

## Раздел 5.3

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



# Цели

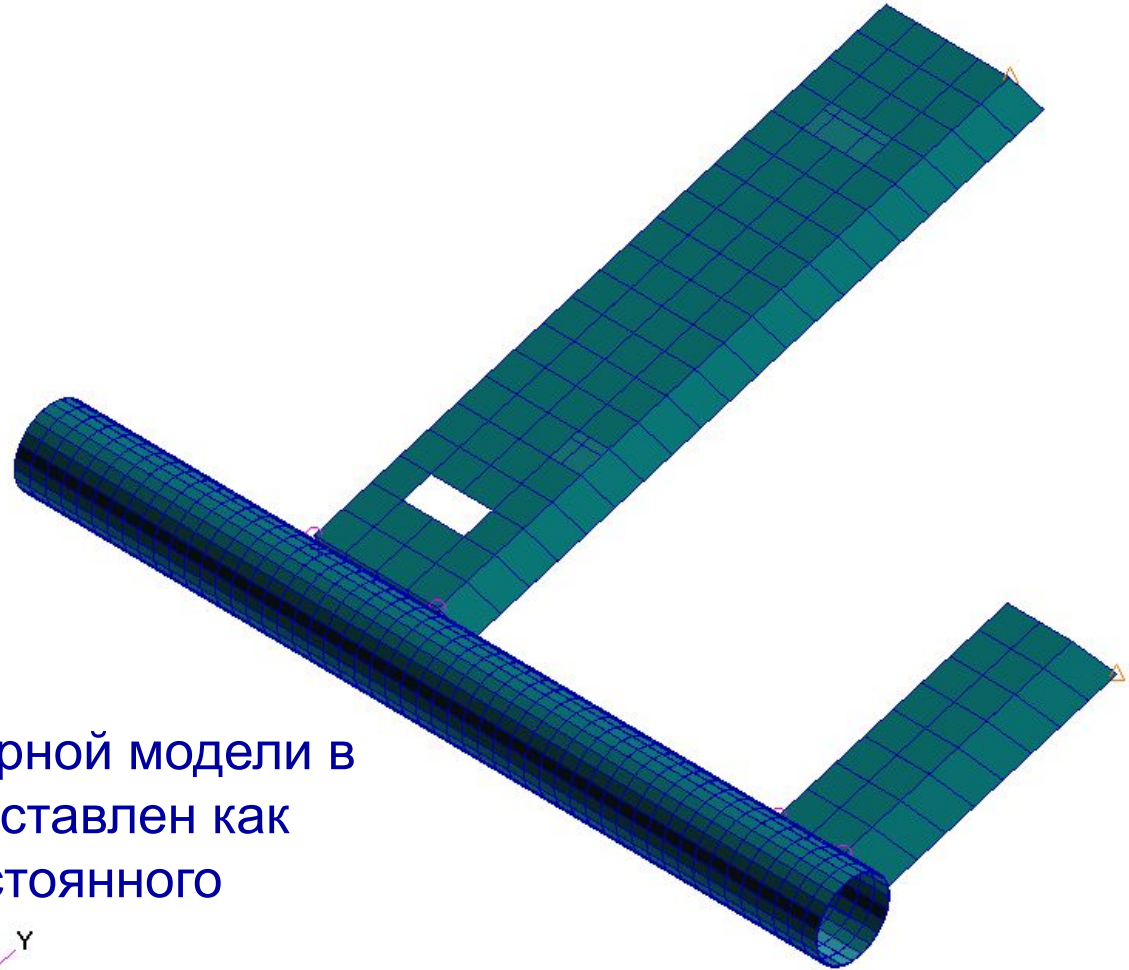
- Это упражнение демонстрирует расчет продольной балансировки ЛА с прямым крылом.
- Основная цель – описать создание сплайнов для очень сложных конструкций.
- Показать дополнительную схему успешного создания сплайнов.
- Продемонстрировать эффект «бедных» сплайнов.
- Объяснить некоторые передовые функции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

# Конструкция ЛА: основные данные

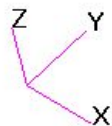
- Единицы измерения: СИ: Н, м, с
- Размах консоли крыла: 9м
- Длина хорды: 1.3м
- Передняя кромка крыла: 0.3м от точки отсчета
- Носок: 1.5м от точки отсчета
- Длина фюзеляжа: 5.2м

# Конструкция ЛА: обзор

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



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

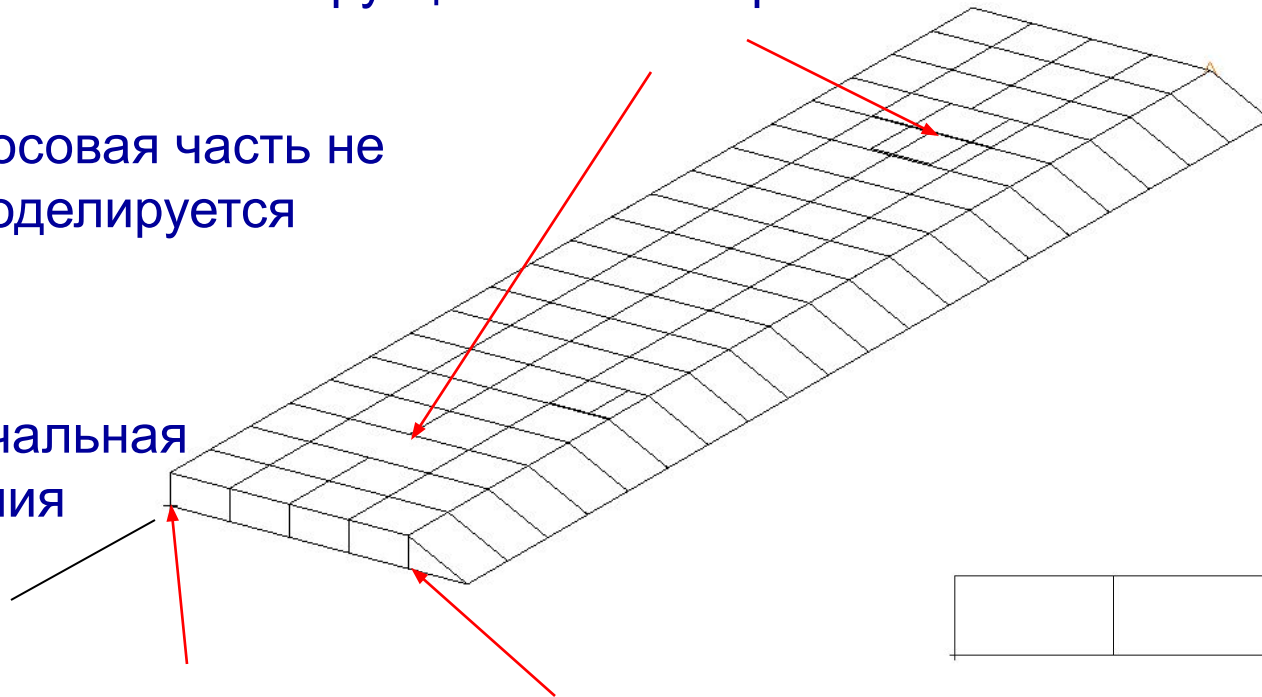


# Конструкция ЛА: консоль

Конструкционные отверстия

Носовая часть не моделируется

Начальная линия

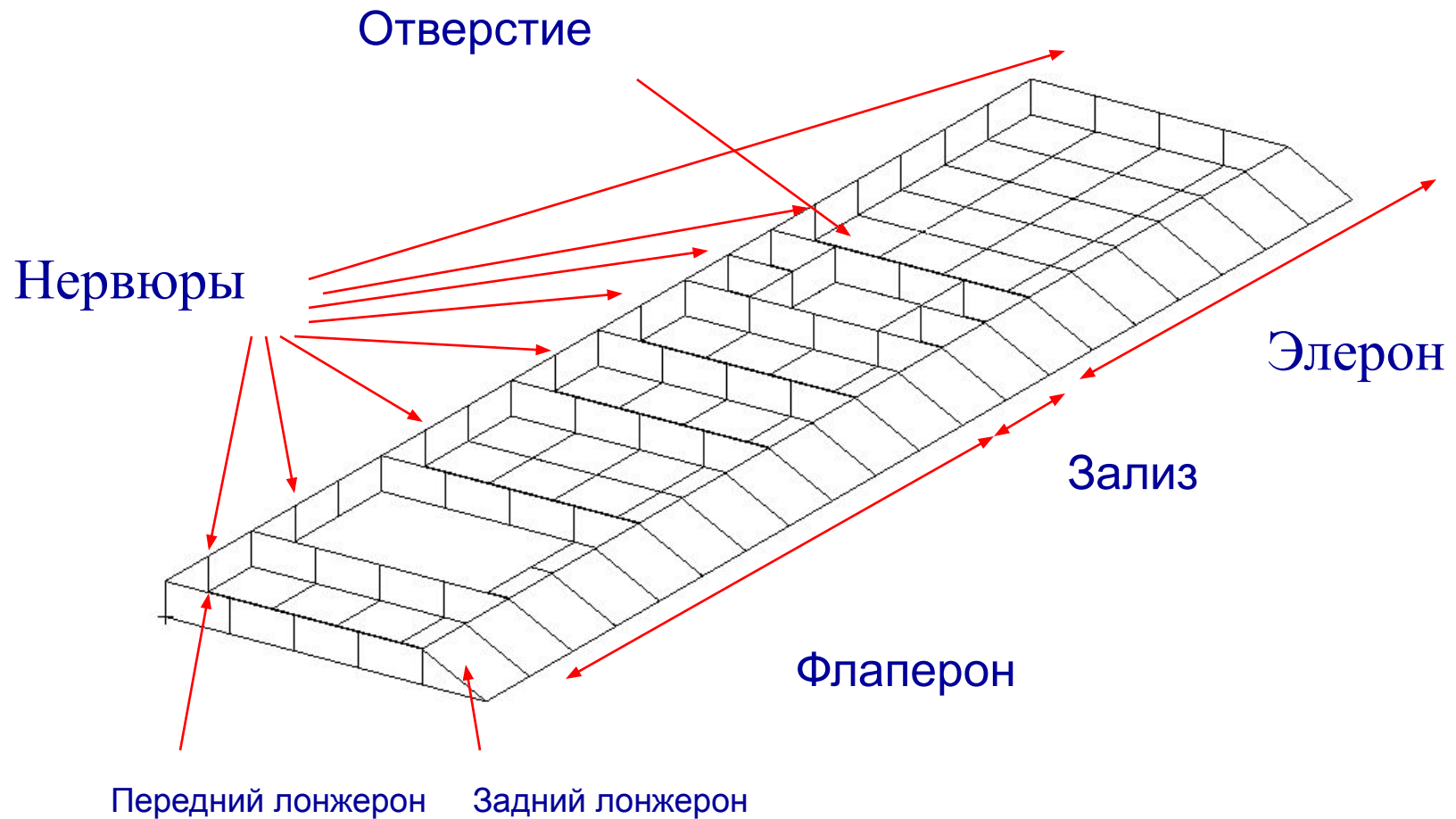


Передний лонжерон    Задний лонжерон

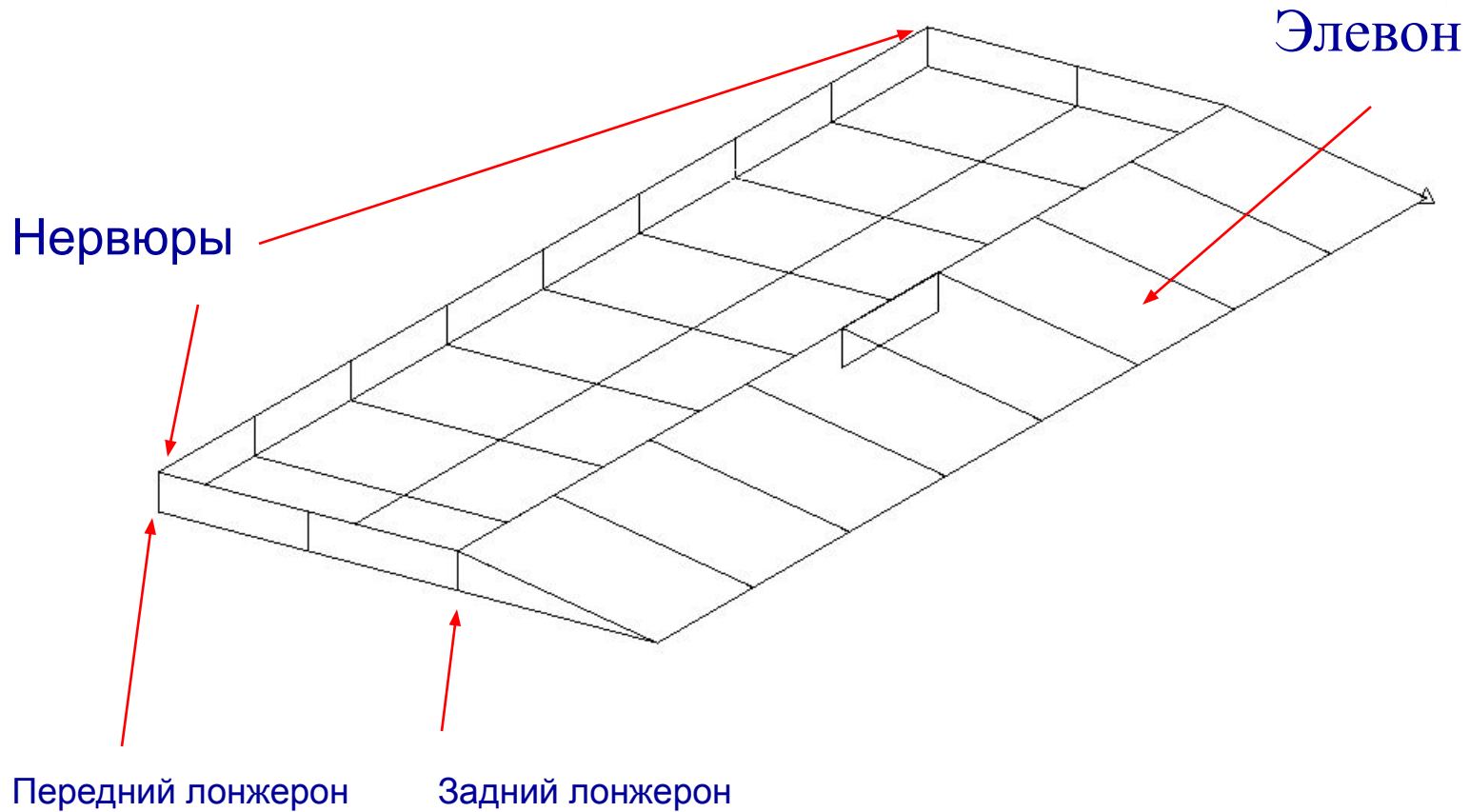


Профиль крыла в плане

# Конструкция ЛА: элементы консоли крыла

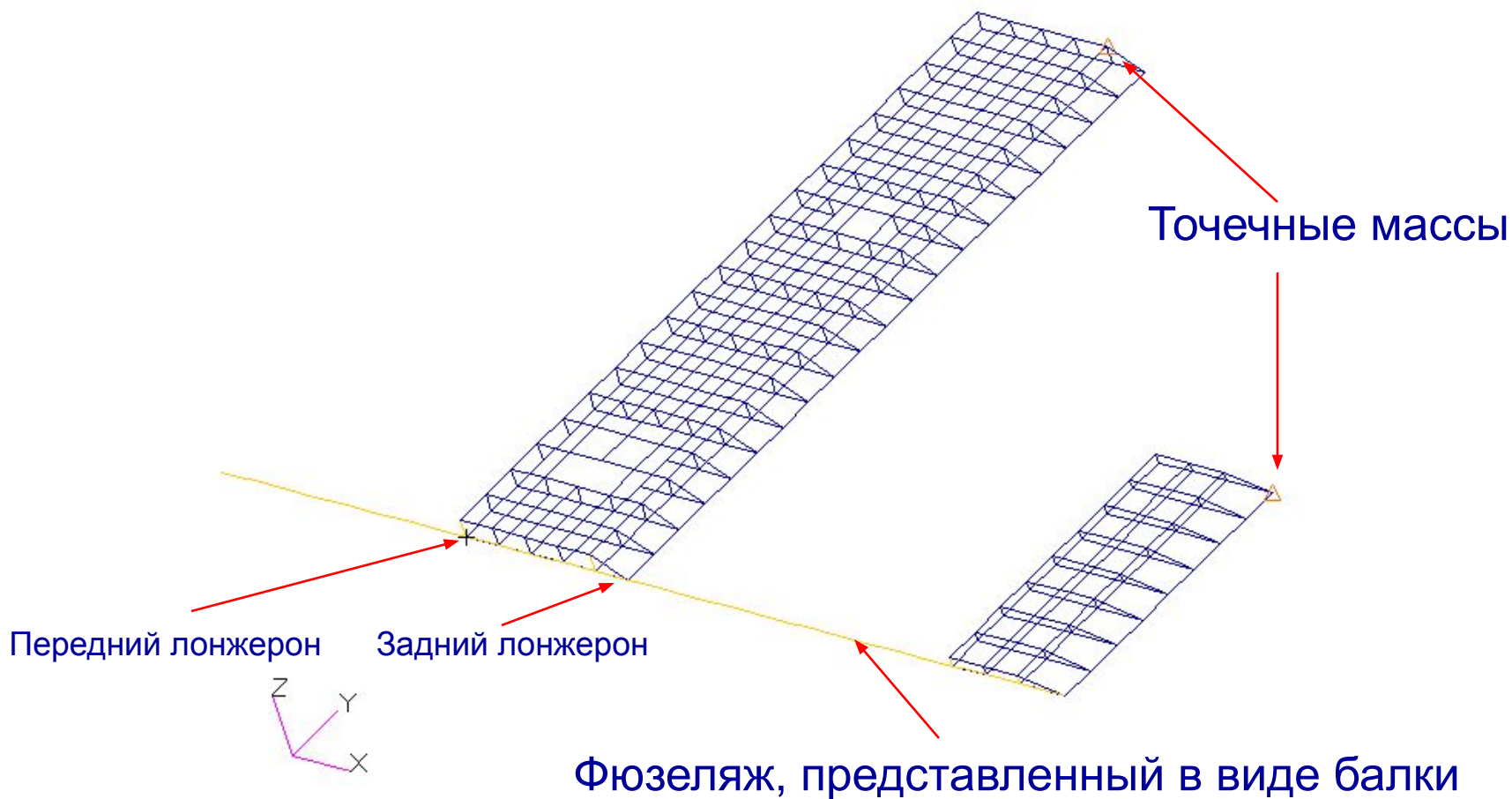


# Конструкция ЛА: элементы хвостовой части





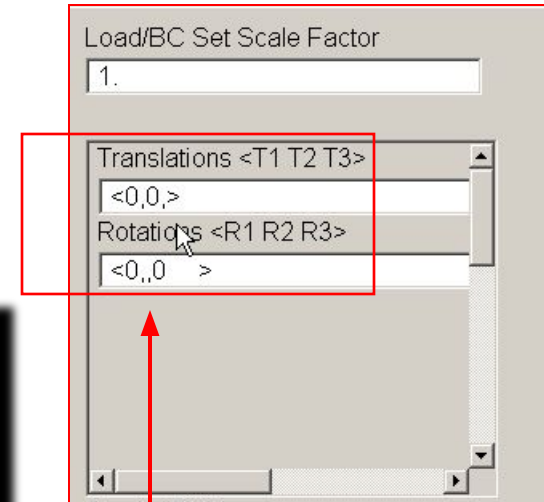
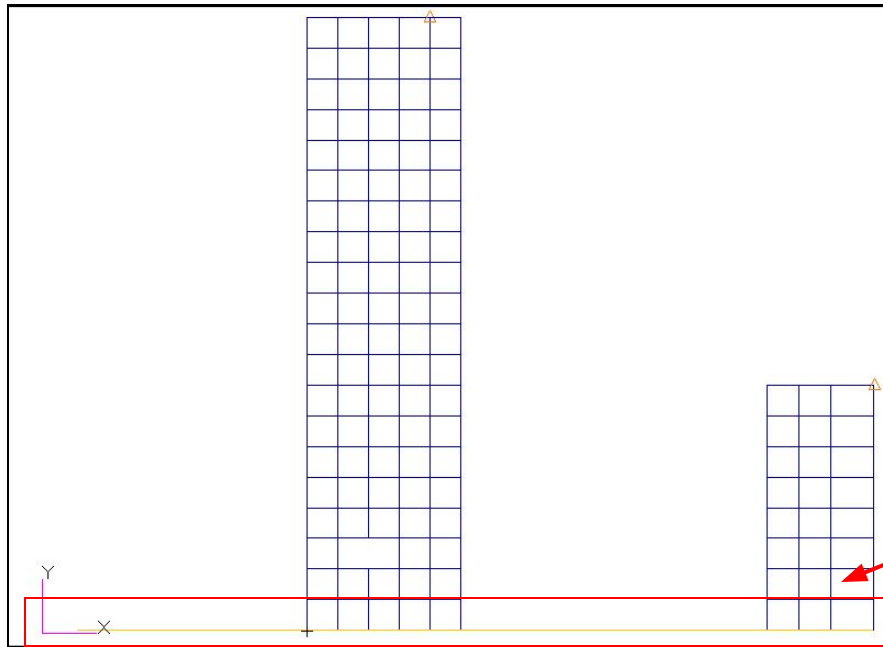
# Конструкция ЛА: элементы фюзеляжа



# Конструкция ЛА: граничные условия

## Граничные условия

- Определение граничных условий
- Определение случая нагружения



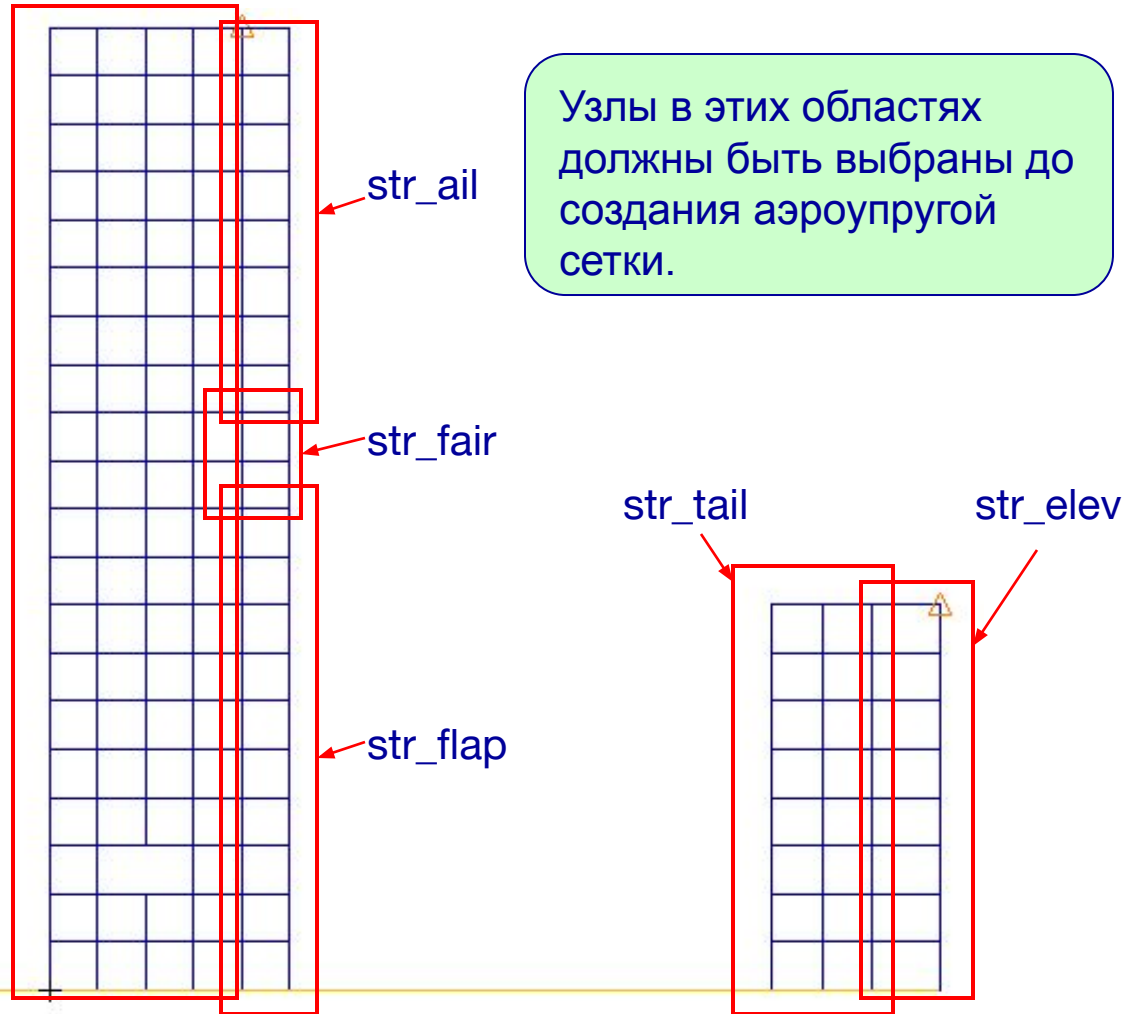
Условия симметрии относительно плоскости XZ, плюс осевые граничные условия

# 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

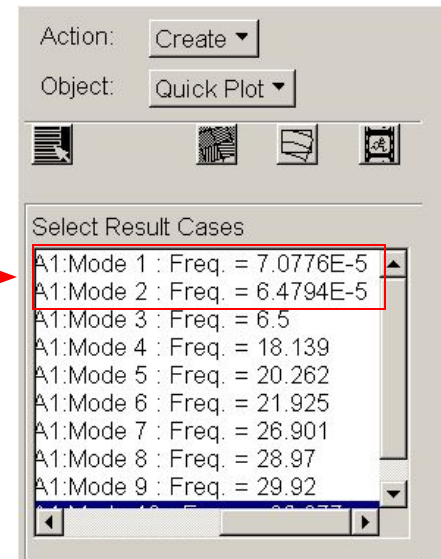
- Выберите расчетный случай 'LEVEL\_FLIGHT\_CASE\_1'
  - ◆ Сделайте его текущим и проверьте связи наложенные на перемещение.
- Запустите из Patran расчет на собственные значения.
  - ◆ SOL 103 в Analysis Analyze Model/Entire Model/Full Run
  - ◆ Выберите расчетный случай 'LEVEL\_FLIGHT\_CASE\_1' и отмените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

# Упражнение 2а: задания

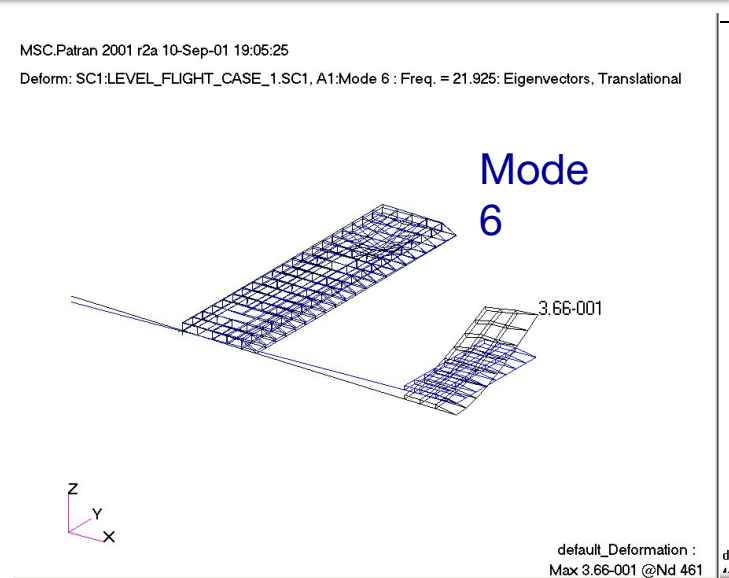
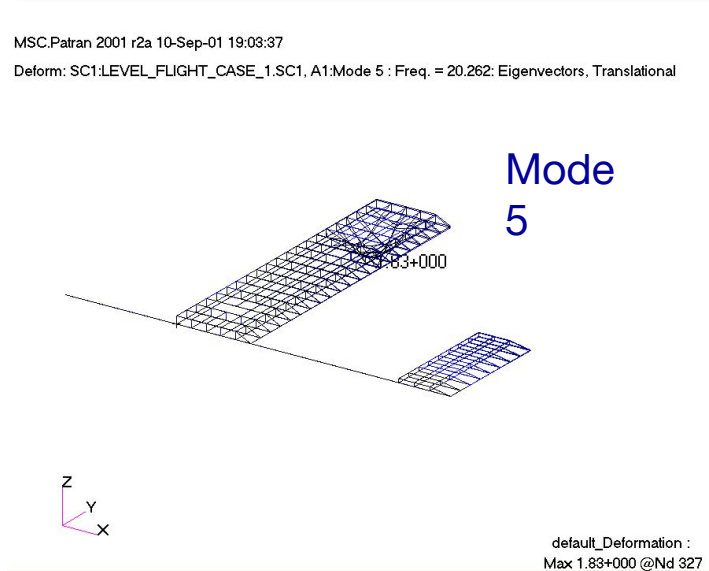
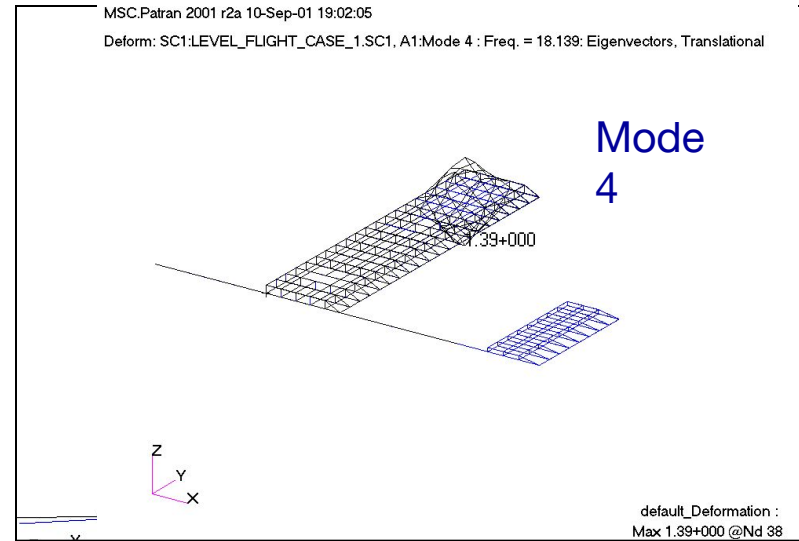
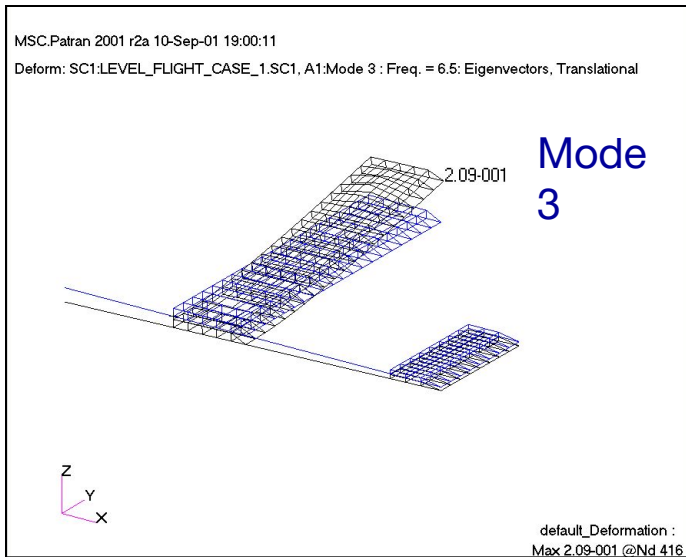
- Посмотрите файл .f06
  - ◆ Определите
    - 2 твердотельных тона – имеется тангаж и свободное перемещение ( $R_y$  и  $U_z$ )
    - Упругие тона
- Подключите файл .xdb в MSC.Patran
  - ◆ Определите
    - 2 твердотельных тона
    - Значимые упругие тона
    - Остальные упругие тона – для чего они нужны?

# Упражнение 2а: результаты

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



# Упражнение 2а: результаты

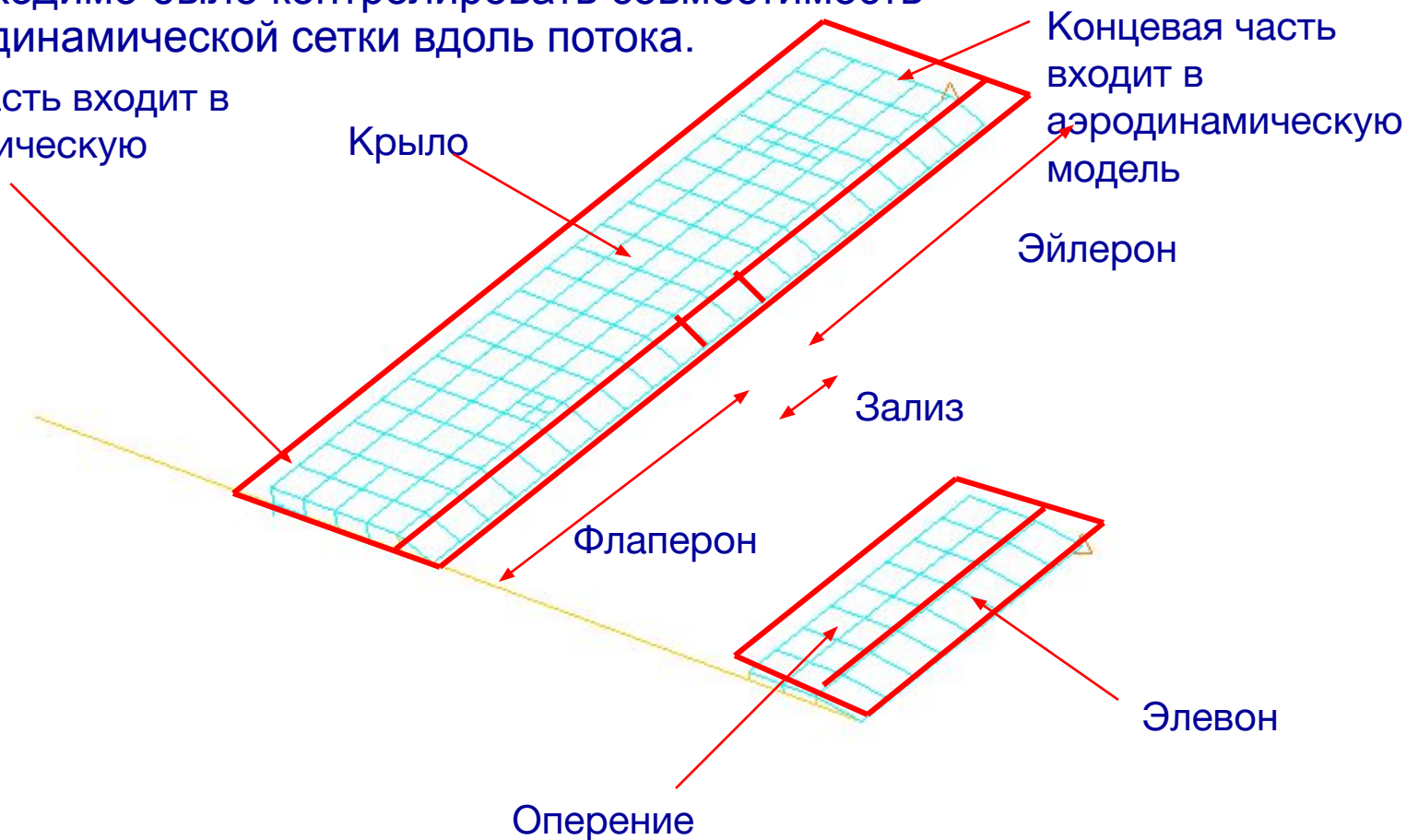




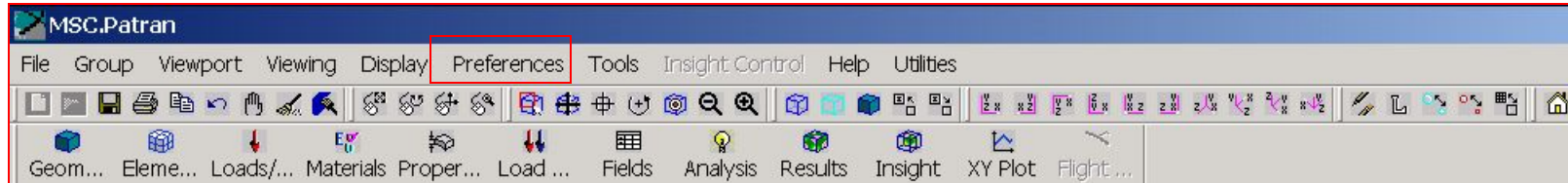
# Аэродинамическая модель: введение

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

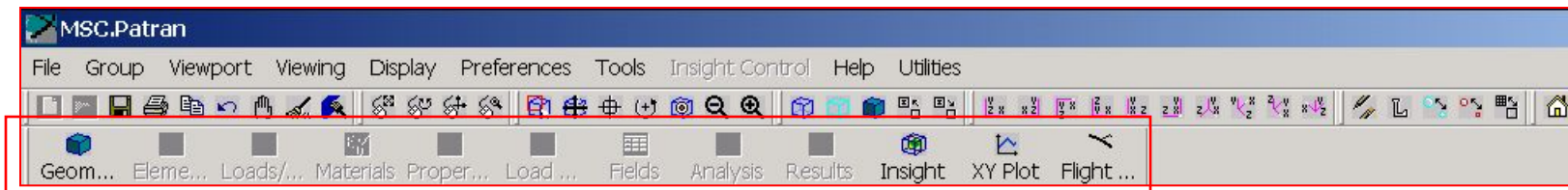
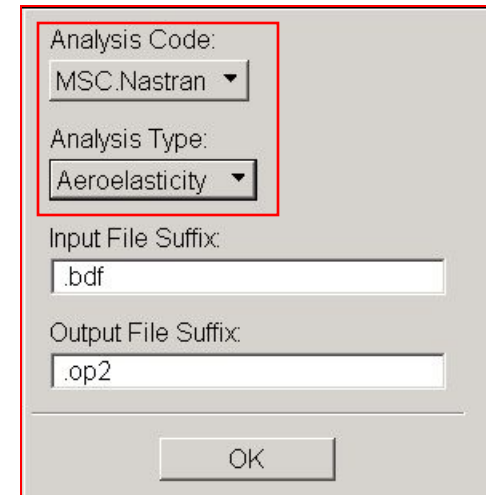
Носовая часть входит в аэродинамическую модель



# Выбор модуля FlightLoads

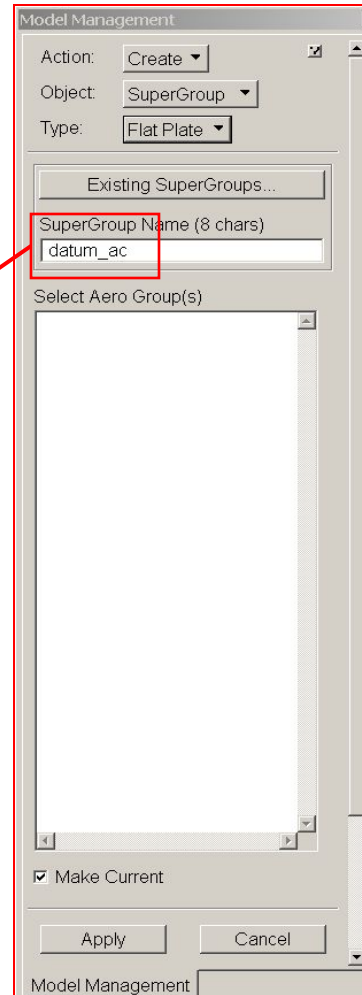


- Выбор модуля FLDS, зайдите в меню Preferences / Analysis и выберите в Analysis Code и Type значения, показанные на рисунке.
- Меню FLDS заменило стандартные меню в MSC.Patran.



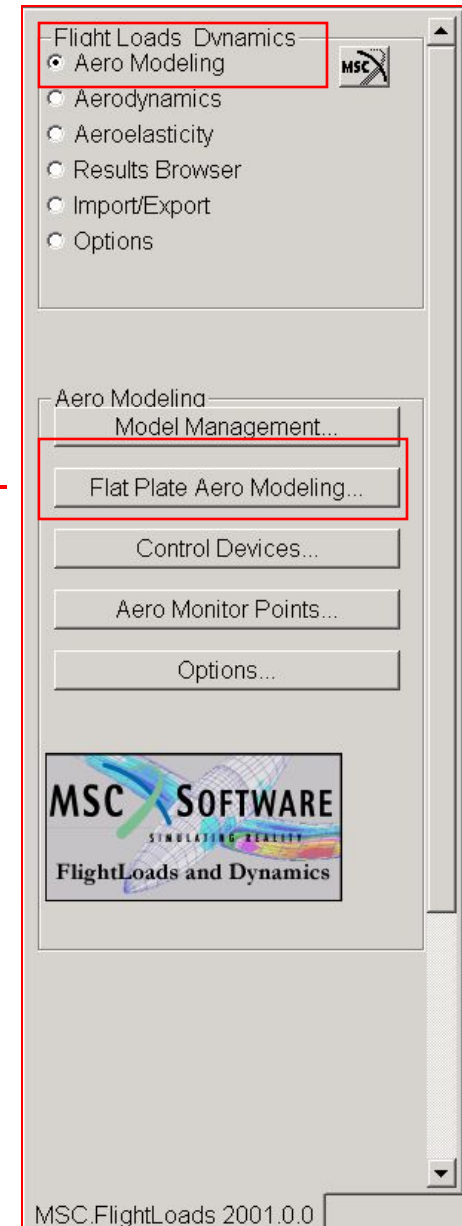
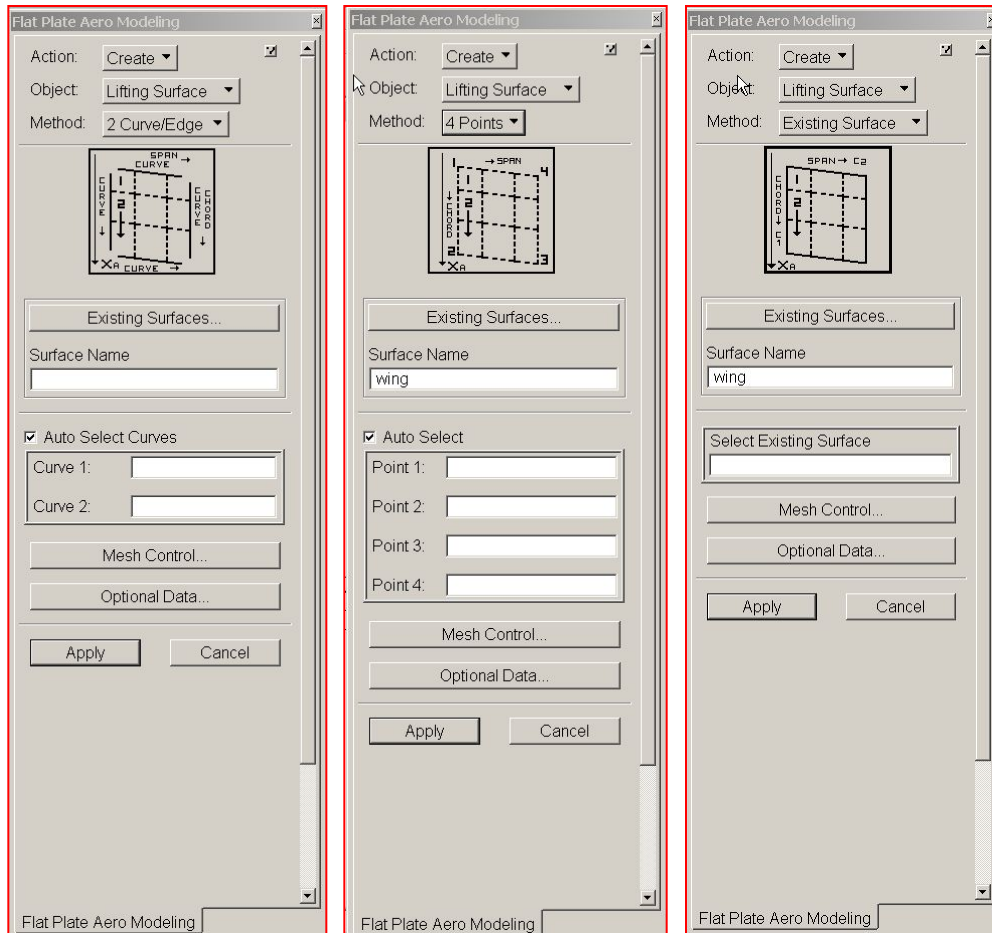
# Управление моделью

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



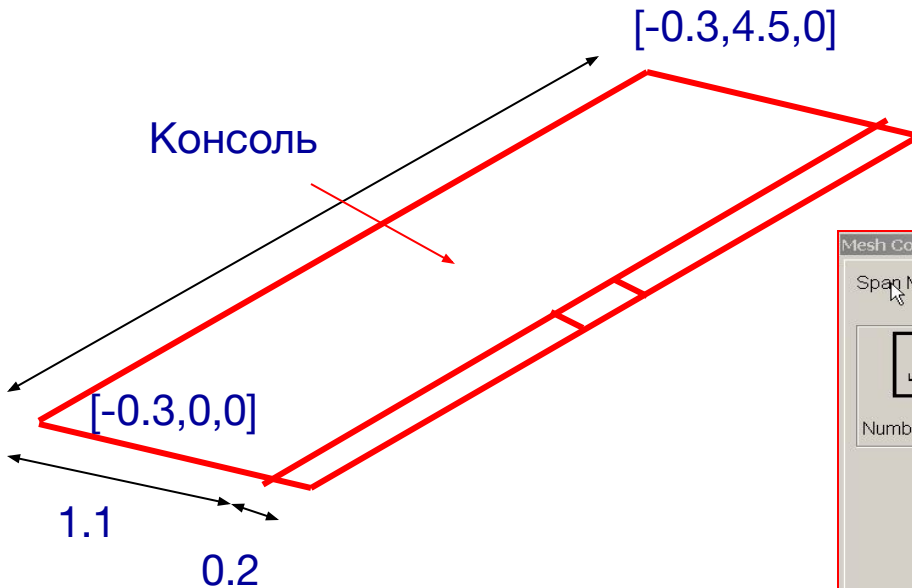
# Создание панелей

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

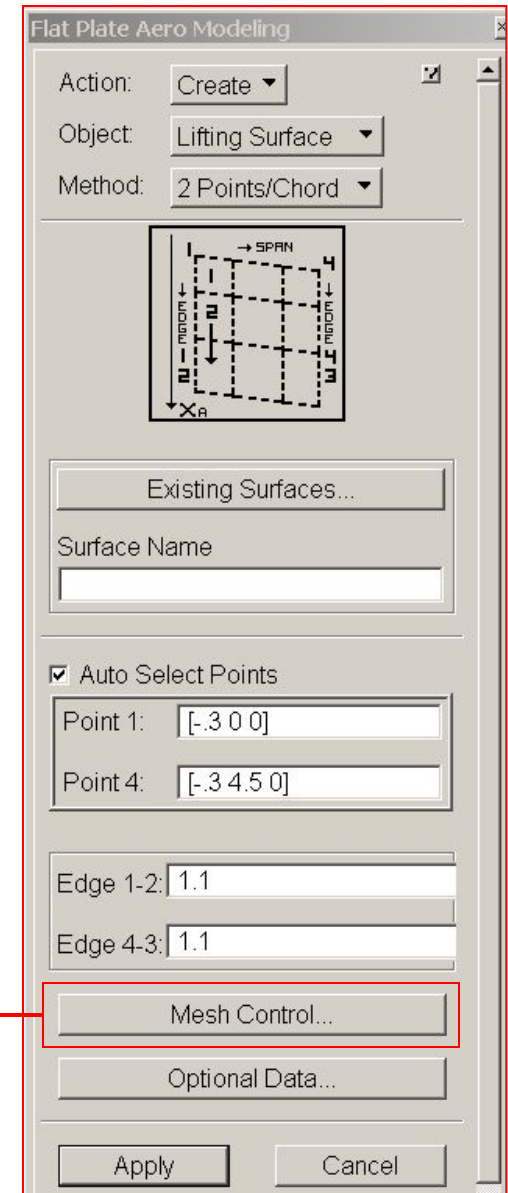
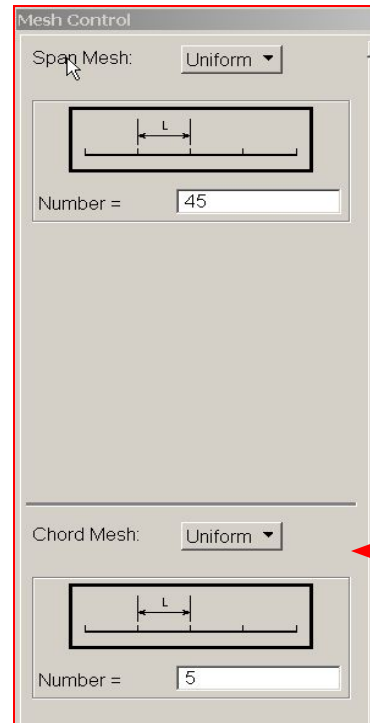


# Подъемные поверхности: геометрия

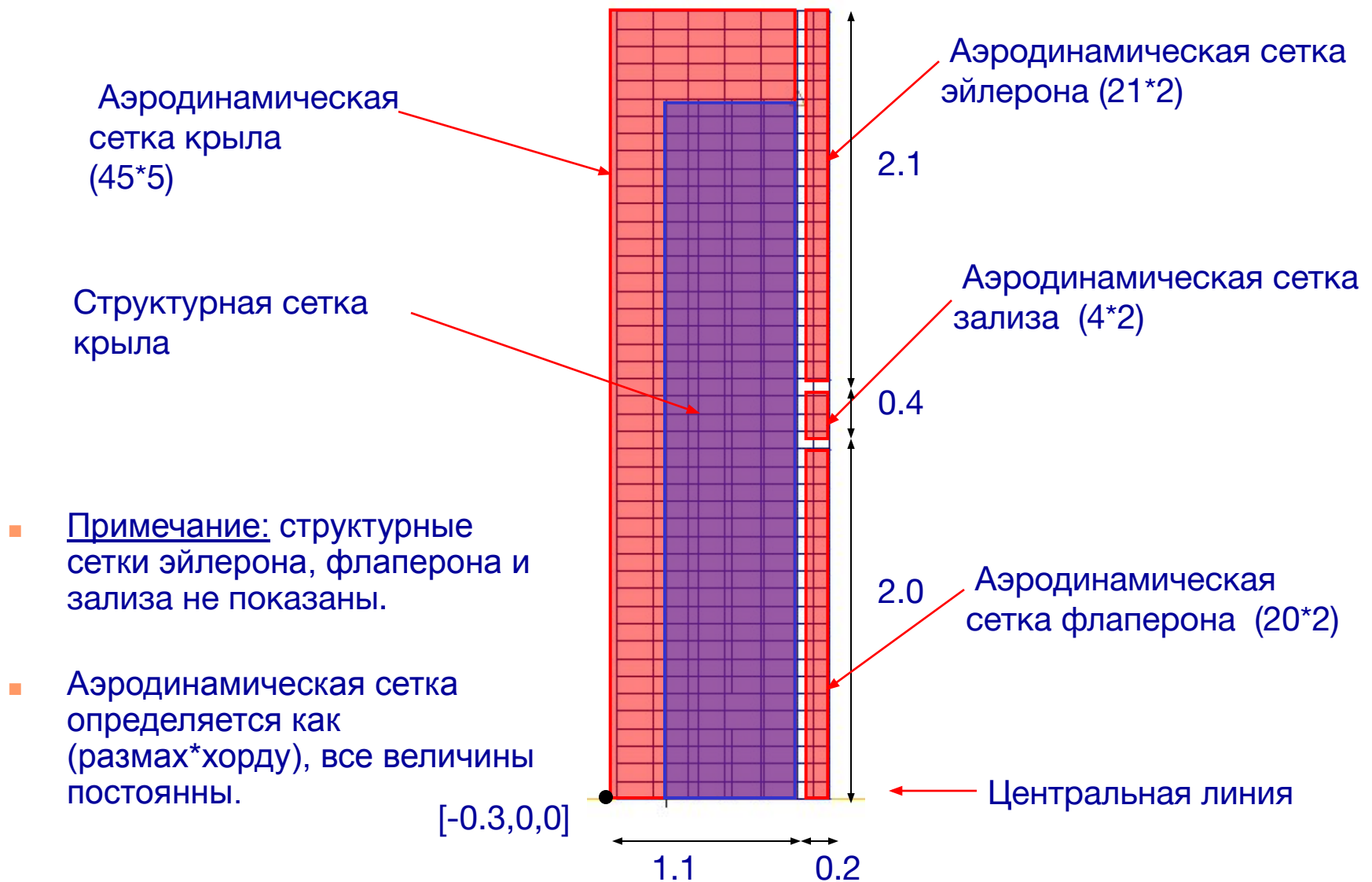
- Размах консоли крыла: 9.0 м
- Хорда: 1.3 м
- Передняя кромка крыла : 0.3 м от начальной линии



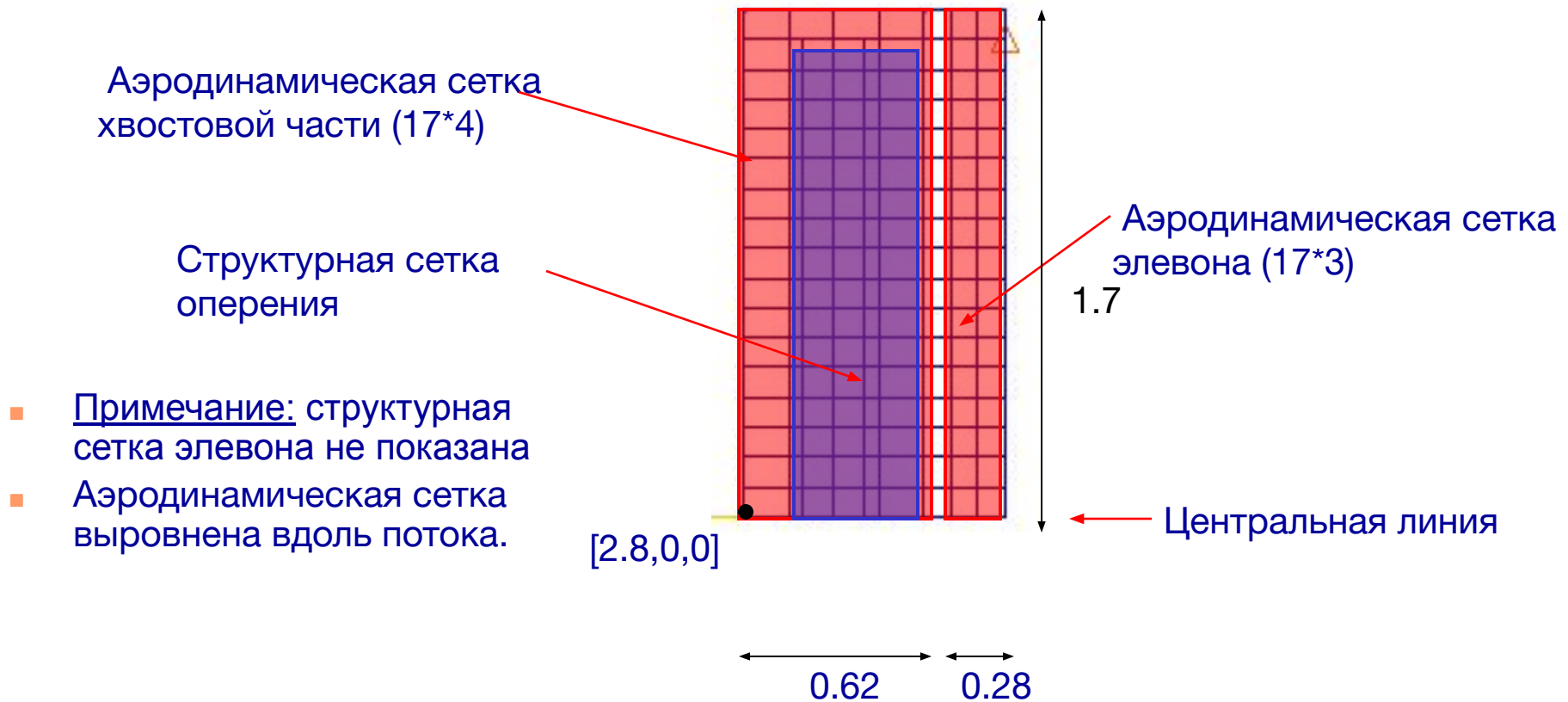
- Примечание: здесь вполне уместна высокая плотность aerodynamic сетки.



# Аэродинамическая сетка



# Аэродинамическая сетка хвостовой части





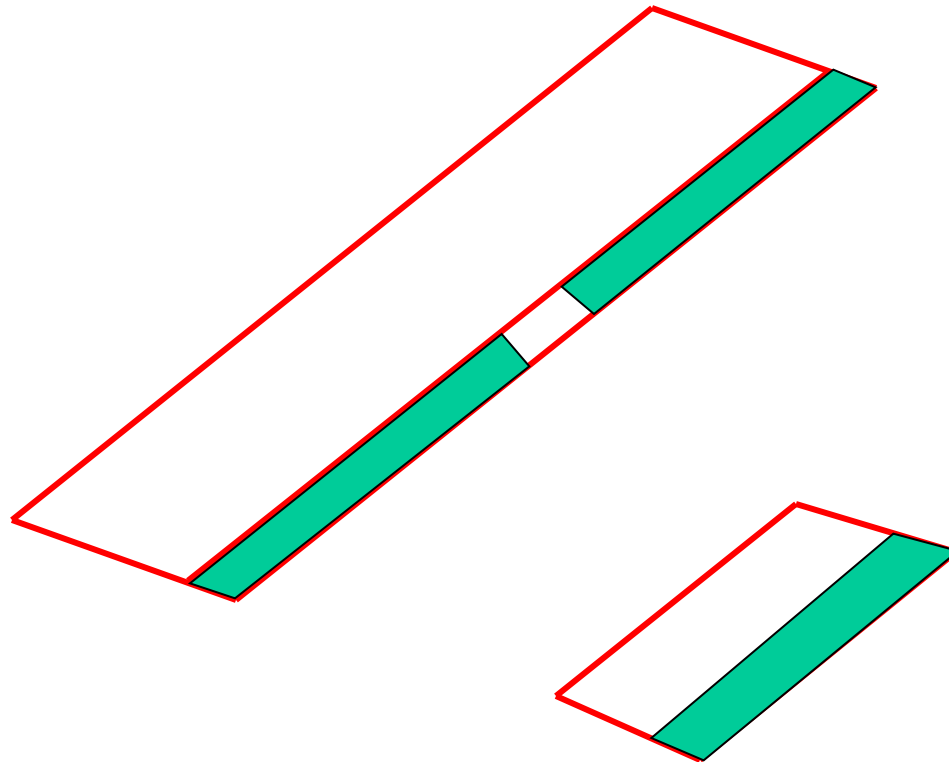
# Упражнение 2b: задания

- 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

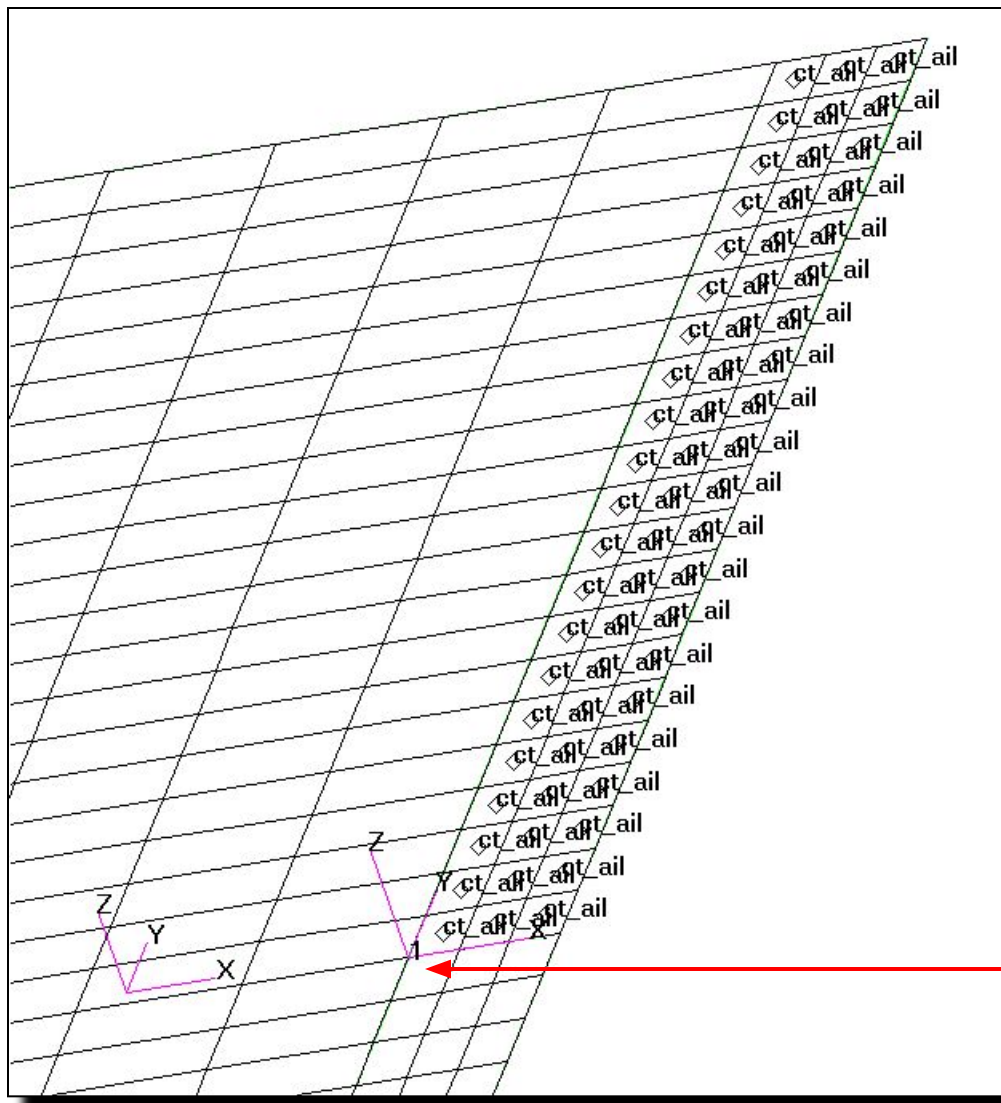
Three smaller dialog boxes are shown, each with "Auto Select Points" checked:

- The top dialog box has "Origin" set to "Point 12" and "Point on Hinge Line" set to "Point 6".
- The middle dialog box has "Point 1" set to "Node 100192" and "Point 2" set to "Node 110032".
- The bottom dialog box has "Point 1" set to "Point 6", "Point 2" set to "Point 13", "Point 3" set to "Point 11", and "Point 4" set to "Point 12".

A fourth dialog box, "Hinge Moment", is shown at the bottom left, with "Lower" set to -1000 and "Upper" set to 1000. "Position" is set to "Lower" (-.262) and "Upper" (0.262).

The right sidebar shows the software's menu structure, with "Flight Loads Dynamics" and "Aero Modeling" selected. The "Control Devices..." option is highlighted in red.

# Управляющая плоскость: элерон



Маркеры управляющей поверхности

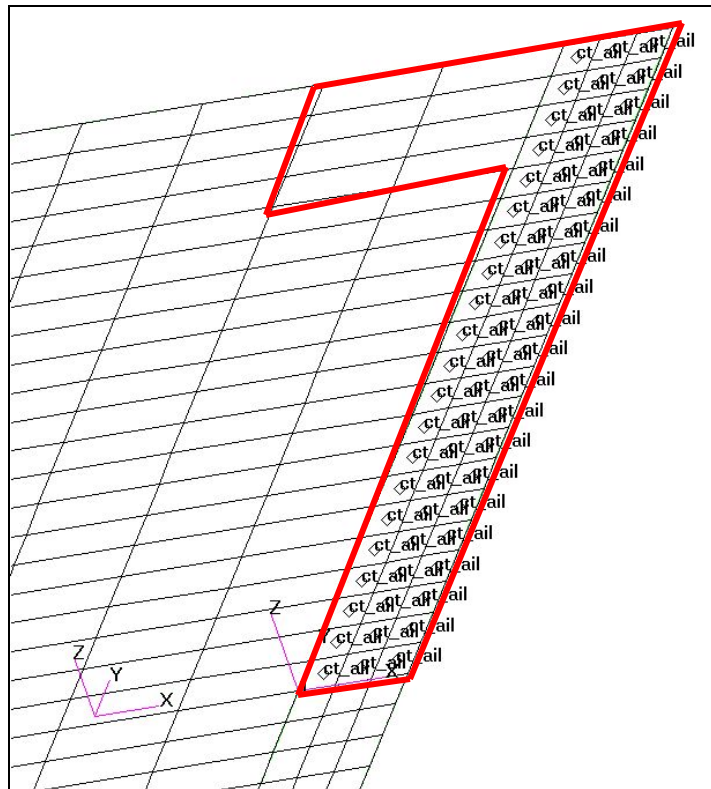
В этой модели мы используем:

- 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

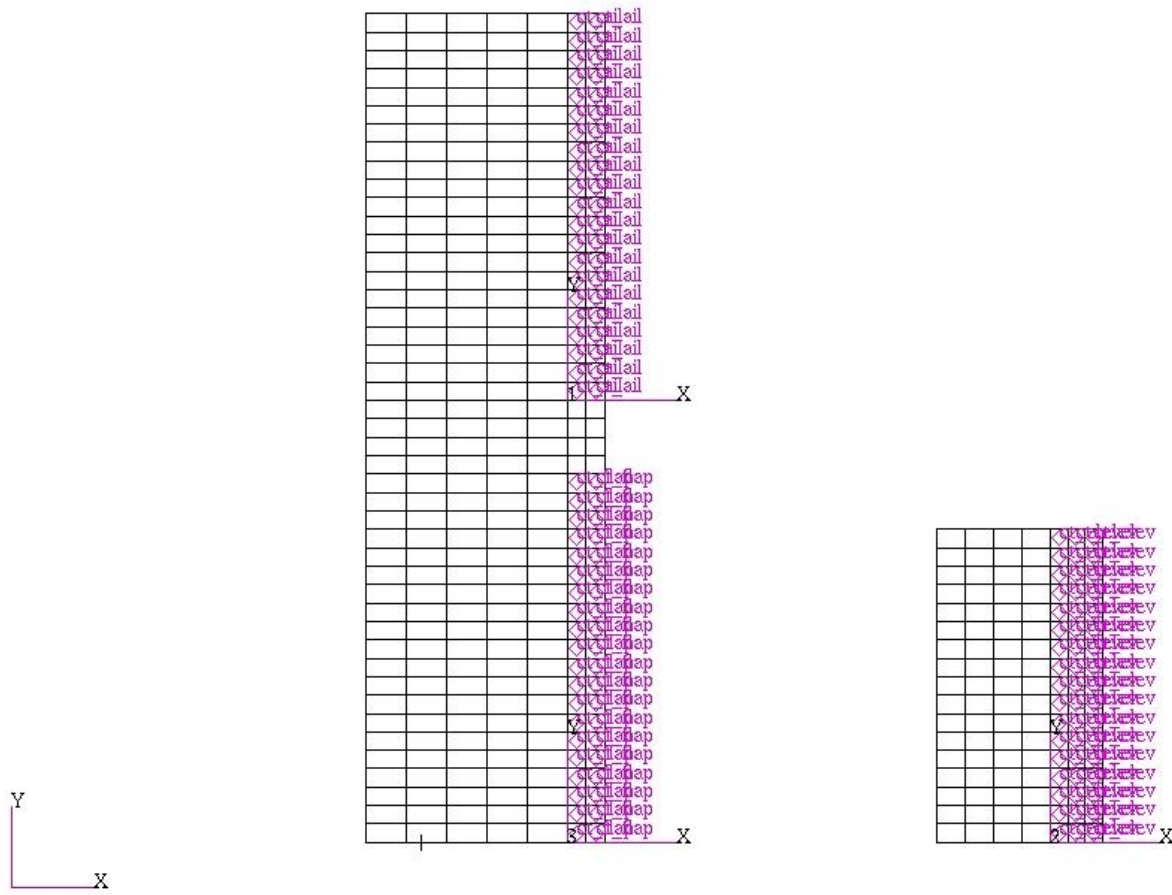
Optional Limits...

Apply Cancel

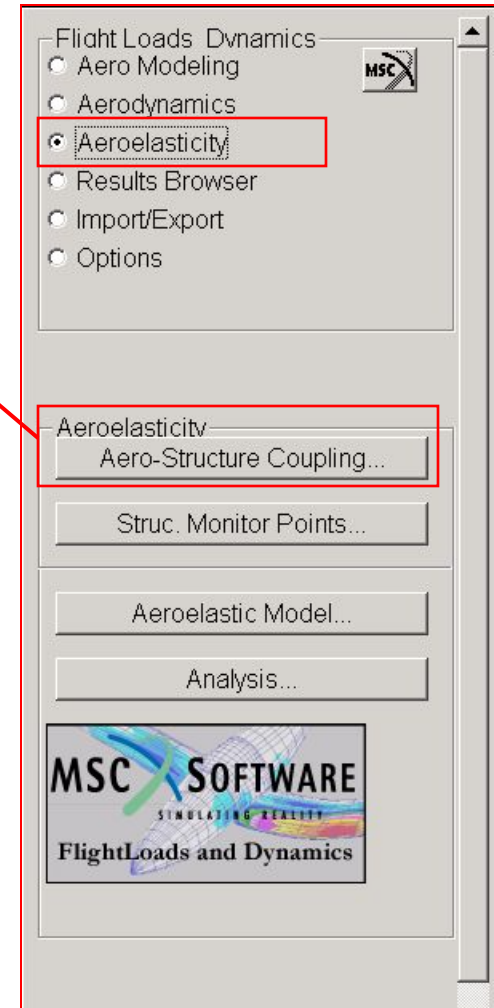
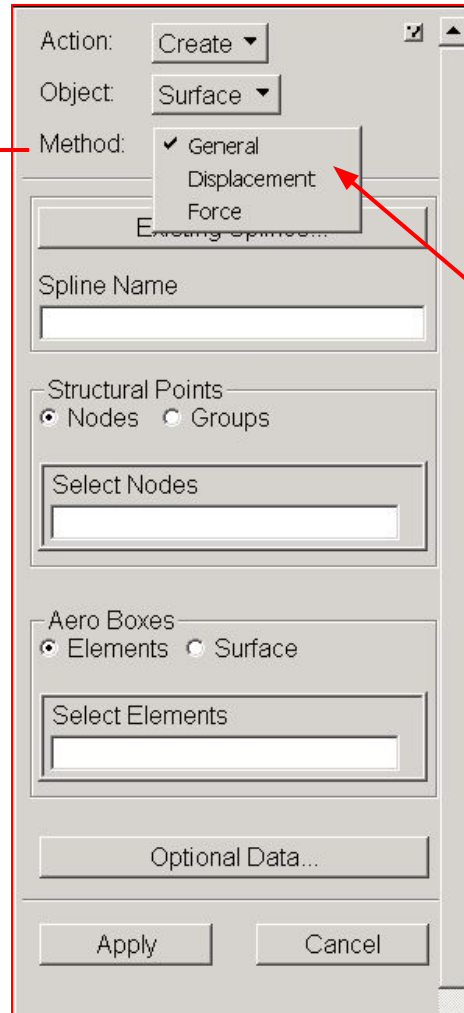
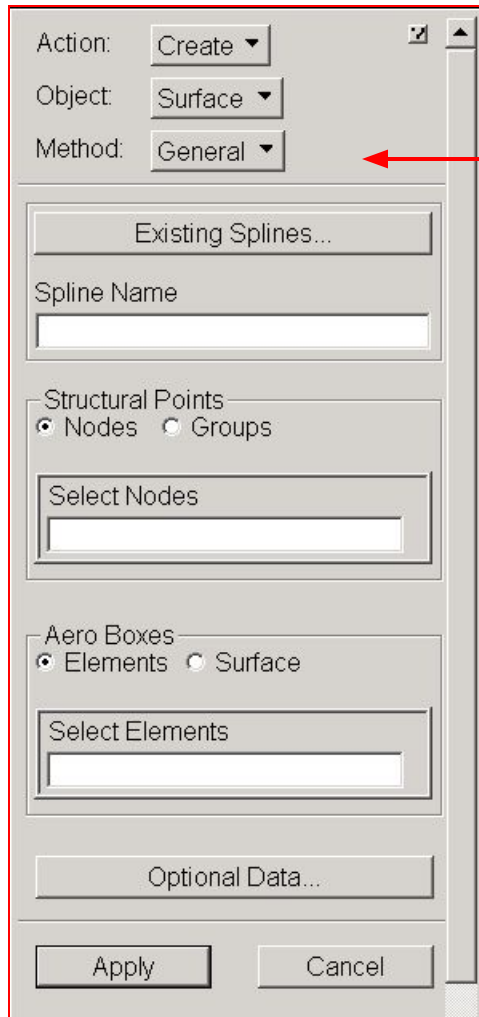
# Упражнение 2с: задания

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

# Упражнение 2с: результат

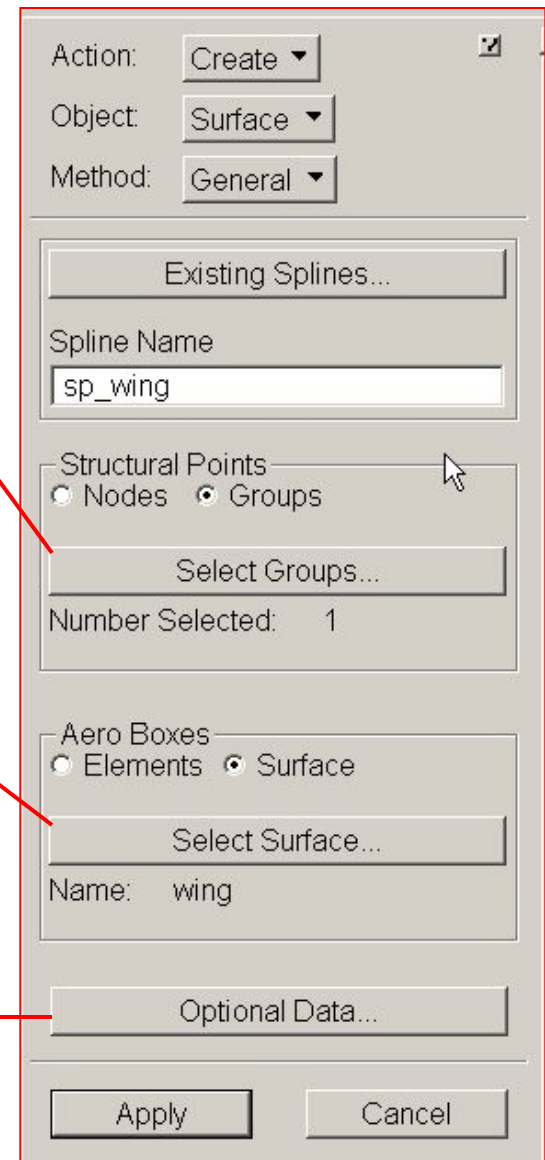
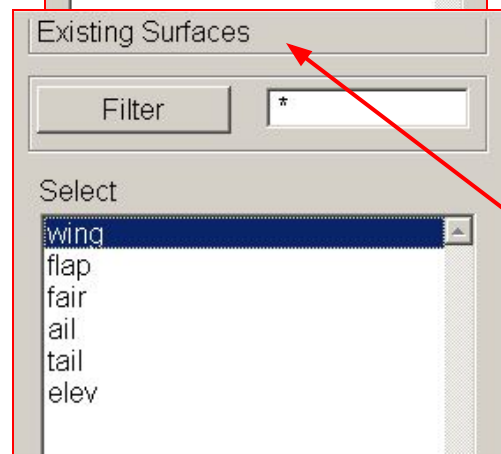
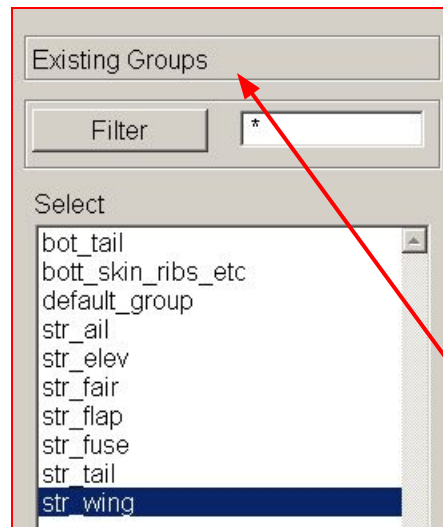
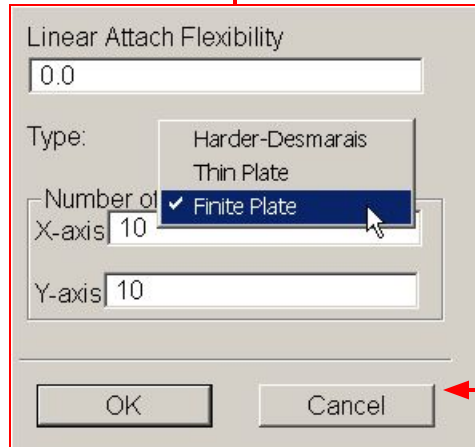
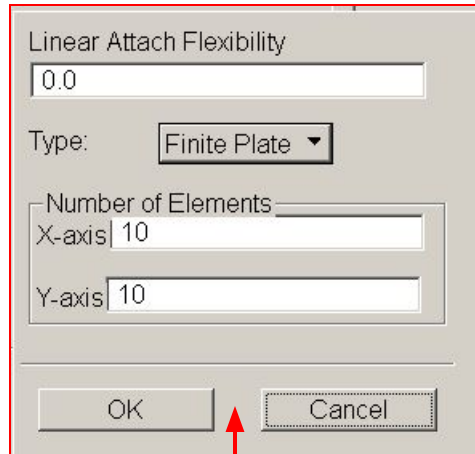


# Создание сплайнов





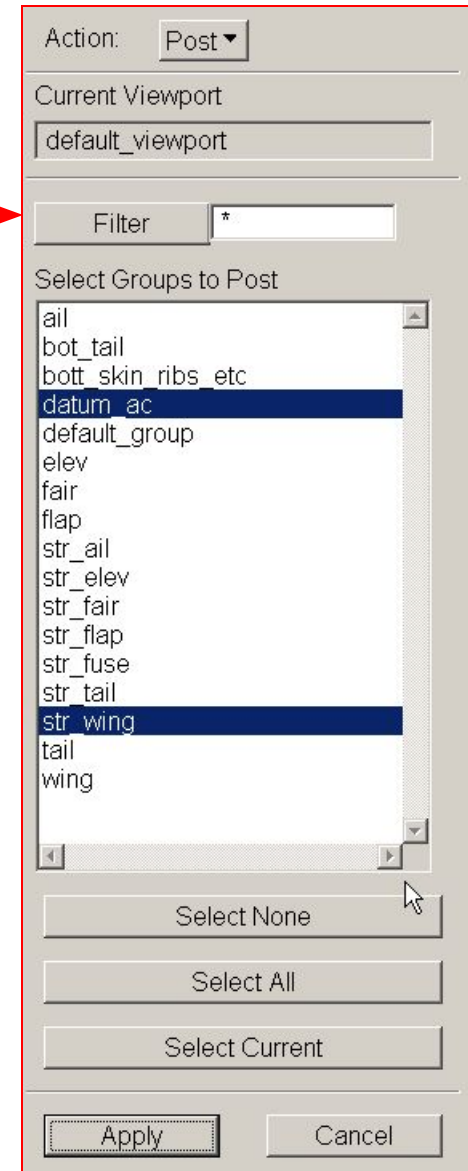
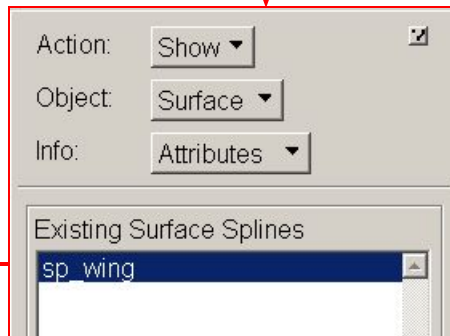
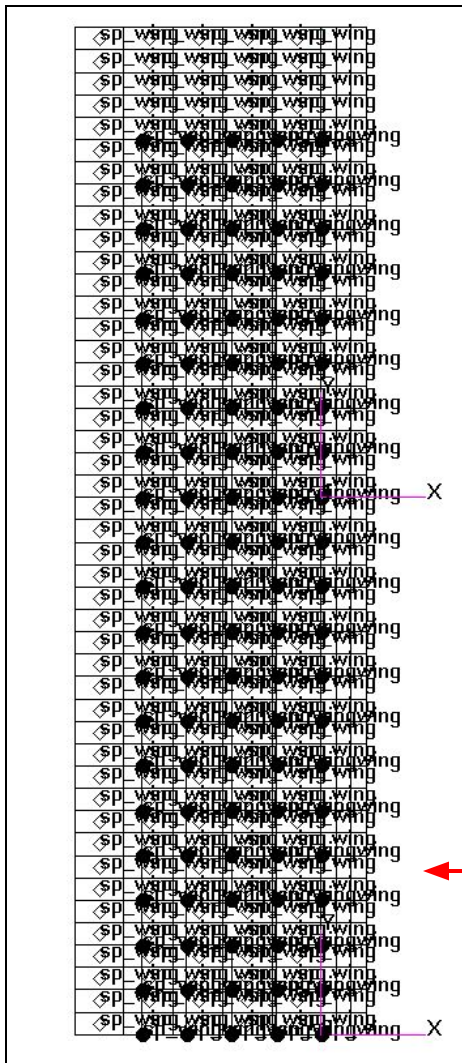
# Создание сплайнов





# Создание сплайнов

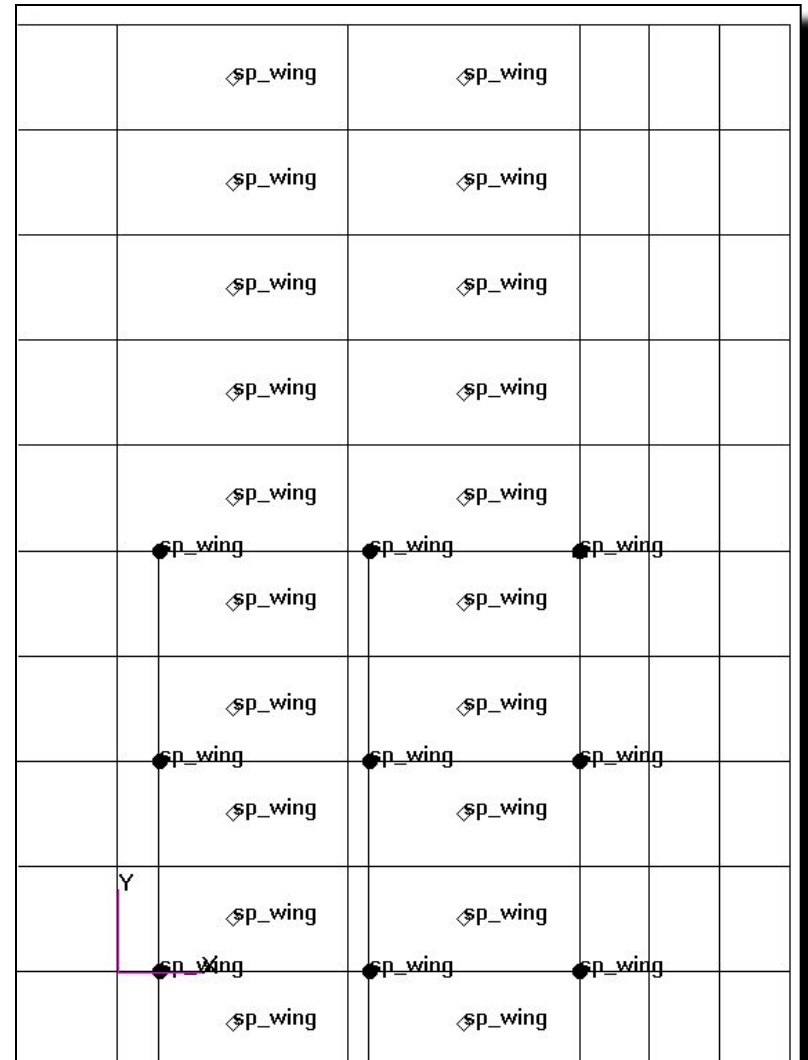
- В меню Group используйте Post для отображения необходимых групп.
- В меню Aeroelasticity / Aero-Structure Coupling используйте Show для отображения структурных и аэродинамических компонент сплайна.



# Созданные сплайны

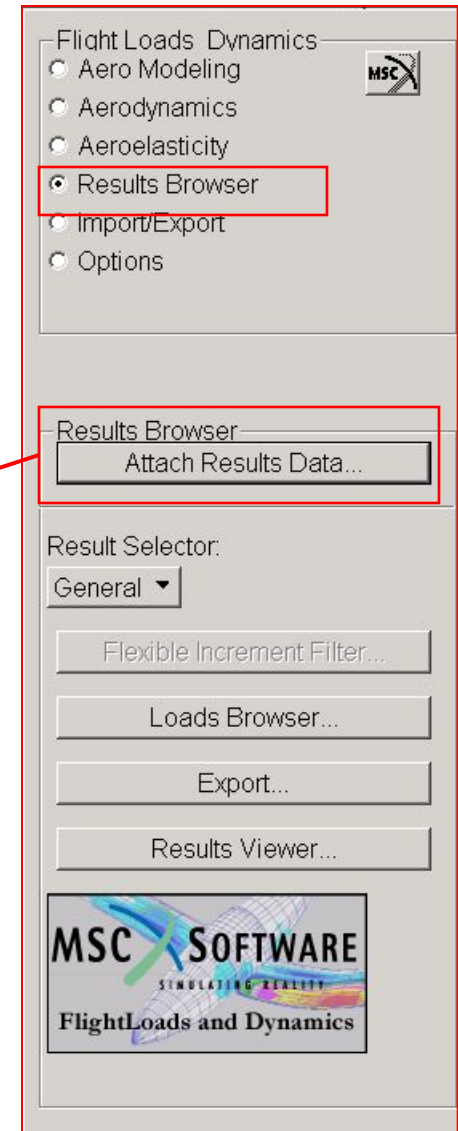
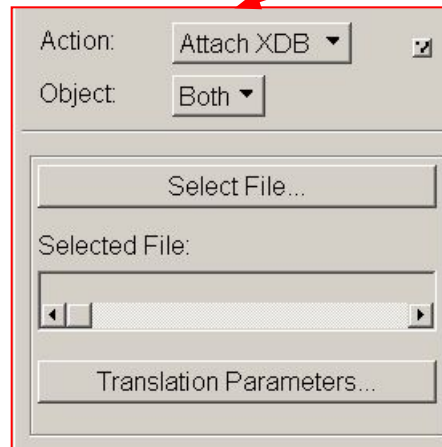
■ Сплайны, созданные в этой модели:

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



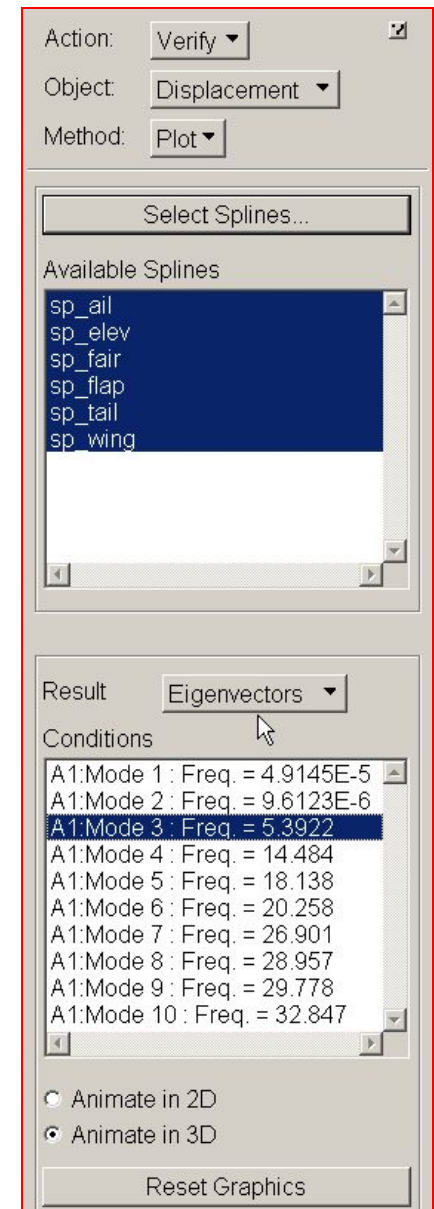
# Проверка сплайнов: шаг 1

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



# Проверка сплайнов: шаг 2

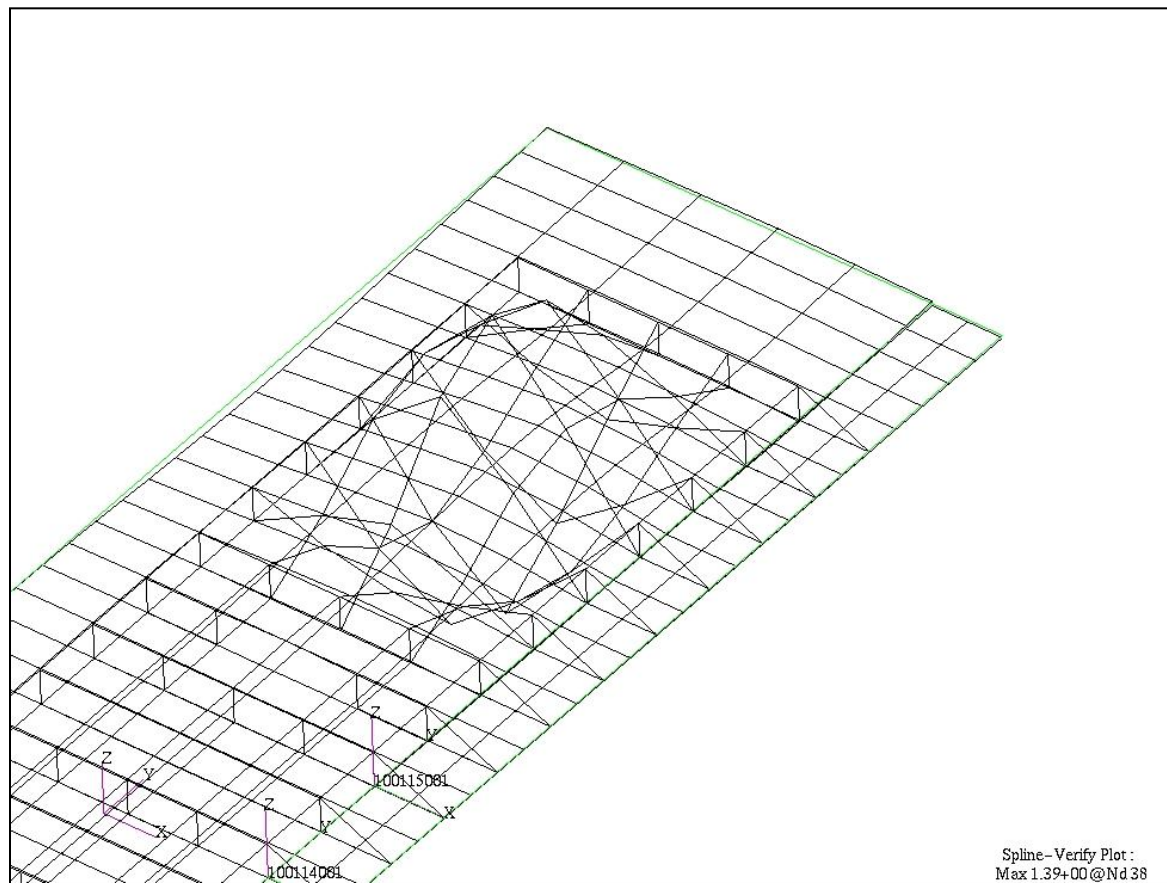
- Проверить сплайны с помощью предварительно посчитанных собственных частот.
- Отобразить аэродинамическую и структурную сетку.
- Выбрать все сплайны и одно значение собственной частоты.



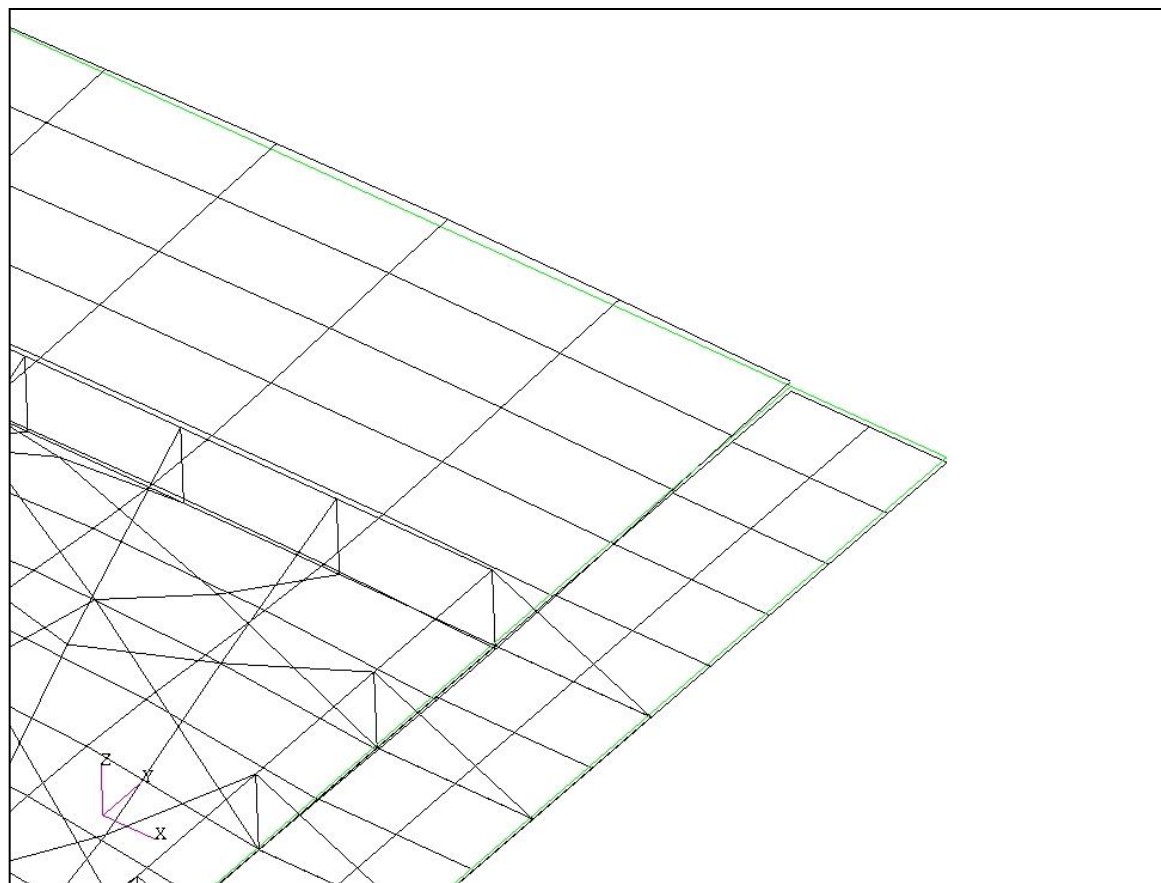
# Упражнение 2d: задания

- 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:  $16\,335\text{ N/m}^2$
  - ◆ 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...

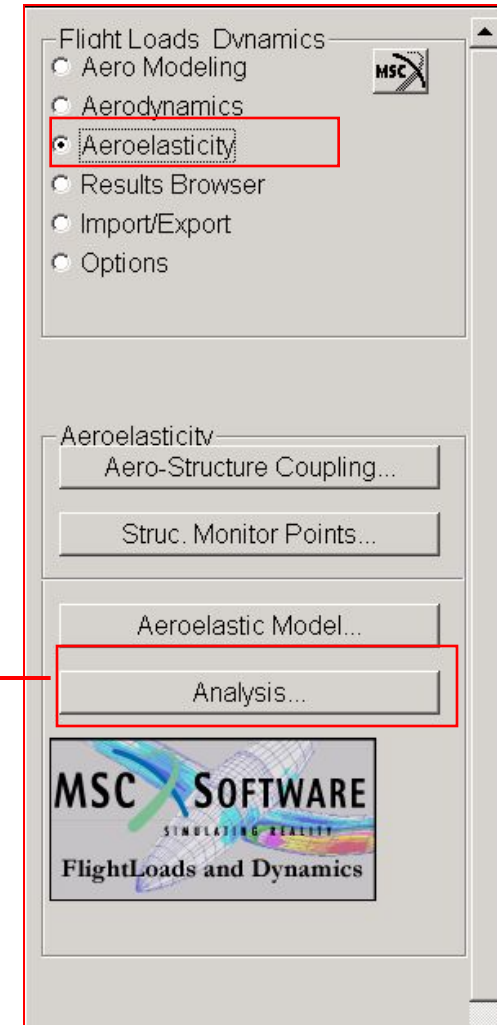
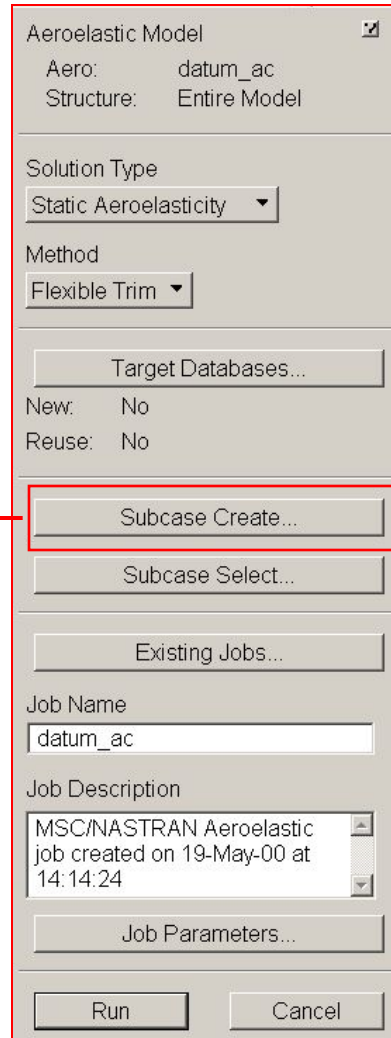
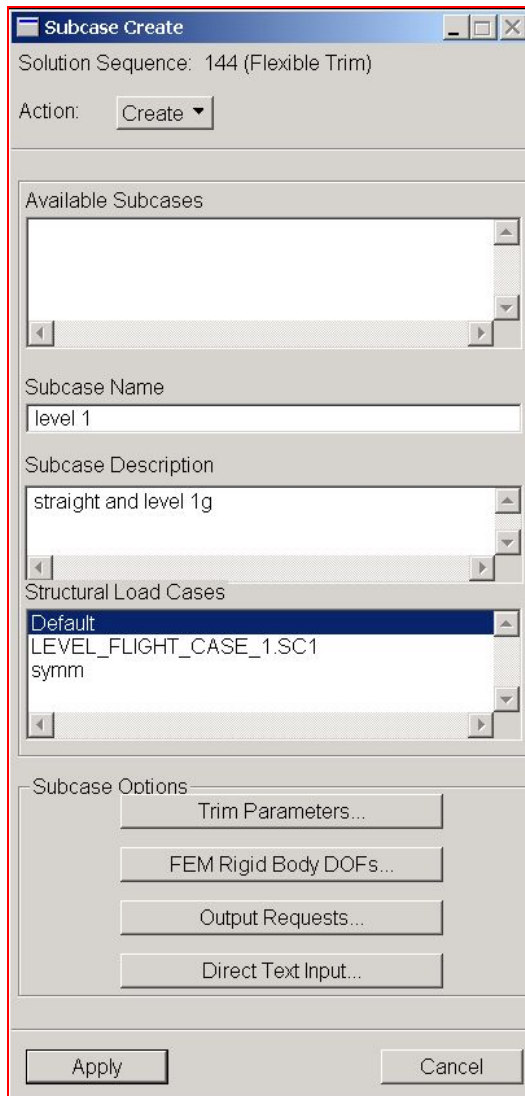
Struc. Monitor Points...

Aeroelastic Model...

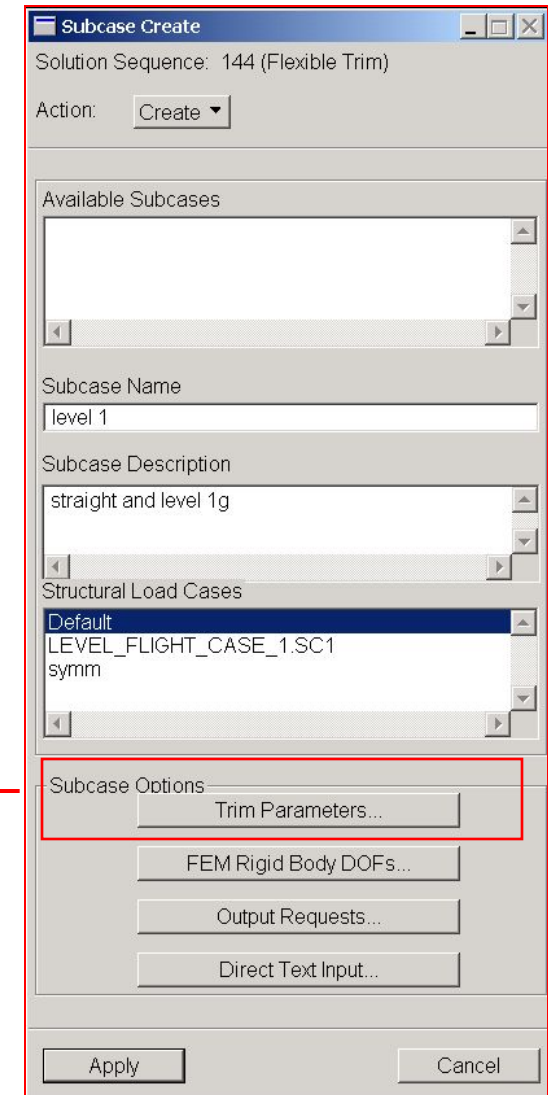
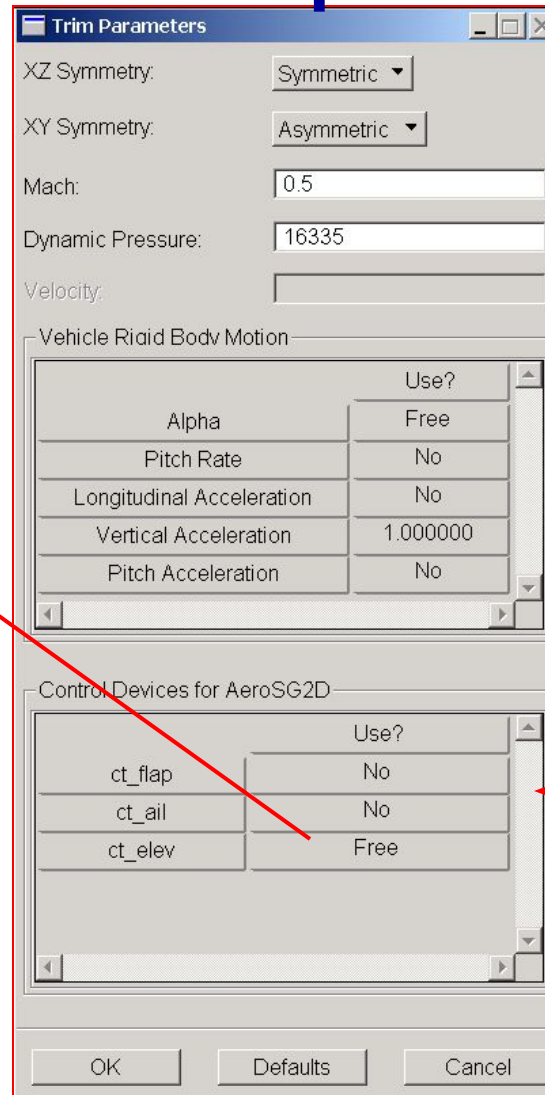
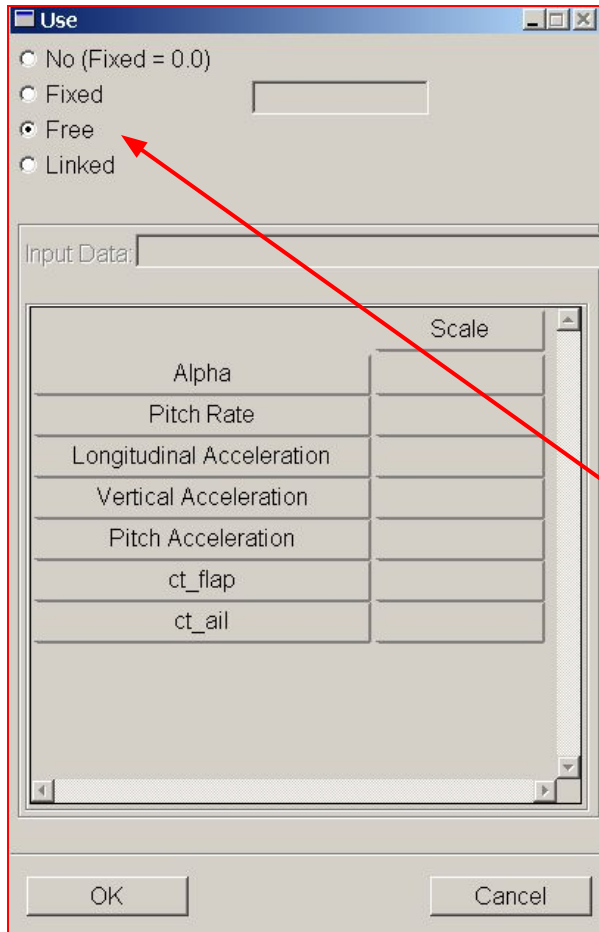
Analysis...

MSC SOFTWARE  
SIMULATING REALITY  
FlightLoads and Dynamics

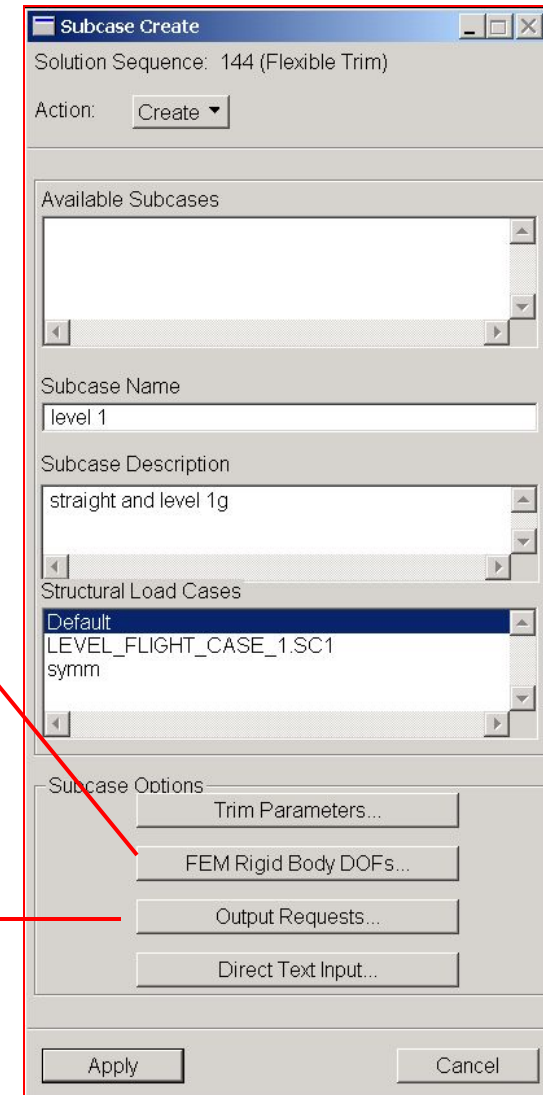
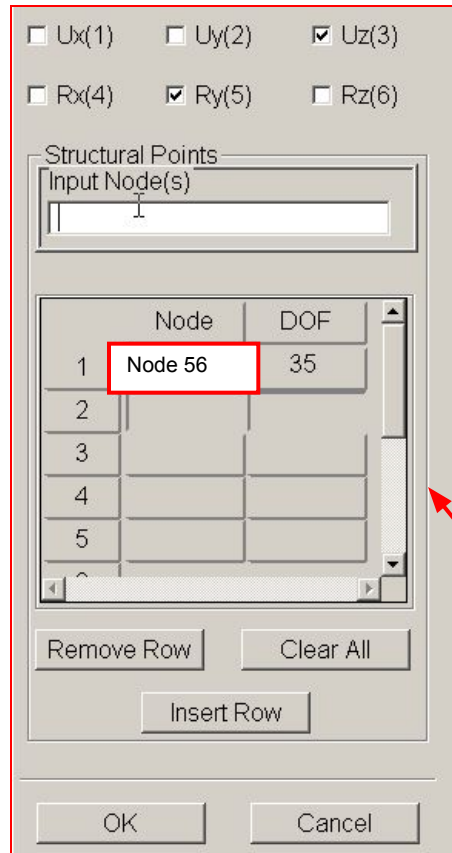
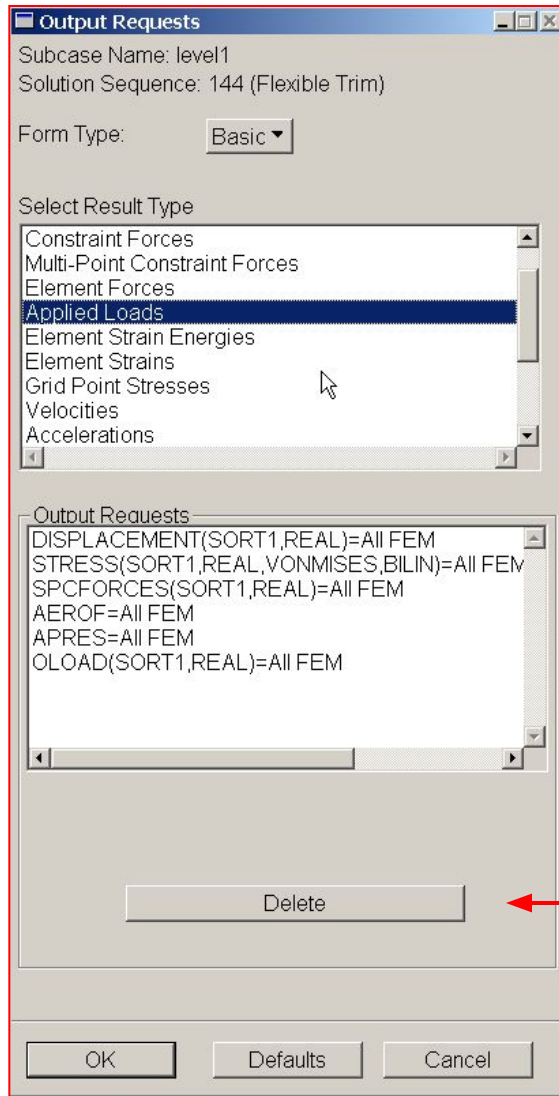
# Определение расчетных случаев



# Определение параметров балансировки



# Задание режимов для твердого тела





# Выбор расчетного случая и запуск расчета

The image displays three software dialog boxes used for configuring and running an analysis:

- Run Type Dialog:** Shows the Run Type set to "Full Run". Other parameters include Maximum Print Lines (999999), Maximum Run Time (600), and Data Deck Echo (None). Buttons for "Translation Parameters...", "Direct Text Input...", "OK", and "Cancel" are visible.
- Subcase Select Dialog:** Shows "Subcases For Solution Sequence: 144" with "level1" listed. It includes "Select All" and "Unselect All" radio buttons, and "Subcases Selected:" list. Buttons for "OK" and "Cancel" are at the bottom.
- Aeroelastic Model Dialog:** Shows "Aeroelastic Model" settings: Aero: datum\_ac, Structure: Entire Model. Solution Type is "Static Aeroelasticity" and Method is "Flexible Trim". It includes buttons for "Target Databases...", "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", and "Cancel".

Red arrows indicate the workflow: from the "Subcase Select" dialog to the "Run Type" dialog, and from the "Aeroelastic Model" dialog to the "Subcase Select" dialog.

# Упражнение 2е: задание

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

# Упражнение 2e: результаты

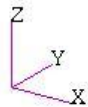
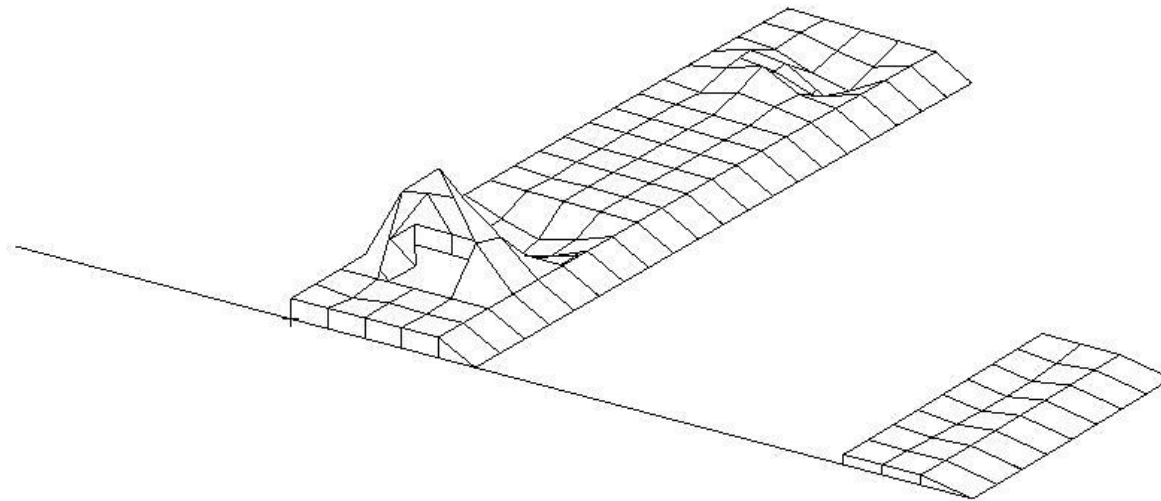
- Деформации конструкции
- Деформации аэродинамической сетки
- Распределение аэродинамических нагрузок на «жесткий» ЛА
- Приращение сил, действующих на конструкцию
- Распределение аэродинамического давления на «жесткий» ЛА
- Приращение аэродинамического давления



# 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)

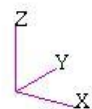
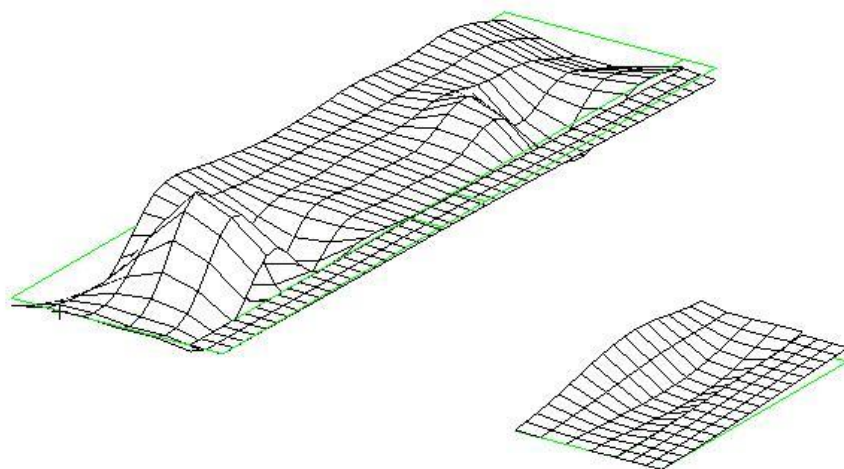


default\_Deformation :  
Max 2.28-02 @Nd 259

# Деформации аэродинамической сетки

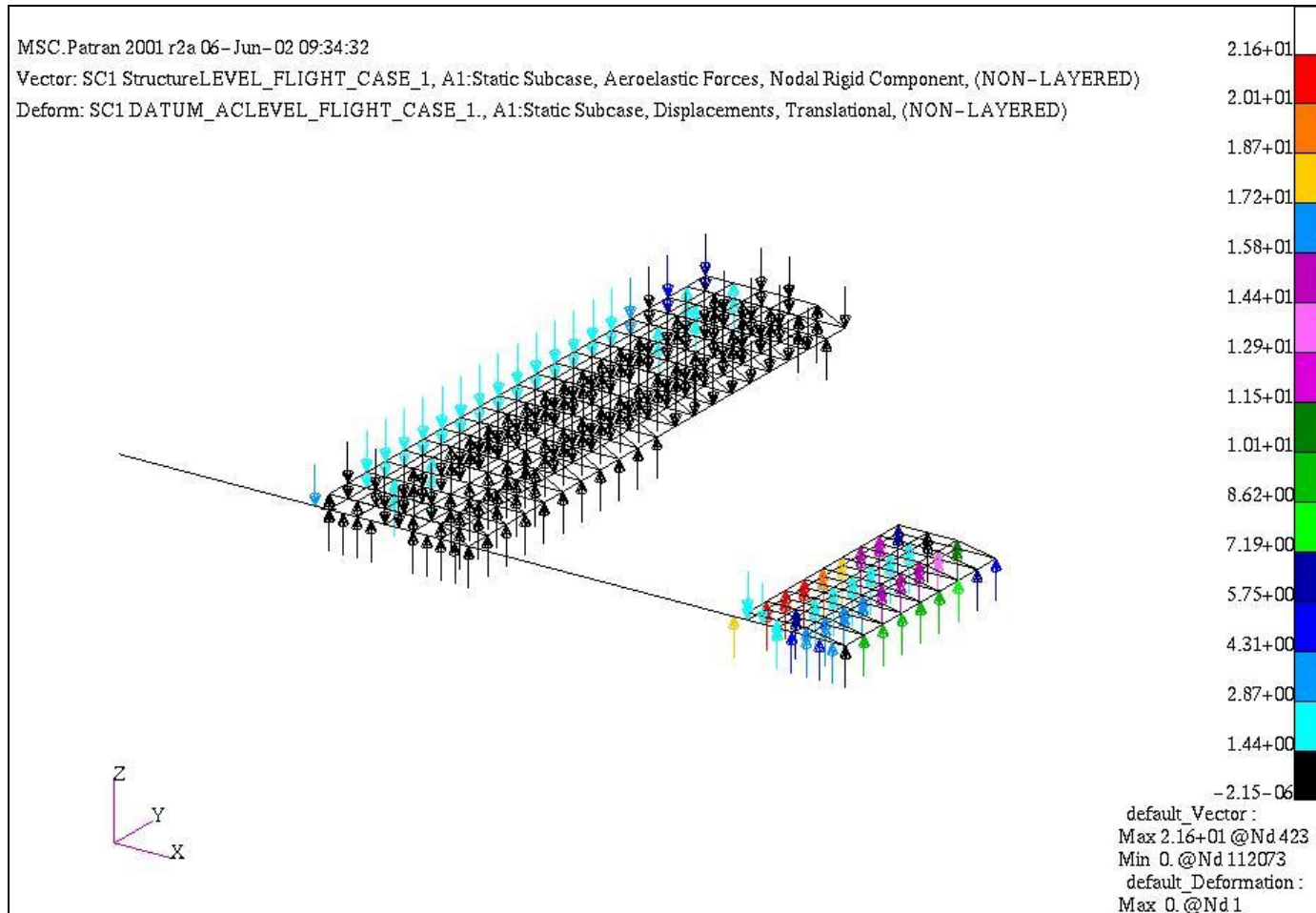
MSC.Patran 2001 r2a 06-Jun-02 09:32:47

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

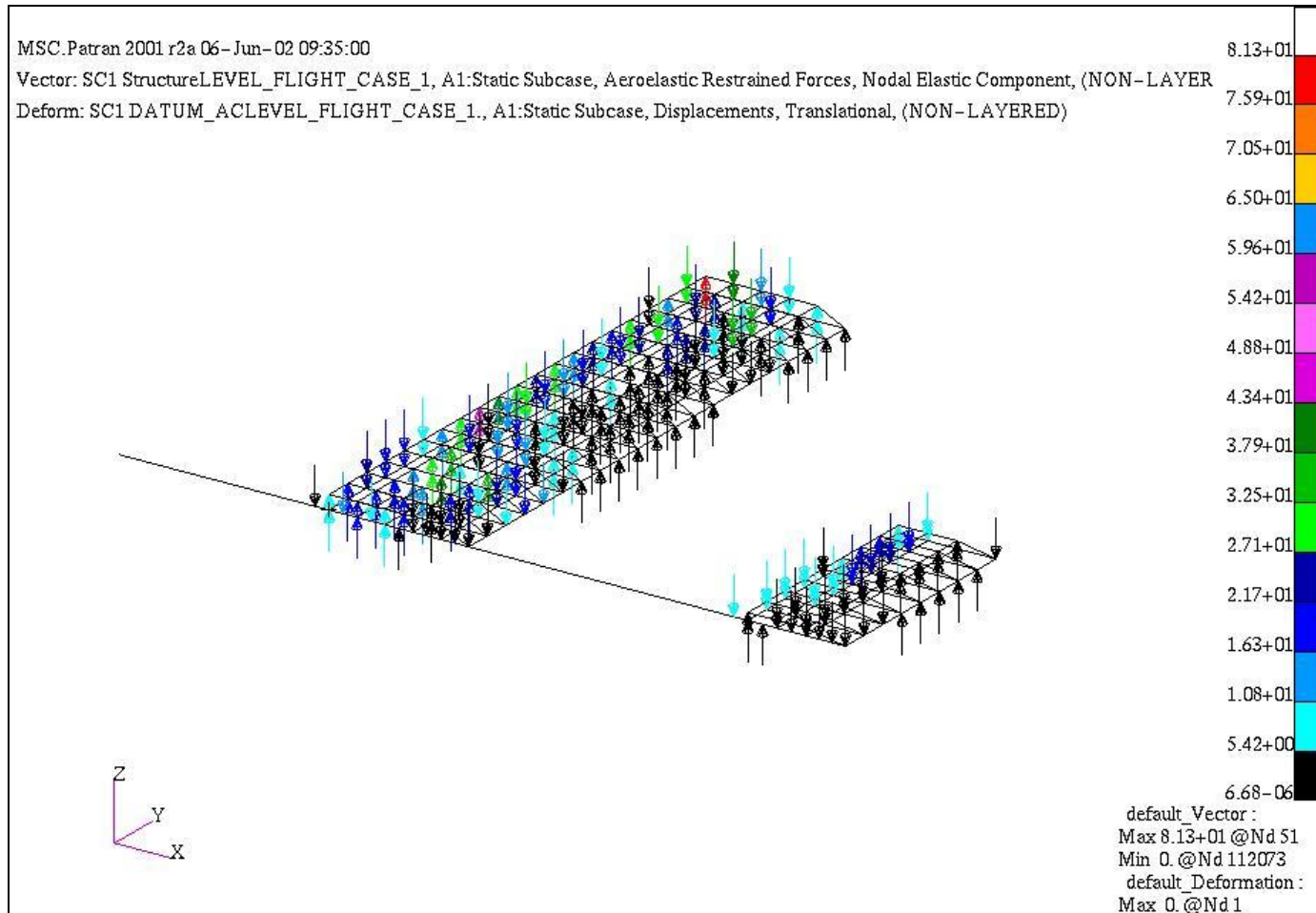


default\_Deformation :  
Max 7.28-03 @Nd 100046

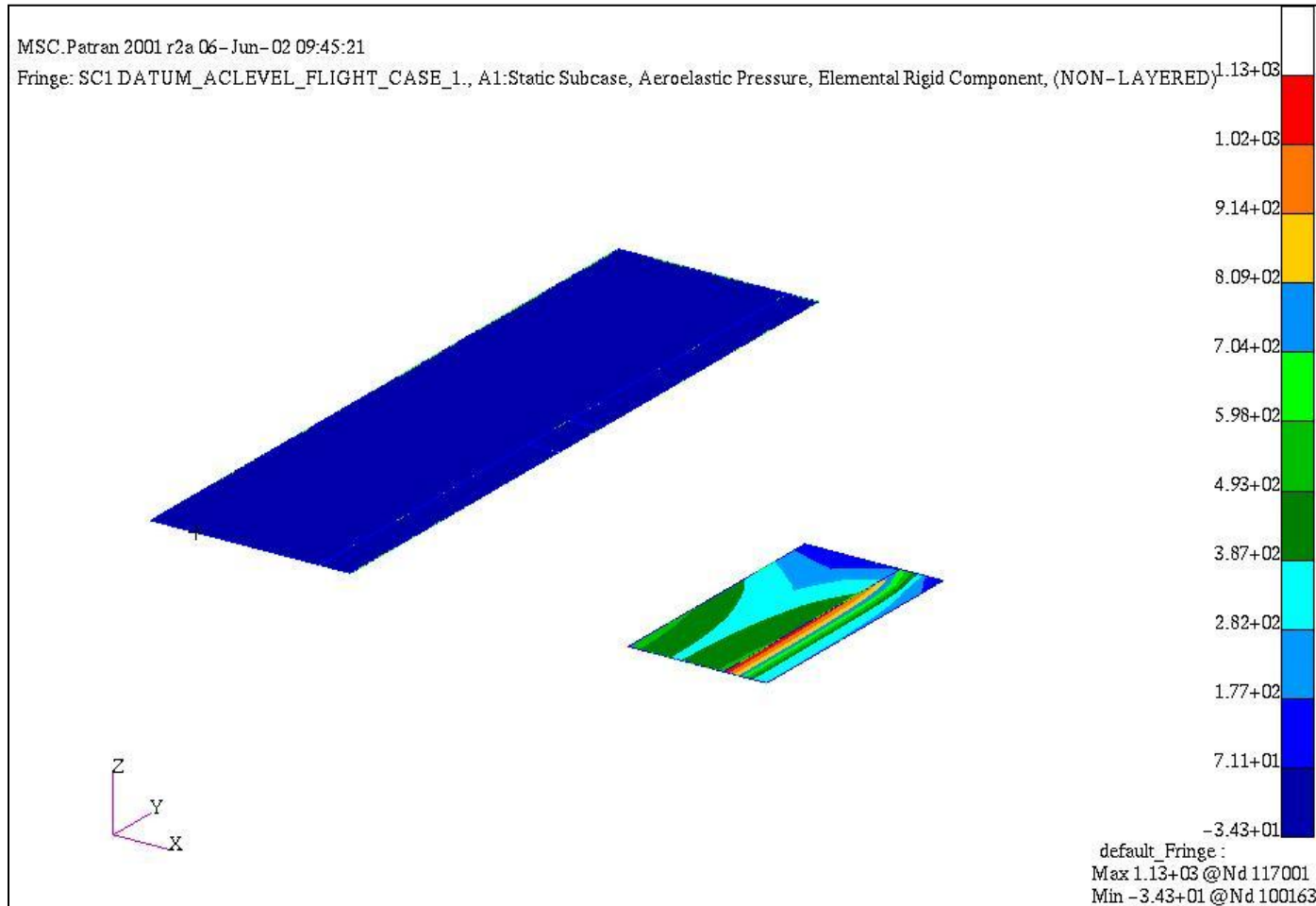
# Распределение аэродинамической нагрузки «жесткую» конструкцию



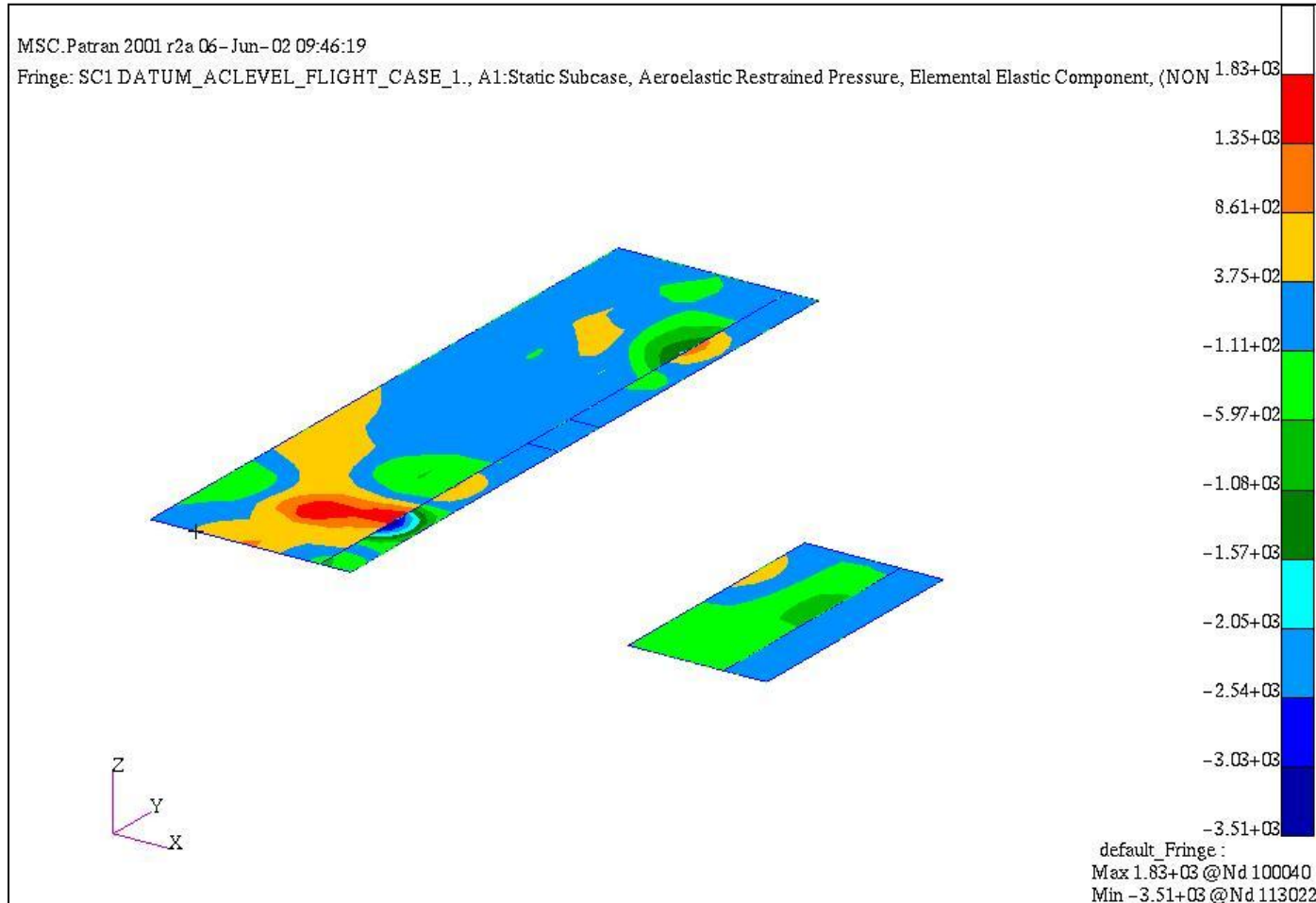
# Приращение аэродинамических сил, действующих на конструкцию



# Распределение аэродинамического давления на «жесткую» конструкцию



# Приращение аэродинамического давления

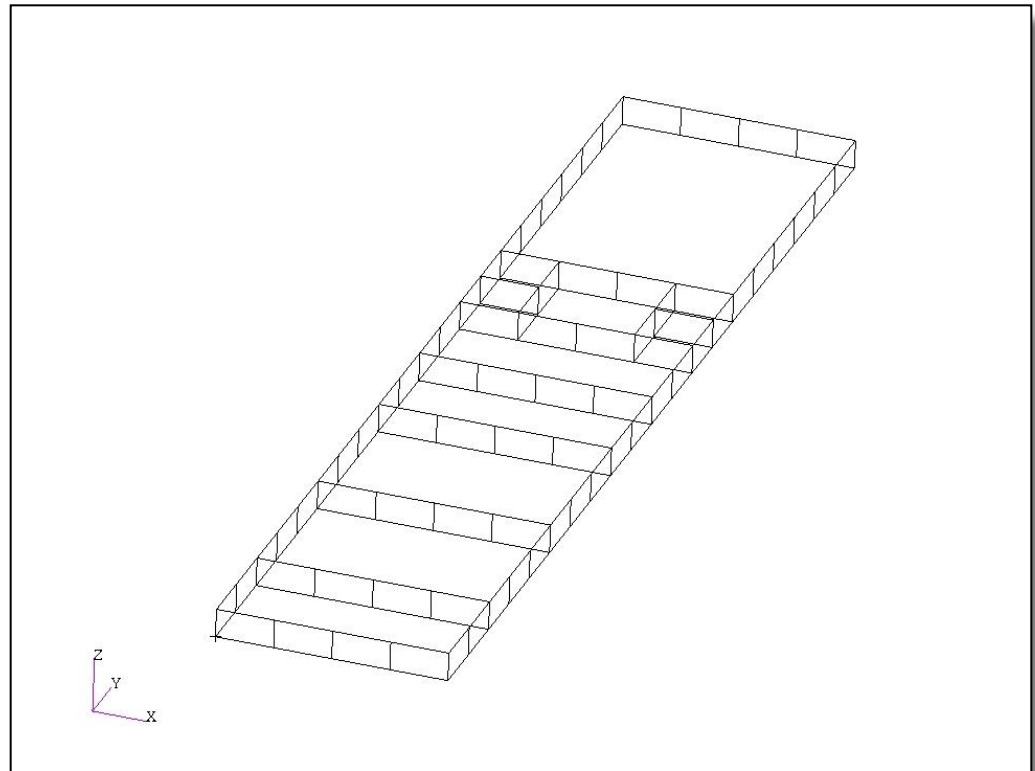


# Упражнение 2е: выводы

- 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>

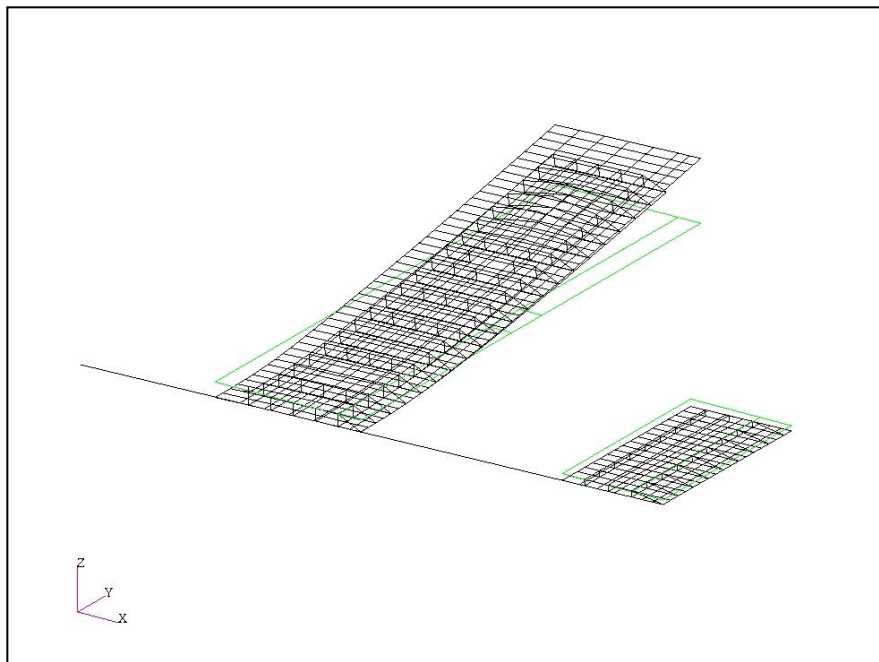
- Определить угол отклонения элевона и угол атаки.

# Упражнение 2f: задания

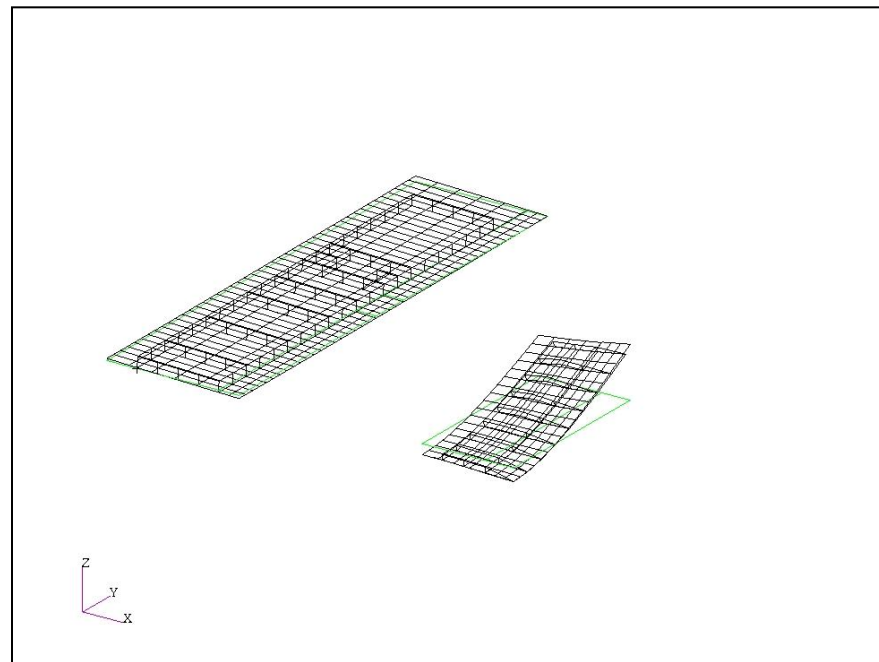
- Создайте улучшенные сплайны.
- Проверьте созданные сплайны.
- Настройте и запустите расчет балансировки № 2.
- Получите следующие графики:
  - ◆ Распределение аэродинамического давления на деформированную аэродинамическую сетку.
  - ◆ Распределение давления вдоль хорды в координатах  $xu$
  - ◆ Вектора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

# Упражнение 2f: Проверка сплайнов

Mode 3:



Mode 6:



# Упражнение 2f: результаты расчета балансировки

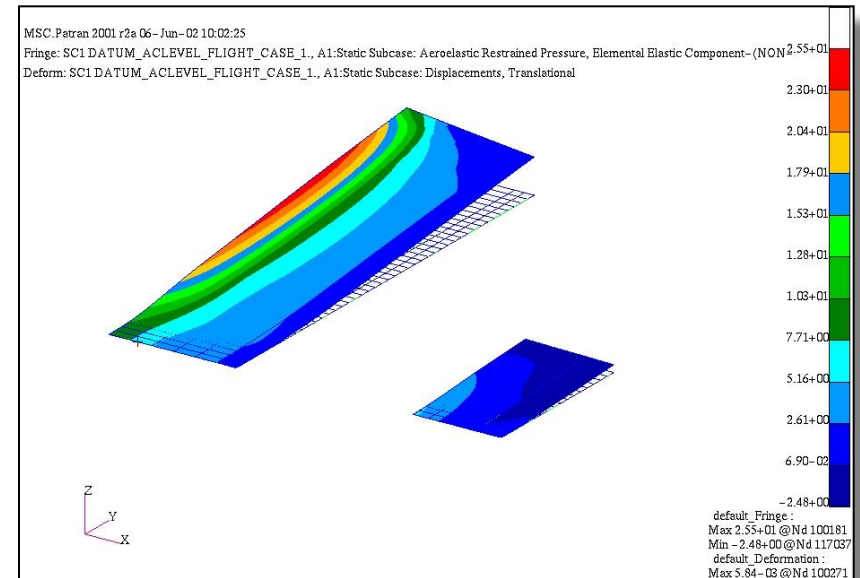
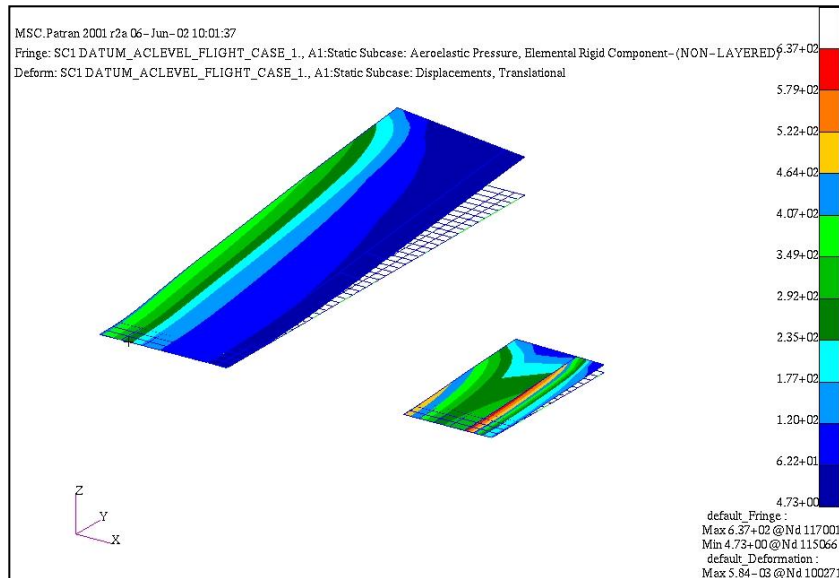
Нагрузка	1g	1g	1g
Отклонение флаперона	0°	0°	10°
Число Маха	0.3	0.1	0.1
Скоростной напор	1820N/m <sup>2</sup>	150N/m <sup>2</sup>	150N/m <sup>2</sup>
Отклонение элевоны	3.0933°	37.9626°	41.6648°
Угол атаки	0.8296°	11.1221°	9.1671°

# Упражнение 2f: Распределение аэродинамического давления

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

«Жесткий» ЛА

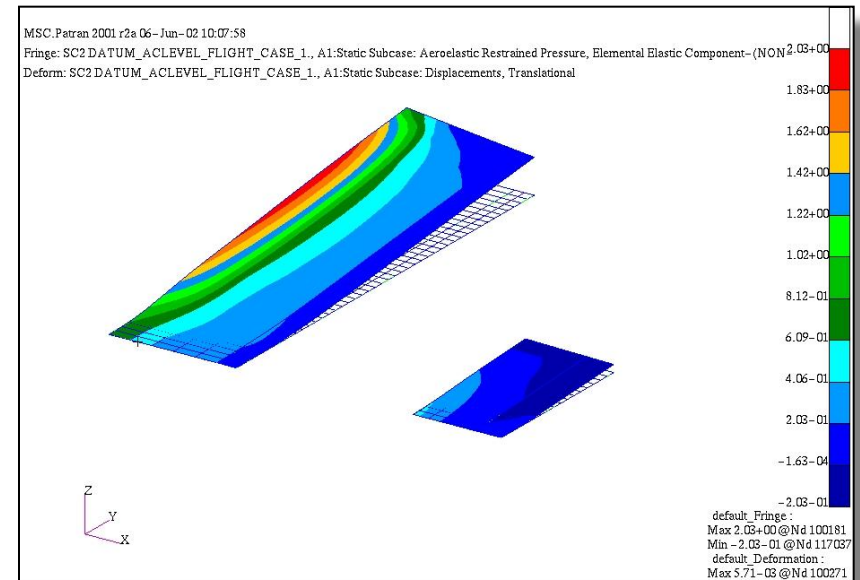
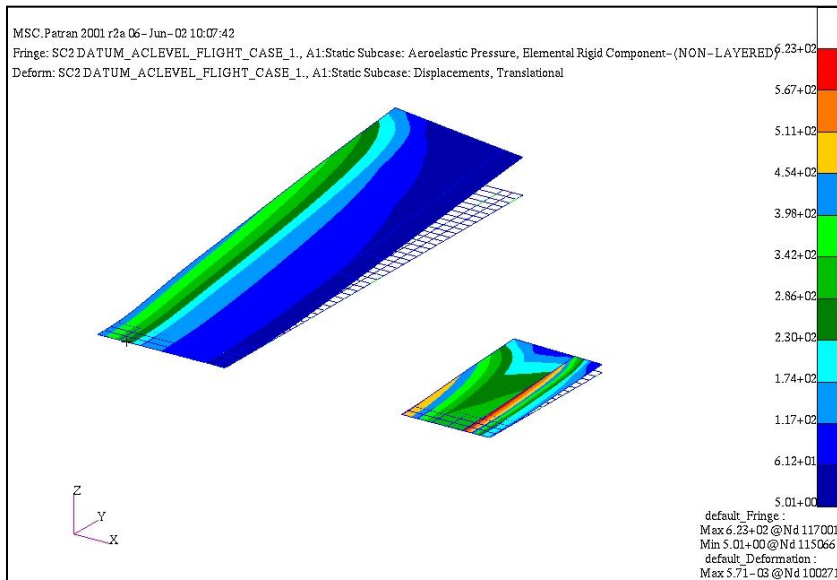
Упругий ЛА



# Упражнение 2f: Распределение аэродинамического давления Case 2: $M = 0.1$ , no flaps

«Жесткий» ЛА

Упругий ЛА

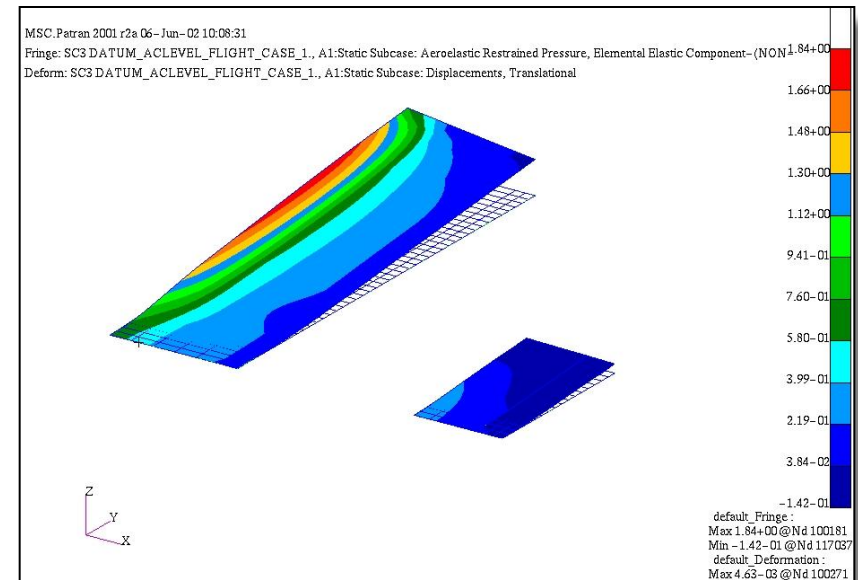
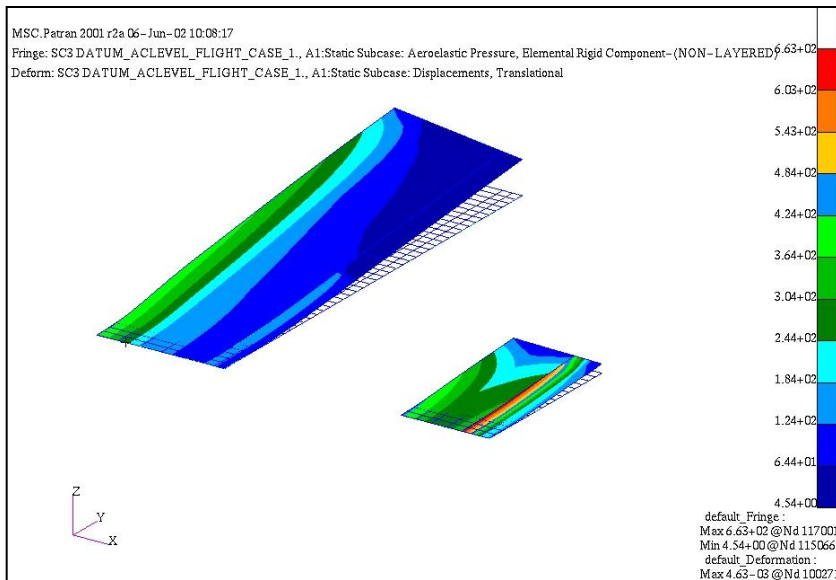


# Упражнение 2f: Распределение аэродинамического давления

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

«Жесткий» ЛА

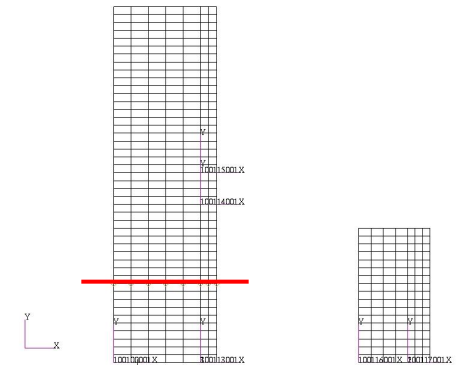
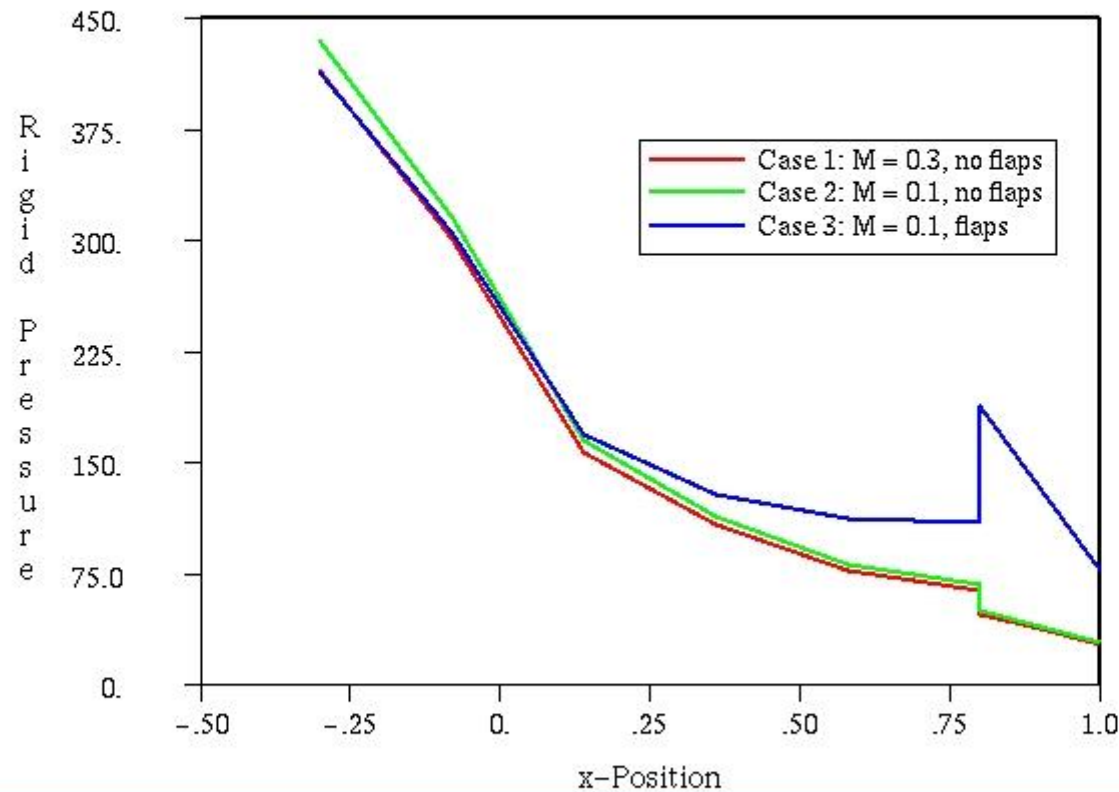
Упругий ЛА





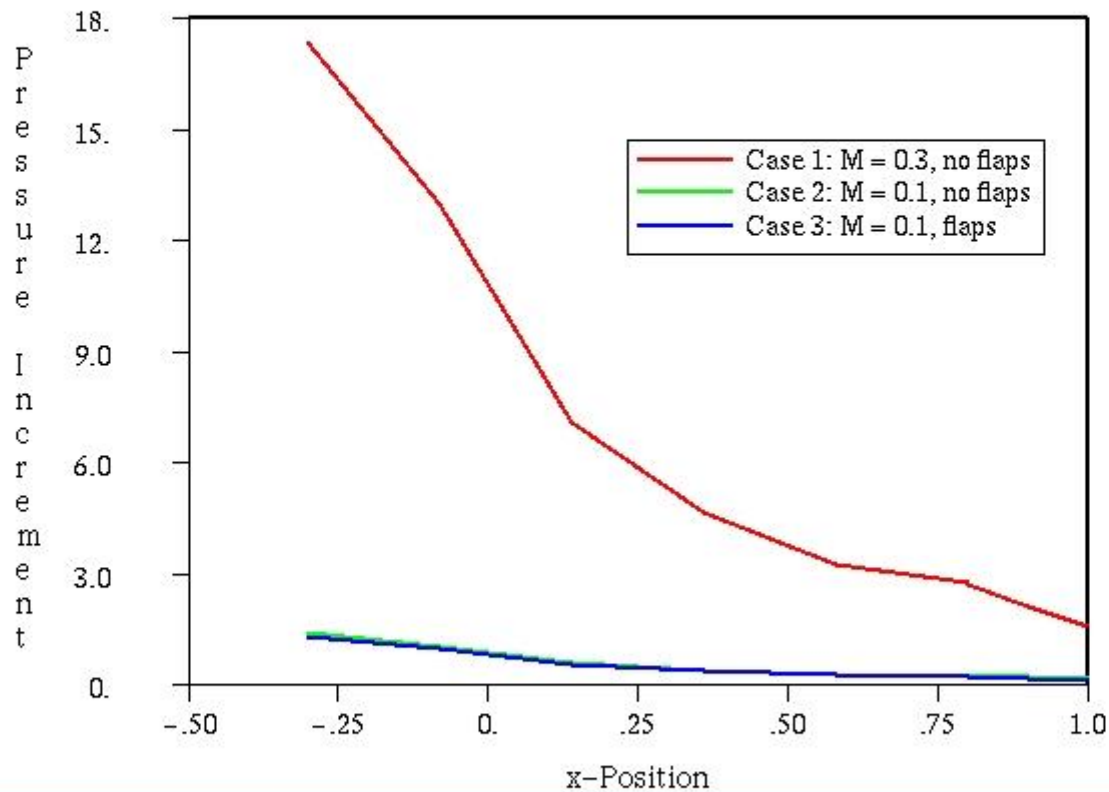
# Упражнение 2f: Распределение аэродинамического давления на «жестком» ЛА

WS: 1m



# Упражнение 2f: Распределение аэродинамического давления на упругом ЛА

WS: 1m

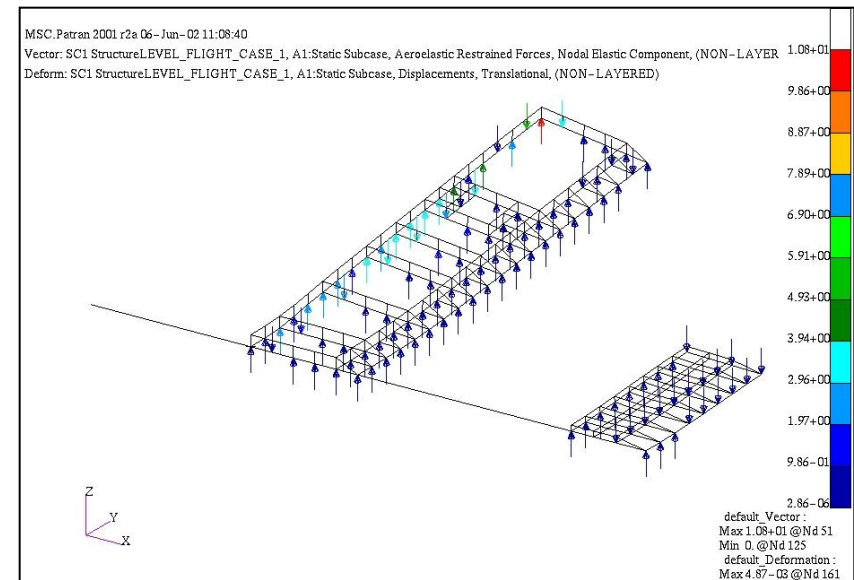
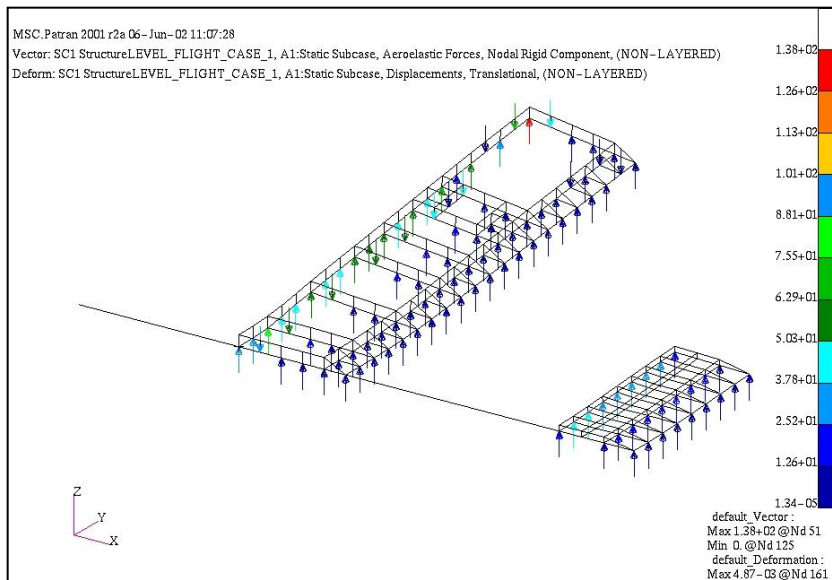


# Упражнение 2f: Распределение аэродинамических сил

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

«Жесткий» ЛА

Упругий ЛА

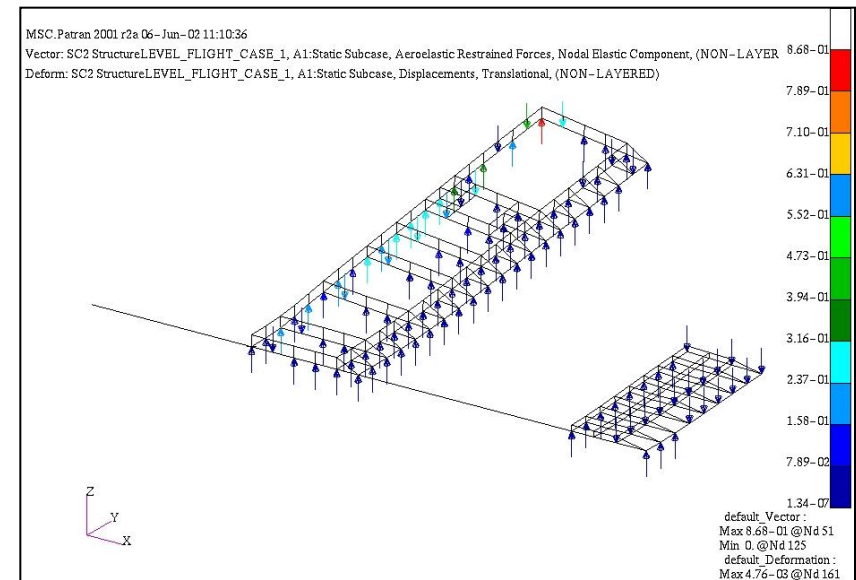
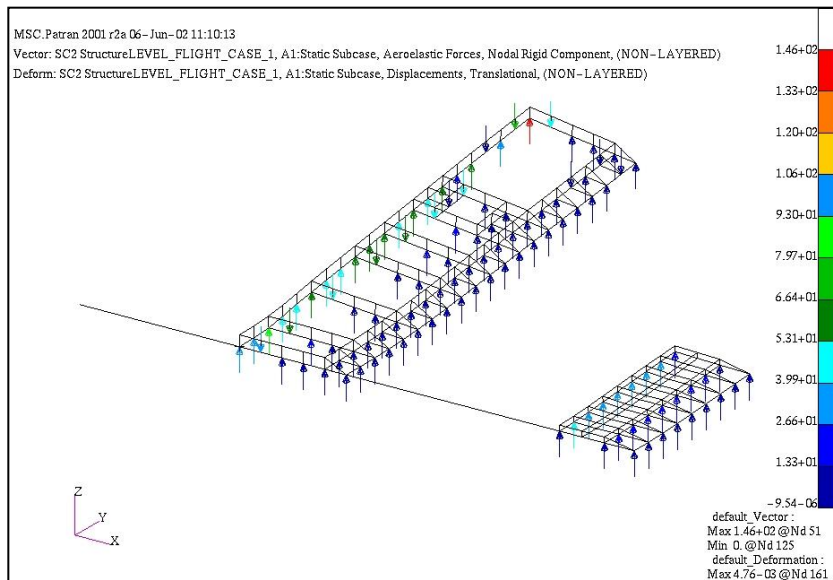


# Упражнение 2f: Распределение аэродинамических сил

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

«Жесткий» ЛА

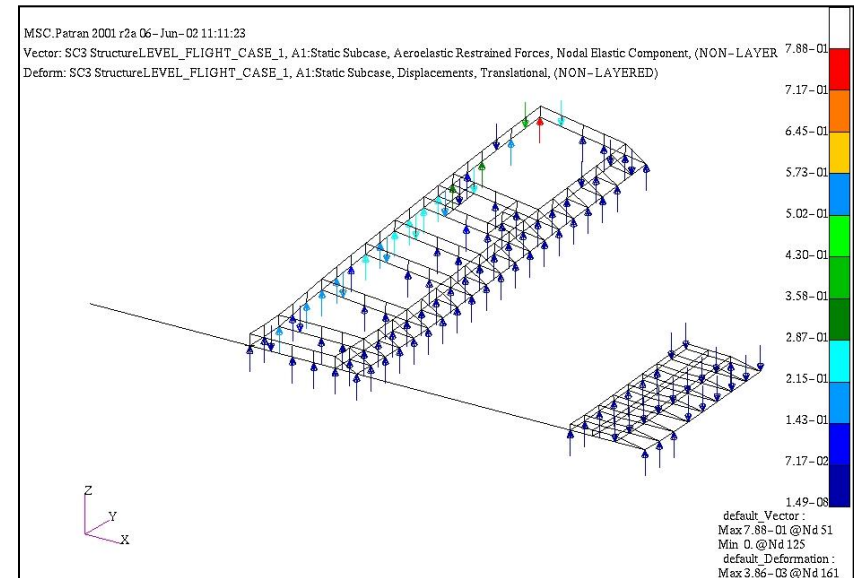
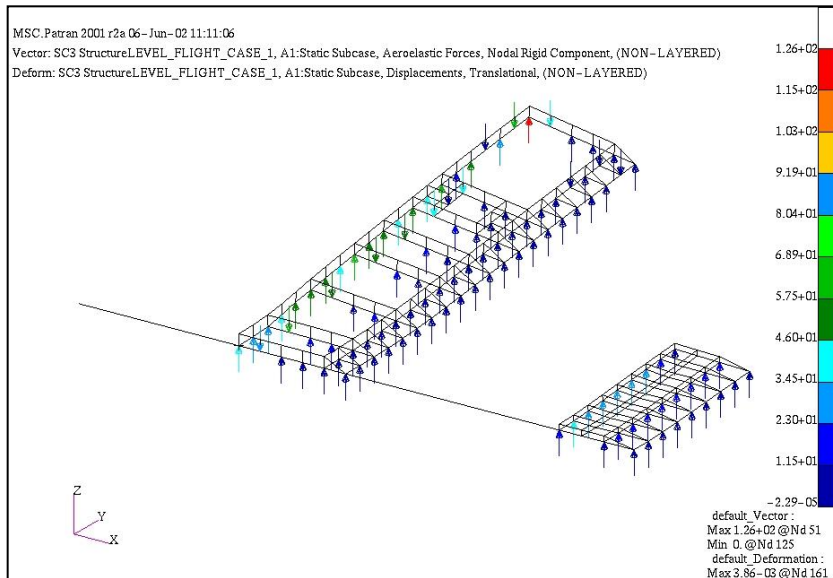
Упругий ЛА



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

«Жесткий» ЛА

Упругий ЛА

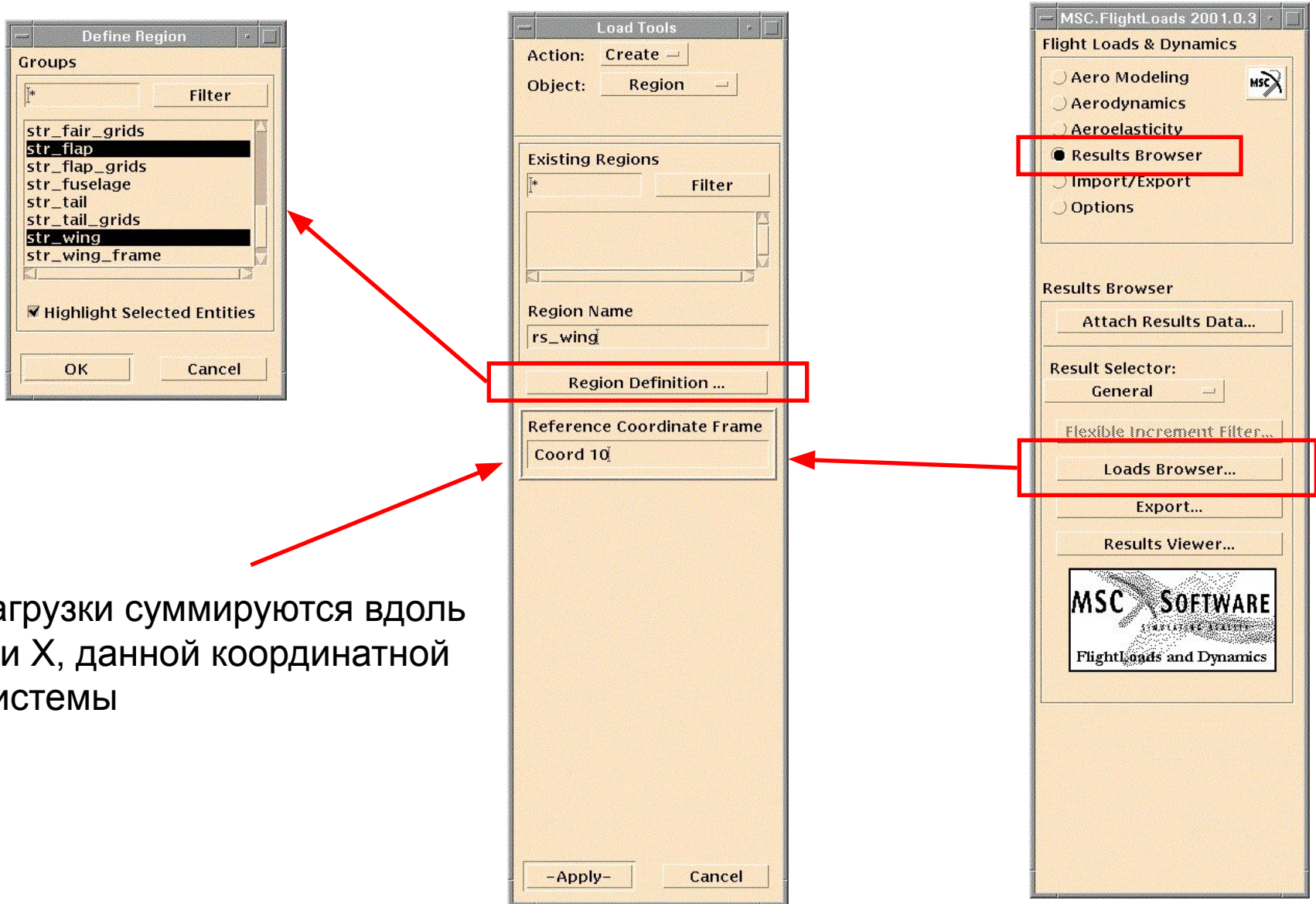


# Loads Browser: обзор

- 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)



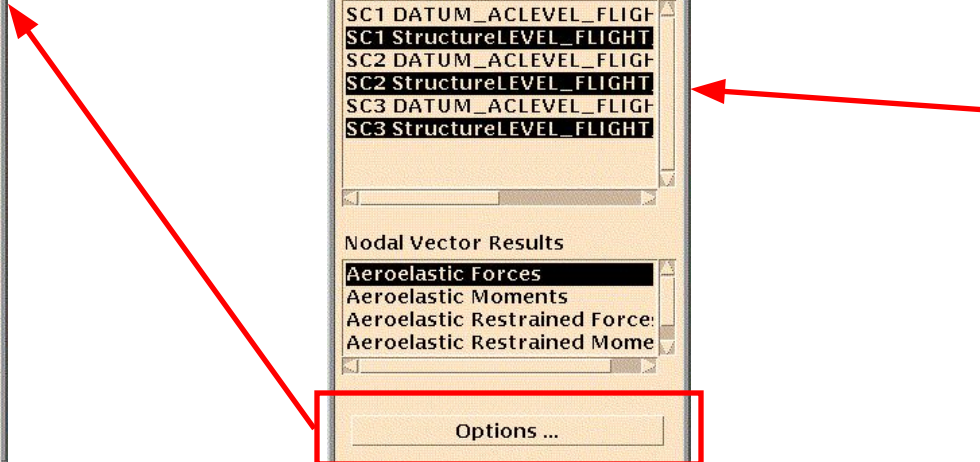
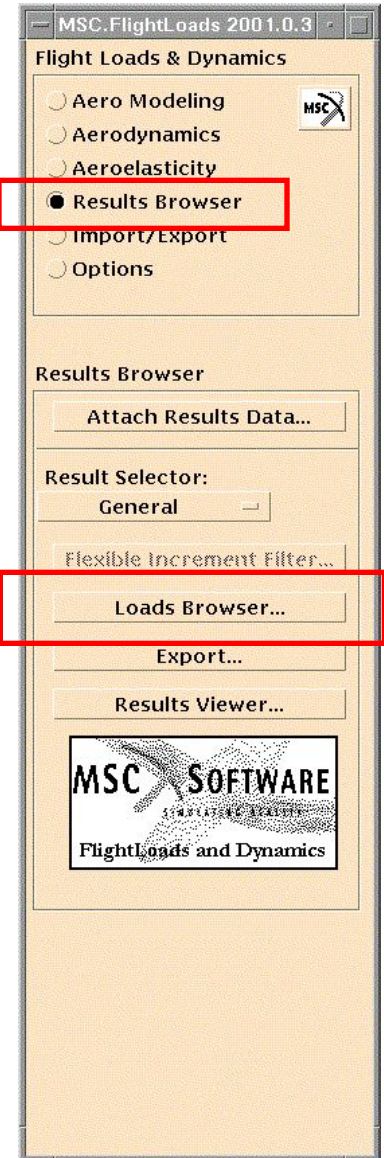
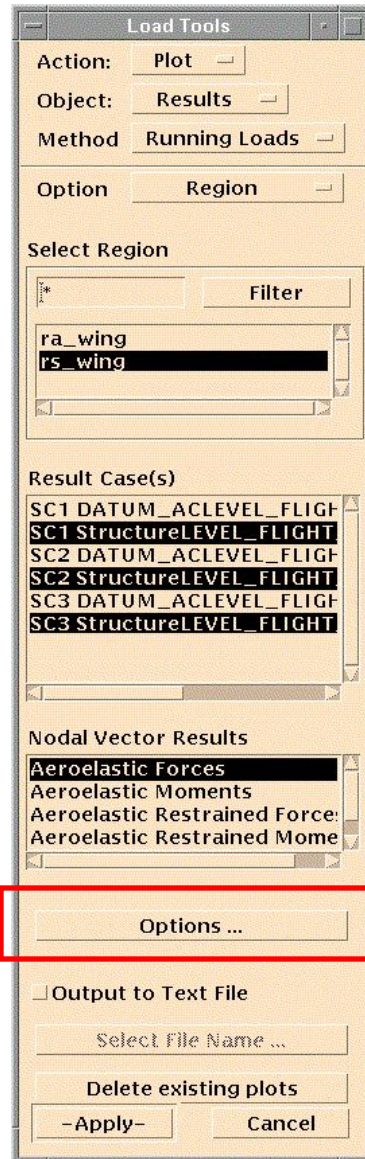
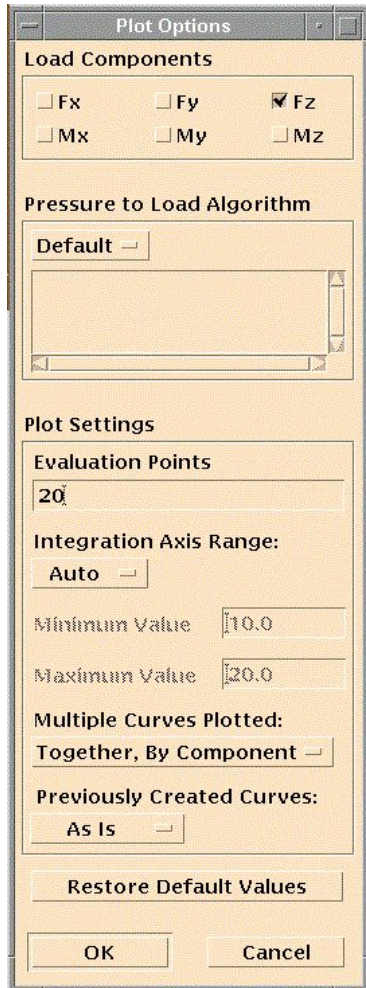
# Loads Browser: задание области



Нагрузки суммируются вдоль оси X, данной координатной системы



# Loads Browser: графики интересующих нагрузок

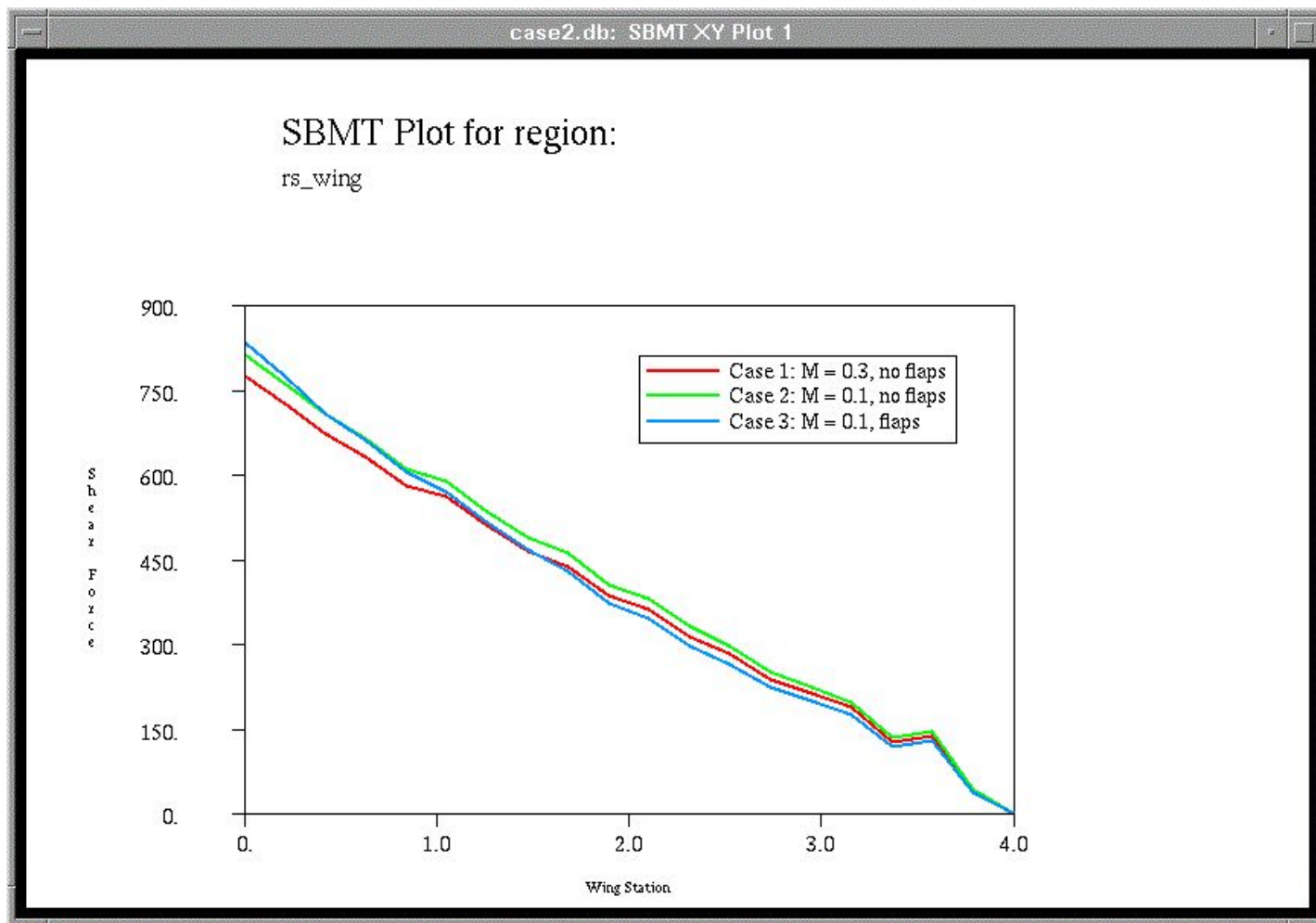




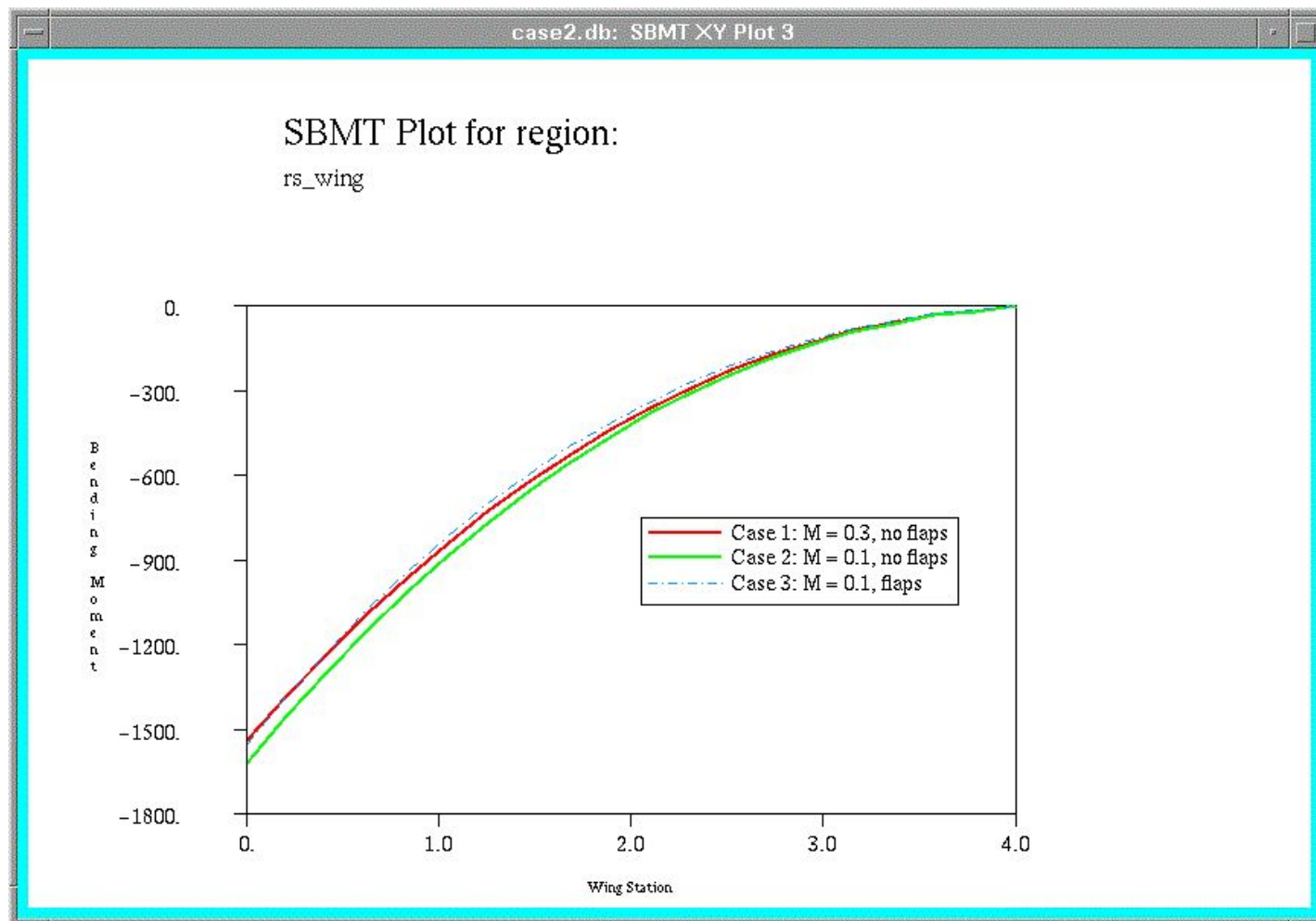
# Упражнение 2g: задание

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

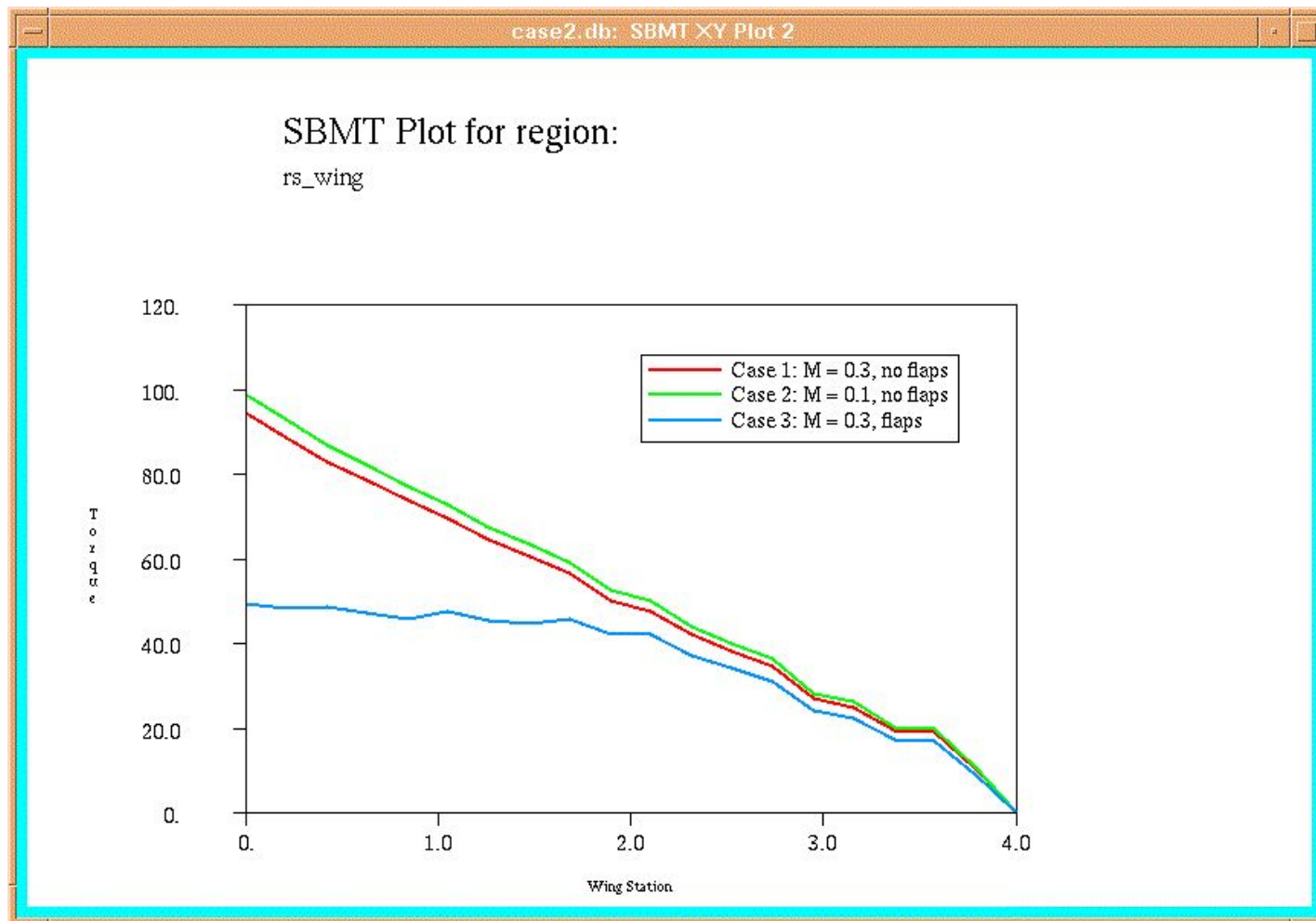
# Упражнение 2г: распределение аэродинамических нагрузок на «жесткий» ЛА поперечная сила вдоль размаха крыла



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

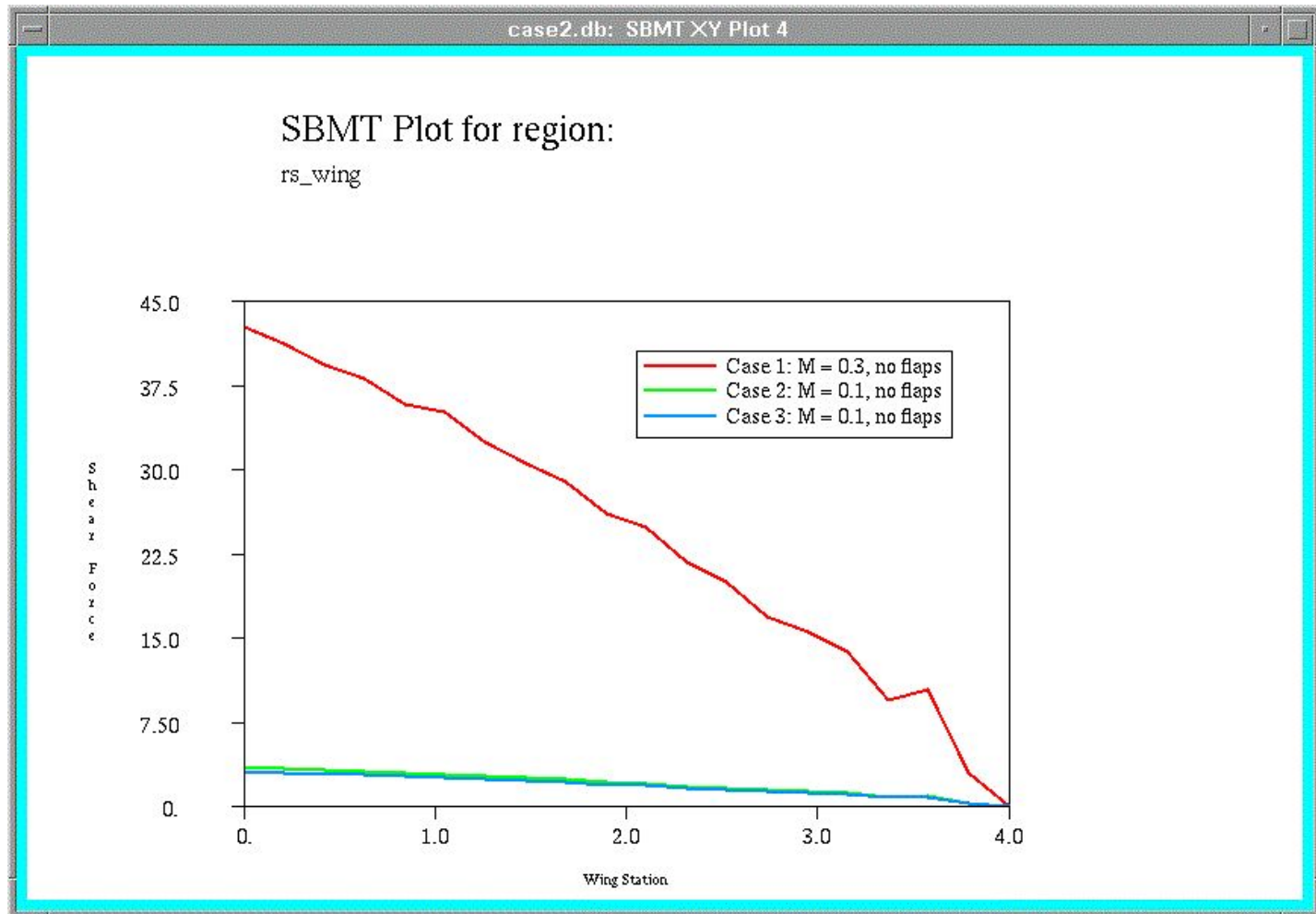


# Упражнение 2g: распределение аэродинамических нагрузок на «жесткий» ЛА крутящий момент вдоль размаха крыла

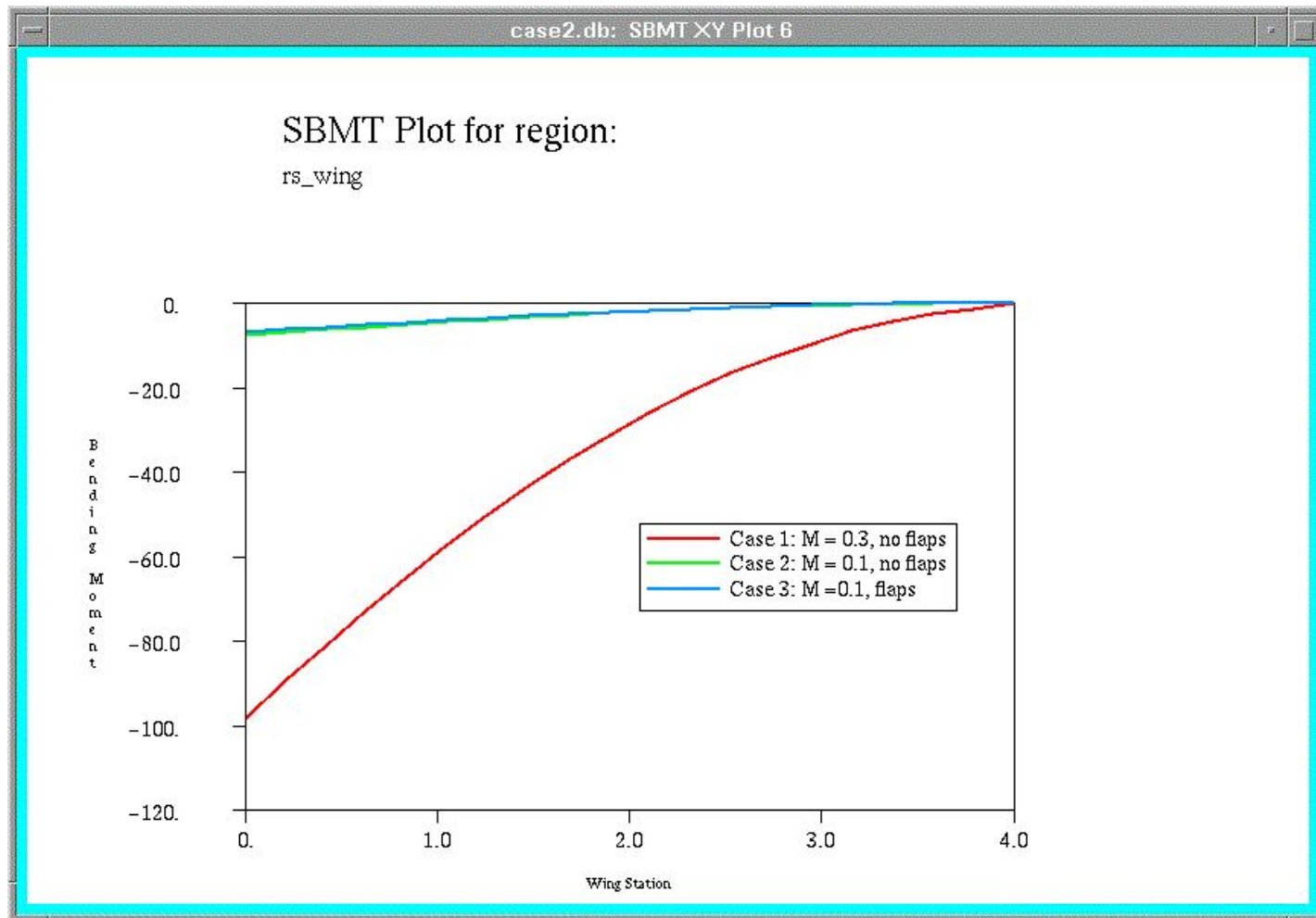


# Упражнение 2g: распределение аэродинамических нагрузок на упругий ЛА

## 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

