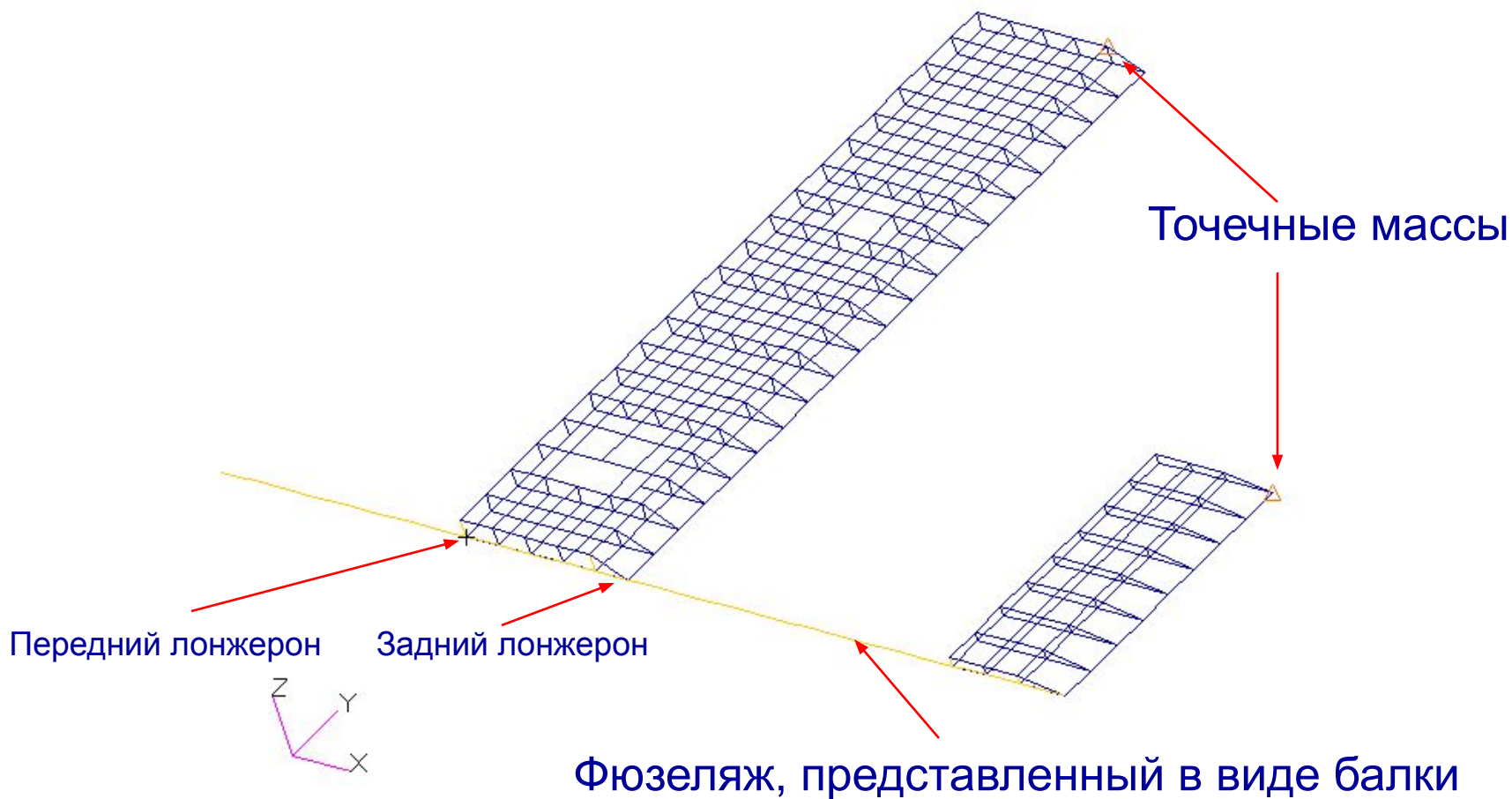


# Конструкция ЛА: элементы хвостовой части





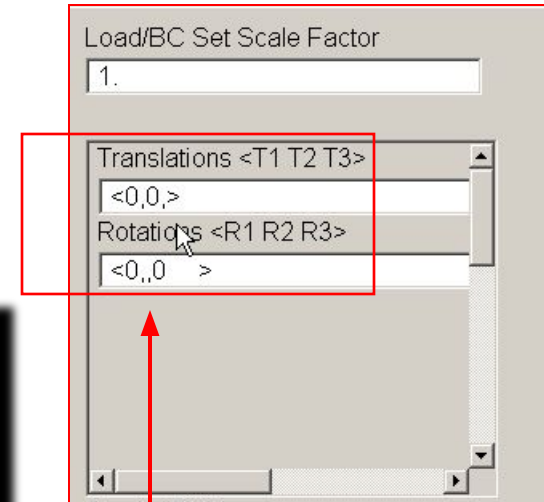
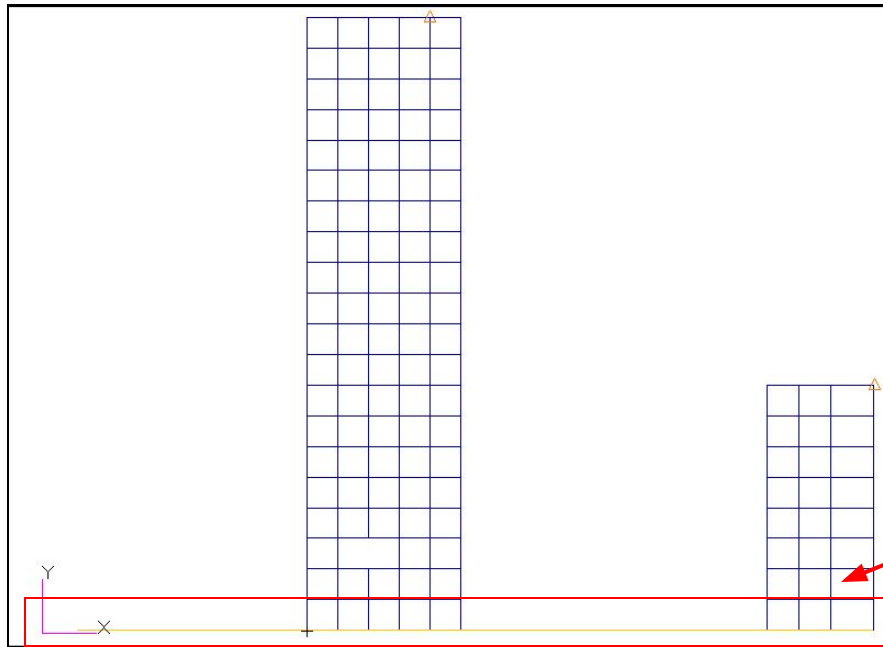
# Конструкция ЛА: элементы фюзеляжа



# Конструкция ЛА: граничные условия

## Граничные условия

- Определение граничных условий
- Определение случая нагружения



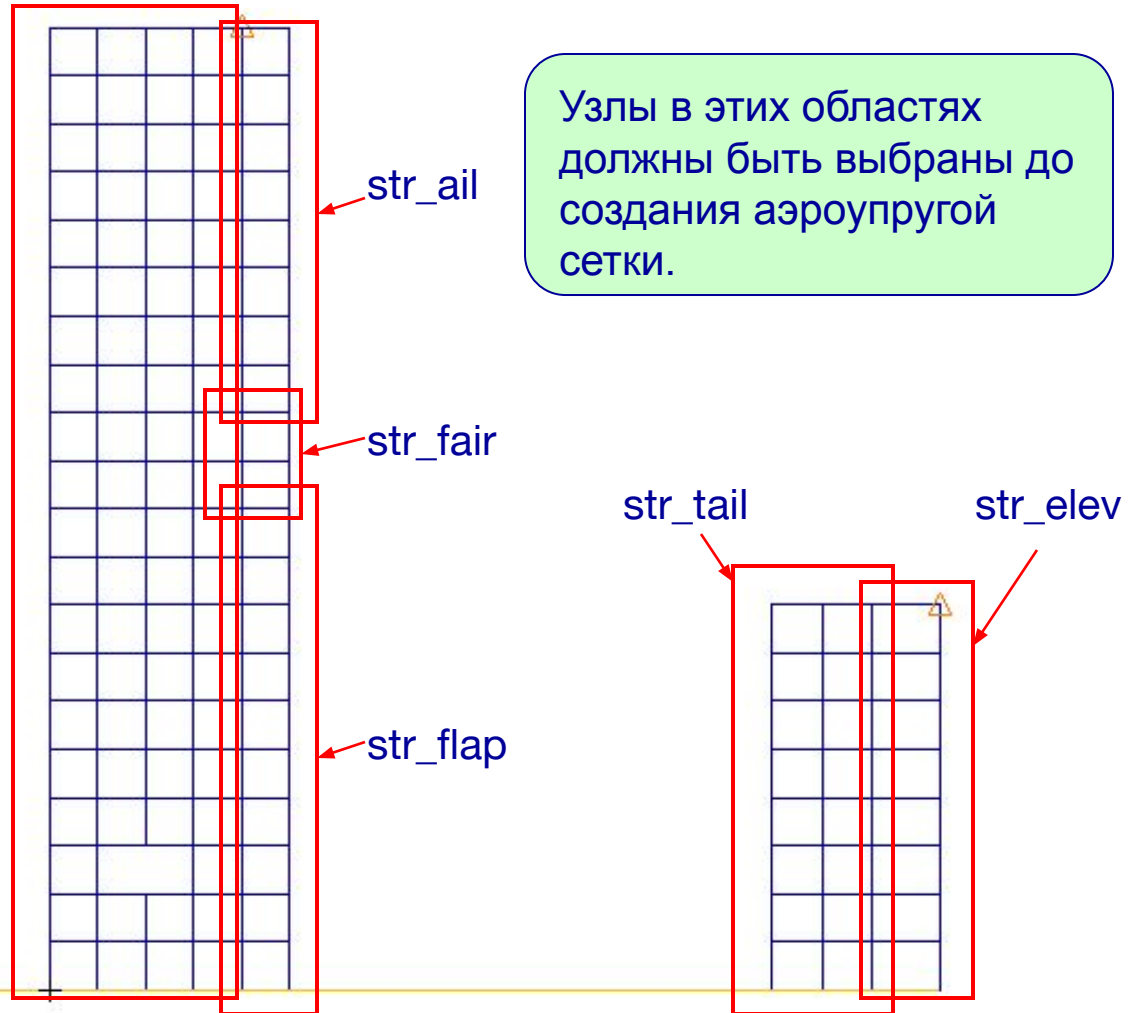
Условия симметрии относительно плоскости XZ, плюс осевые граничные условия

# Рекомендуемые группы узлов для создания сплайцнов

Группы:

- Существенным в создании групп, является правильность распределения структурных узлов по группам.
- Рекомендуется использовать префикс: **str\_** (используя префиксы легче ориентироваться в многообразии различных групп)

Узлы в этих областях должны быть выбраны до создания аэроупругой сетки.



# Упражнение 2а: задания

- Создайте новую базу данных
- Импортируйте 'sol\_example1a\_trim.bdf' – файл базы данных MSC.Nastran
- Рассмотрите следующие варианты создания сплайнов на структурной модели:
  - ◆ Связать сплайнами все узлы конструкции
  - ◆ Связать сплайнами все узлы лежащие в плоскости аэродинамической сетки, например, такие как нижняя поверхность крыла.
  - ◆ Связать сплайнами только узлы силовой конструкции – лонжероны, нервюры и т.д.
- Разделите конструкцию на группы для создания сплайнов.

# Упражнение 2а: задания

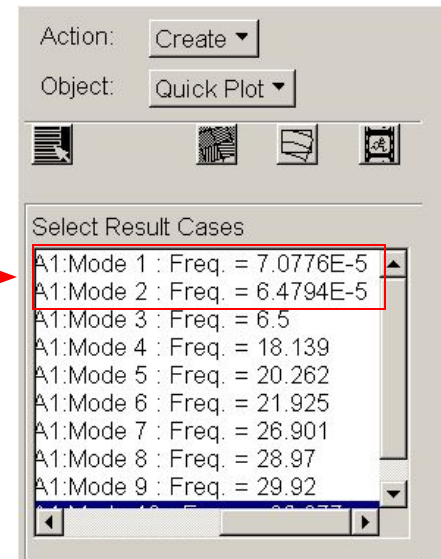
- Выберите расчетный случай 'LEVEL\_FLIGHT\_CASE\_1'
  - ◆ Сделайте его текущим и проверьте связи наложенные на перемещение.
- Запустите из Patran расчет на собственные значения.
  - ◆ SOL 103 в Analysis Analyze Model/Entire Model/Full Run
  - ◆ Выберите расчетный случай 'LEVEL\_FLIGHT\_CASE\_1' и отмените выбор 'Default', убедитесь, что наложены условия симметрии.

# Упражнение 2а: задания

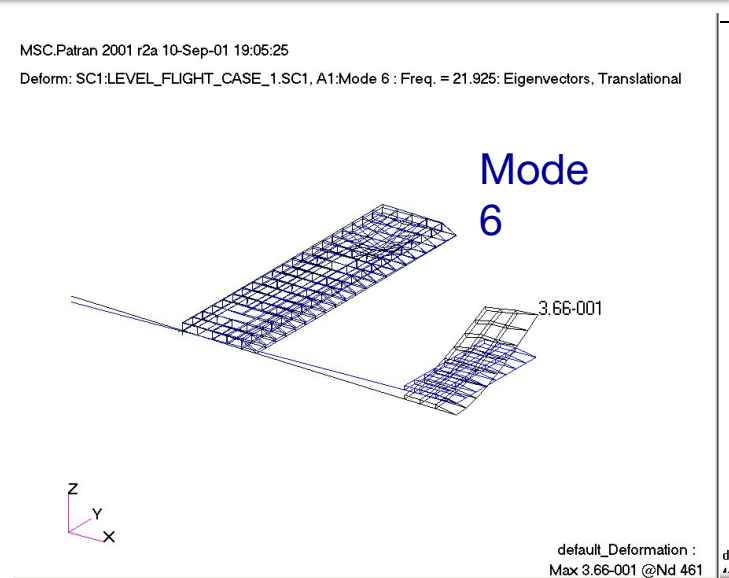
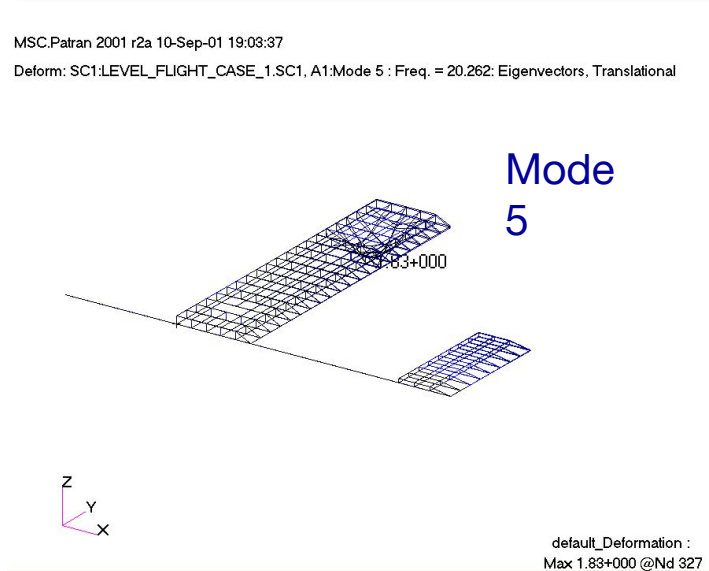
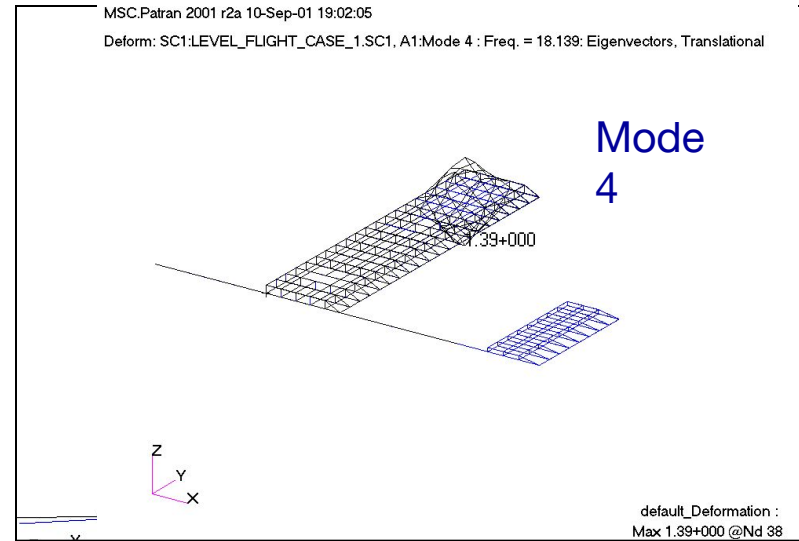
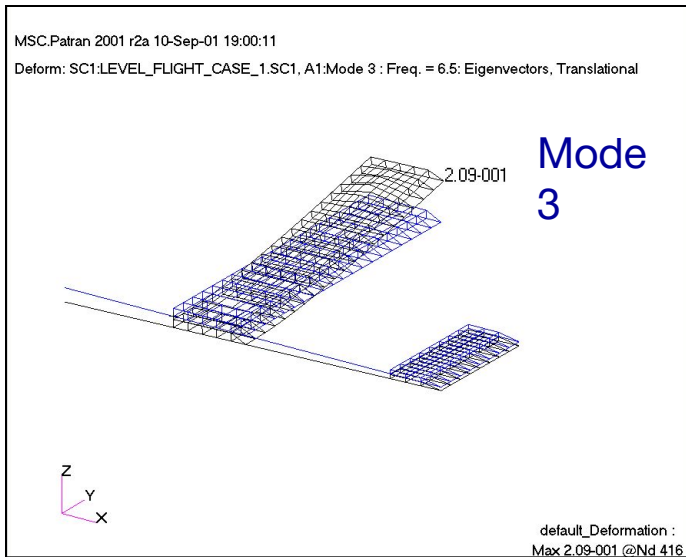
- Посмотрите файл .f06
  - ◆ Определите
    - 2 твердотельных тона – имеется тангаж и свободное перемещение ( $R_y$  и  $U_z$ )
    - Упругие тона
- Подключите файл .xdb в MSC.Patran
  - ◆ Определите
    - 2 твердотельных тона
    - Значимые упругие тона
    - Остальные упругие тона – для чего они нужны?

# Упражнение 2а: результаты

- Полученные результаты
  - ◆ 2 твердотельных тона
  - ◆ Значимые упругие тона 3 и 6
  - ◆ Другие упругие тона



# Упражнение 2а: результаты

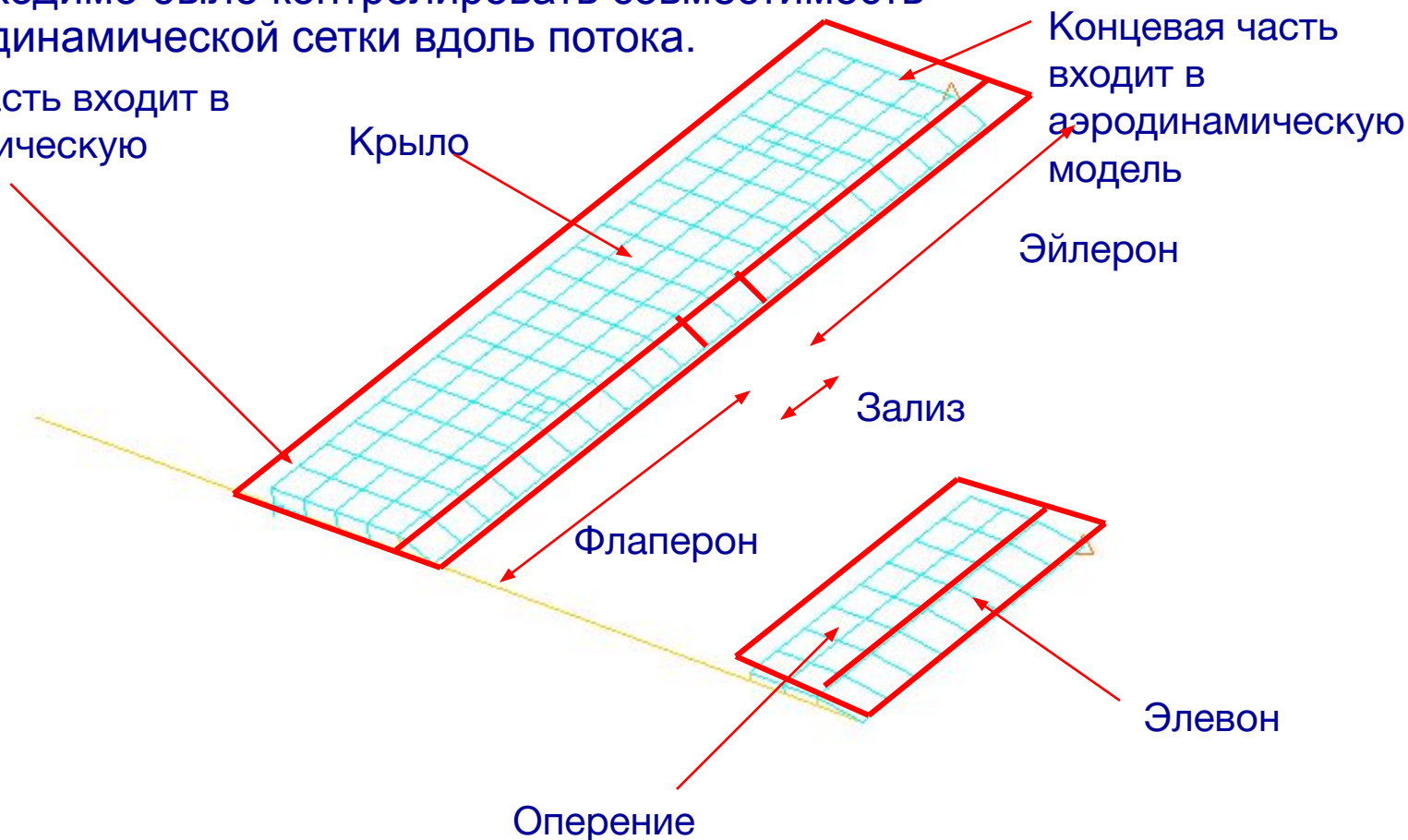




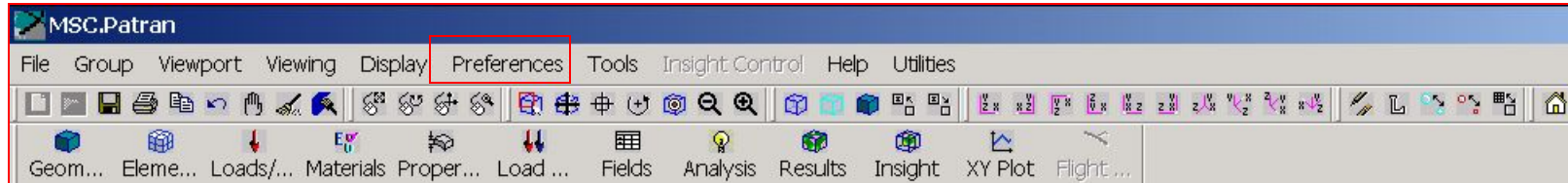
# Аэродинамическая модель: введение

- Возможно множество вариантов создания аэродинамических поверхностей. Здесь управляющая поверхность на аэродинамической сетке определена самостоятельно, поэтому необходимо было контролировать совместимость аэродинамической сетки вдоль потока.

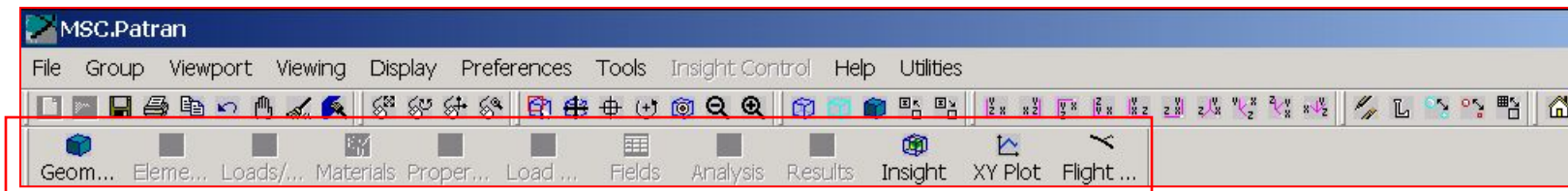
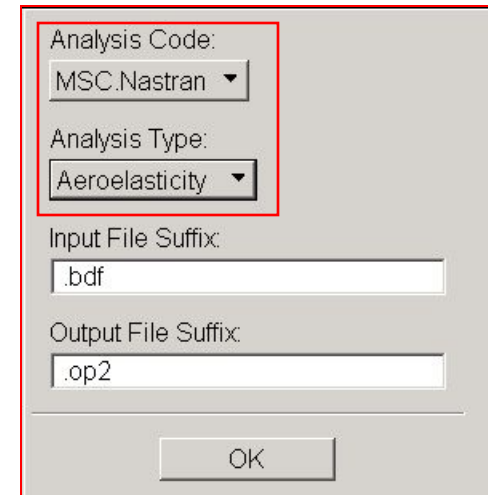
Носовая часть входит в аэродинамическую модель



# Выбор модуля FlightLoads

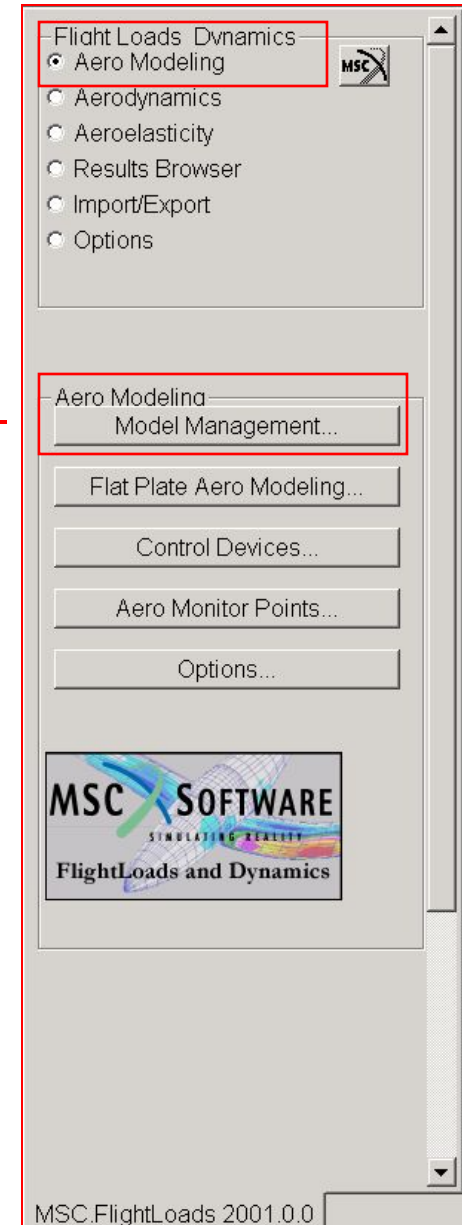
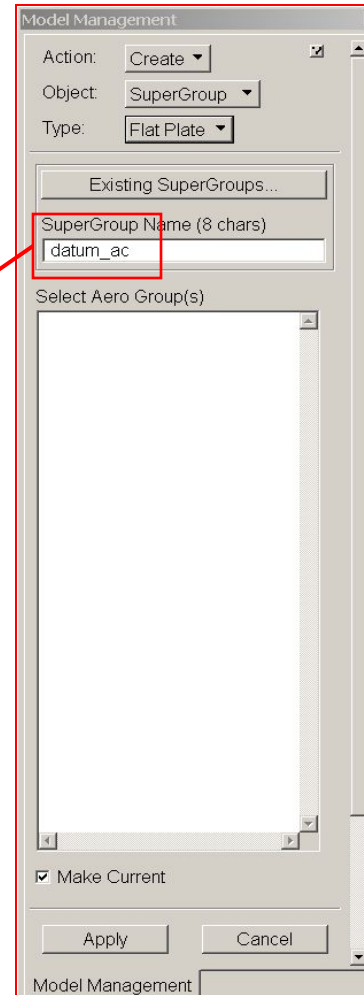


- Выбор модуля FLDS, зайдите в меню Preferences / Analysis и выберите в Analysis Code и Type значения, показанные на рисунке.
- Меню FLDS заменило стандартные меню в MSC.Patran.



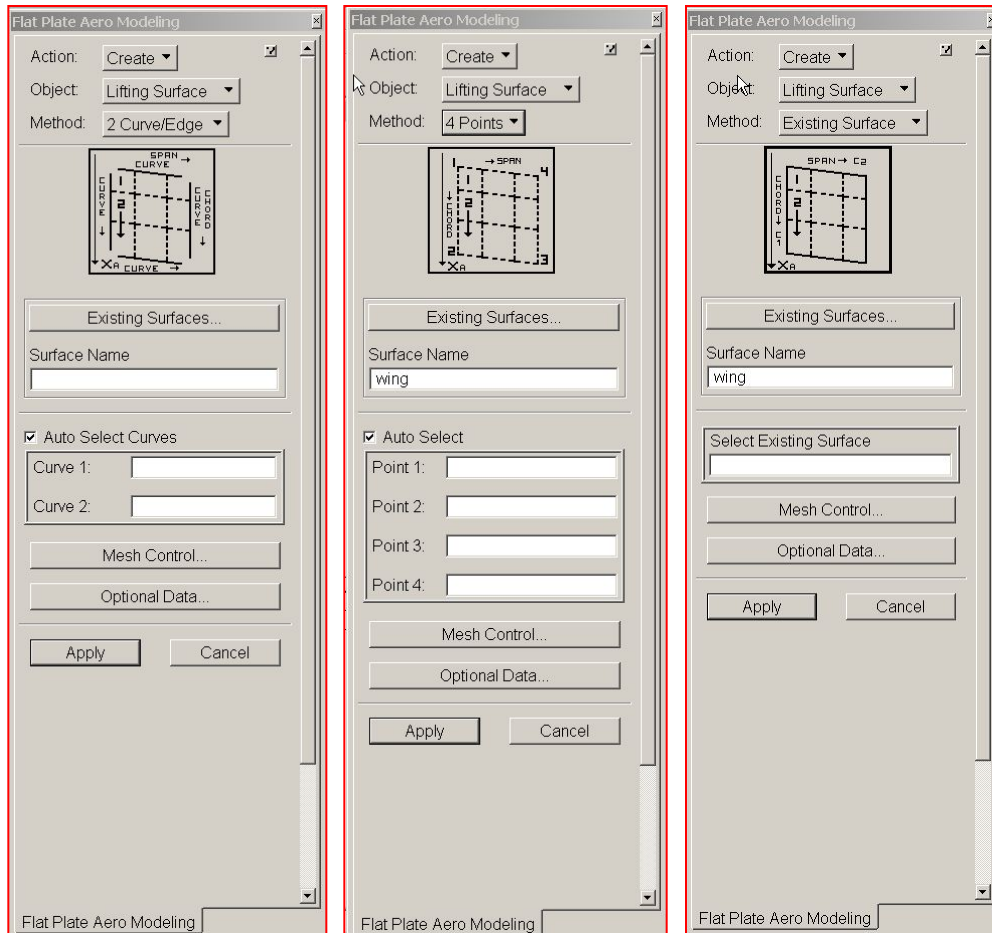
# Управление моделью

- Главное меню FLDS показано на рисунке справа.
- Здесь представлена образец последовательности выполняемых действий .
- Выберите для начала работы, Aero Modeling.
- Создайте супергруппу „datum\_ac“.



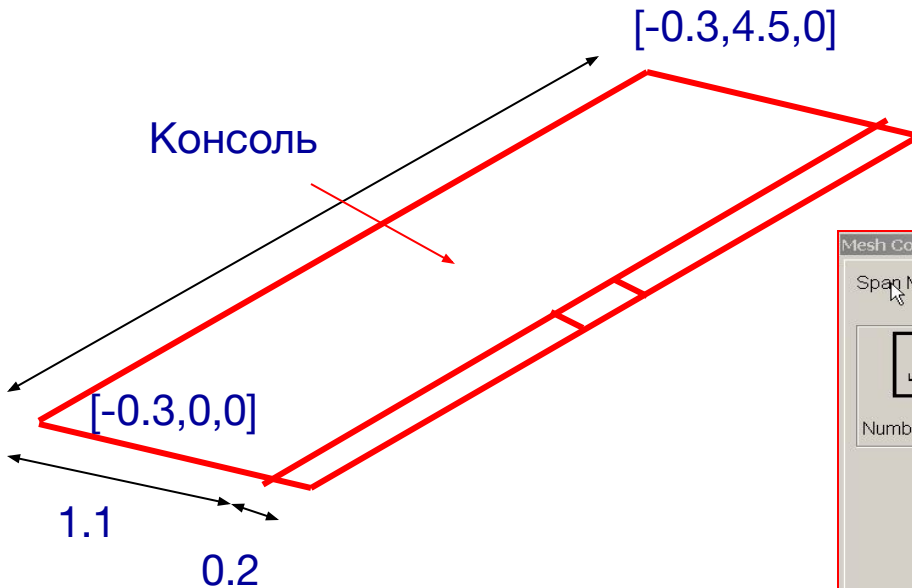
# Создание панелей

- Затем выберите Flat Plate Aero Modeling  
Используйте любой из этих методов

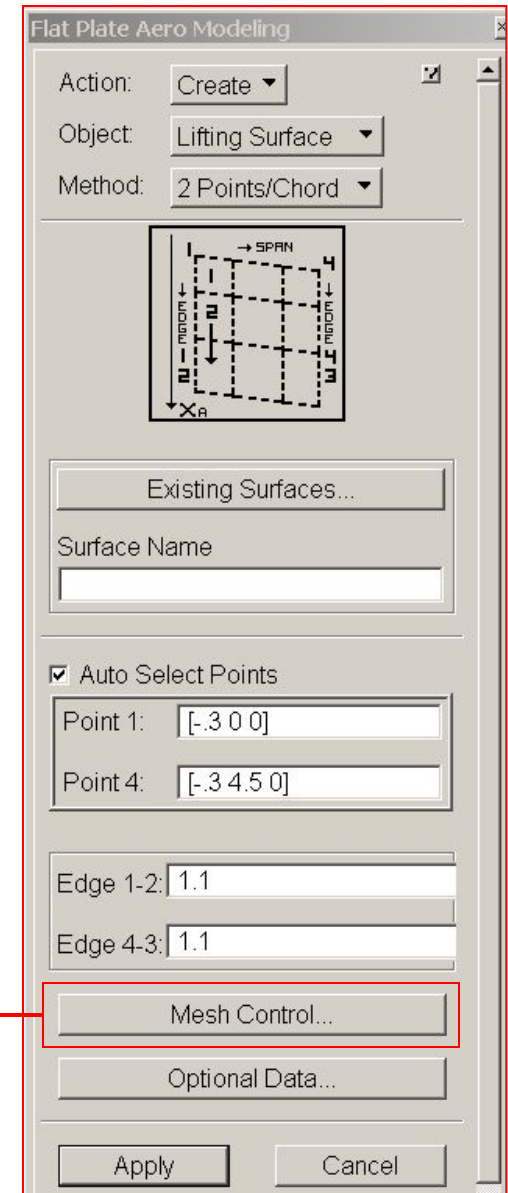
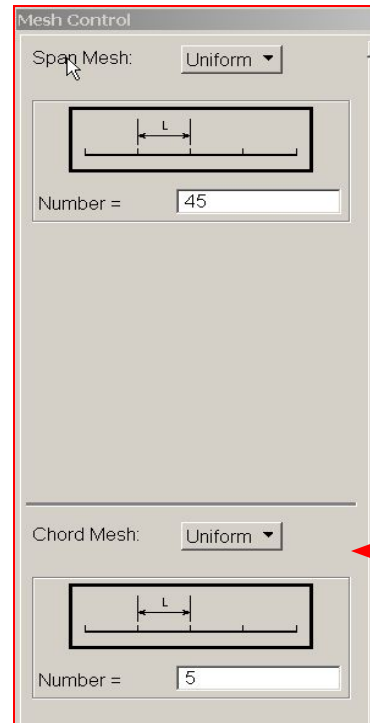


# Подъемные поверхности: геометрия

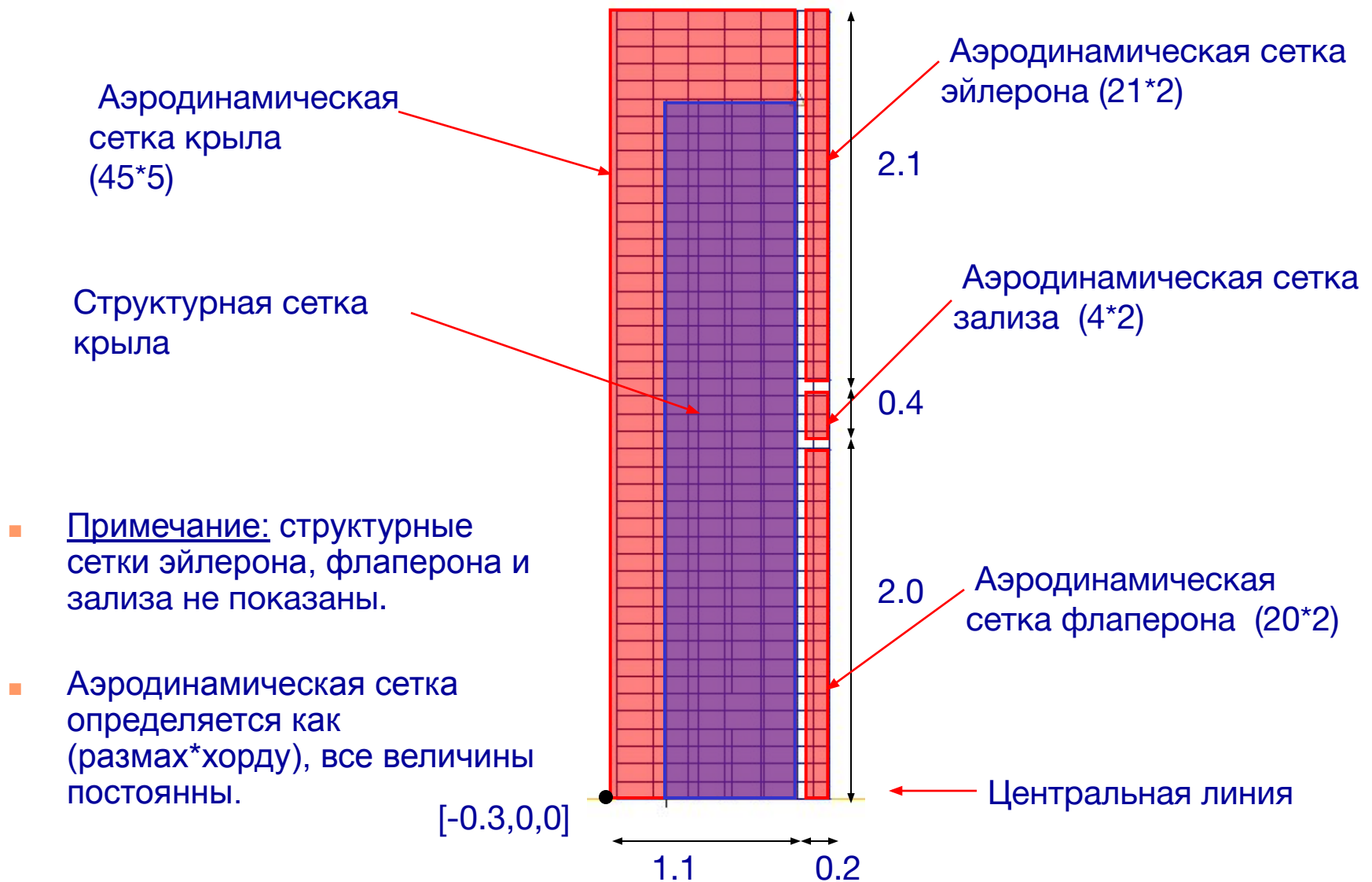
- Размах консоли крыла: 9.0 м
- Хорда: 1.3 м
- Передняя кромка крыла : 0.3 м от начальной линии



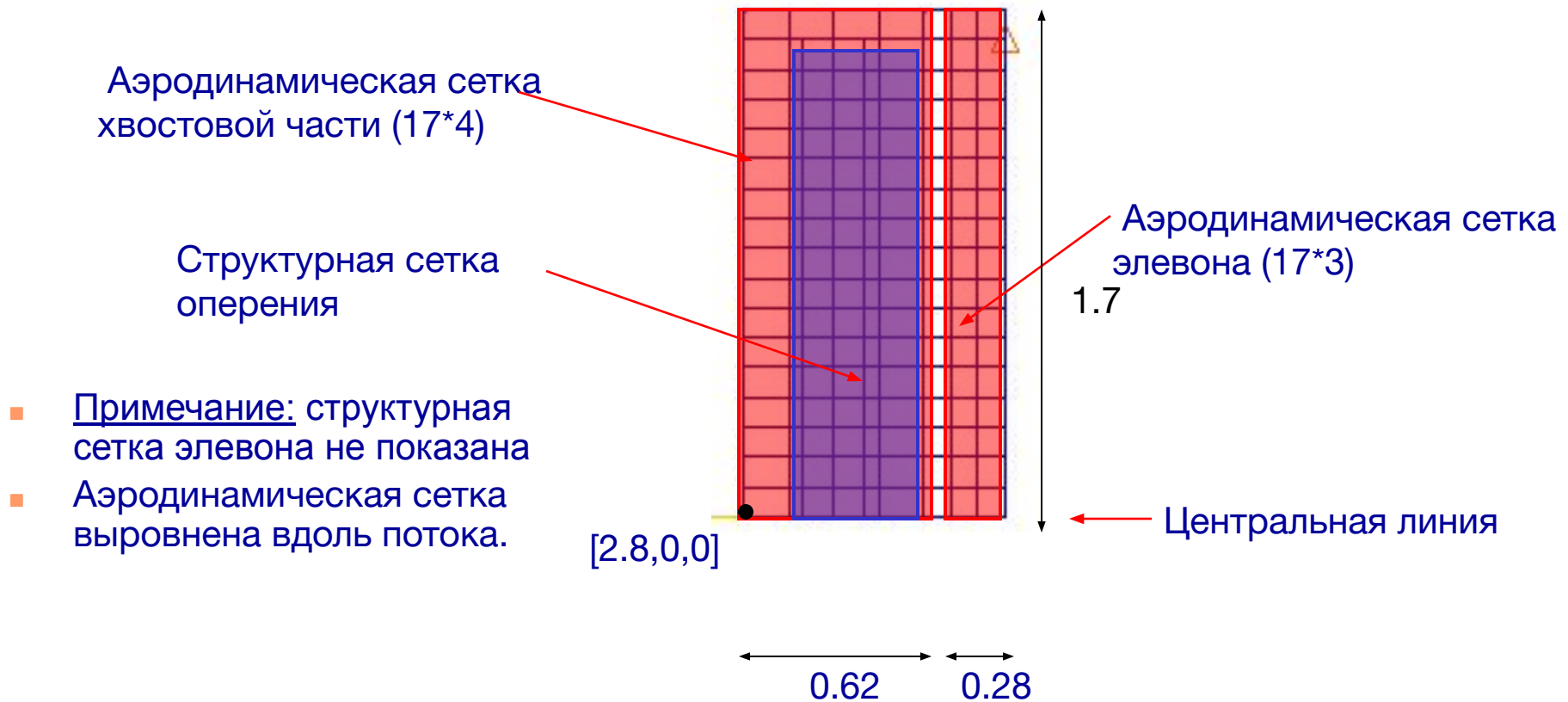
- Примечание: здесь вполне уместна высокая плотность aerодинамической сетки.



# Аэродинамическая сетка



# Аэродинамическая сетка хвостовой части





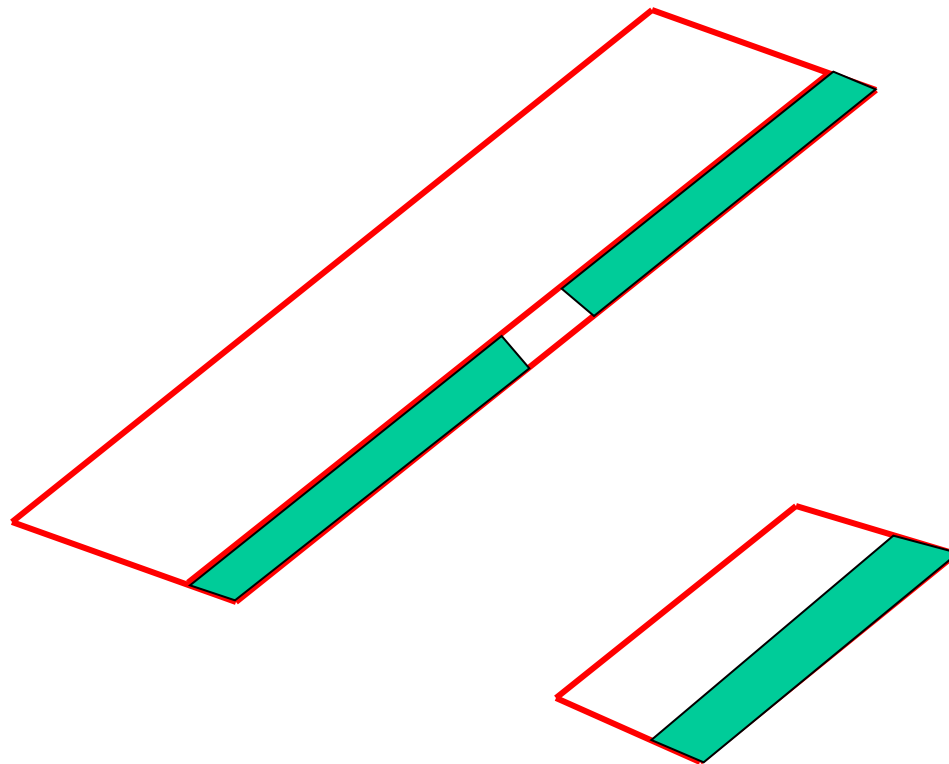
# Упражнение 2b: задания

- Создать аэродинамические сетки для:
  - ◆ Крыла
  - ◆ Флаперона
  - ◆ Элерона
  - ◆ Зализа
  - ◆ Оперения
  - ◆ Элевона
- Выбрать плотность аэродинамической сетки, отвечающую условию совместимости вдоль потока.



# Управляющие плоскости

- Флаперон
- Элерон
- Элевон



# Создание управляющих плоскостей

The image displays the MSC FlightLoads software interface for creating control surfaces. The main dialog box, titled "Create Control Surface", is the central focus. It includes the following fields and options:

- Action:** Create
- Object:** Control Surface
- Method:** Lifting Surface
- Existing Control Surfaces...** (button)
- Control Surface Name:** ct\_ail
- Select Component(s):** A list box containing "ail", "elev", "fair", and "flap", with "ail" selected.
- Hinge Line:** Coord 1
- Reference Chord Length:** 0.2
- Reference Area:** 0.42
- Optional Limits...** (button)
- Buttons:** Apply, Cancel

Three smaller dialog boxes are shown, each with "Auto Select Points" checked:

- Top Dialog:** Origin: Point 12, Point on Hinge Line: Point 6.
- Middle Dialog:** Point 1: Node 100192, Point 2: Node 110032.
- Bottom Dialog:** Point 1: Point 6, Point 2: Point 13, Point 3: Point 11, Point 4: Point 12.

A fourth dialog box, "Hinge Moment", is located at the bottom left:

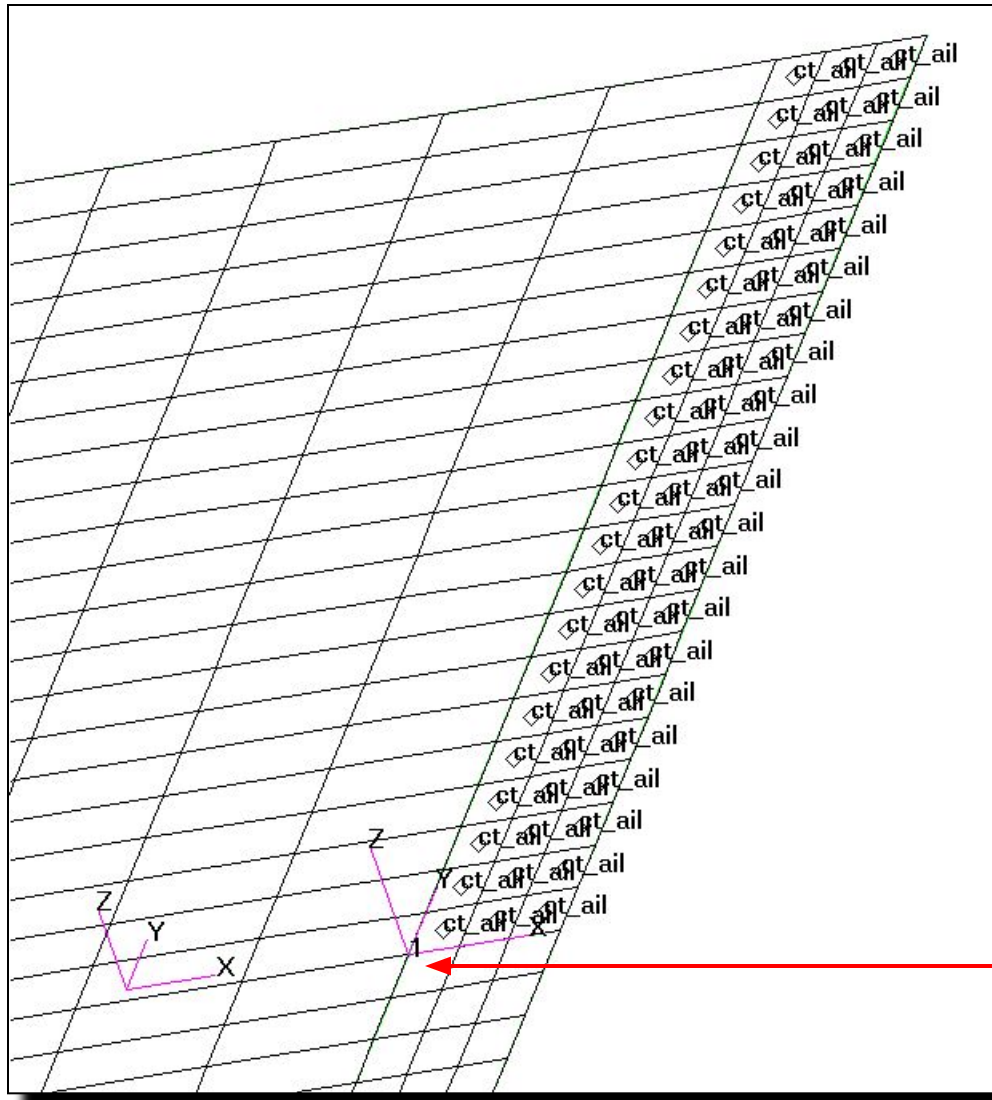
- Hinge Moment:** Lower: -1000, Upper: 1000
- Position:** Lower: -.262, Upper: 0.262
- Buttons:** OK, Cancel

The right sidebar shows the software's menu structure:

- Flight Loads Dynamics** (expanded)
  - Aero Modeling** (selected)
  - Aerodynamics
  - Aeroelasticity
  - Results Browser
  - Import/Export
  - Options
- Aero Modeling
  - Model Management...
  - Flat Plate Aero Modeling...
  - Control Devices...** (highlighted)
  - Aero Monitor Points...
  - Options...

MSC SOFTWARE logo and "FlightLoads and Dynamics" text are visible at the bottom of the sidebar.

# Управляющая плоскость: элерон



Маркеры управляющей поверхности

В этой модели мы используем:

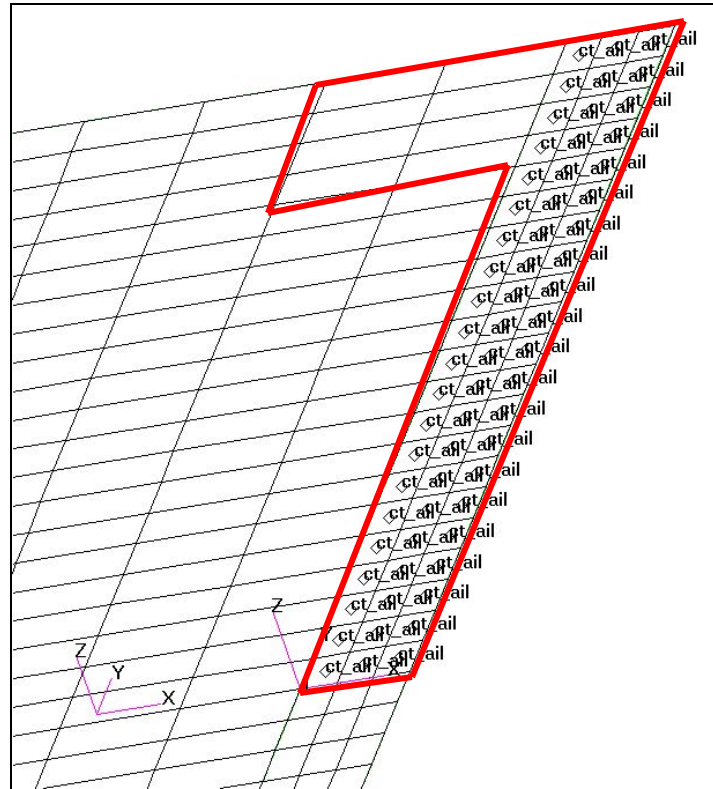
- ct\_ail
- ct\_flap
- ct\_elev

Маркер координатной системы шарнира

# Управляющая плоскость: альтернативный элерон

- Альтернативное решение:

Мы можем создать на крыле одну сплошную аэродинамическую сетку и создать управляющую плоскость путем индивидуального выбора аэродинамических элементов



Action: Create

Object: Control Surfaces

Method: Linear

Existing Control Surfaces...

Control Surface Name  
ct\_ail

Lifting Surface  
 Surface Boxes

Select Elements

Hinge Line  
Coord 3

Reference Chord Length  
0.28

Reference Area  
2.46097

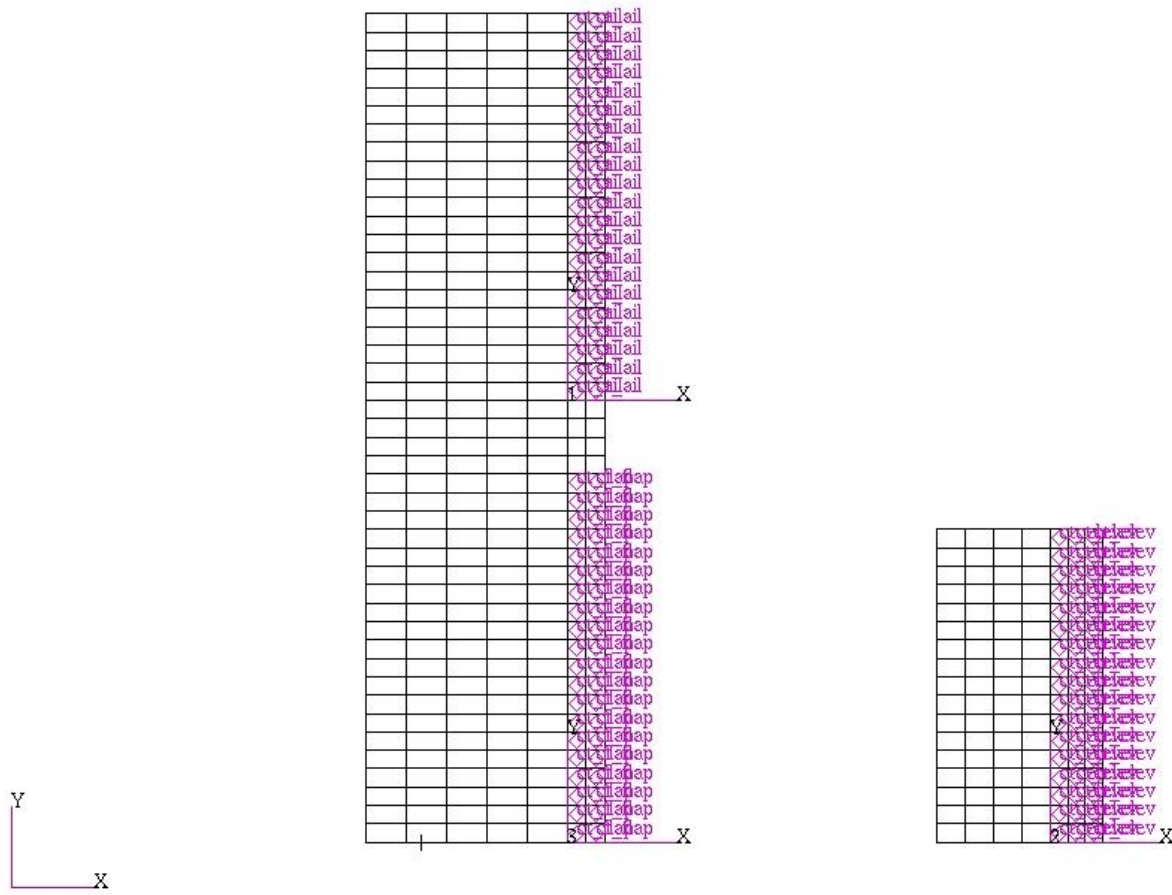
Optional Limits...

Apply Cancel

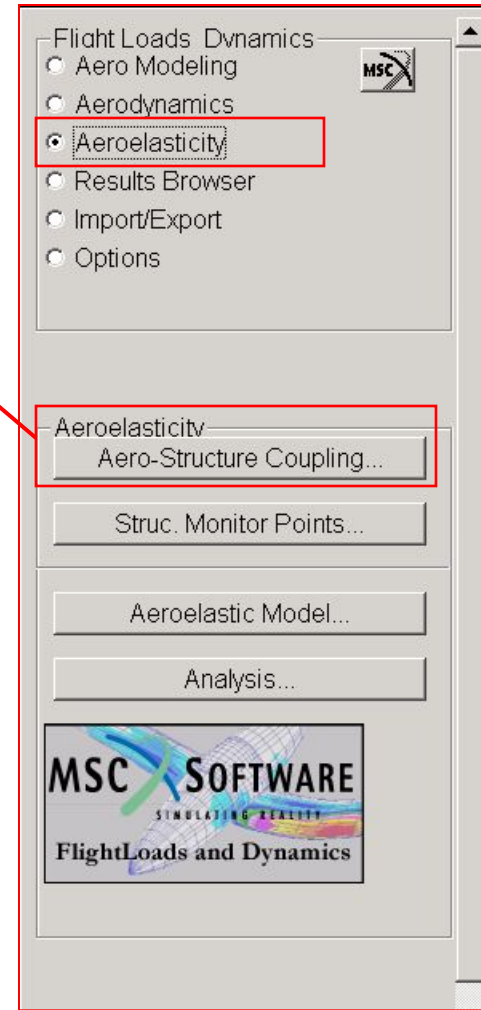
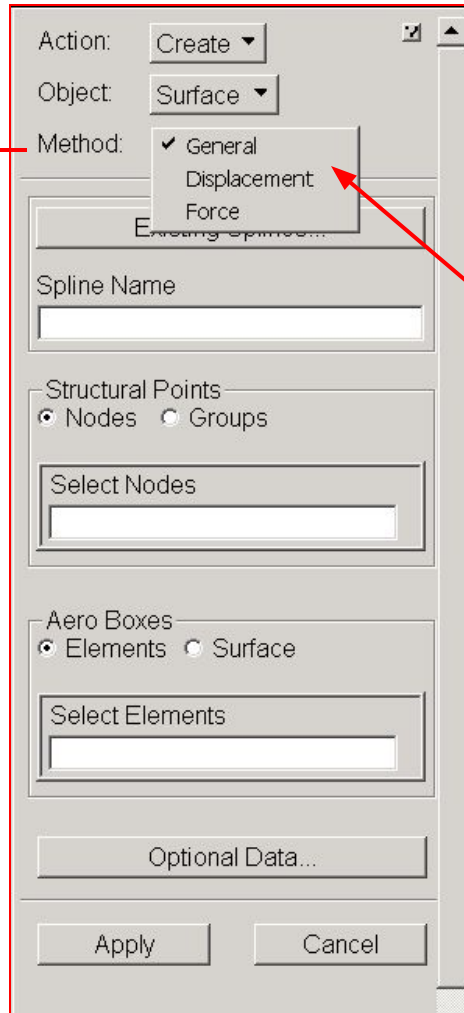
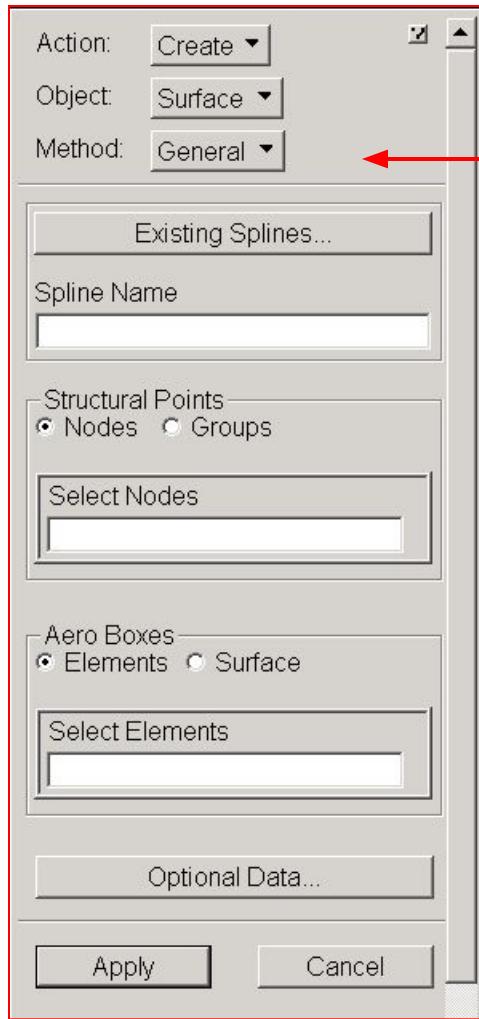
# Упражнение 2с: задания

- Создать управляющие поверхности для:
  - ◆ Флаперона
  - ◆ Элерона
  - ◆ Элевона

# Упражнение 2с: результат

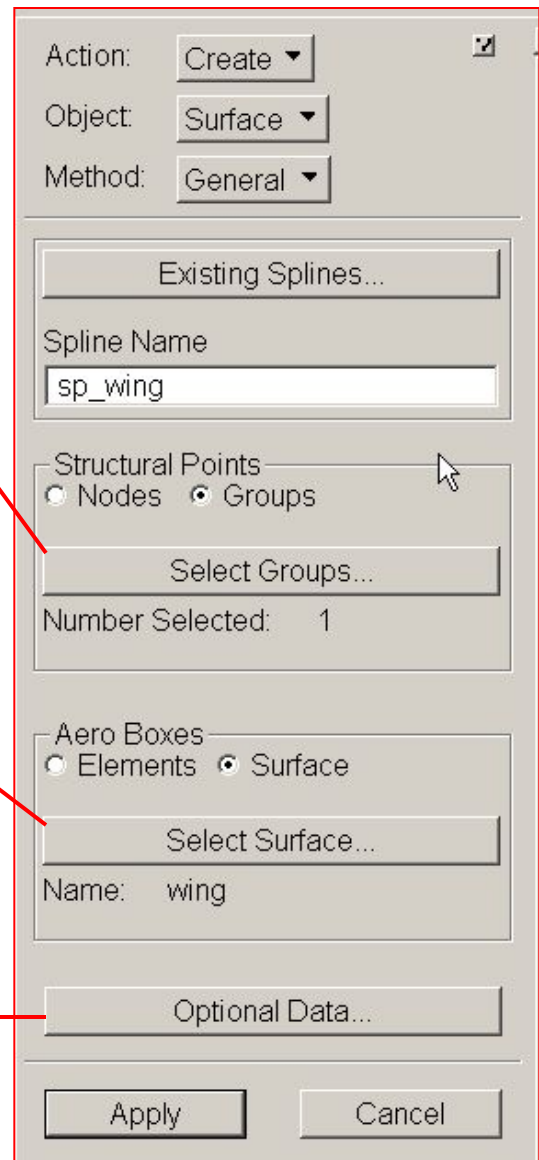
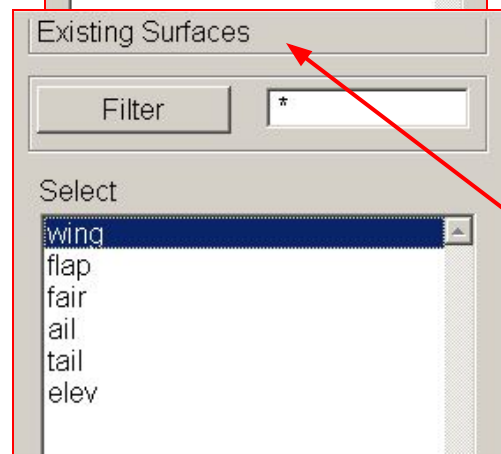
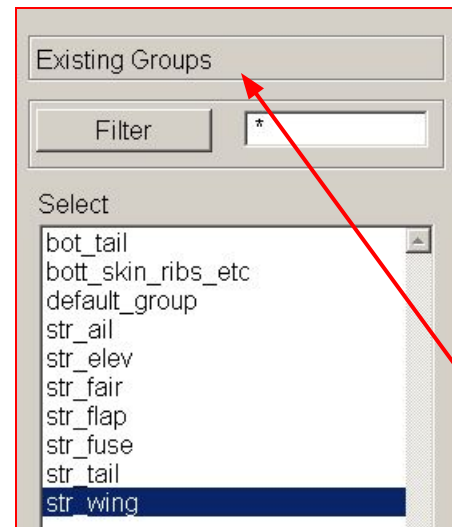
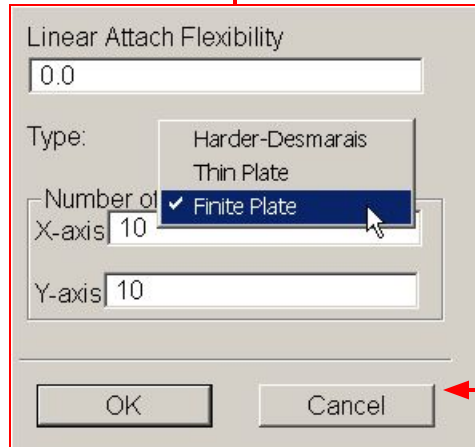
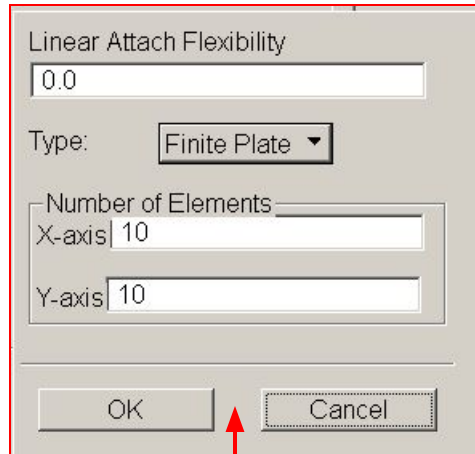


# Создание сплайнов





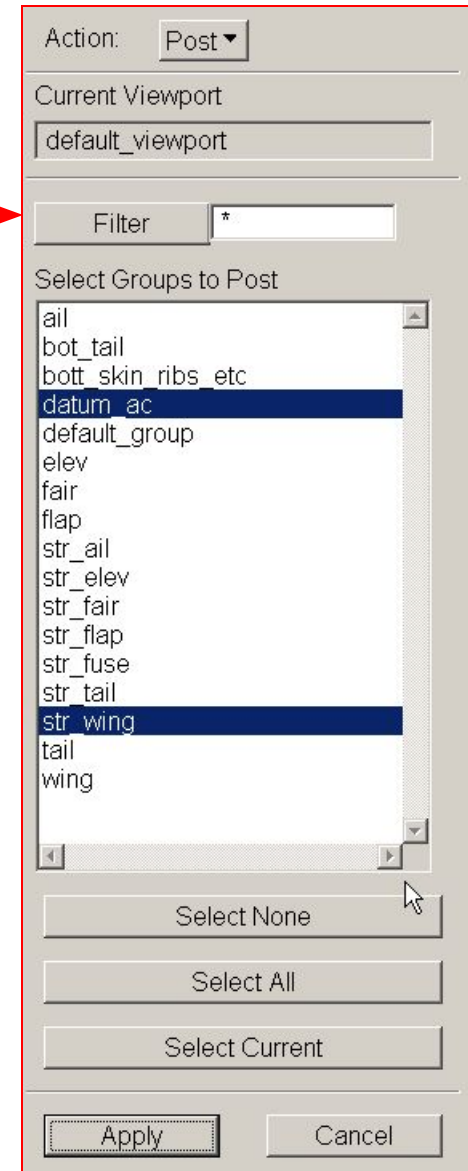
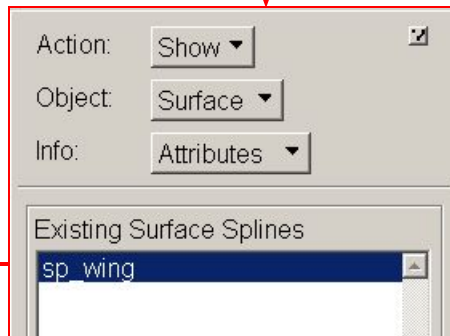
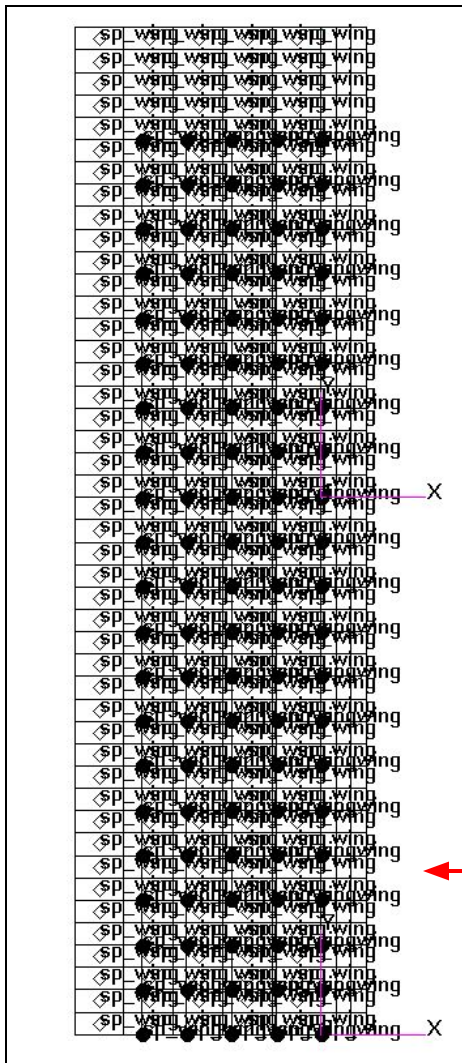
# Создание сплайнов





# Создание сплайнов

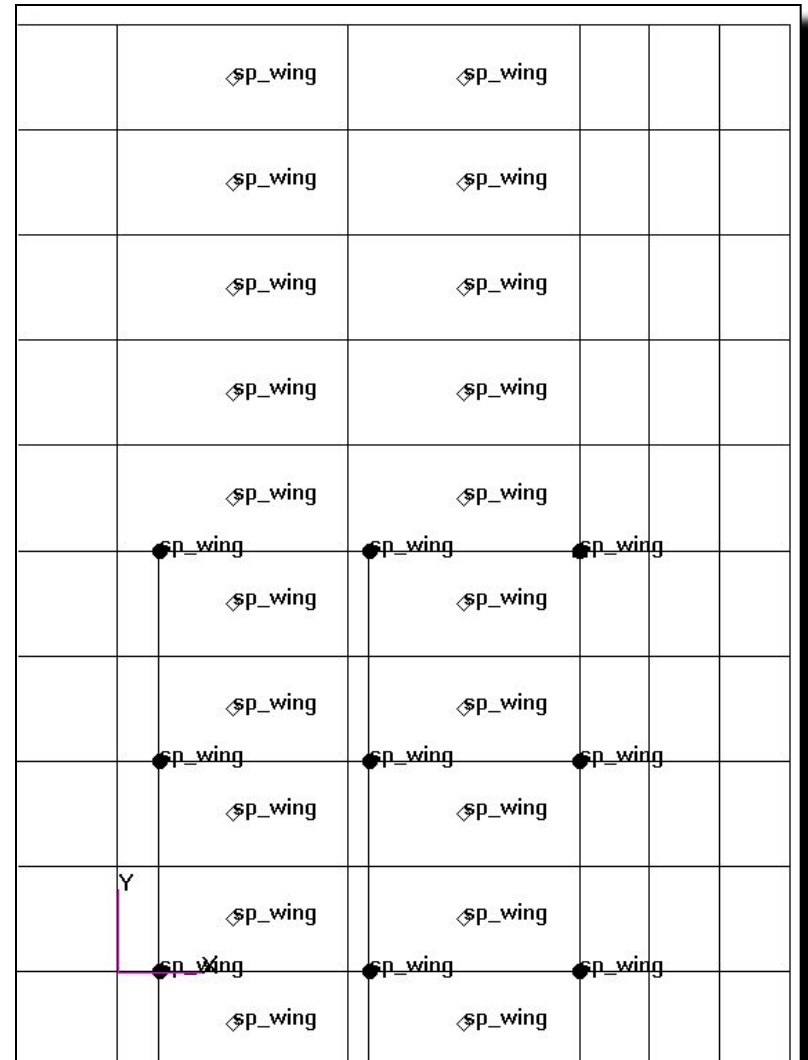
- В меню Group используйте Post для отображения необходимых групп.
- В меню Aeroelasticity / Aero-Structure Coupling используйте Show для отображения структурных и аэродинамических компонент сплайна.



# Созданные сплайны

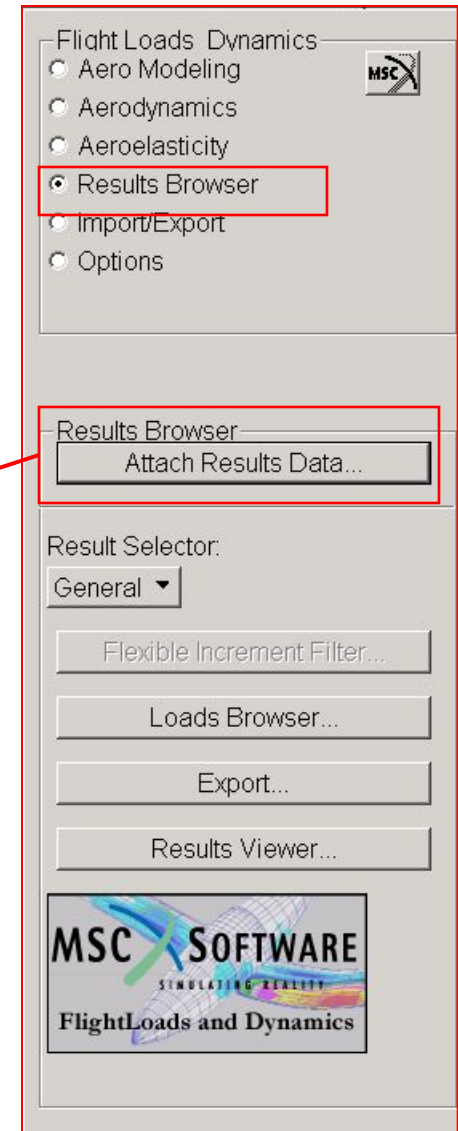
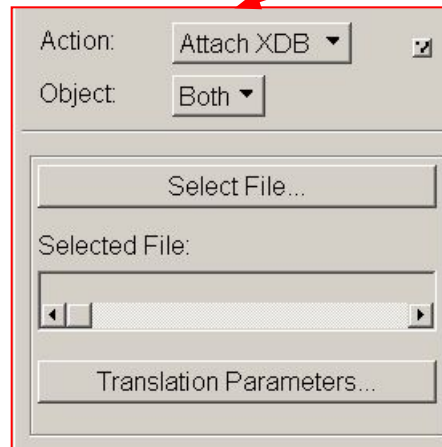
■ Сплайны, созданные в этой модели:

- ◆ sp\_wing
- ◆ sp\_ail
- ◆ sp\_flap
- ◆ sp\_tail
- ◆ sp\_elev
- ◆ sp\_fair



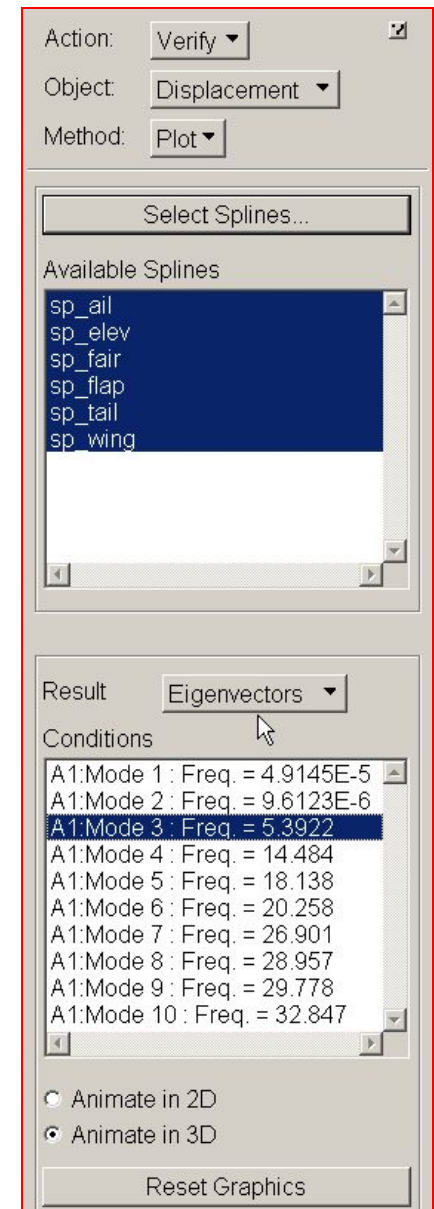
# Проверка сплайнов: шаг 1

- Подключить файл через XDB reader в Results Browser
- Использовать собственные частоты из Упражнения 2а



# Проверка сплайнов: шаг 2

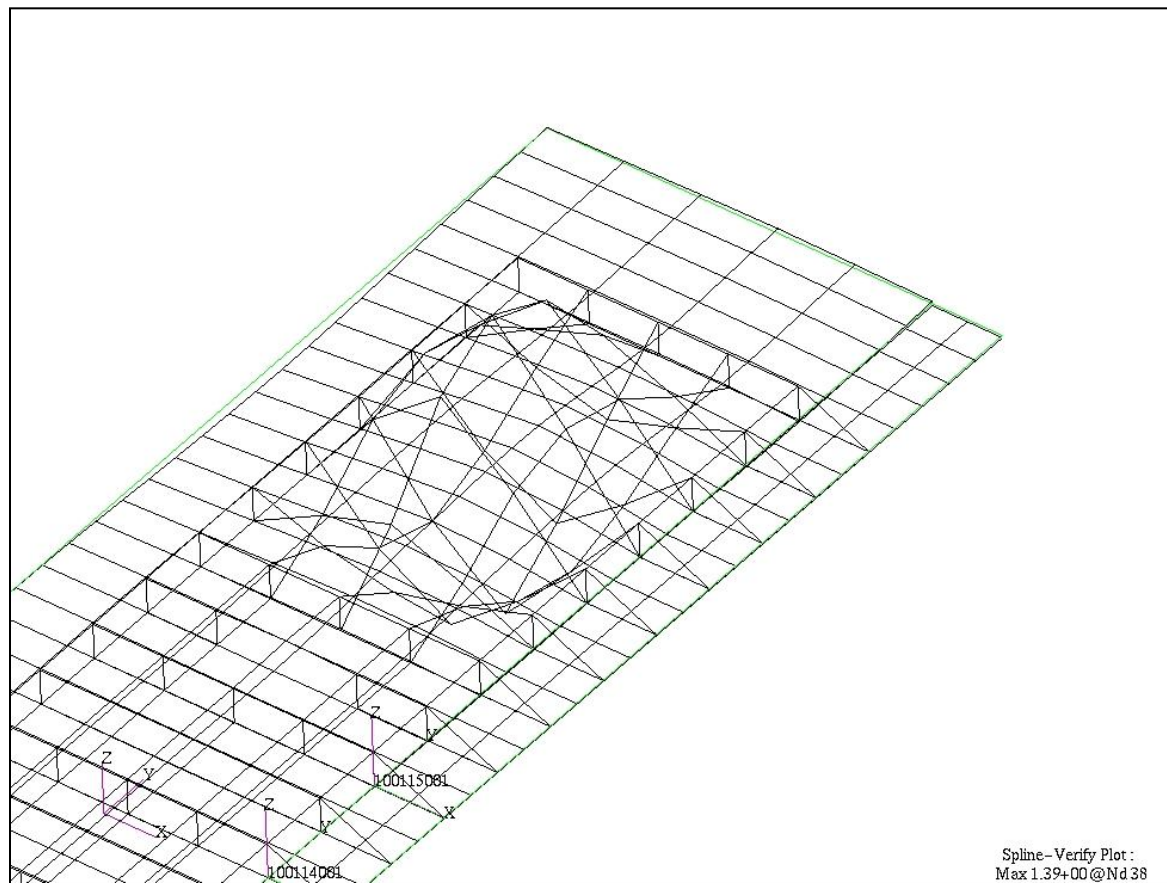
- Проверить сплайны с помощью предварительно посчитанных собственных частот.
- Отобразить аэродинамическую и структурную сетку.
- Выбрать все сплайны и одно значение собственной частоты.



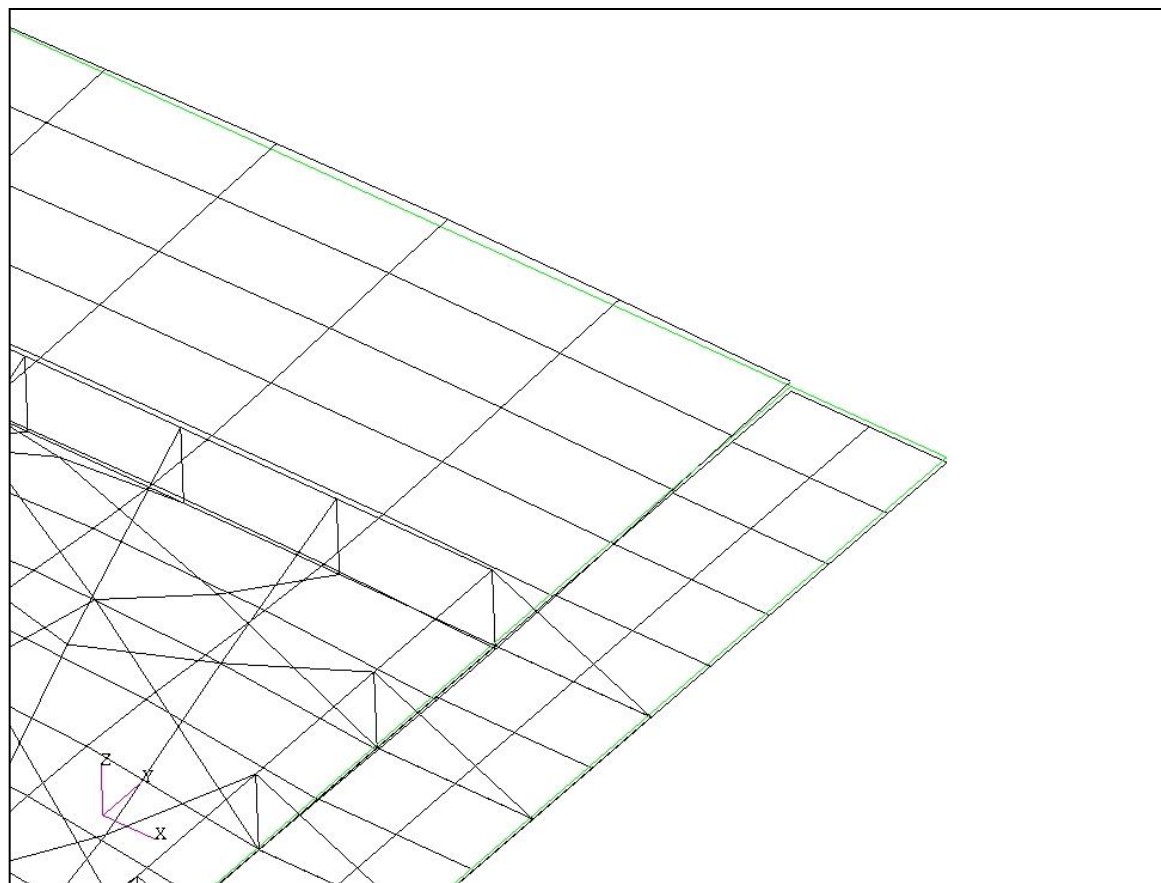
# Упражнение 2d: задания

- Создать все сплайны, необходимые для этой модели:
  - ◆ sp\_wing
  - ◆ sp\_ail
  - ◆ sp\_flap
  - ◆ sp\_tail
  - ◆ sp\_elev
  - ◆ sp\_fair
- Проверить сплайны, используя готовые собственные значения для Упражнения 2a

# Упражнение 2d: проверка сплайнов (4-й тон)



# Упражнение 2d: проверка сплайнов (4-й тон)



# Упражнение 2d: выводы

- Локальные перемещения были отображены на аэродинамической модели и нарушили жизнеспособность.
- Крыло и соседняя поверхность были разделены.



# Расчет балансировки №1

- Этот расчет балансировки проводится с использованием плохих сплайнов.
- Начальные данные:
  - ◆ Положение флаперона:  $0^\circ$
  - ◆ Фактор нагружения:  $1g$
  - ◆ Число Маха:  $0.5$
  - ◆ Скоростной напор:  $16\ 335\ N/m^2$
  - ◆ Симметрия относительно плоскости xz
- Определяемые величины:
  - ◆ Угол атаки
  - ◆ Угол отклонения элевона

# Настройка параметров аэроупругой модели

Aerodynamics  
Reference Span (Full)  
9.5 Calc...

Reference Chord  
1.3 Calc...

Calculate Reference Area

Reference Area (Full Vehicle)  
Calc...

Rigid Body Coord Frame  
Coord 0

Densities: SL kg/m<sup>3</sup>

Reference Density  
1.226

OK Cancel

STRUCTURAL PARAMETERS:

Auto Constraints (AUTOSPC)

Plate Rz Stiffness Factor  
0.0

Mass Calculation: Lumped

Wt.-Mass Conversion  
1.0

Node i.d. for Wt. Gener.  
Node 56

Use Shell Normals

Tolerance Angle  
20.0

AERO PARAMETERS:

Trim Accel. Scale Factor (AUNITS)  
0.1019

OK Cancel

Aerodynamics Model

Select Aero Model...

Type: Flat Plate  
Name: datum\_ac

Structural Model  
Select Structural Model...

Name: Entire Model

Aero-Structural Coupling

Check Duplicate Splines

Auto Select Splines

Select Splines

- sp\_ail
- sp\_elev
- sp\_fair
- sp\_flap
- sp\_tail
- sp\_wing

Model Parameters...

Global Data...

OK Cancel

Flight Loads Dynamics

- Aero Modeling
- Aerodynamics
- Aeroelasticity
- Results Browser
- Import/Export
- Options

Aeroelasticity

Aero-Structure Coupling...

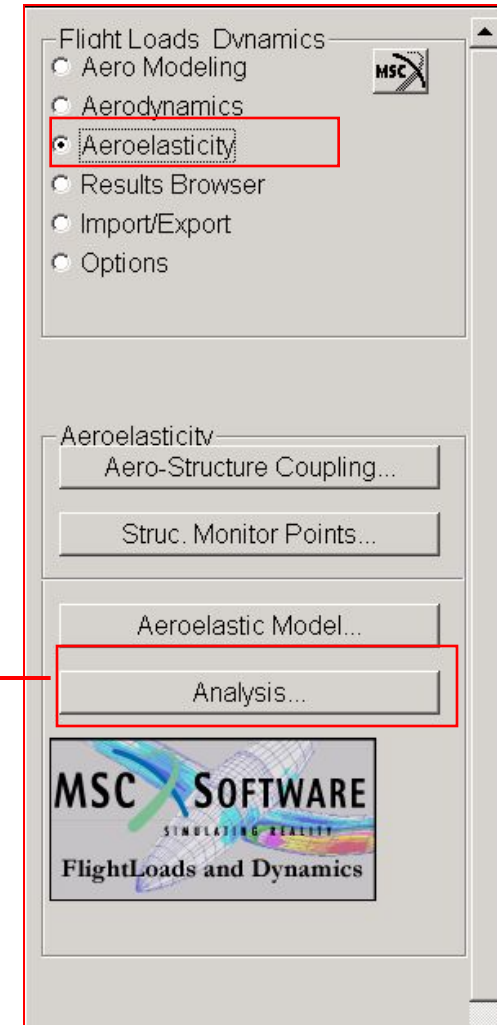
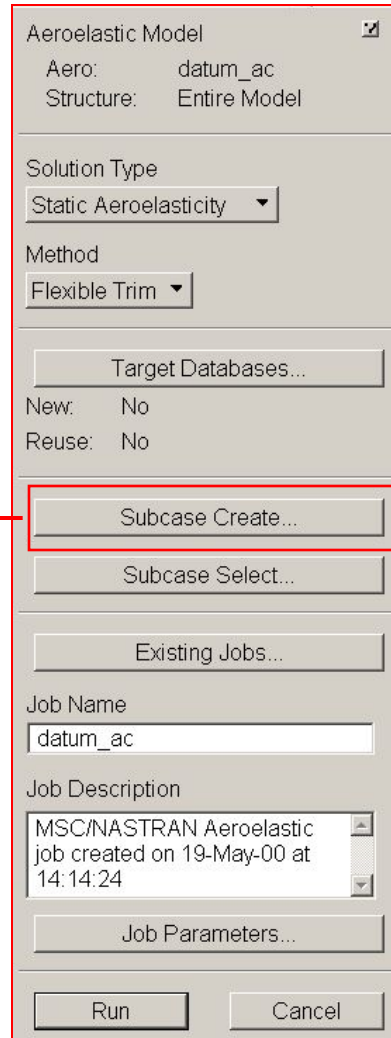
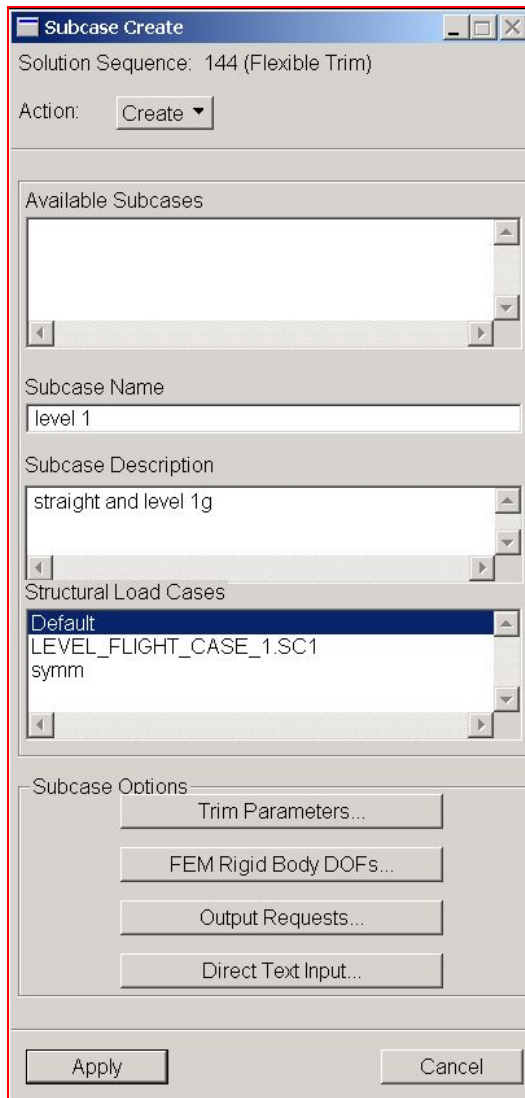
Struc. Monitor Points...

Aeroelastic Model...

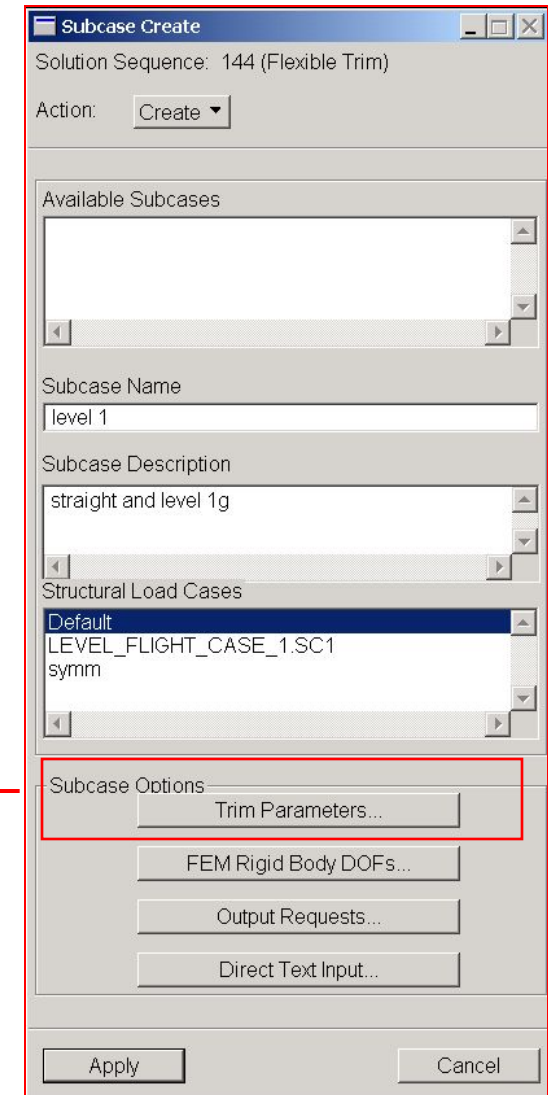
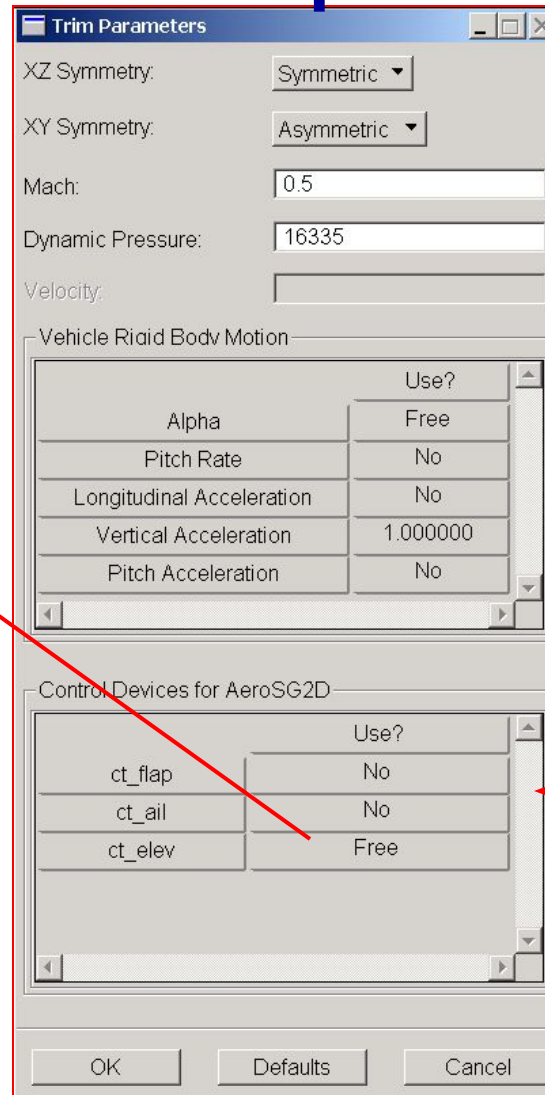
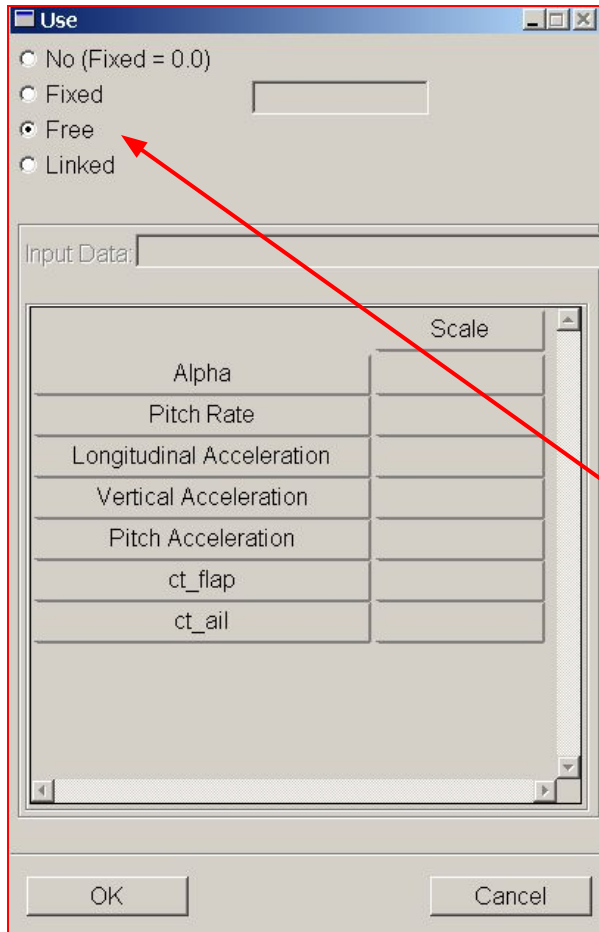
Analysis...

MSC SOFTWARE  
SIMULATING REALITY  
FlightLoads and Dynamics

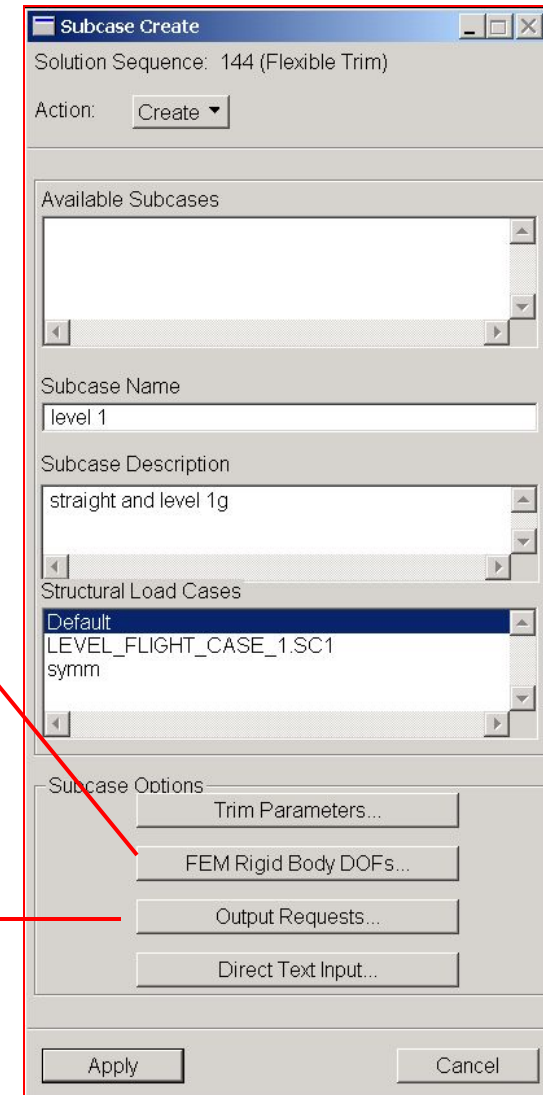
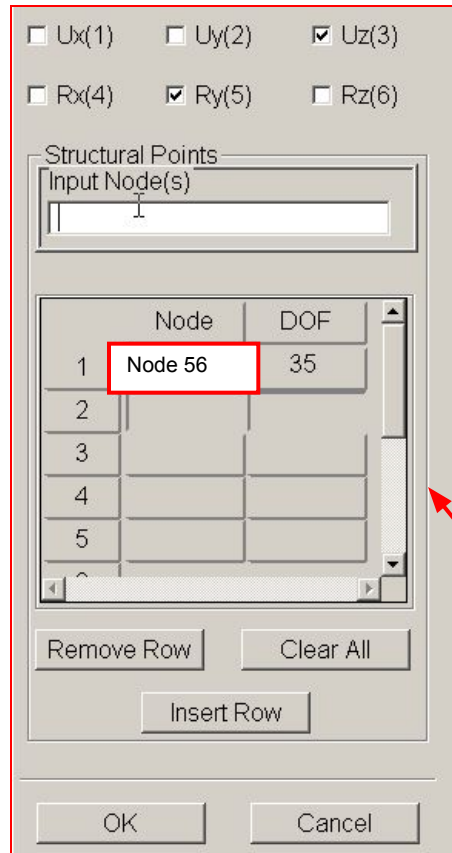
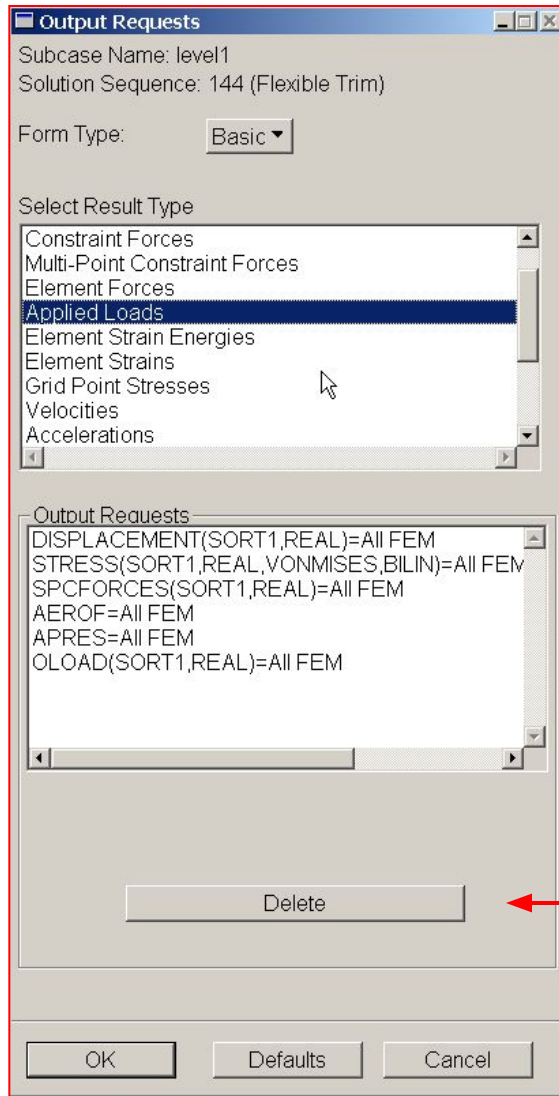
# Определение расчетных случаев



# Определение параметров балансировки



# Задание режимов для твердого тела





# Выбор расчетного случая и запуск расчета

The image displays three software dialog boxes used for configuring a calculation. The **Run Type** dialog (left) shows 'Full Run' selected, with 'Maximum Print Lines' set to 999999 and 'Maximum Run Time' set to 600. The **Subcase Select** dialog (center) shows 'level1' selected in the 'Subcases For Solution Sequence' list, with 'Subcases Selected' currently empty. The **Aeroelastic Model** dialog (right) shows 'Static Aeroelasticity' as the solution type and 'Flexible Trim' as the method. A red arrow points from the 'Subcase Select' dialog to the 'Subcase Select...' button in the 'Aeroelastic Model' dialog. Another red arrow points from the 'Aeroelastic Model' dialog to the 'Run' button in the 'Run Type' dialog.

**Run Type**

Run Type: Full Run

Maximum Print Lines: 999999

Maximum Run Time: 600

Data Deck Echo: None

Translation Parameters...

Direct Text Input...

OK Cancel

**Subcase Select**

Subcases For Solution Sequence: 144

level1

Select All Unselect All

Subcases Selected:

OK Cancel

**Aeroelastic Model**

Aeroelastic Model

Aero: datum\_ac

Structure: Entire Model

Solution Type: Static Aeroelasticity

Method: Flexible Trim

Target Databases...

New: No

Reuse: No

Subcase Create...

Subcase Select...

Existing Jobs...

Job Name: datum\_ac

Job Description: MSC/NASTRAN Aeroelastic job created on 19-May-00 at 14:14:24

Job Parameters...

Run Cancel

# Упражнение 2e: задание

- Настройка и запуск расчета балансировки №1
- Оценка результатов:
  - ◆ Деформации
  - ◆ Аэродинамическое давление на «жесткий» ЛА
  - ◆ Прирост аэродинамических сил

# Упражнение 2е: результаты

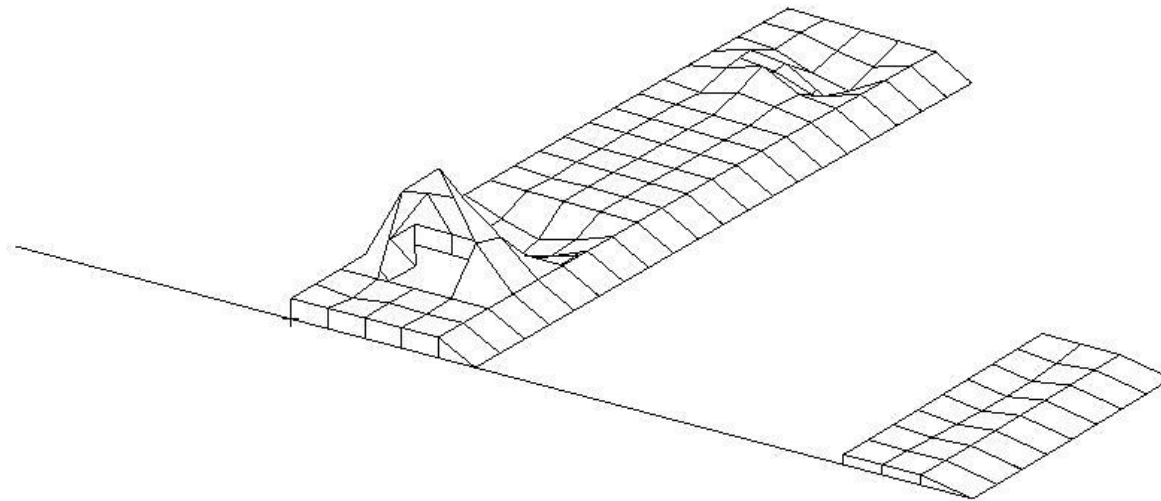
- Деформации конструкции
- Деформации аэродинамической сетки
- Распределение аэродинамических нагрузок на «жесткий» ЛА
- Приращение сил, действующих на конструкцию
- Распределение аэродинамического давления на «жесткий» ЛА
- Приращение аэродинамического давления



# Деформации конструкции

MSC.Patran 2001 r2a 06-Jun-02 09:31:54

Deform: SC1 StructureLEVEL\_FLIGHT\_CASE\_1, A1:Static Subcase, Displacements, Translational, (NON-LAYERED)

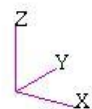
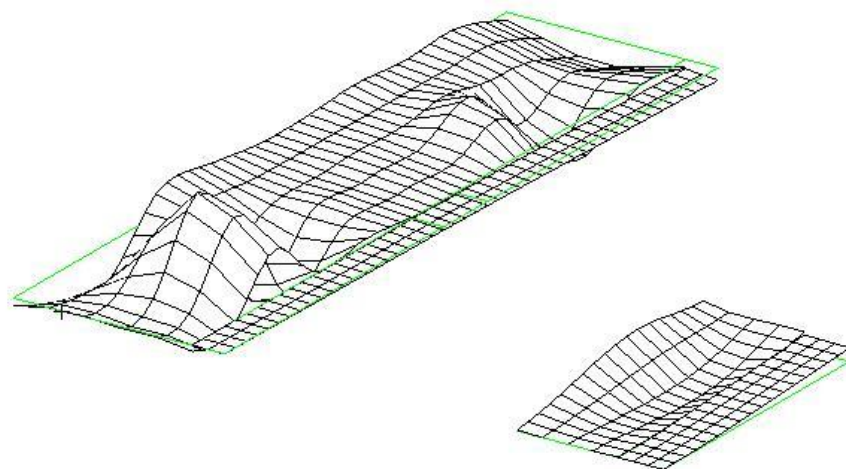


default\_Deformation :  
Max 2.28-02 @Nd 259

# Деформации аэродинамической сетки

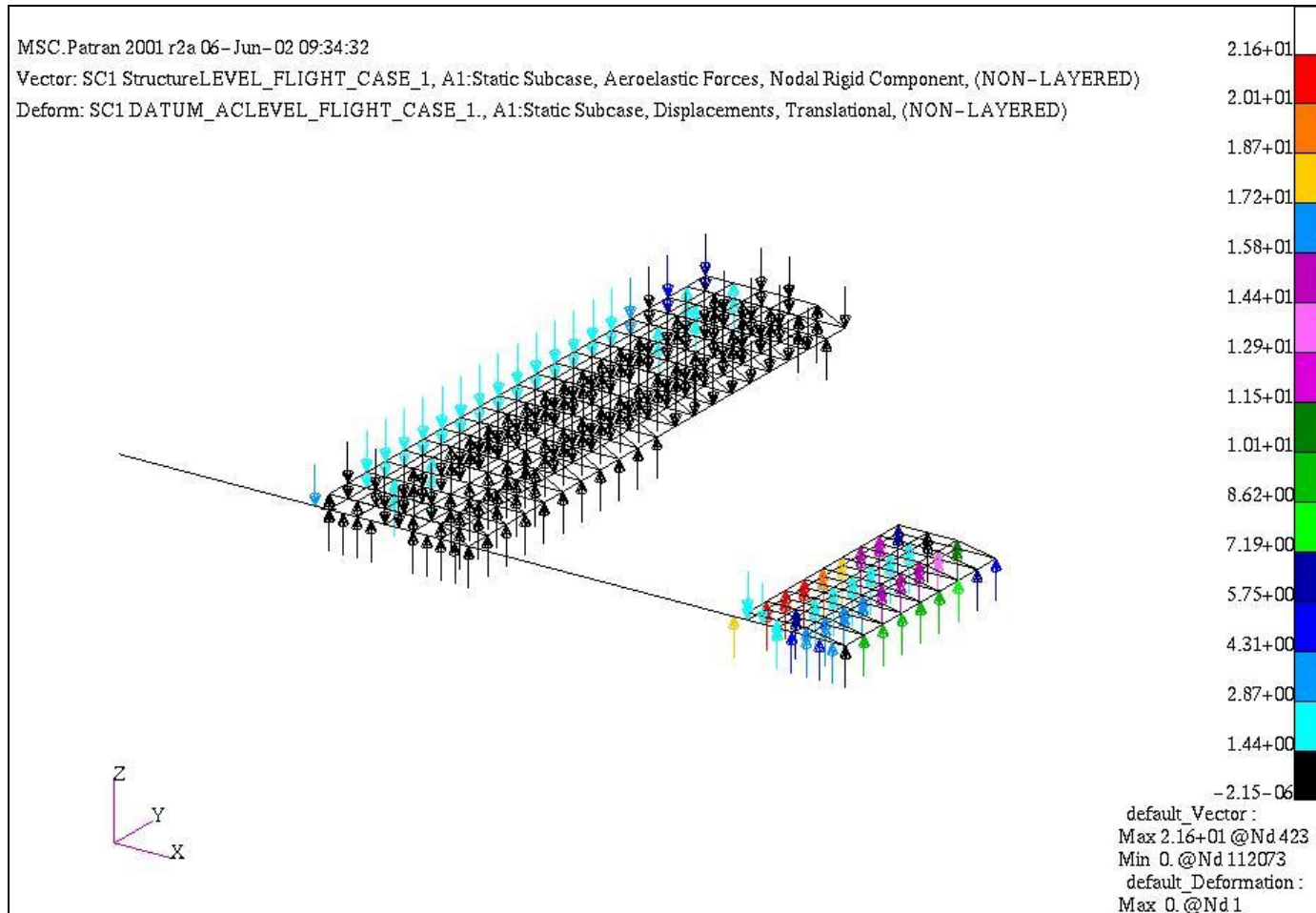
MSC.Patran 2001 r2a 06-Jun-02 09:32:47

Deform: SC1 DATUM\_ACLEVEL\_FLIGHT\_CASE\_1., A1:Static Subcase, Displacements, Translational, (NON-LAYERED)

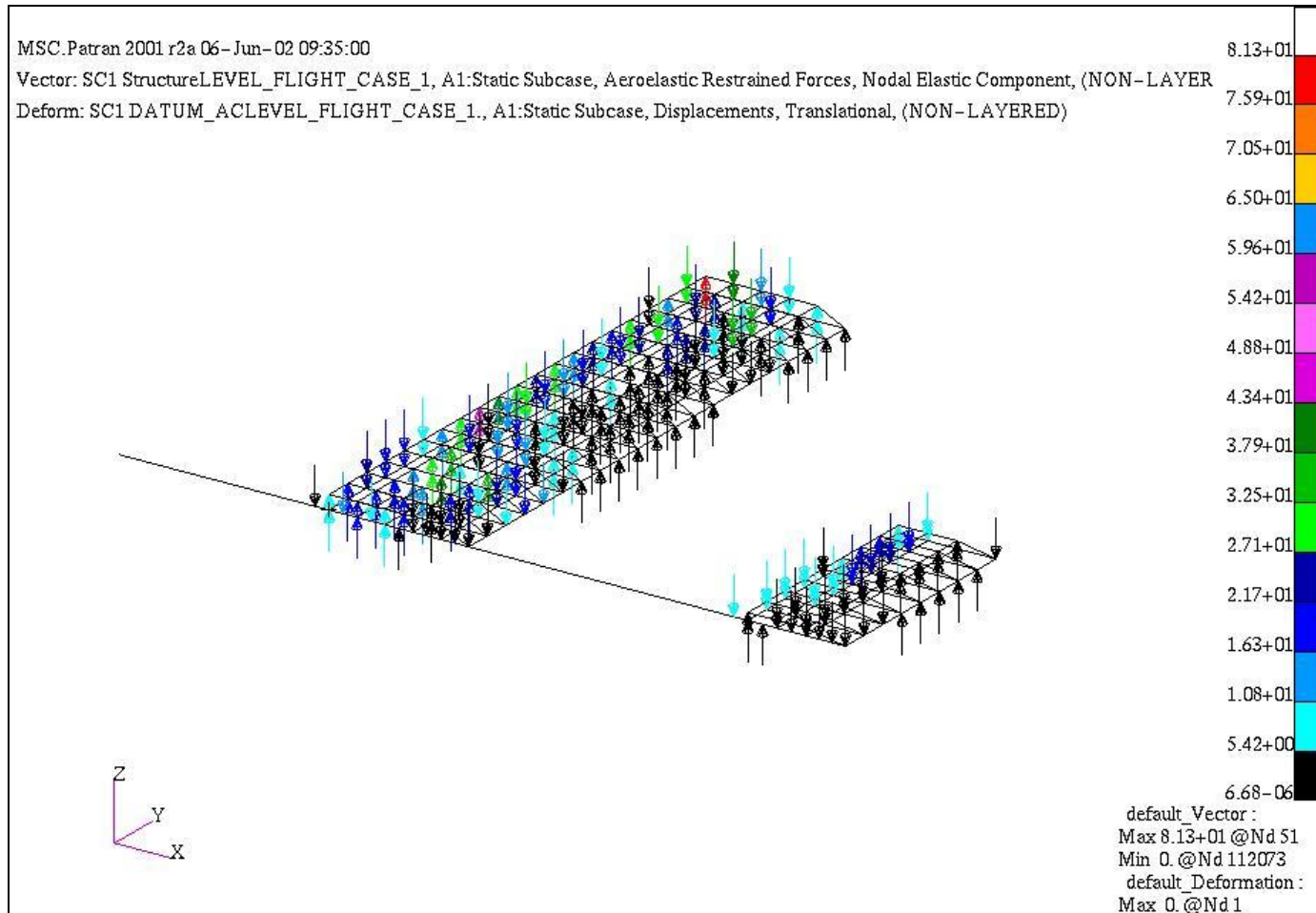


default\_Deformation :  
Max 7.28-03 @Nd 100046

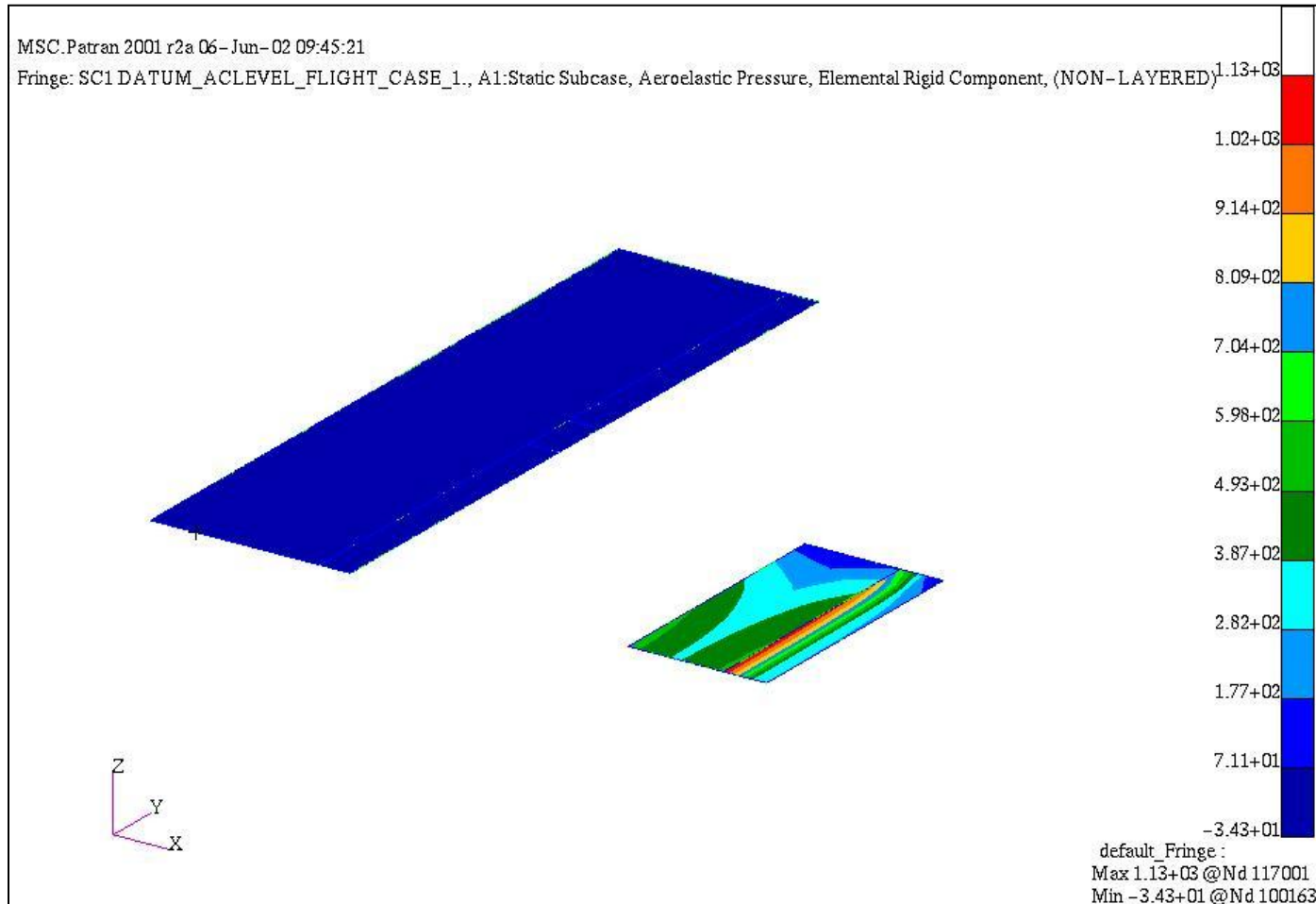
# Распределение аэродинамической нагрузки «жесткую» конструкцию



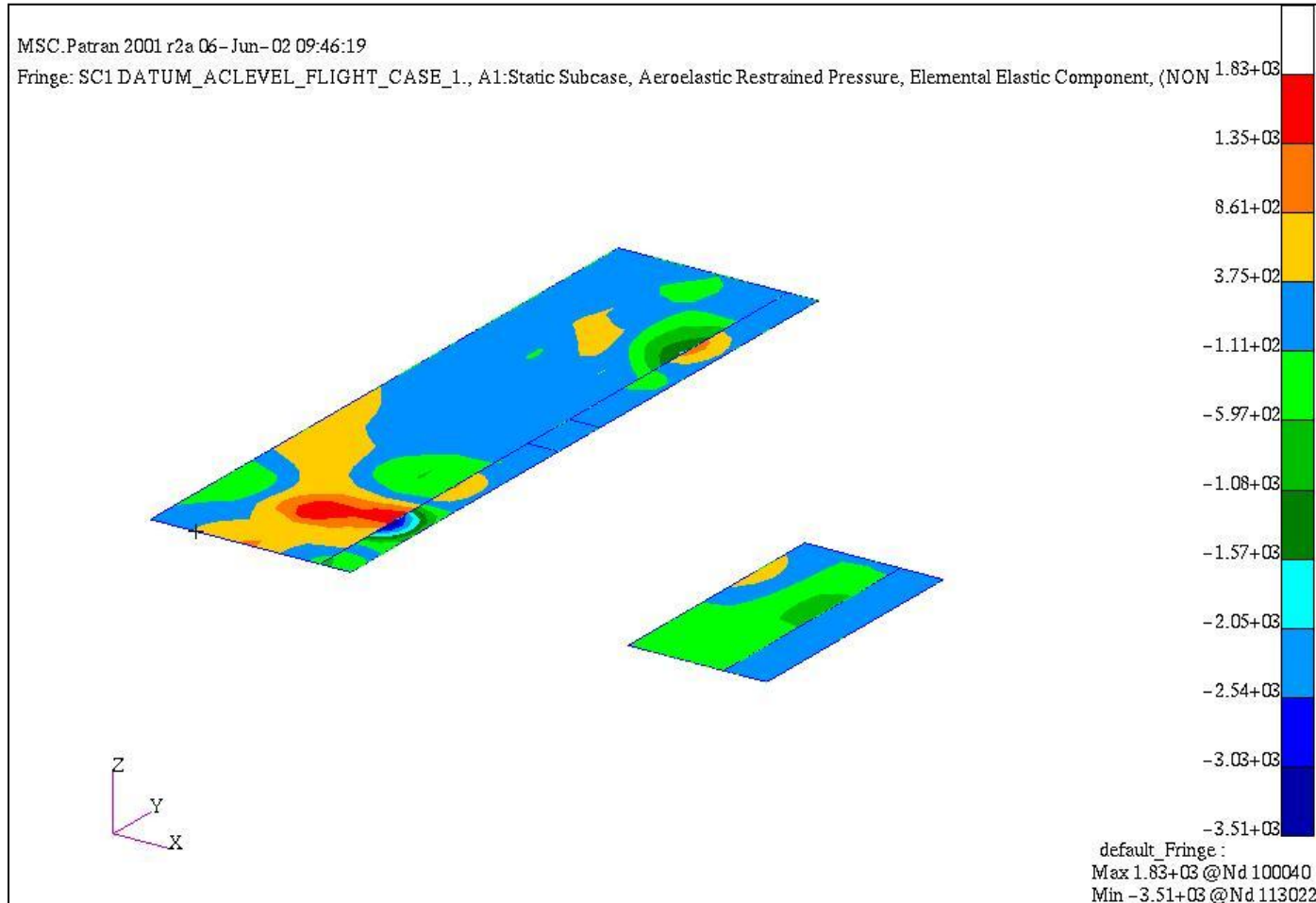
# Приращение аэродинамических сил, действующих на конструкцию



# Распределение аэродинамического давления на «жесткую» конструкцию



# Приращение аэродинамического давления

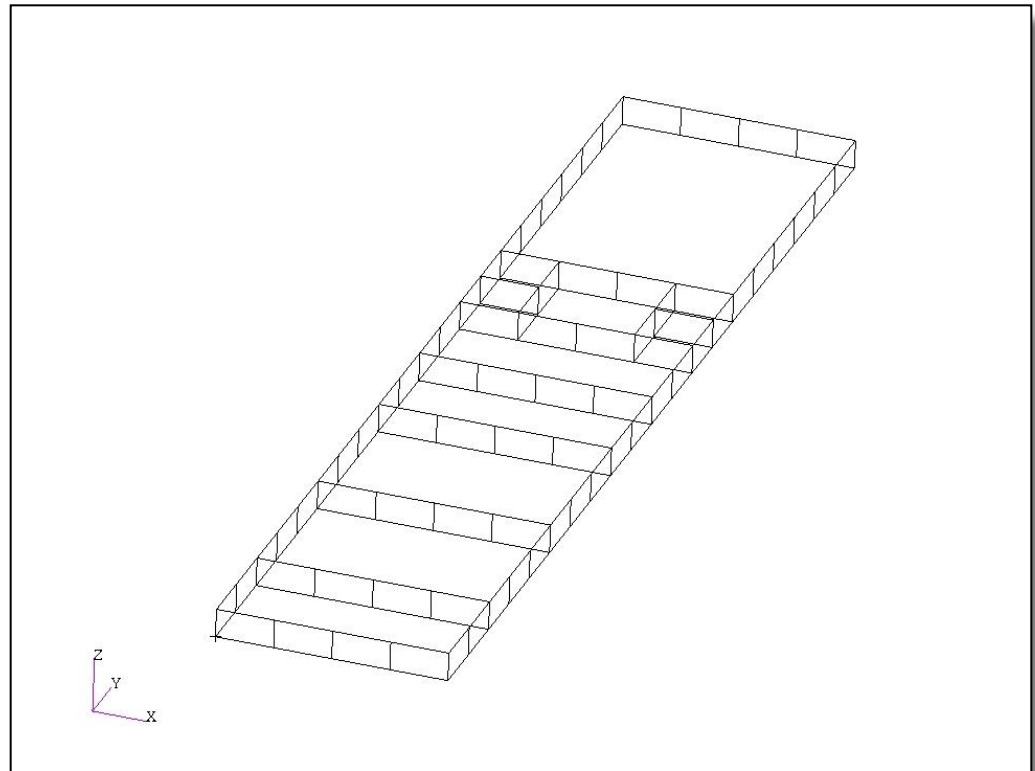


# Упражнение 2е: выводы

- Плохие сплайны отображают
  - ◆ Необоснованные деформации
  - ◆ Приращение – это превышение нагрузок, действующих не «жесткую» конструкцию.

# Улучшенные сплайны для крыла

- Нагрузки приложены к силовой конструкции.
- Используются только нижние узлы.
- Так же, для создания сплайнов, используются нижние узлы флаперонов, элеронов и зализа.





# Улучшенные сплайны для хвостового оперения

- Нагрузки приложены к переднему и заднему лонжерону.
- Используются только нижние узлы.
- На элевонах так же используются нижние узлы.

# Расчет балансировки №2

- Рассмотрим три случая:

Нагрузка	1g	1g	1g
Отклонение флаперона	0°	0°	10°
Число маха	0.3	0.1	0.1
Скоростной напор	1820N/m <sup>2</sup>	150N/m <sup>2</sup>	150N/m <sup>2</sup>

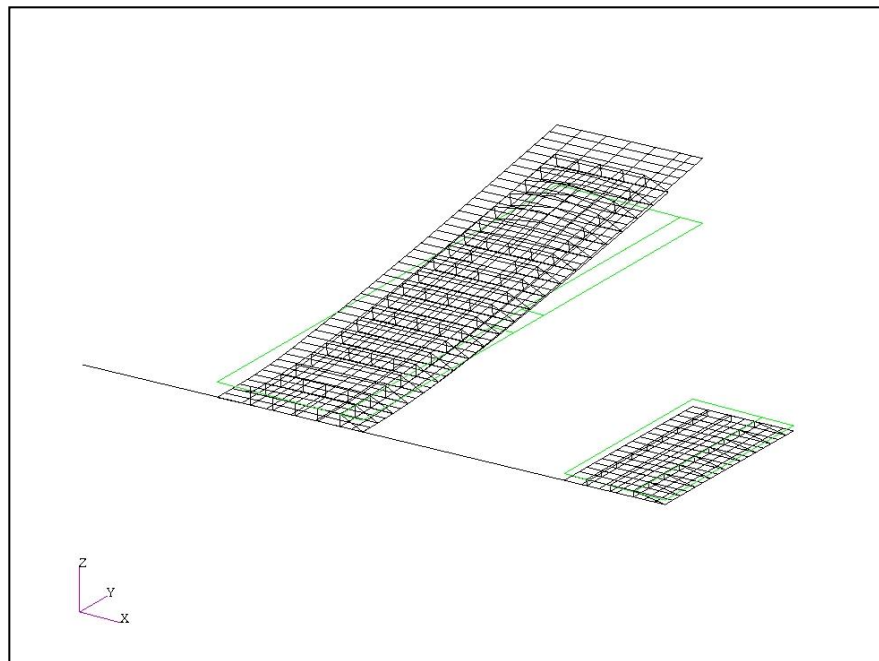
- Определить угол отклонения элевона и угол атаки.

# Упражнение 2f: задания

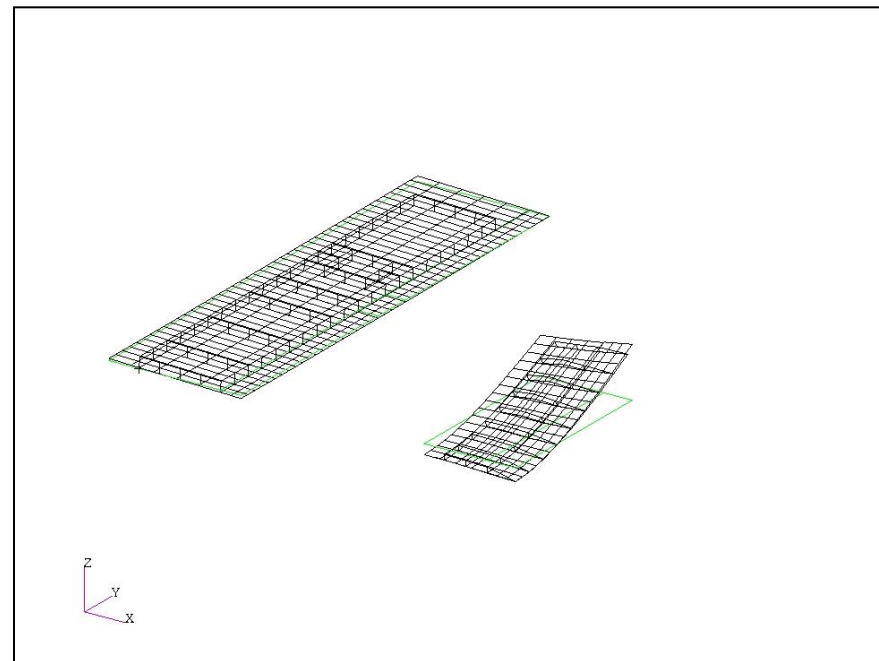
- Создайте улучшенные сплайны.
- Проверьте созданные сплайны.
- Настройте и запустите расчет балансировки № 2.
- Получите следующие графики:
  - ◆ Распределение аэродинамического давления на деформированную аэродинамическую сетку.
  - ◆ Распределение давления вдоль хорды в координатах  $xu$
  - ◆ Вектора аэродинамических сил на деформированной структурной сетке.

# Упражнение 2f: Проверка сплайнов

Mode 3:



Mode 6:



# Упражнение 2f: результаты расчета балансировки

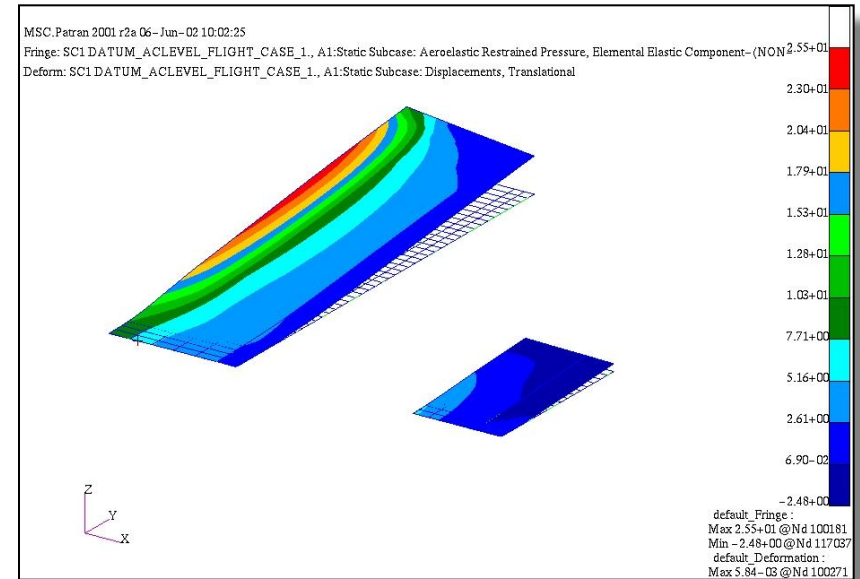
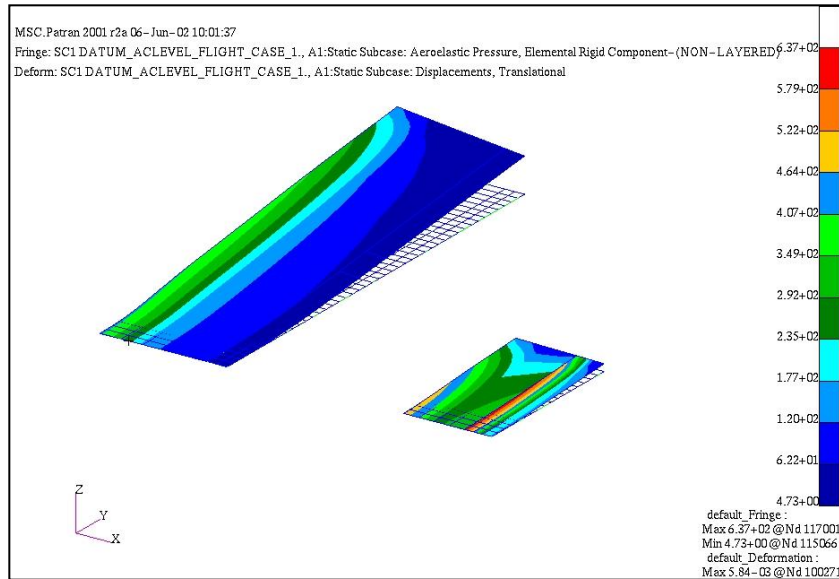
Нагрузка	1g	1g	1g
Отклонение флаперона	0°	0°	10°
Число Маха	0.3	0.1	0.1
Скоростной напор	1820N/m <sup>2</sup>	150N/m <sup>2</sup>	150N/m <sup>2</sup>
Отклонение элевона	3.0933°	37.9626°	41.6648°
Угол атаки	0.8296°	11.1221°	9.1671°

# Упражнение 2f: Распределение аэродинамического давления

## Case 1: $M = 0.3$ , no flaps

«Жесткий» ЛА

Упругий ЛА

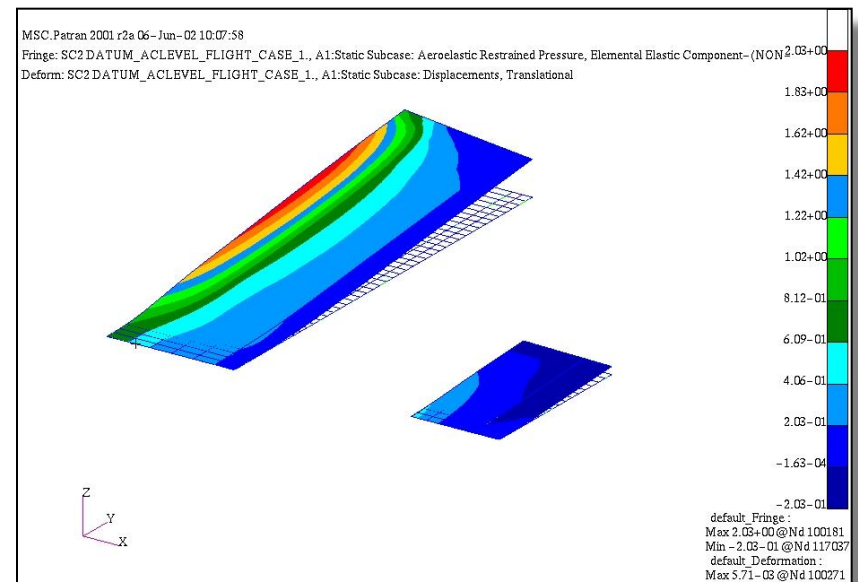
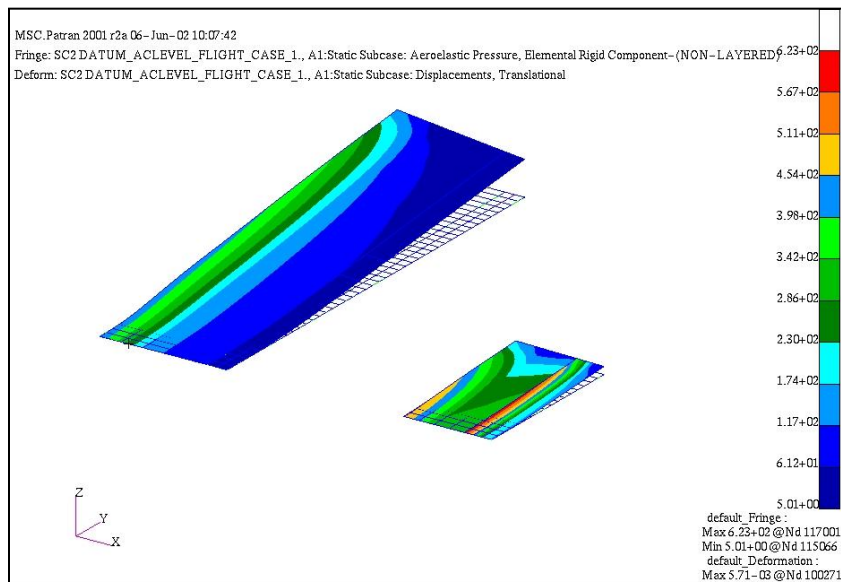


# Упражнение 2f: Распределение аэродинамического давления

## Case 2: $M = 0.1$ , no flaps

«Жесткий» ЛА

Упругий ЛА

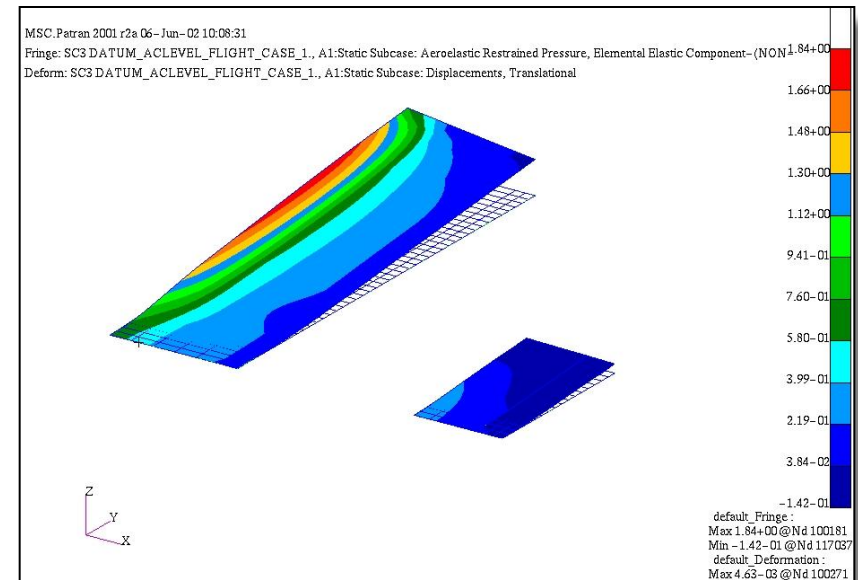
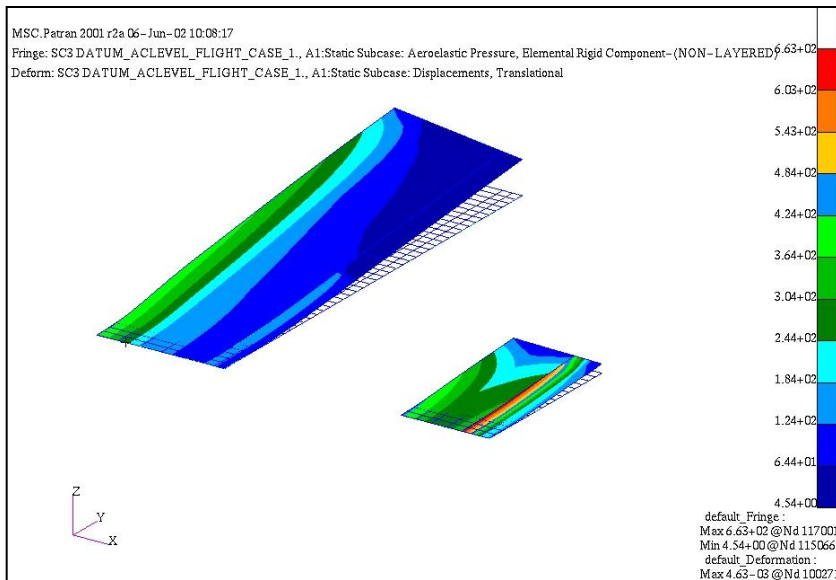


# Упражнение 2f: Распределение аэродинамического давления

## Case 3: $M = 0.1$ , flaps

«Жесткий» ЛА

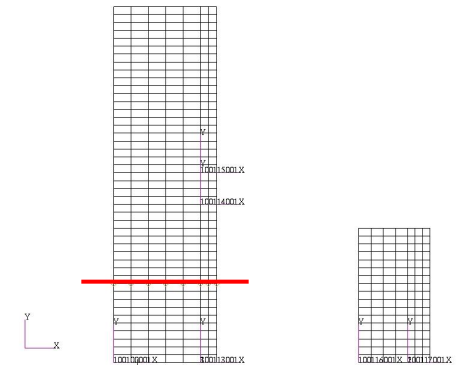
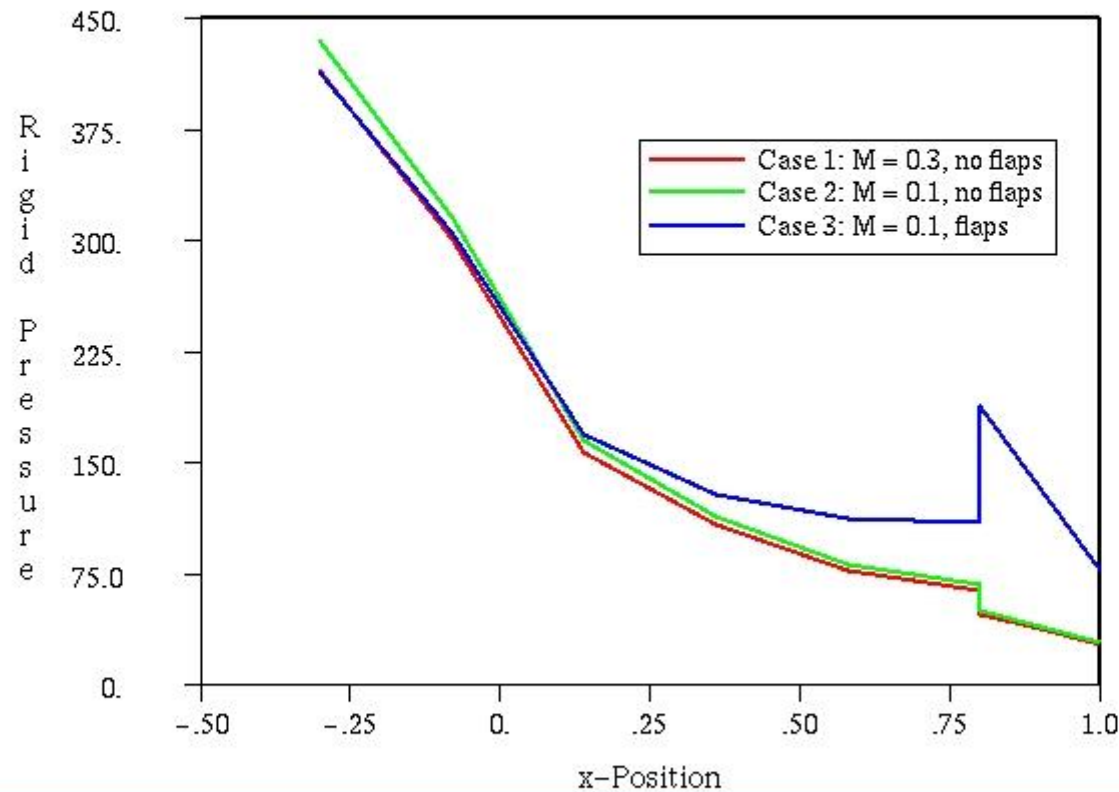
Упругий ЛА





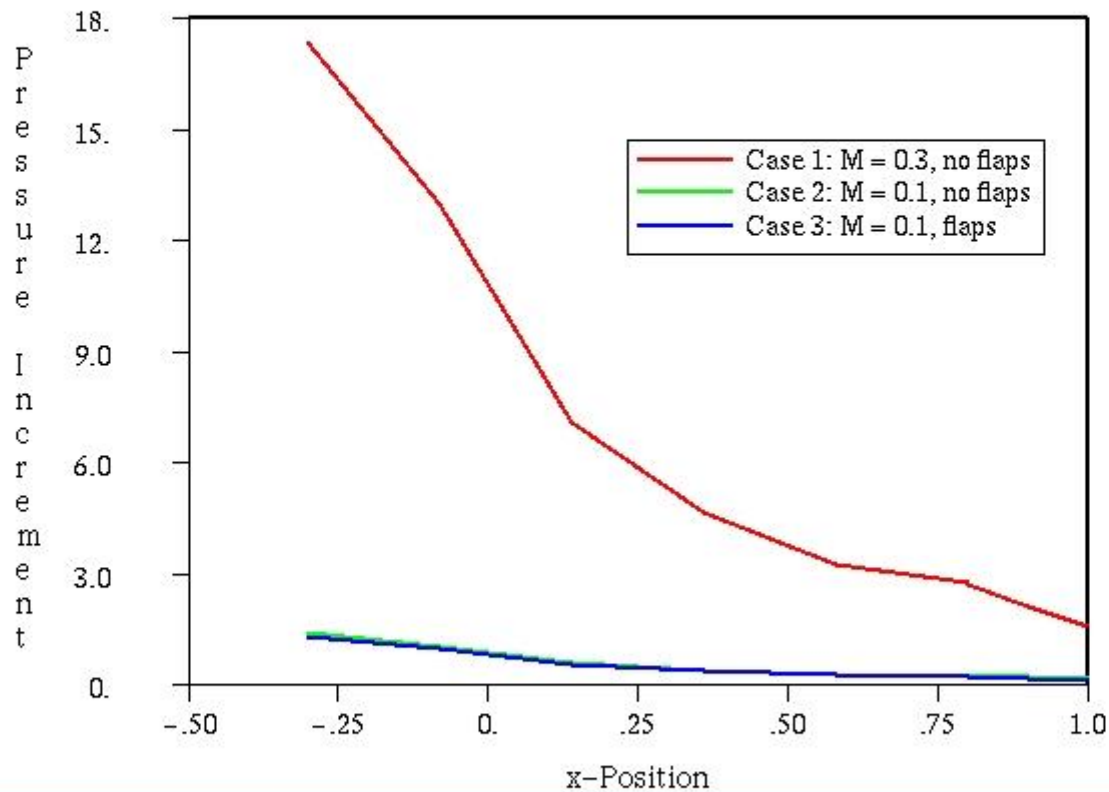
# Упражнение 2f: Распределение аэродинамического давления на «жестком» ЛА

WS: 1m



# Упражнение 2f: Распределение аэродинамического давления на упругом ЛА

WS: 1m

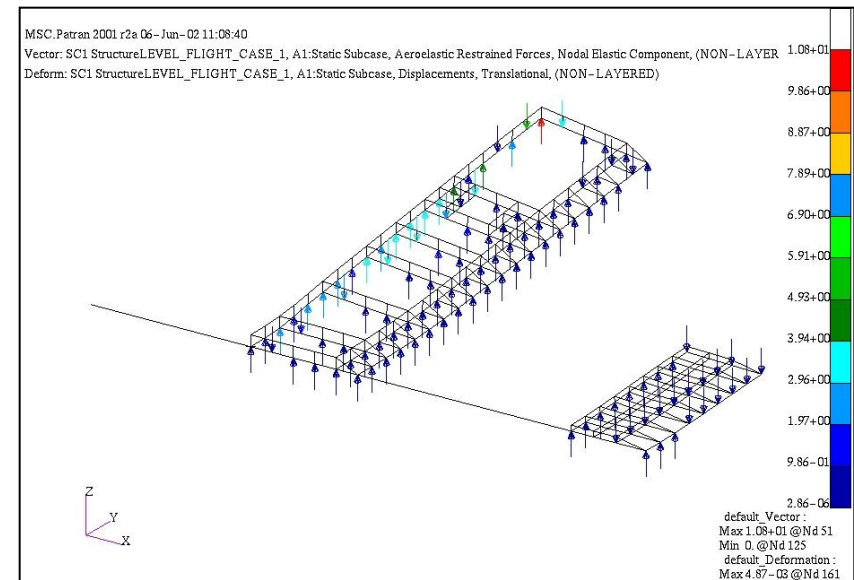
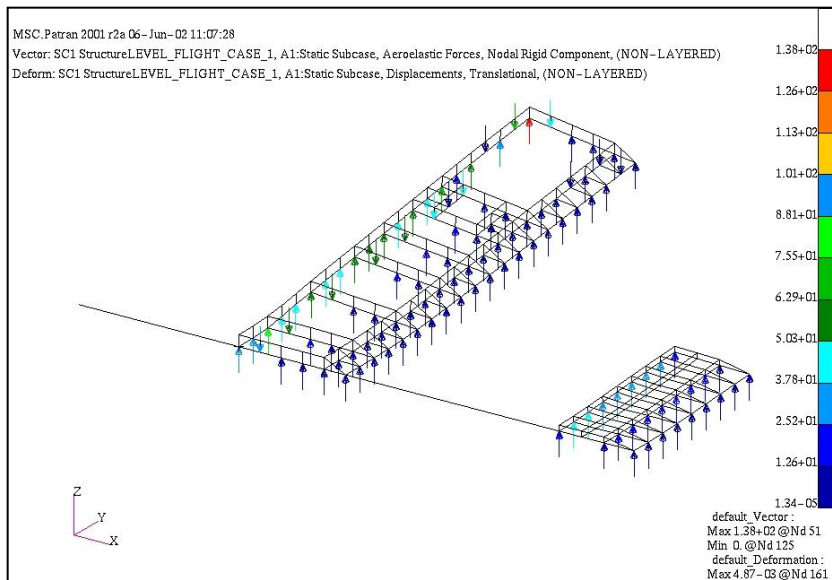


# Упражнение 2f: Распределение аэродинамических сил

## Case 1: $M = 0.3$ , no flaps

«Жесткий» ЛА

Упругий ЛА

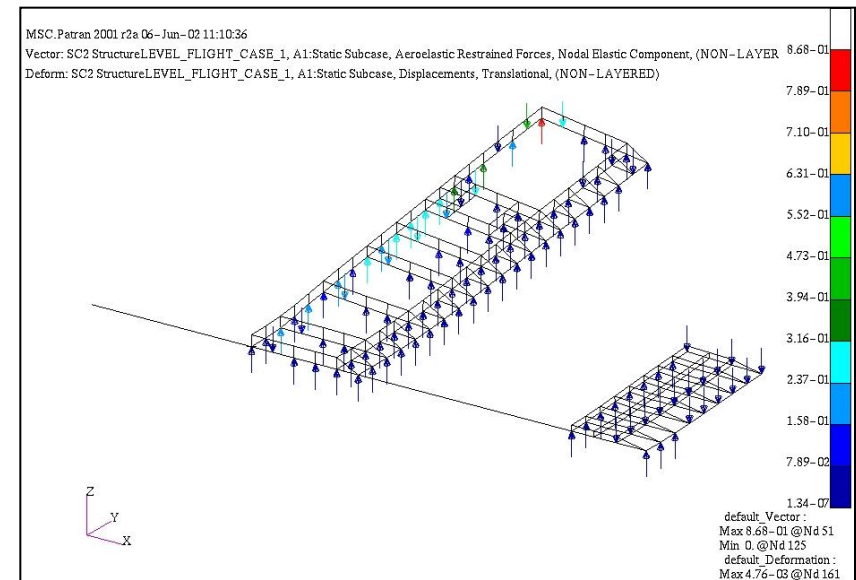
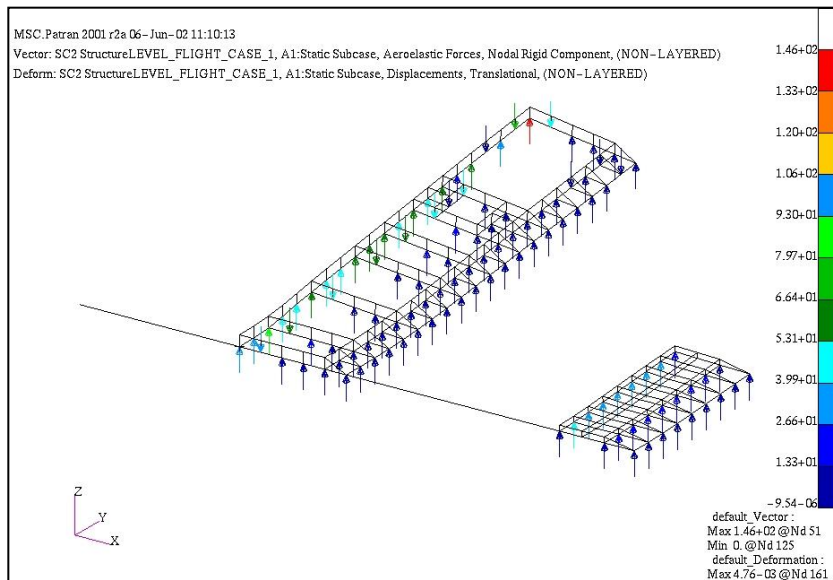


# Упражнение 2f: Распределение аэродинамических сил

## Case 2: $M = 0.1$ , no flaps

«Жесткий» ЛА

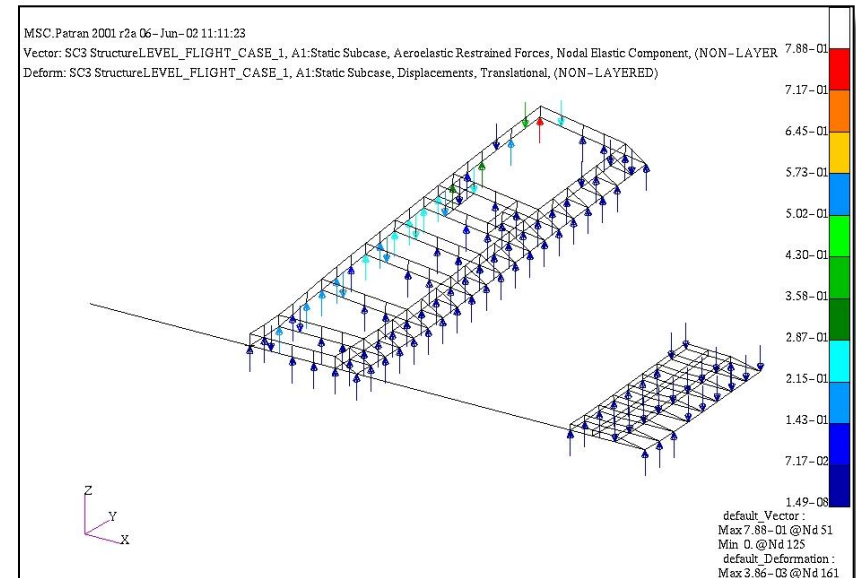
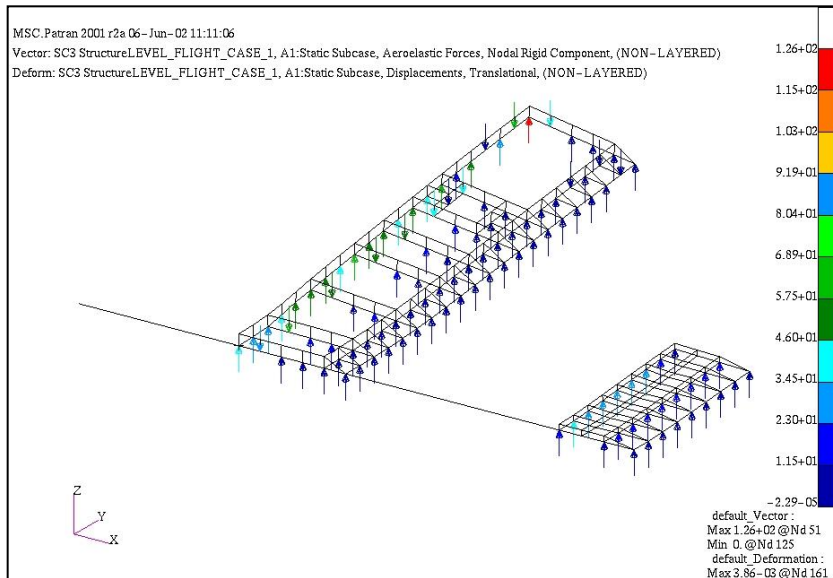
Упругий ЛА



# Упражнение 2f: Распределение аэродинамических сил Case 3: $M = 0.1$ , flaps

«Жесткий» ЛА

Упругий ЛА

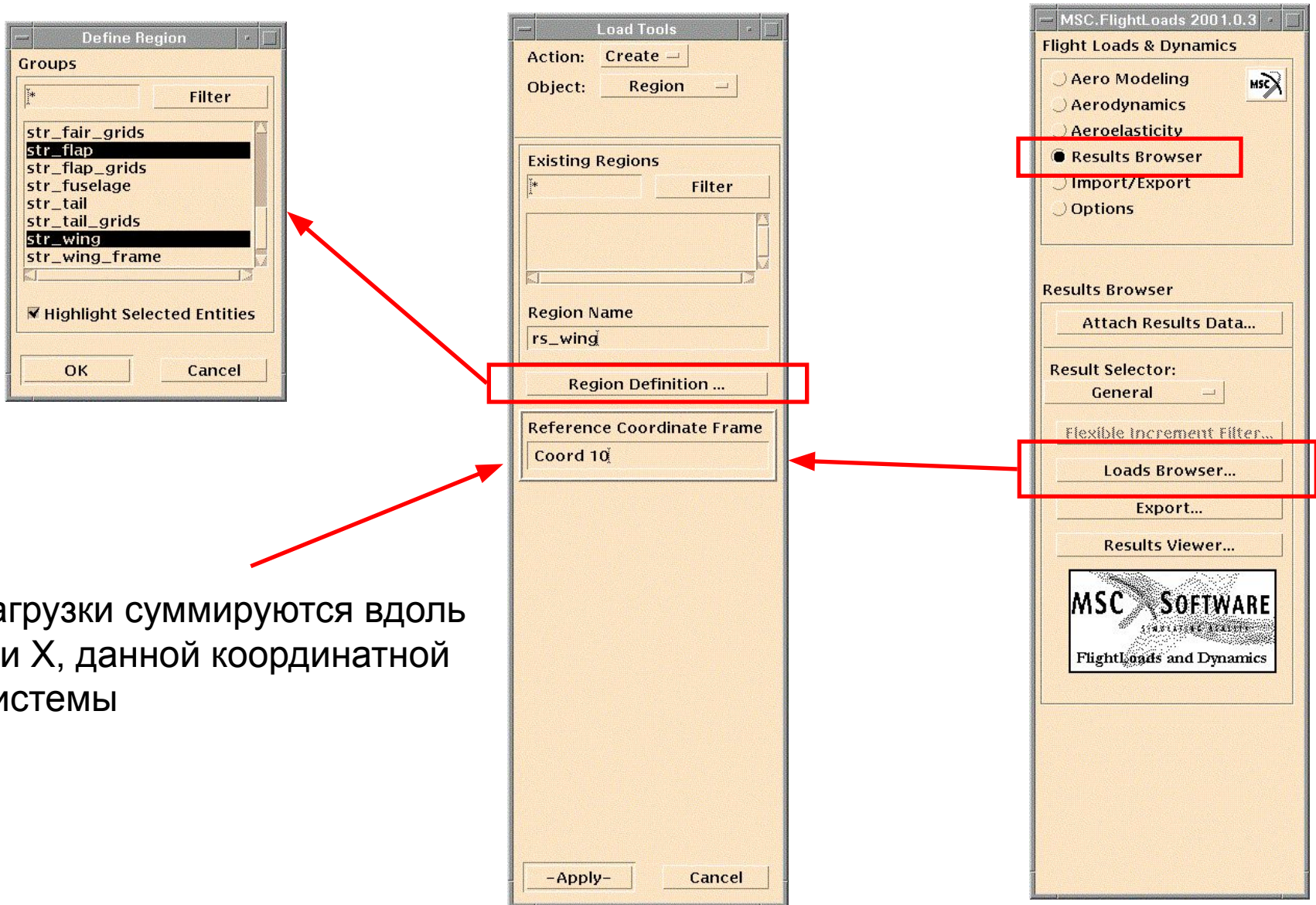


# Loads Browser: обзор

- loads browser позволяет получить графики интегральных нагрузок в осях ху :
  - ◆ Поперечных сил
  - ◆ Изгибающих моментов
  - ◆ Крутящих моментов
- Нагрузки разделены по двум областям аэродинамической и структурной:
  - ◆ Аэродинамические нагрузки на «жесткий» и упругий ЛА.
  - ◆ Инерциальные нагрузки (только в структурной области)



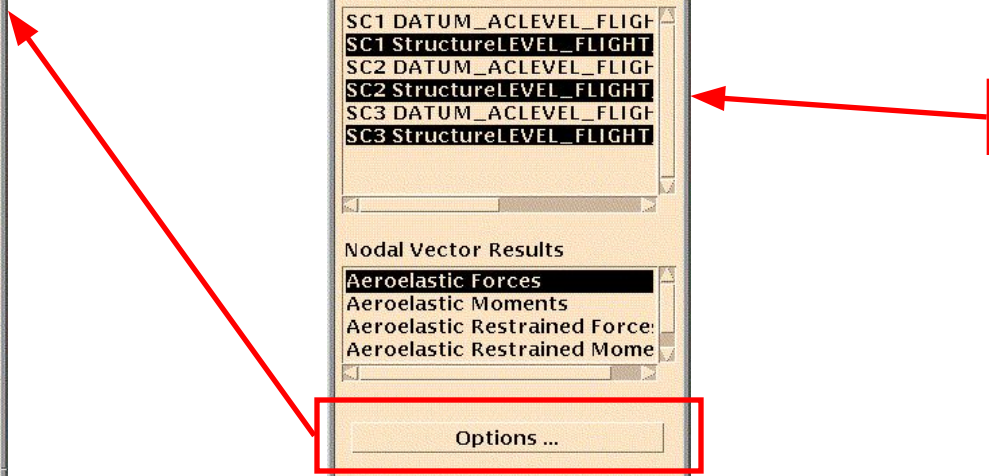
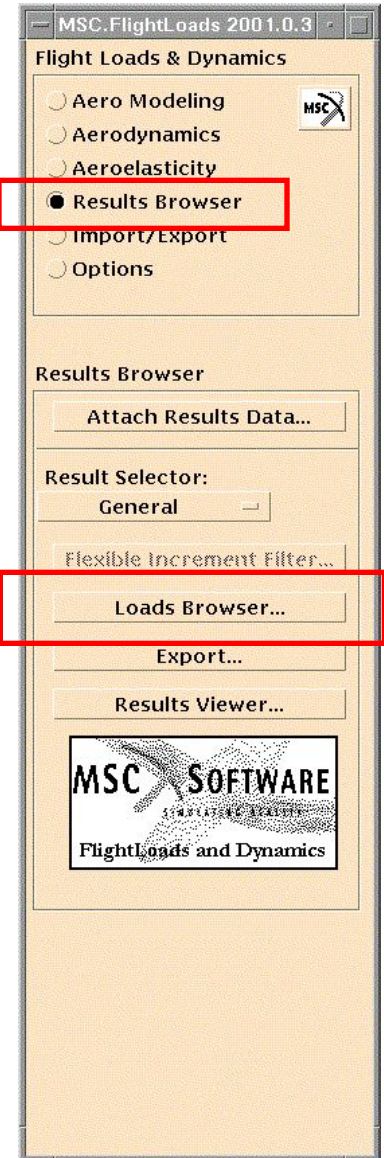
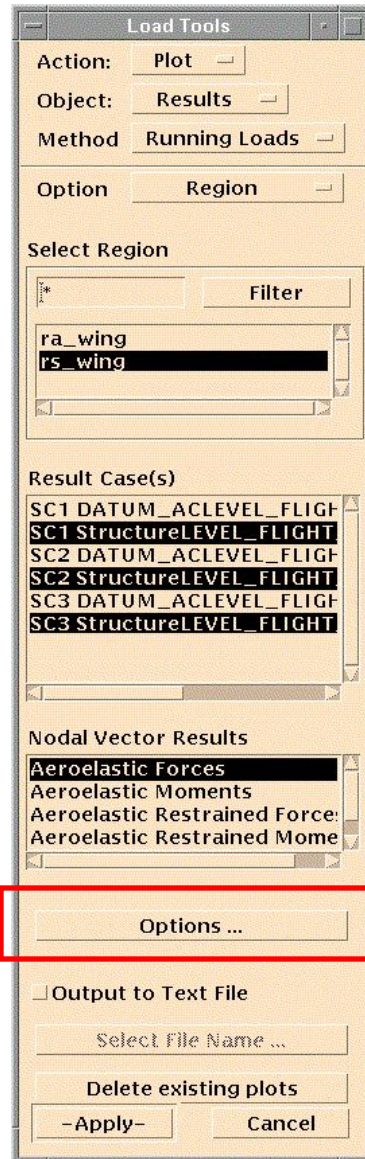
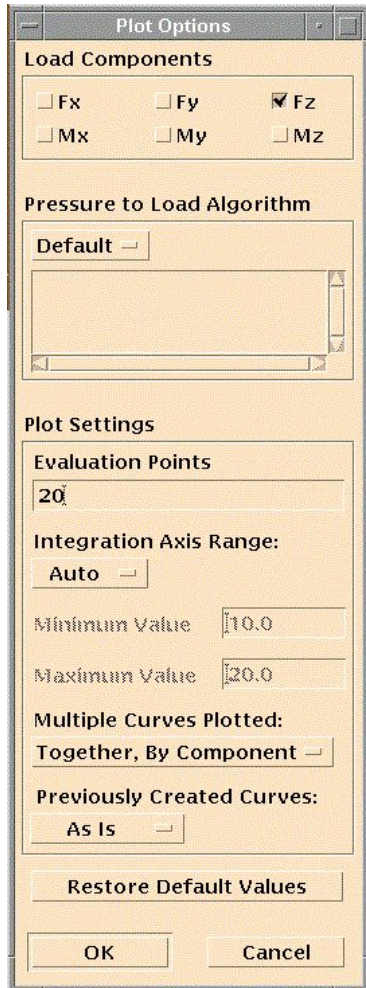
# Loads Browser: задание области



Нагрузки суммируются вдоль оси X, данной координатной системы



# Loads Browser: графики интересующих нагрузок

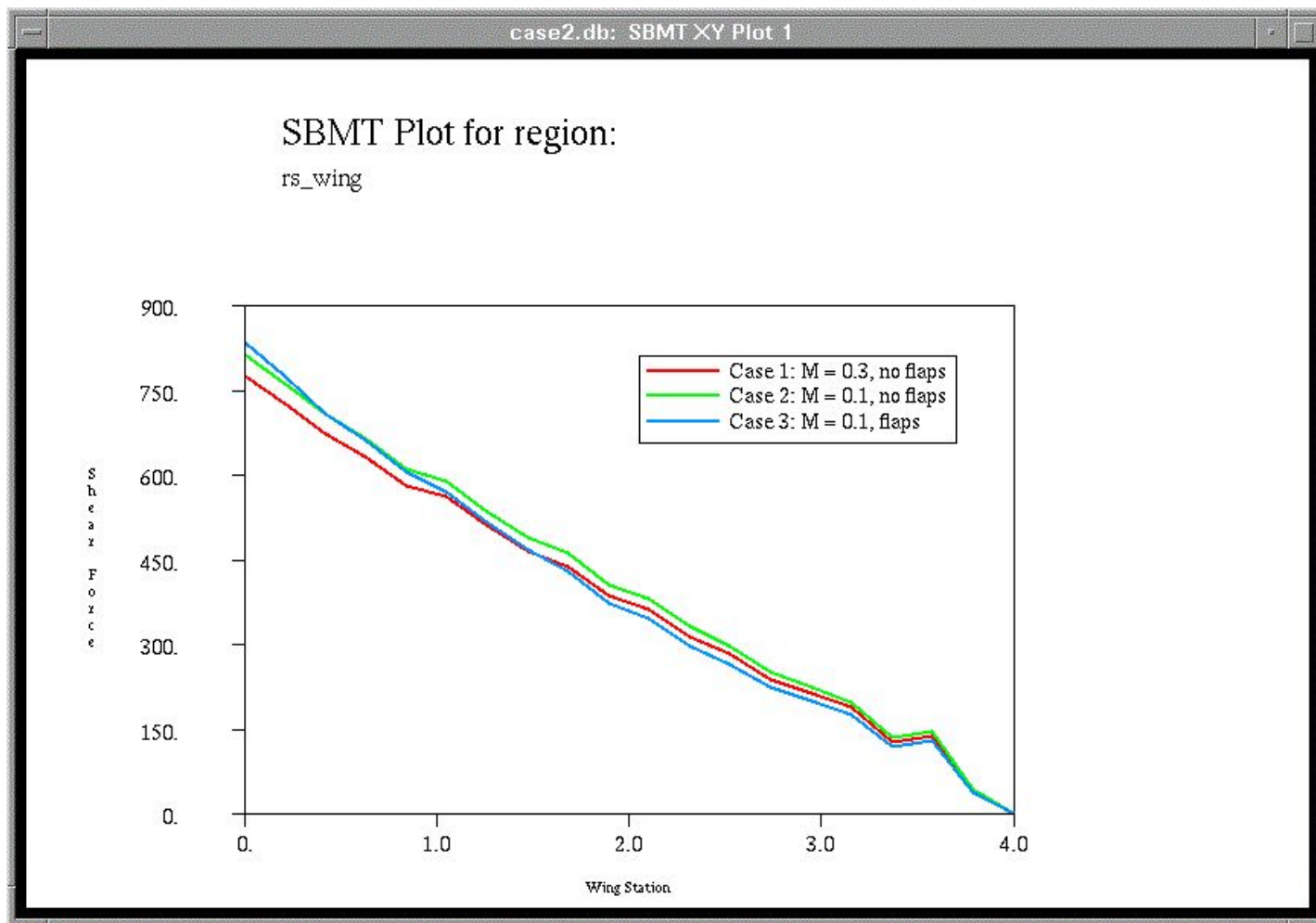




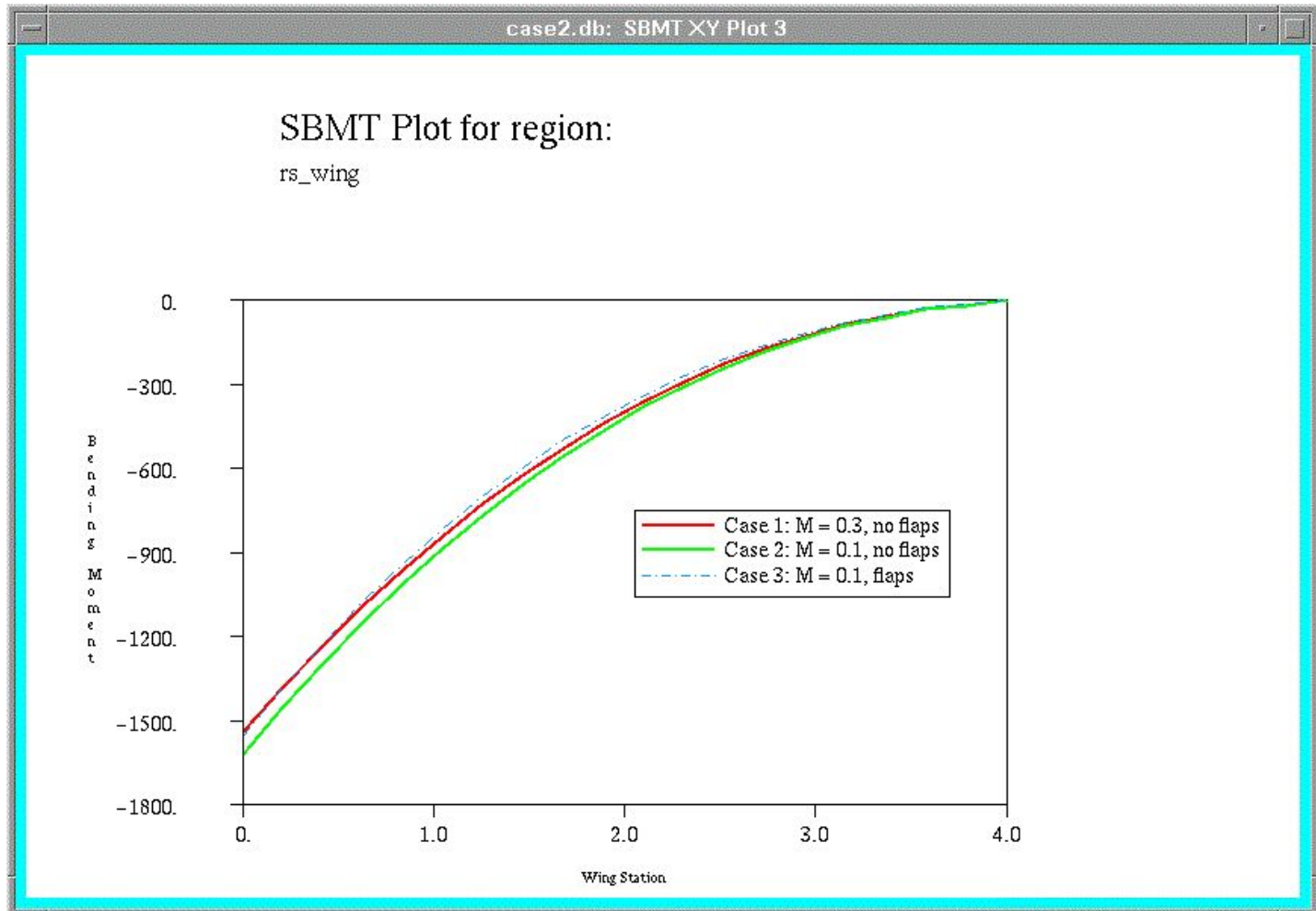
# Упражнение 2g: задание

- Интересующие нагрузки:
  - ◆ Распределение ародинамических нагрузок на «жесткий» ЛА вдоль крыла.
  - ◆ Распределение ародинамических нагрузок на упругий ЛА вдоль крыла.

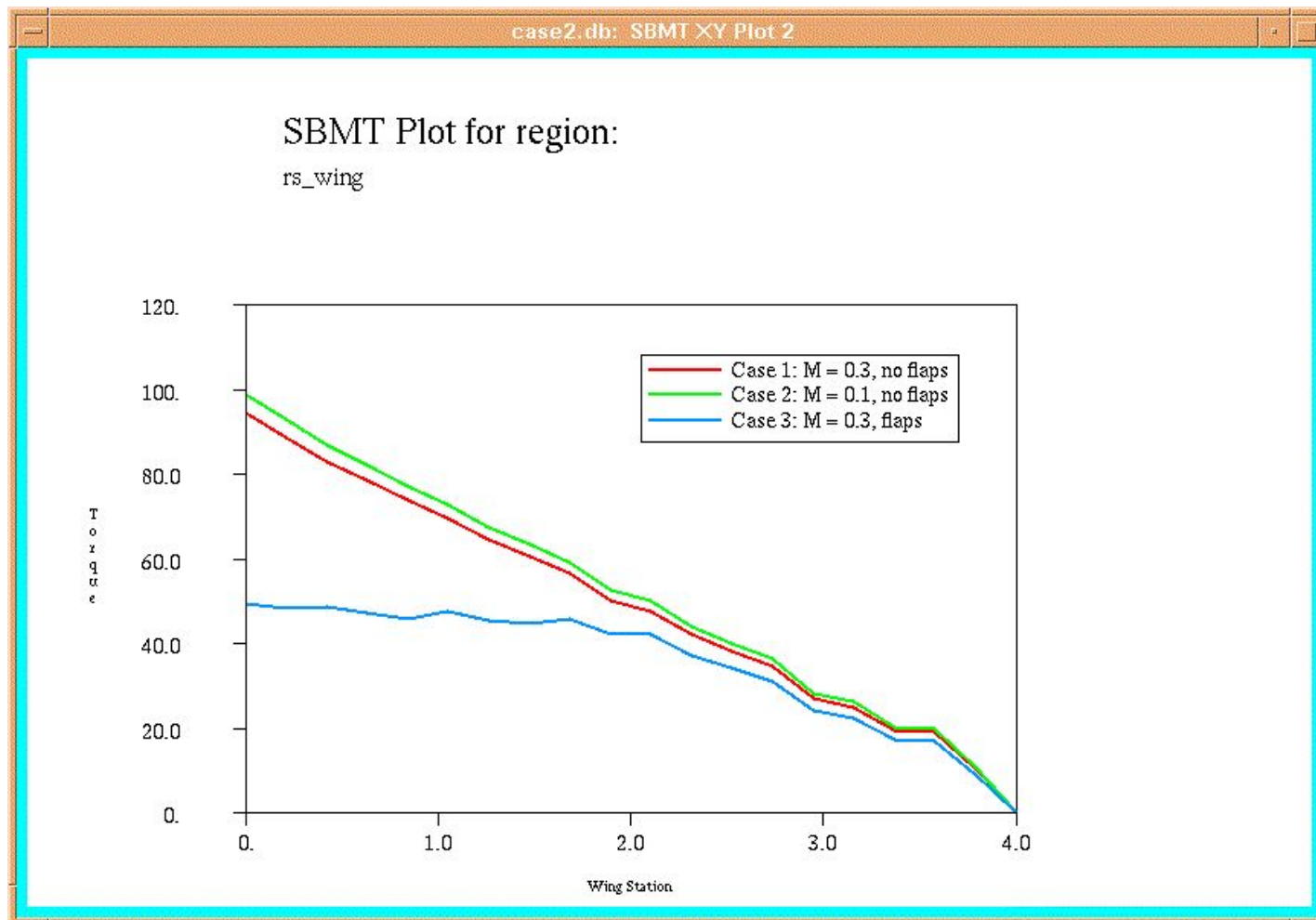
# Упражнение 2г: распределение аэродинамических нагрузок на «жесткий» ЛА поперечная сила вдоль размаха крыла



# Упражнение 2g: распределение аэродинамических нагрузок на «жесткий» ЛА изгибающий момент вдоль размаха крыла

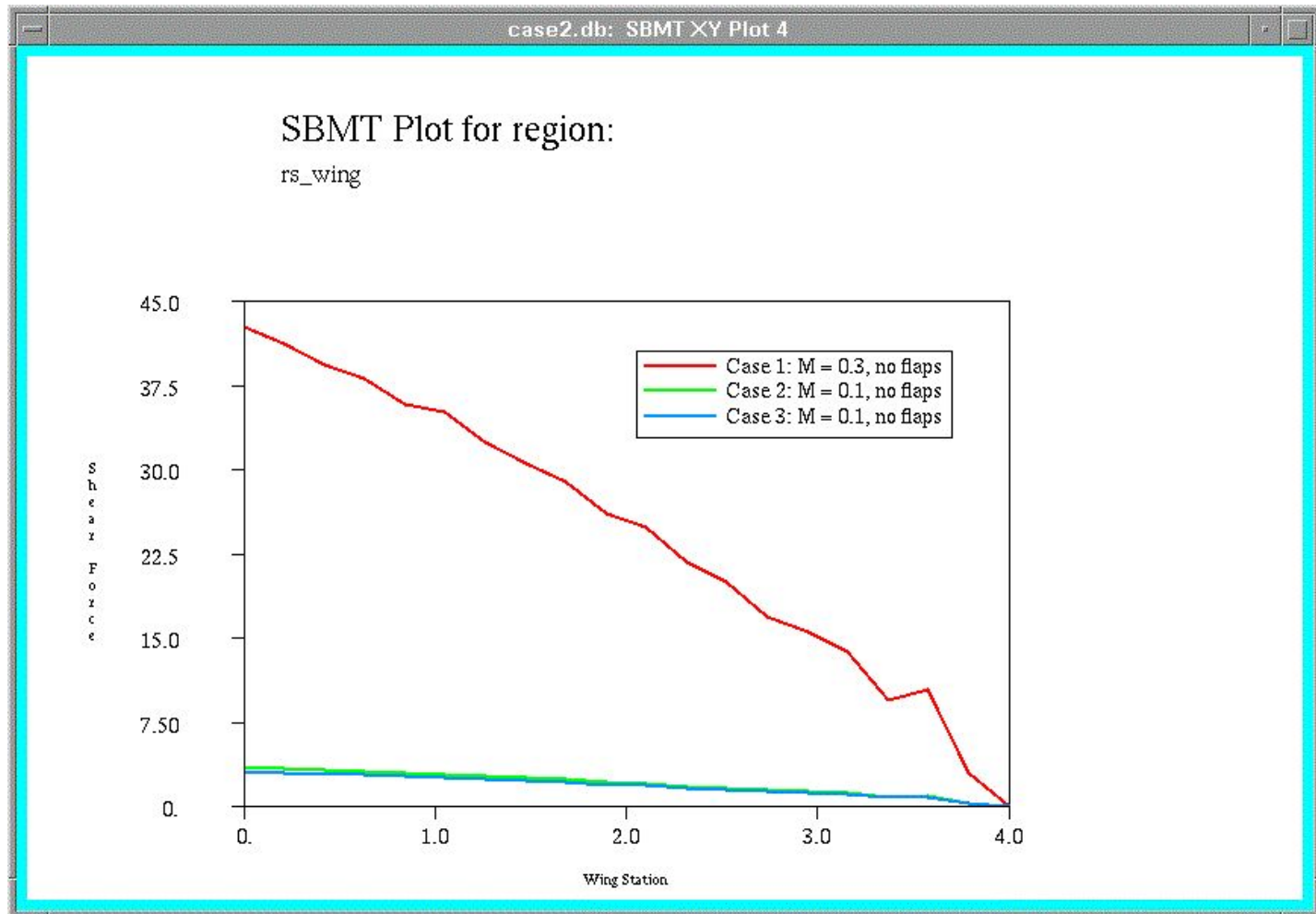


# Упражнение 2g: распределение аэродинамических нагрузок на «жесткий» ЛА крутящий момент вдоль размаха крыла

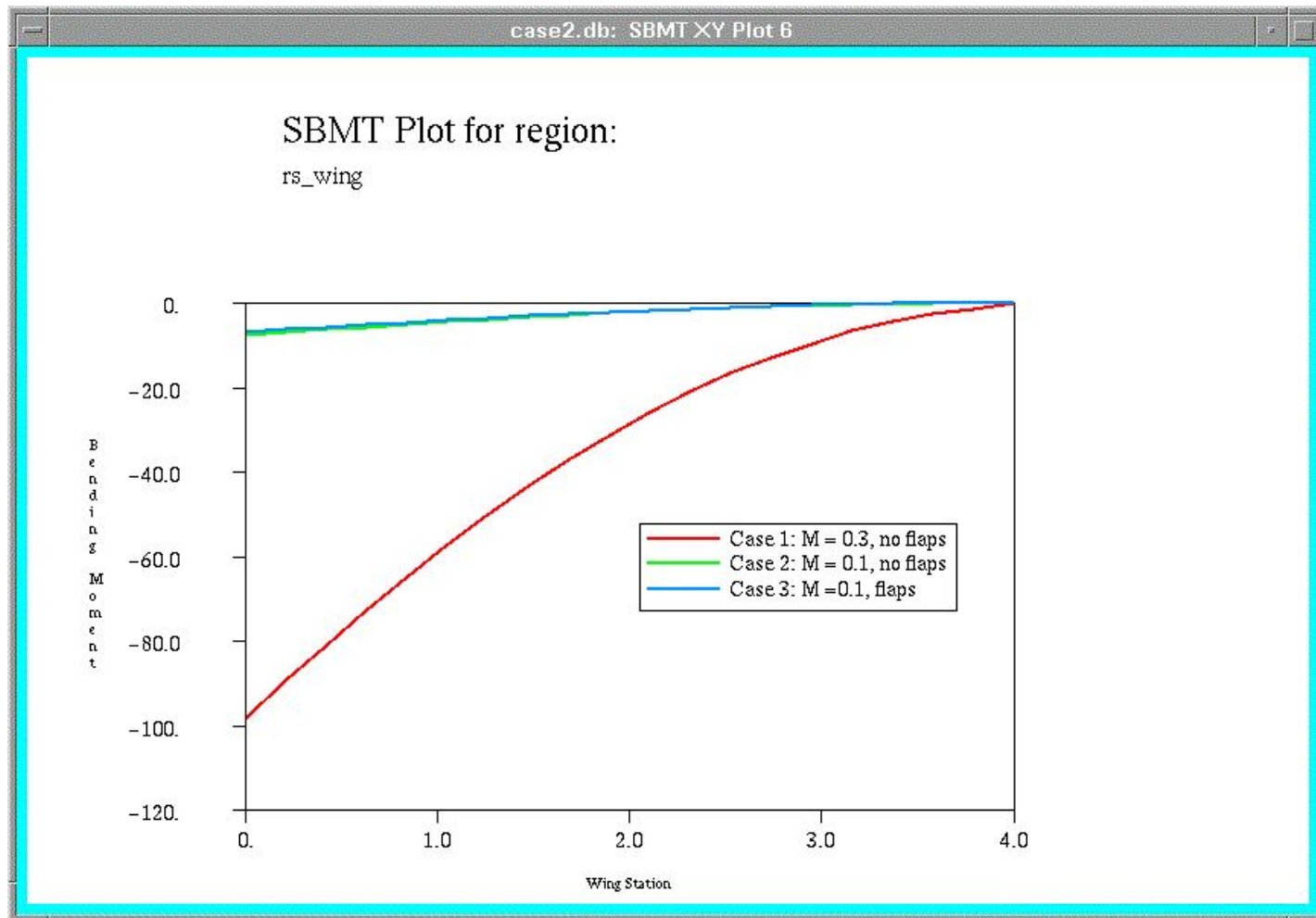


# Упражнение 2g: распределение аэродинамических нагрузок на упругий ЛА

## поперечная сила вдоль размаха крыла



# Упражнение 2g: распределение аэродинамических нагрузок на упругий ЛА изгибающий момент вдоль размаха крыла



# Упражнение 2g: распределение аэродинамических нагрузок на «жесткий» ЛА крутящий момент вдоль размаха крыла

