

Раздел 5.3

Статическая аэроупругость Пример 2 – Продольная балансировка ЛА с прямым крылом

Цели

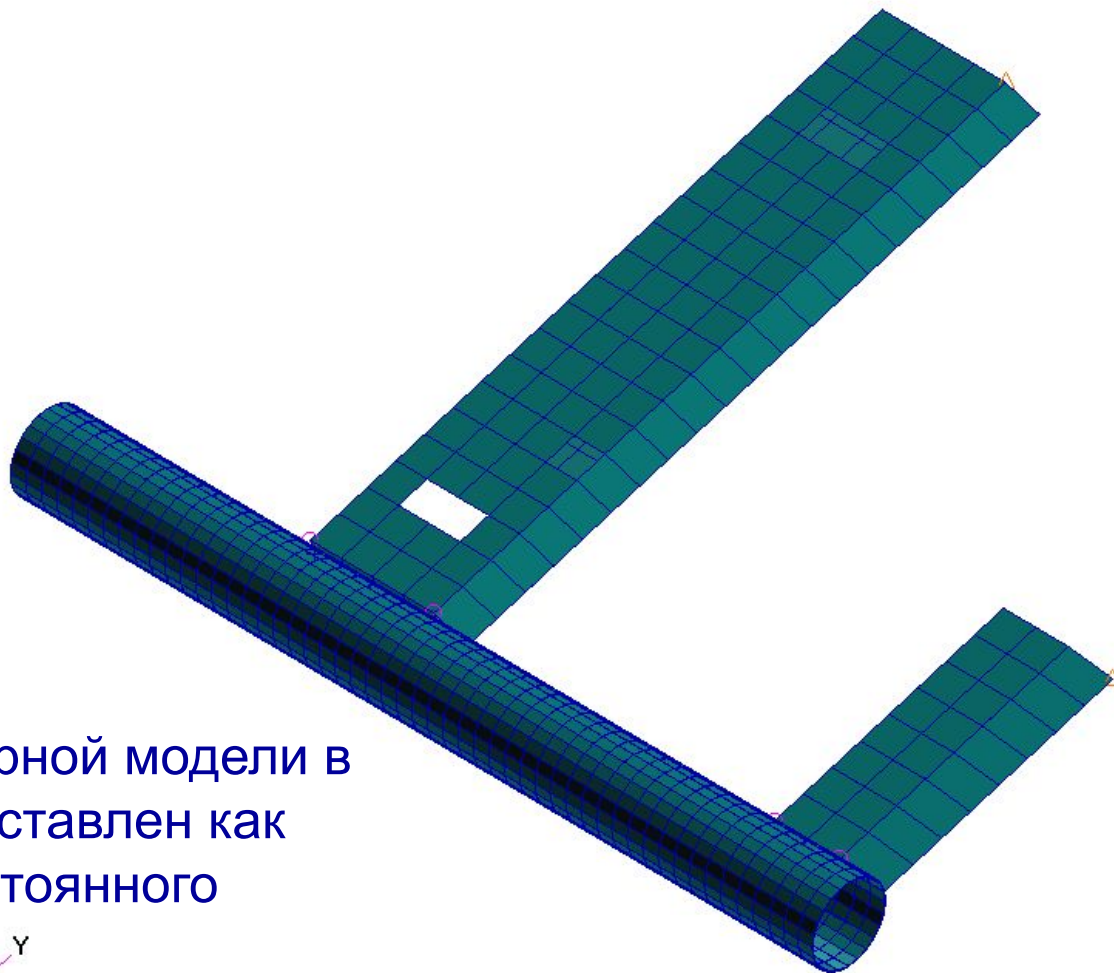
- Это упражнение демонстрирует расчет продольной балансировки ЛА с прямым крылом.
- Основная цель – описать создание сплайнов для очень сложных конструкций.
- Показать дополнительную схему успешного создания сплайнов.
- Продемонстрировать эффект «бедных» сплайнов.
- Объяснить некоторые передовые функции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

Конструкция ЛА: основные данные

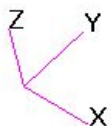
- Единицы измерения: СИ: Н, м, с
- Размах консоли крыла: 9м
- Длина хорды: 1.3м
- Передняя кромка крыла: 0.3м от точки отсчета
- Носок: 1.5м от точки отсчета
- Длина фюзеляжа: 5.2м

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

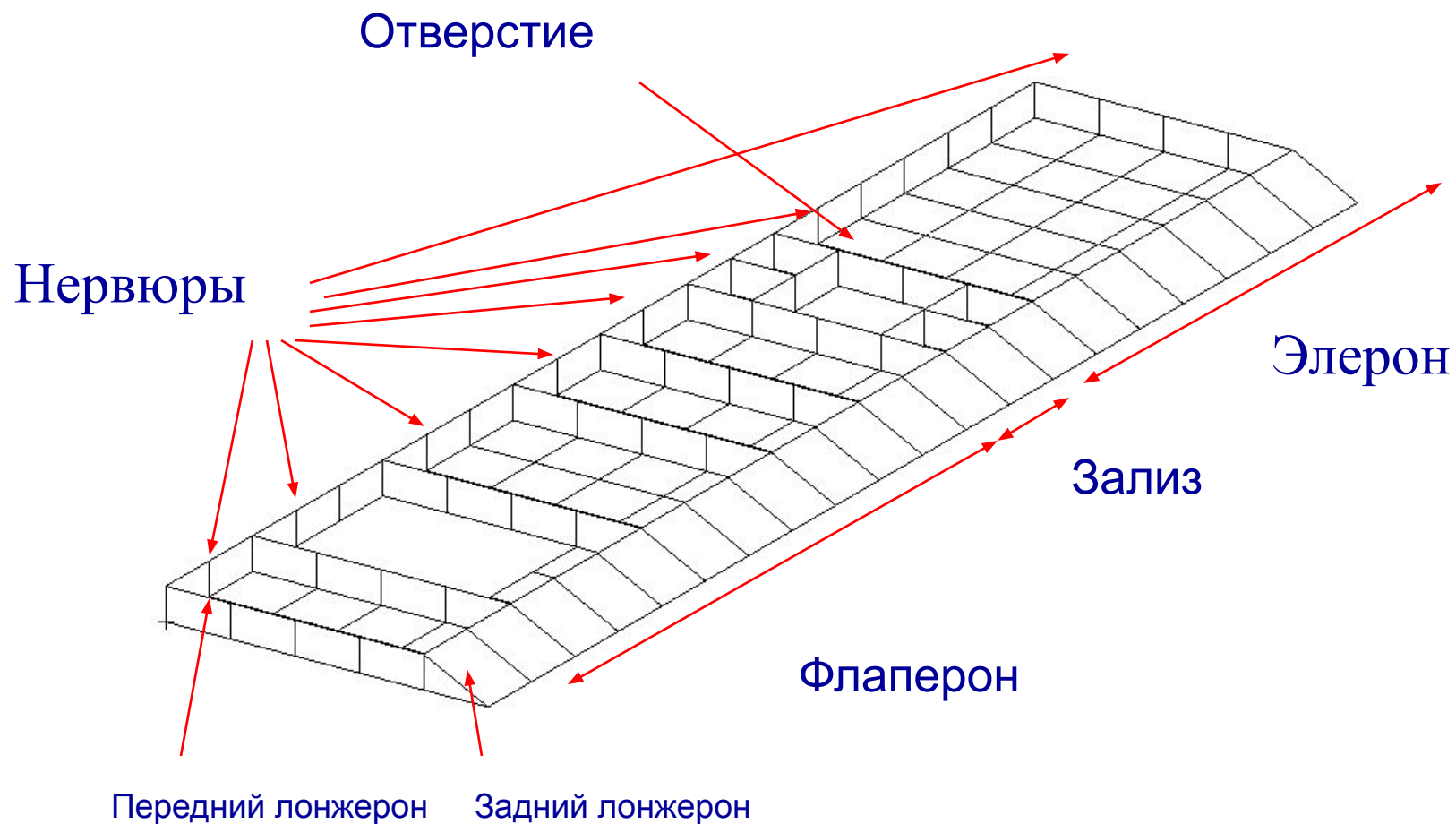
Передний лонжерон

Задний лонжерон

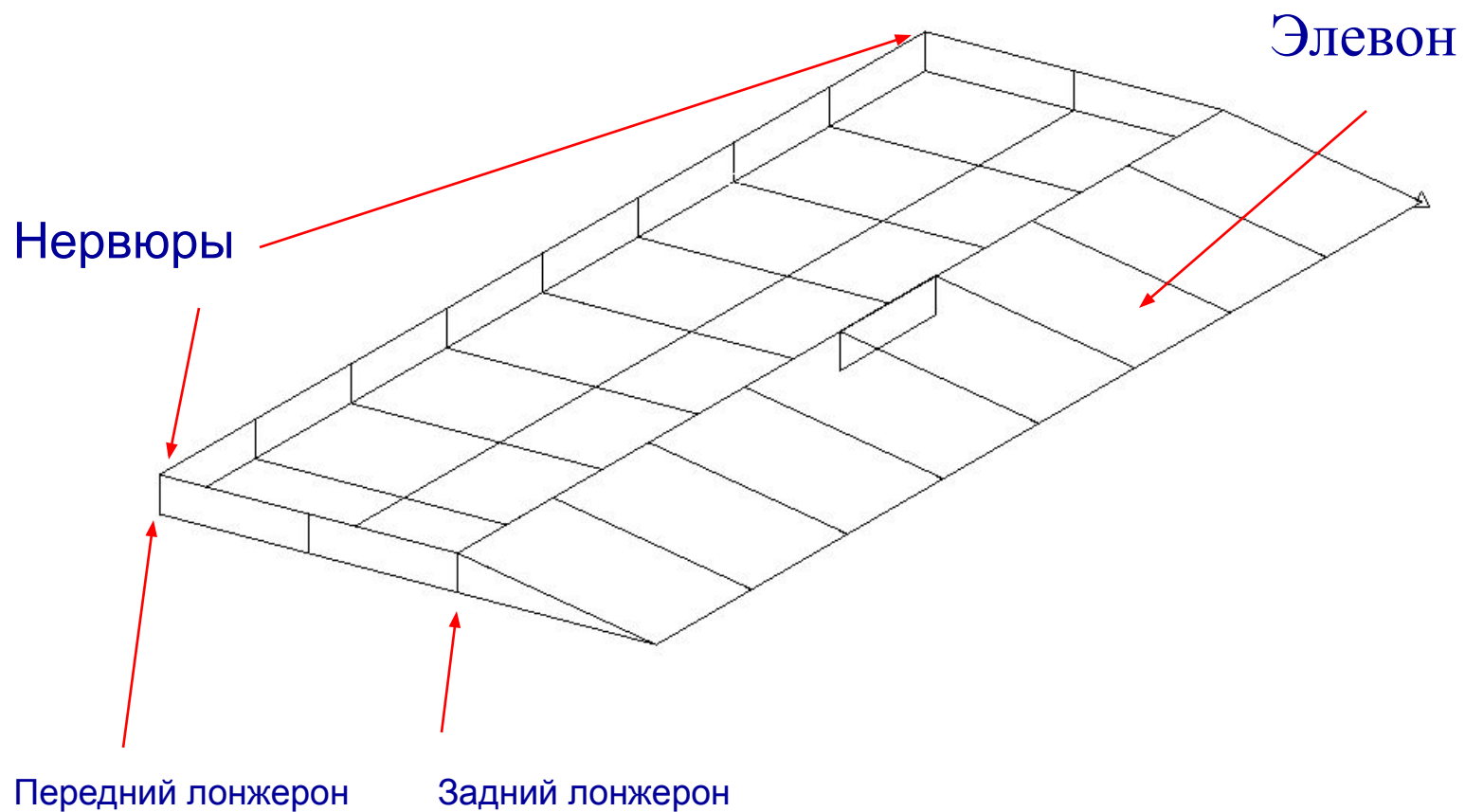


Профиль крыла в плане

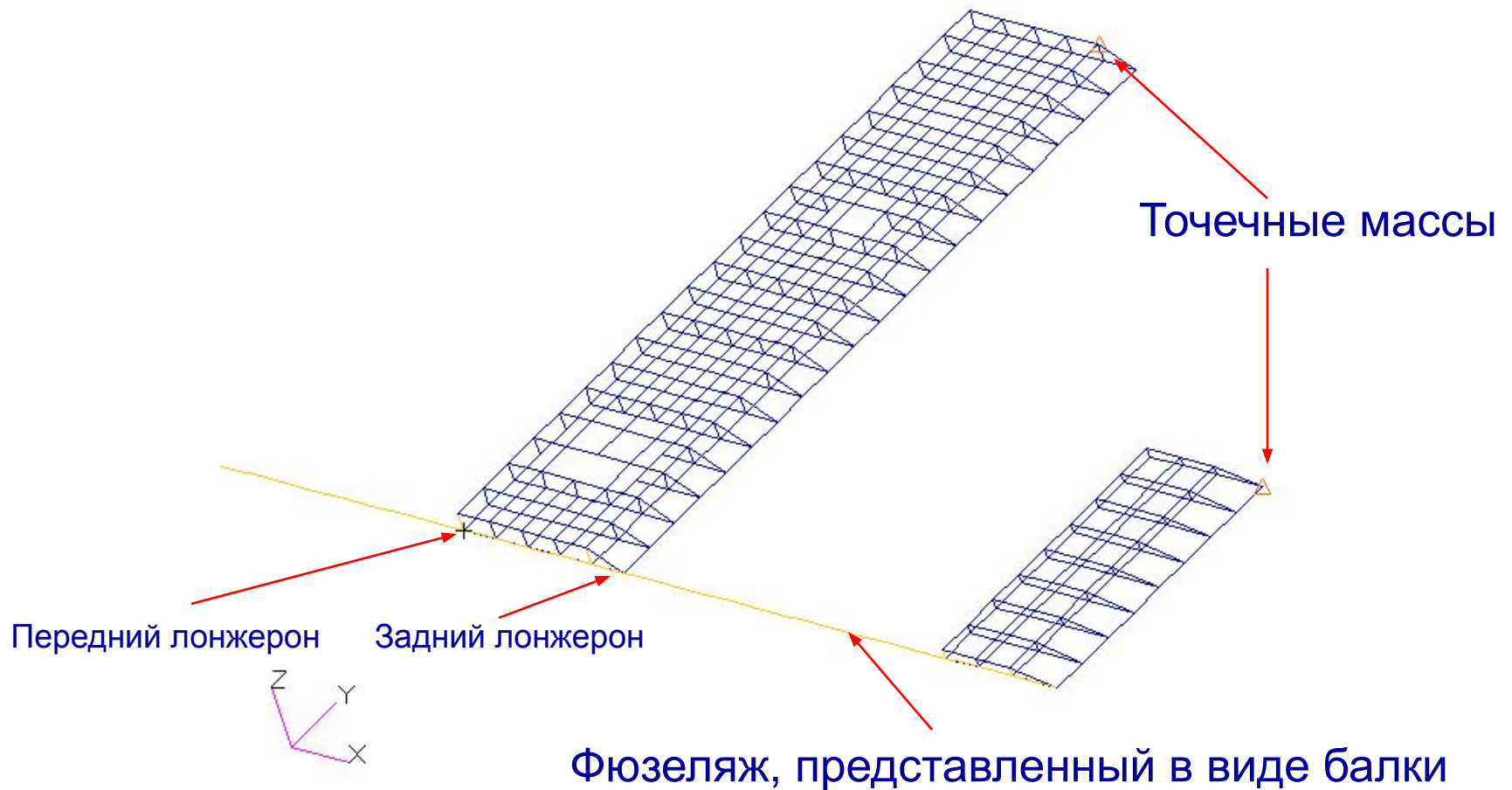
Конструкция ЛА: элементы консоли крыла



Конструкция ЛА: элементы хвостовой части



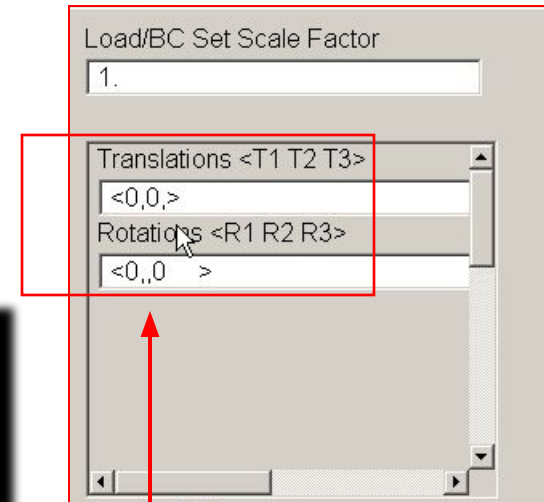
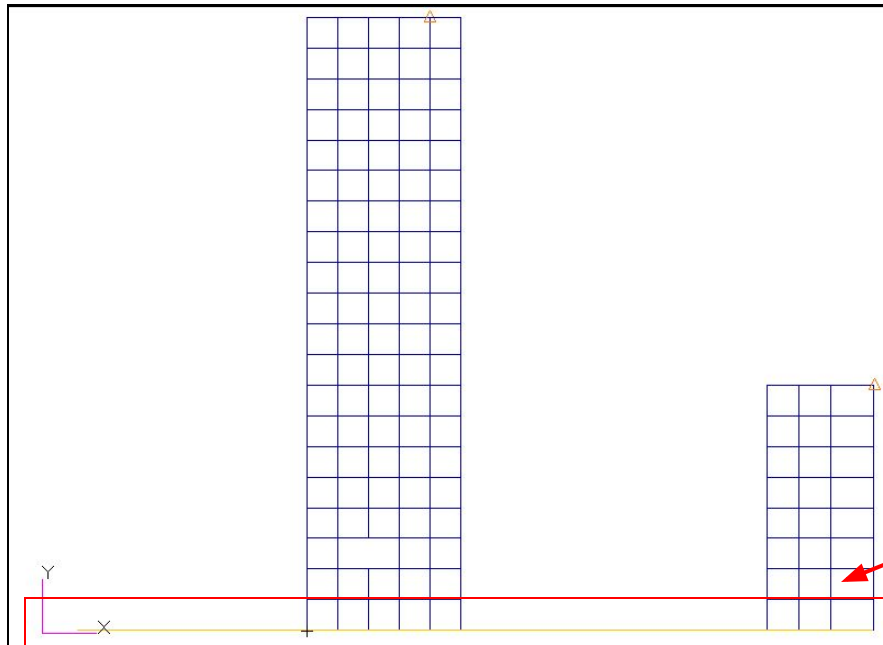
Конструкция ЛА: элементы фюзеляжа



Конструкция ЛА: граничные условия

Граничные условия

- Определение граничных условий
- Определение случая нагружения



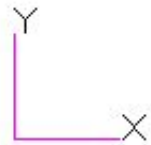
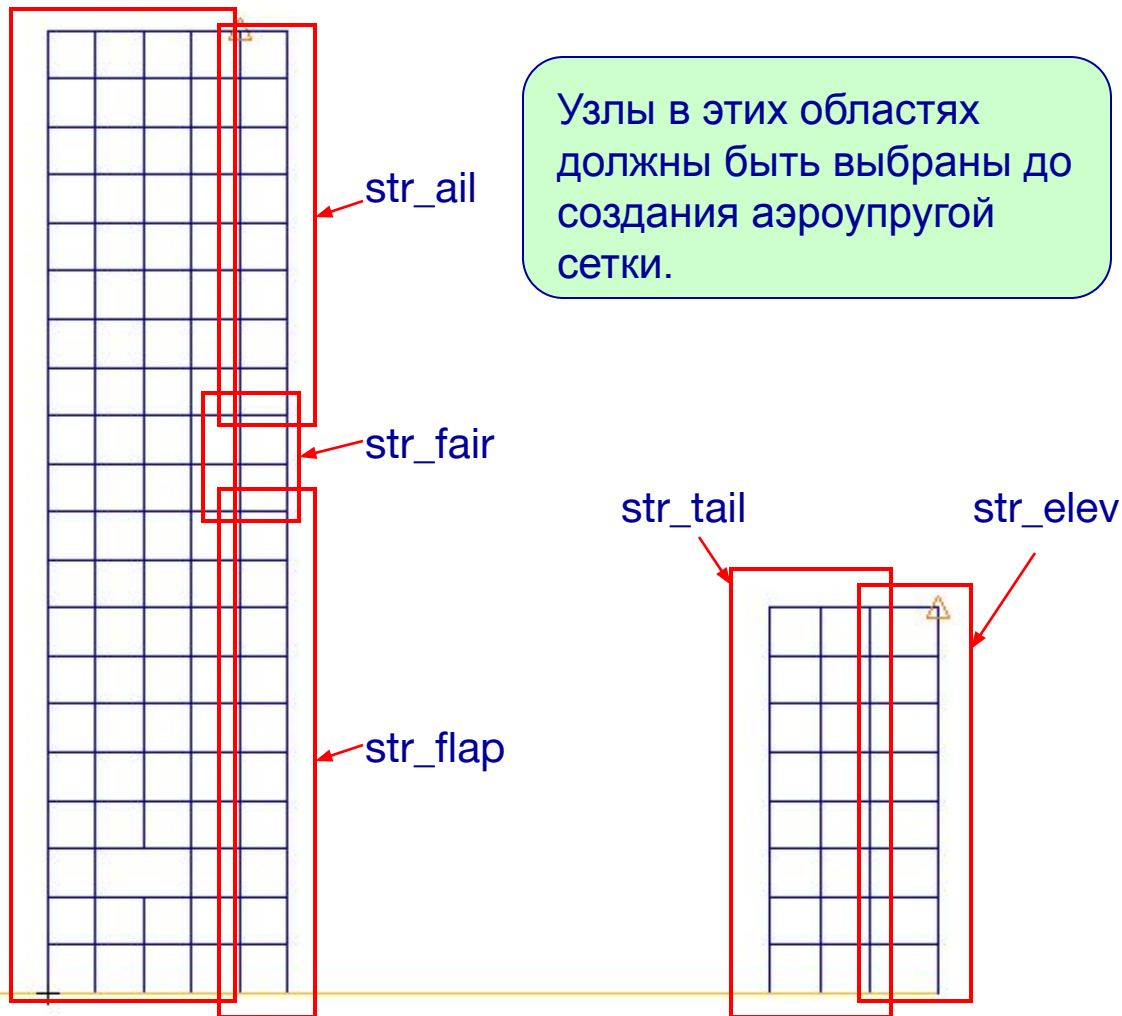
Условия симметрии
относительно
плоскости XZ, плюс
осевые граничные
условия

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

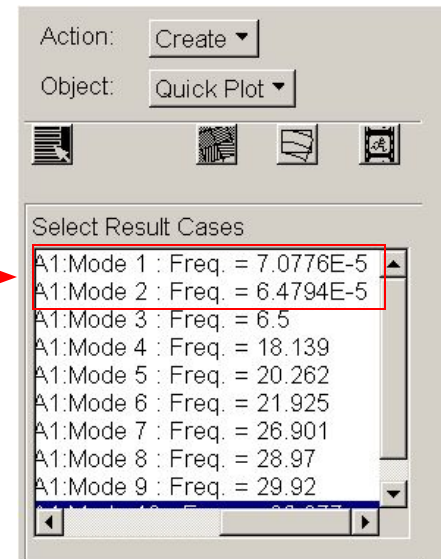
- Выберите расчетный случай 'LEVEL_FLIGHT_CASE_1'
 - ◆ Сделайте его текущим и проверьте связи наложенные на перемещение.
- Запустите из Patran расчет на собственные значения.
 - ◆ SOL 103 в Analysis Analyze Model/Entire Model/Full Run
 - ◆ Выберите расчетный случай 'LEVEL_FLIGHT_CASE_1' и отмените выбор 'Default', убедитесь, что наложены условия симметрии.

Упражнение 2а: задания

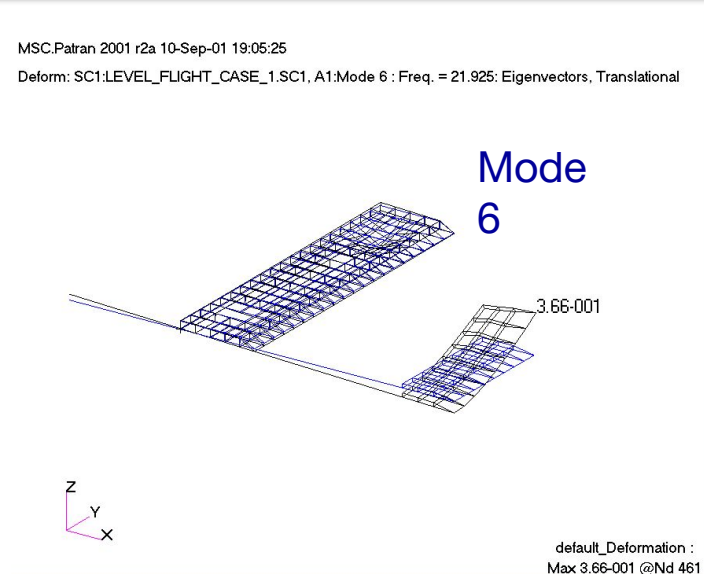
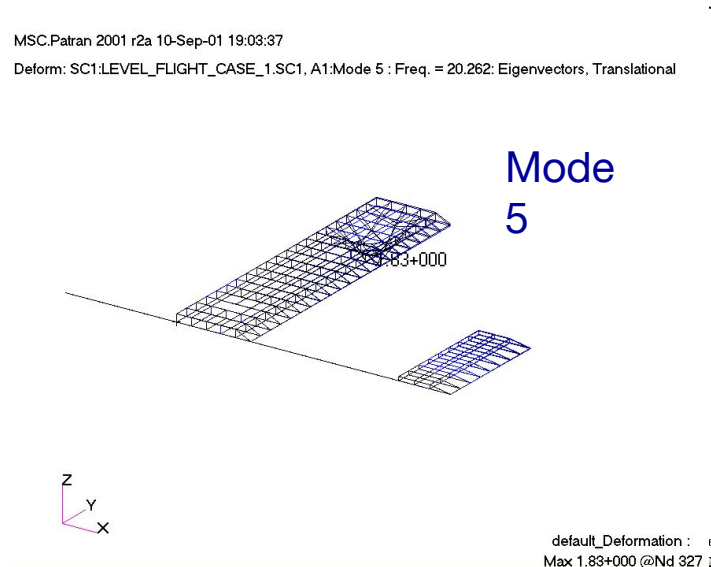
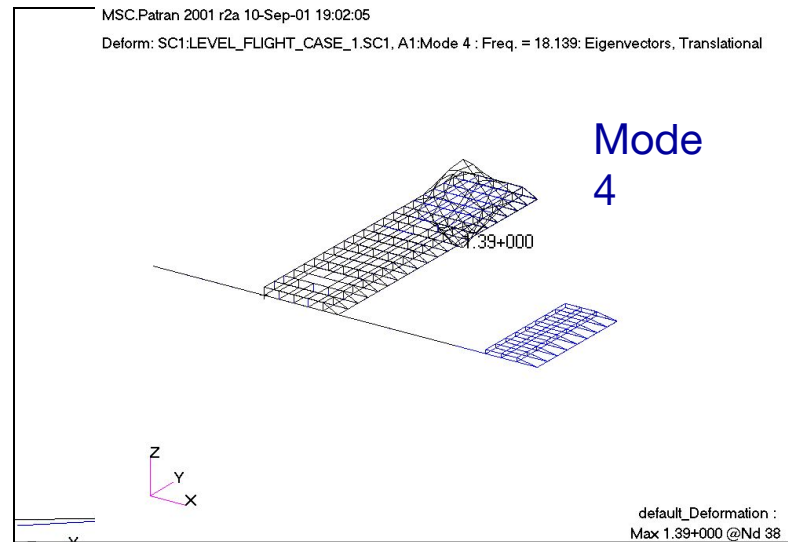
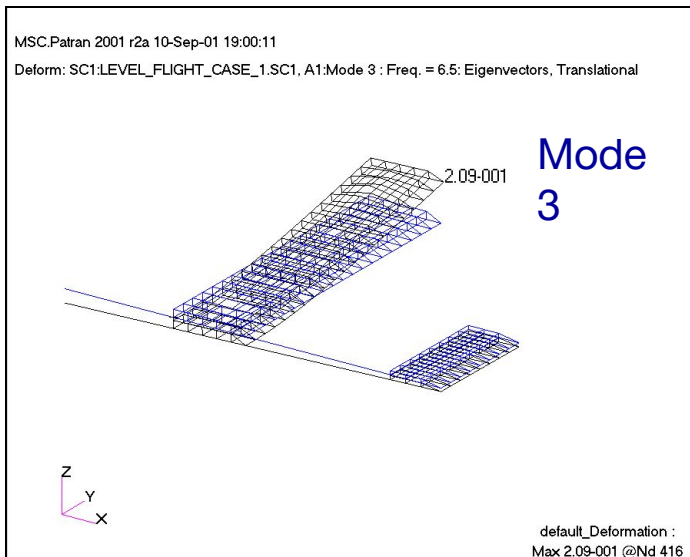
- Посмотрите файл .f06
 - ◆ Определите
 - 2 твердотельных тона – имеется тангаж и свободное перемещение (R_y и U_z)
 - Упругие тона
- Подключите файл .xdb в MSC.Patran
 - ◆ Определите
 - 2 твердотельных тона
 - Значимые упругие тона
 - Остальные упругие тона – для чего они нужны?

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

Крыло

Концевая часть входит в аэродинамическую модель

Эйлерон

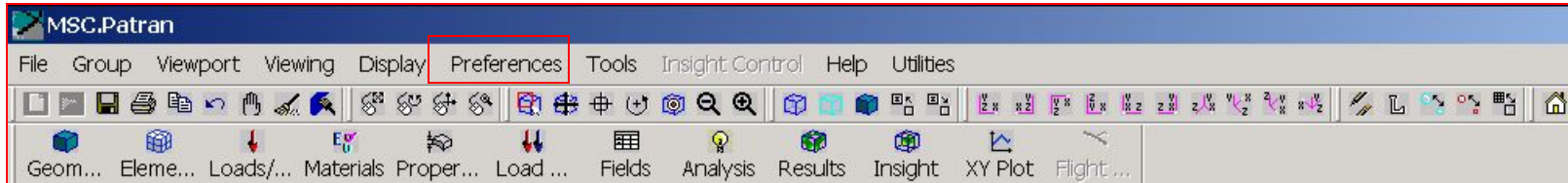
Зализ

Флаперон

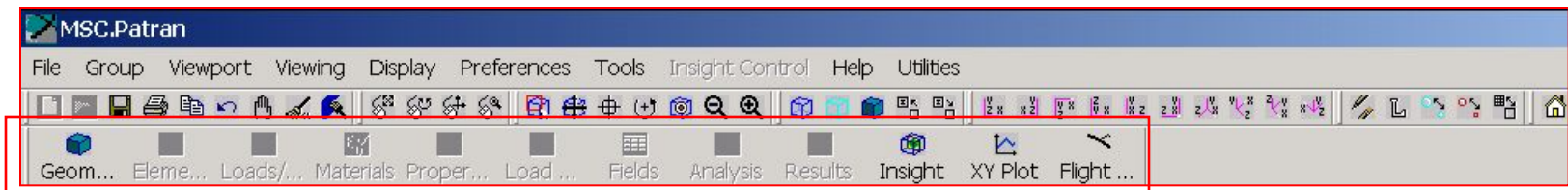
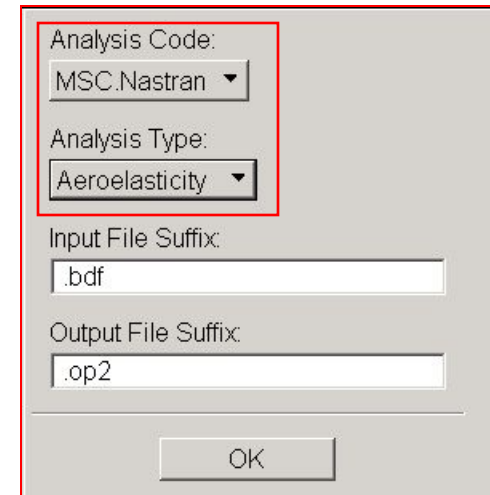
Элевон

Оперение

Выбор модуля FlightLoads

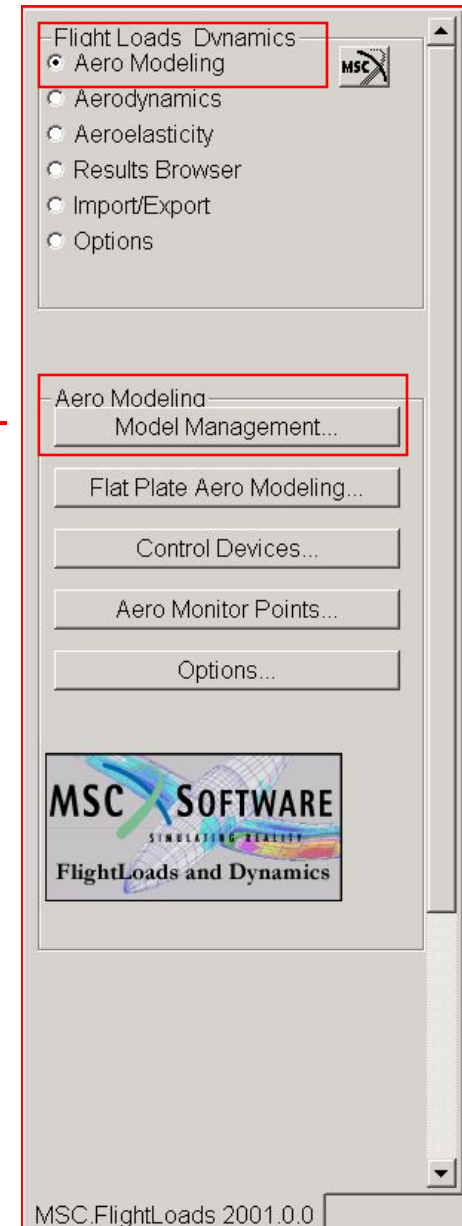
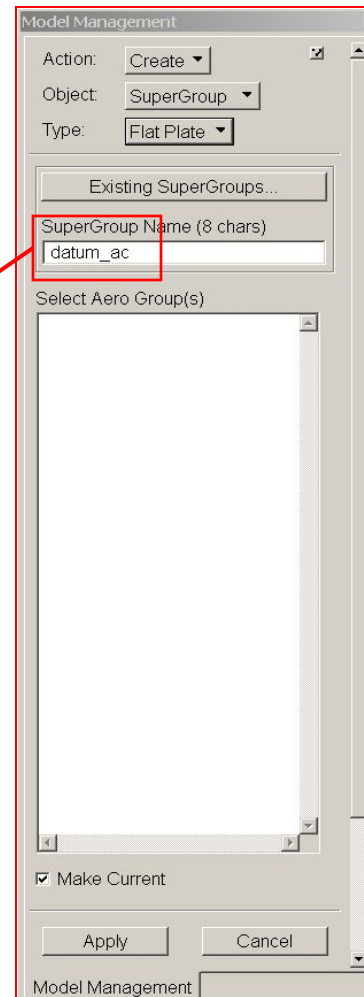


- Выбор модуля FLDS, зайдите в меню Preferences / Analysis и выберите в Analysis Code и Type значения, показанные на рисунке.
- Меню FLDS заменило стандартные меню в MSC.Patran.



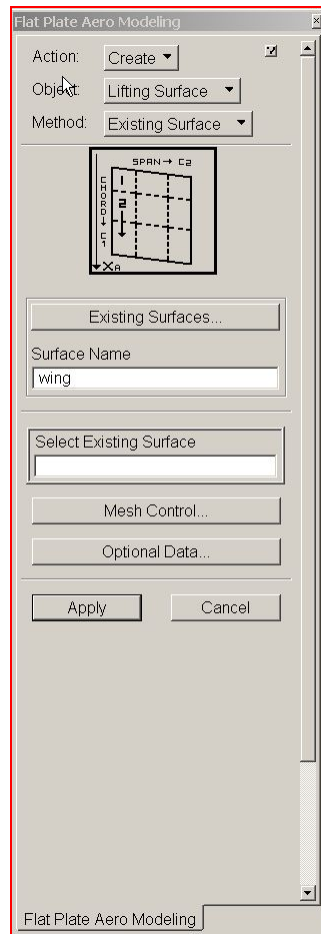
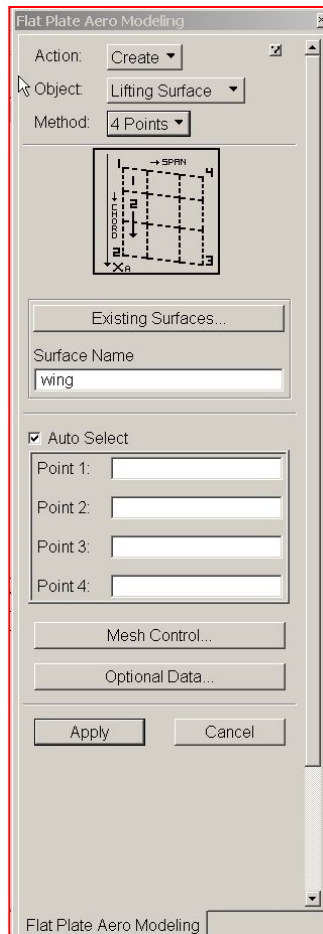
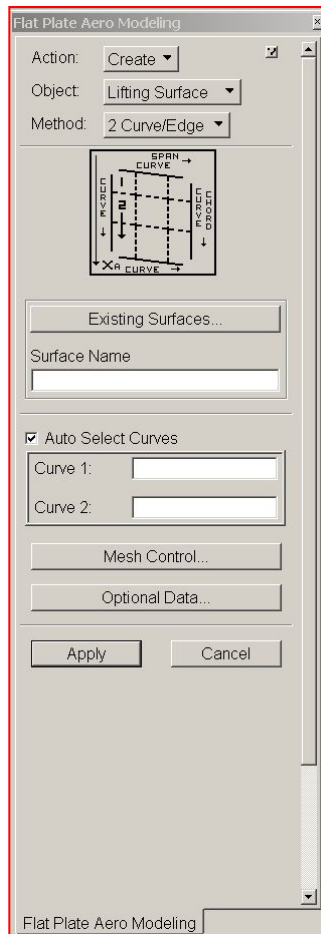
Управление моделью

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



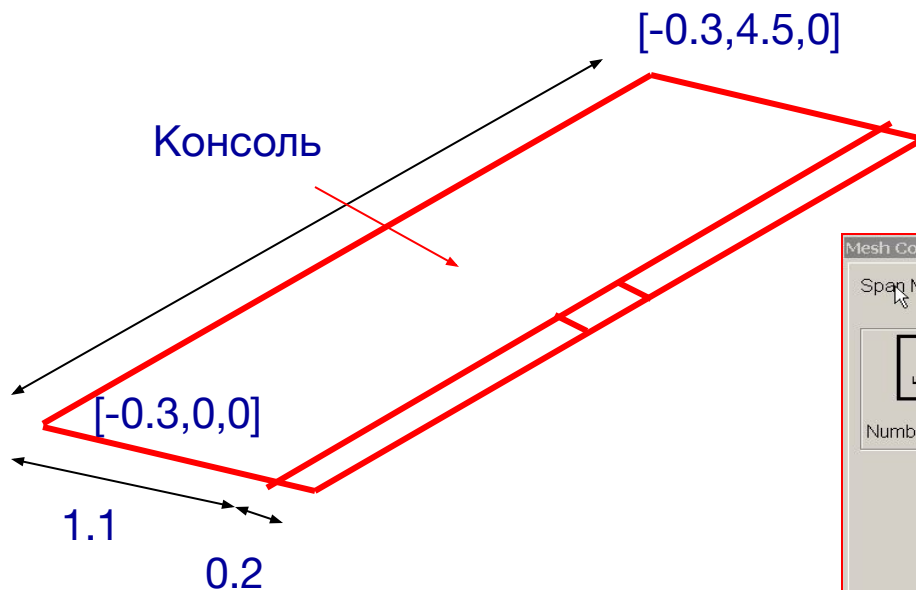
Создание панелей

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

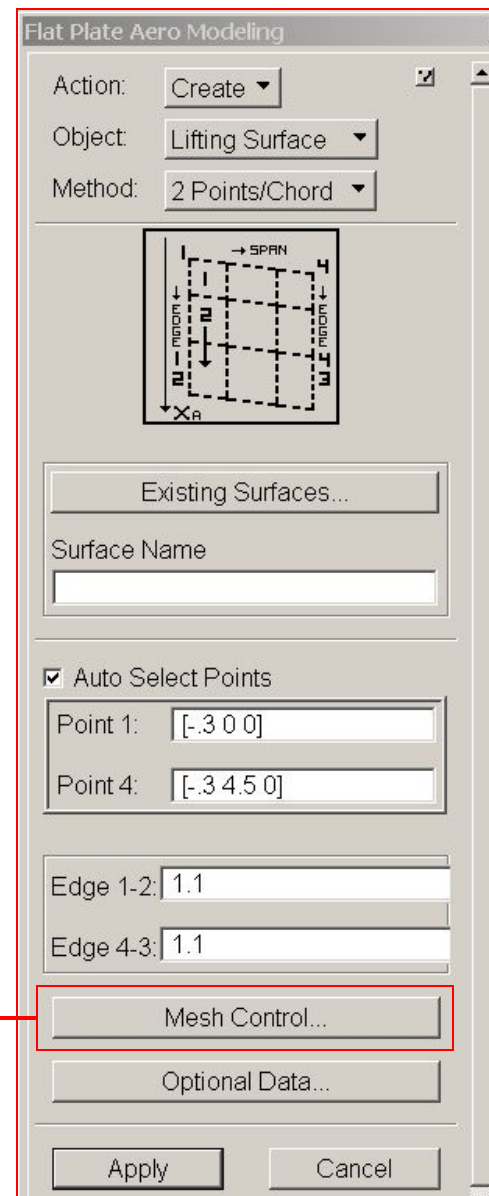
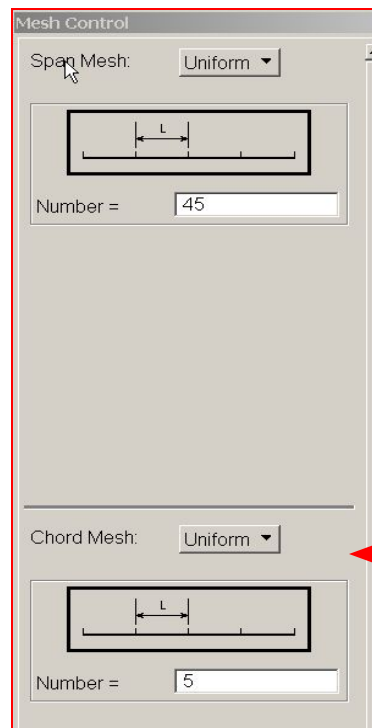


Подъемные поверхности: геометрия

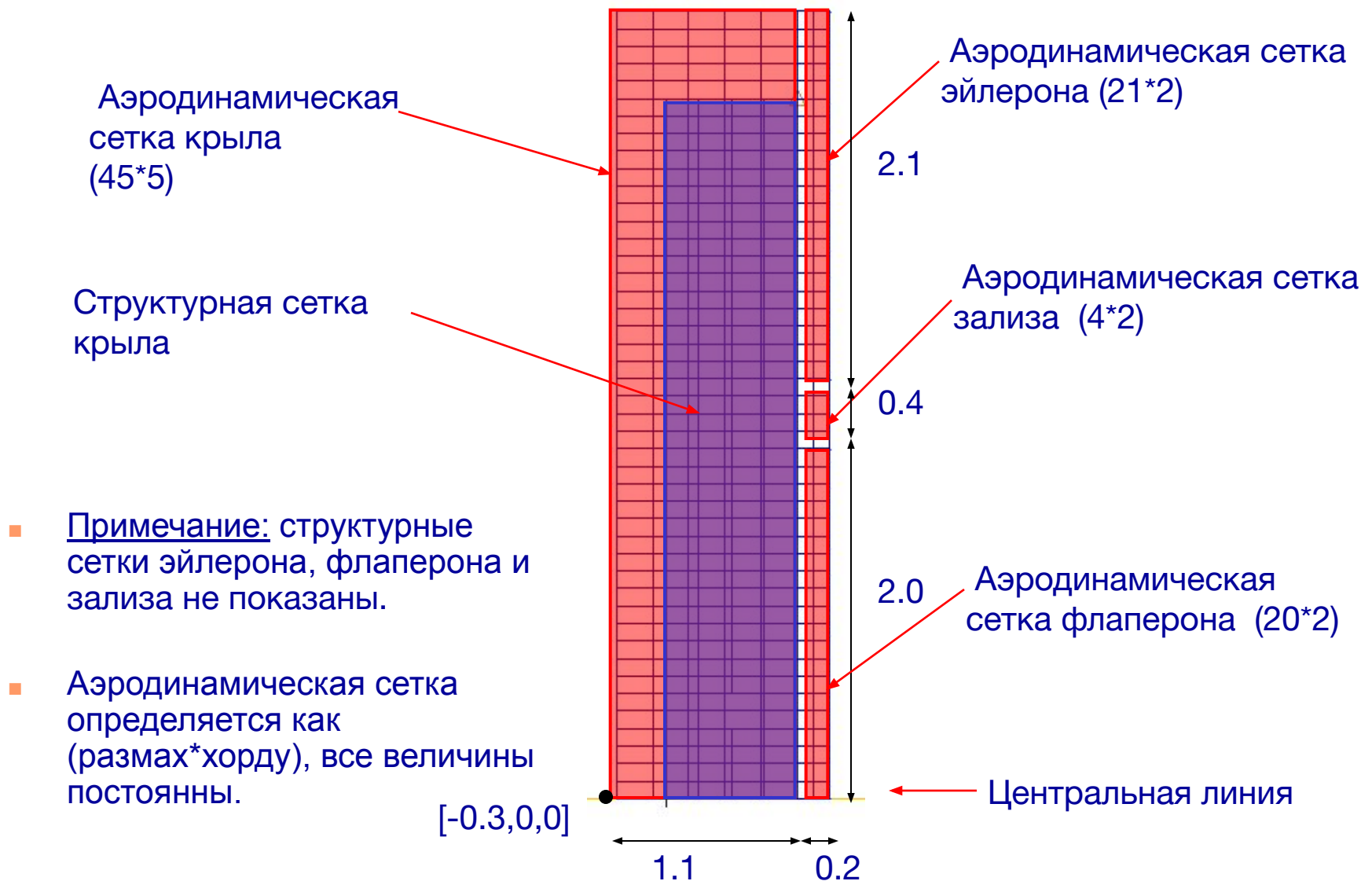
- Размах консоли крыла: 9.0 м
- Хорда: 1.3 м
- Передняя кромка крыла : 0.3 м от начальной линии



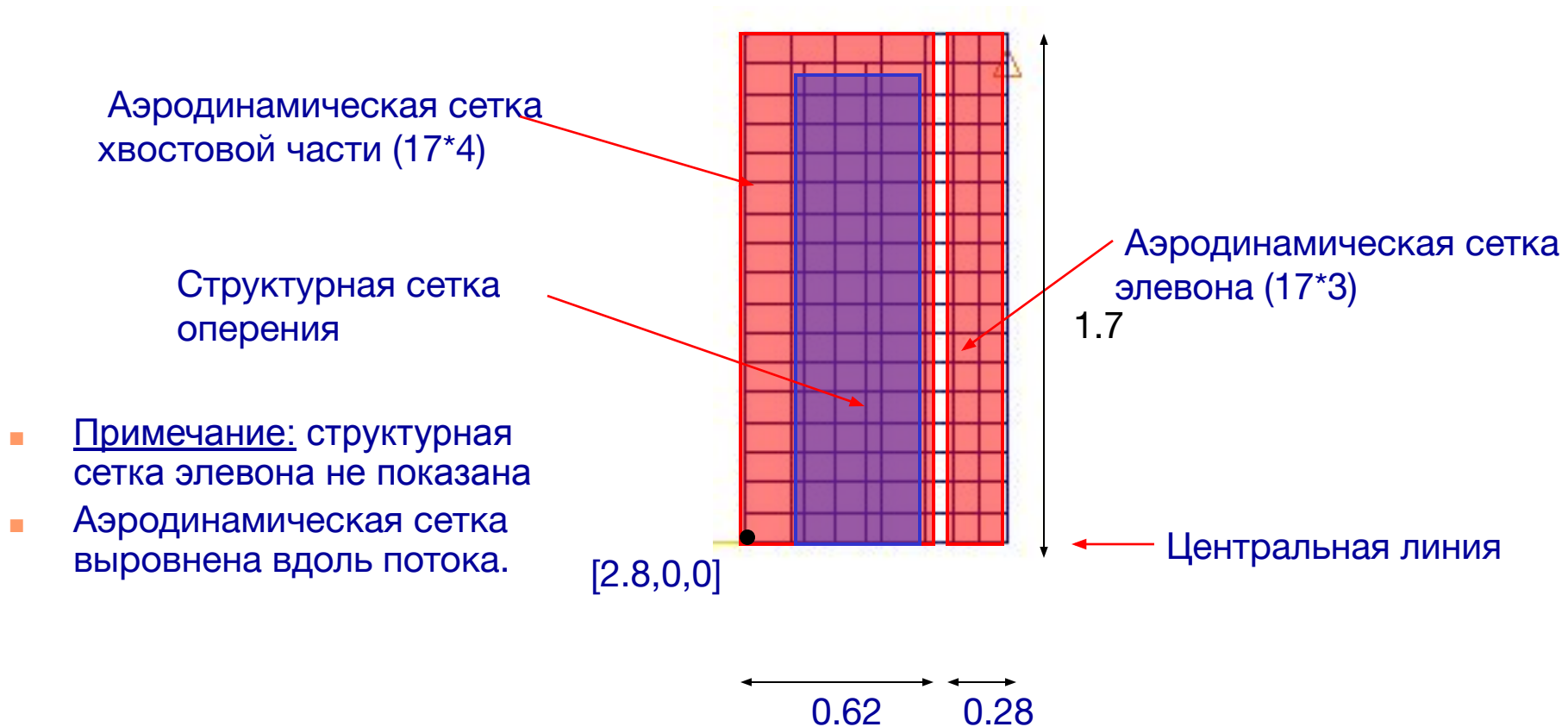
- Примечание: здесь вполне уместна высокая плотность аэродинамической сетки.



Аэродинамическая сетка



Аэродинамическая сетка хвостовой части

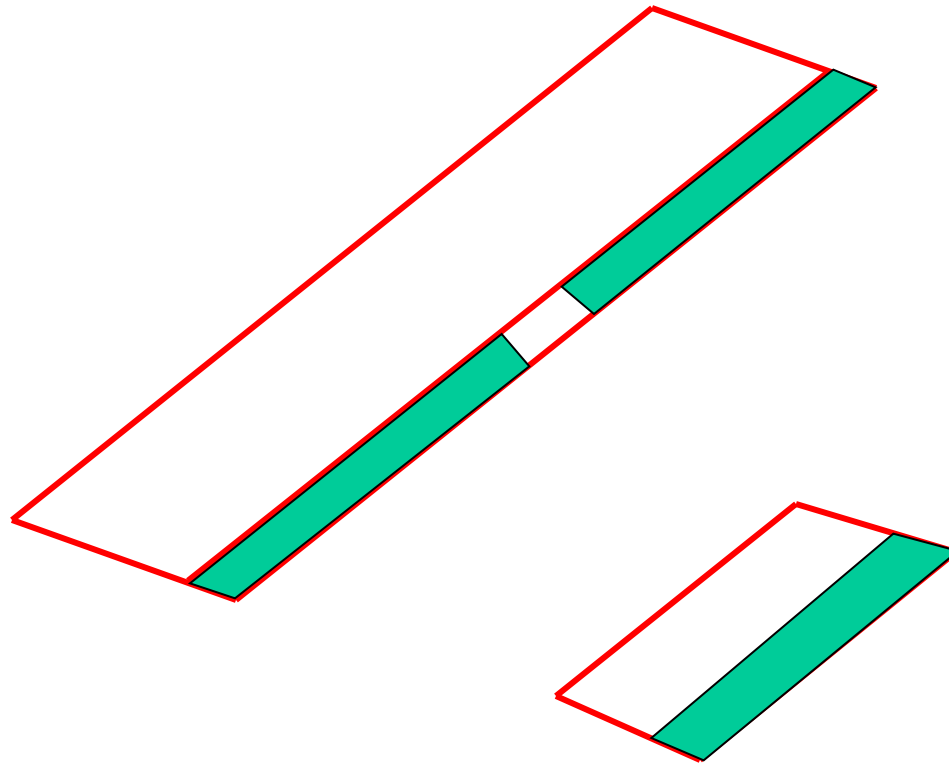


Упражнение 2b: задания

- 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 Dynamics software interface, specifically the 'Create Control Surface' dialog box and its associated sub-dialogs. The main dialog box is titled 'Create Control Surface' and includes the following fields and options:

- Action:** Create (dropdown)
- Object:** Control Surface (dropdown)
- Method:** Lifting Surface (dropdown)
- Existing Control Surfaces...** (button)
- Control Surface Name:** ct_ail (text field)
- Select Component(s):** A list box containing 'ail', 'elev', 'fair', and 'flap'. The 'ail' component is selected.
- Hinge Line:** Coord 1 (text field)
- Reference Chord Length:** 0.2 (text field)
- Reference Area:** 0.42 (text field)
- Optional Limits...** (button)
- Buttons:** Apply, Cancel

Three sub-dialog boxes are shown, each with 'Auto Select Points' checked:

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

A fourth dialog box, 'Hinge Moment', is shown at the bottom left, with fields for Lower (-1000) and Upper (1000) values, and Position Lower (-.262) and Upper (0.262) values. Buttons: OK, Cancel.

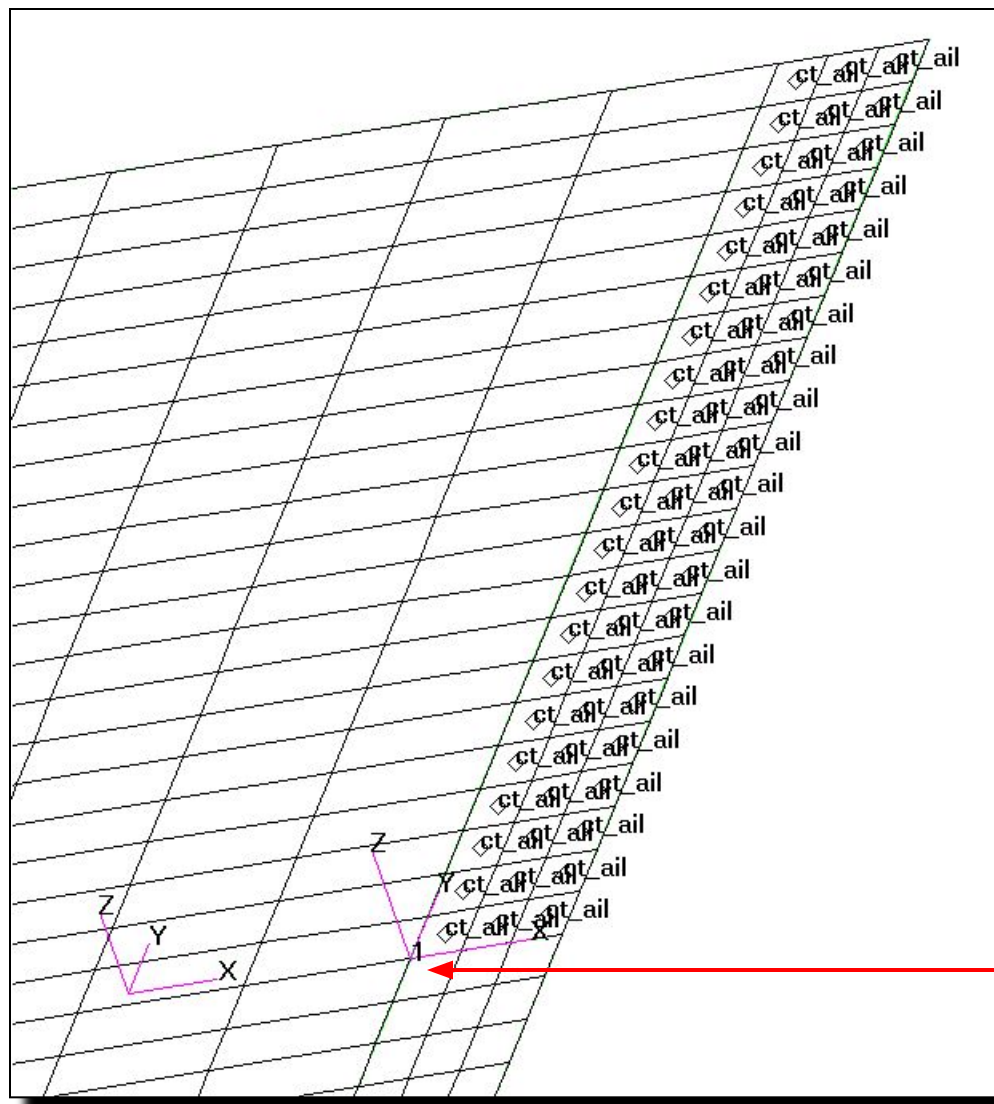
On the right side of the interface, the 'Flight Loads Dynamics' menu is open, showing options: Aero Modeling (selected), Aerodynamics, Aeroelasticity, Results Browser, Import/Export, and Options. Below the menu, the 'Control Devices...' button is highlighted.

Red boxes and arrows indicate the workflow for creating a control surface: the 'Create Control Surface' dialog box is the main window, and the three sub-dialogs are used to define the control surface parameters. The 'Hinge Moment' dialog box is used to define the hinge moment limits.

MSC SOFTWARE
SIMULATING REALITY
FlightLoads and Dynamics

MSC.FlightLoads 2001.0.0

Управляющая плоскость: элерон



Маркеры управляющей поверхности

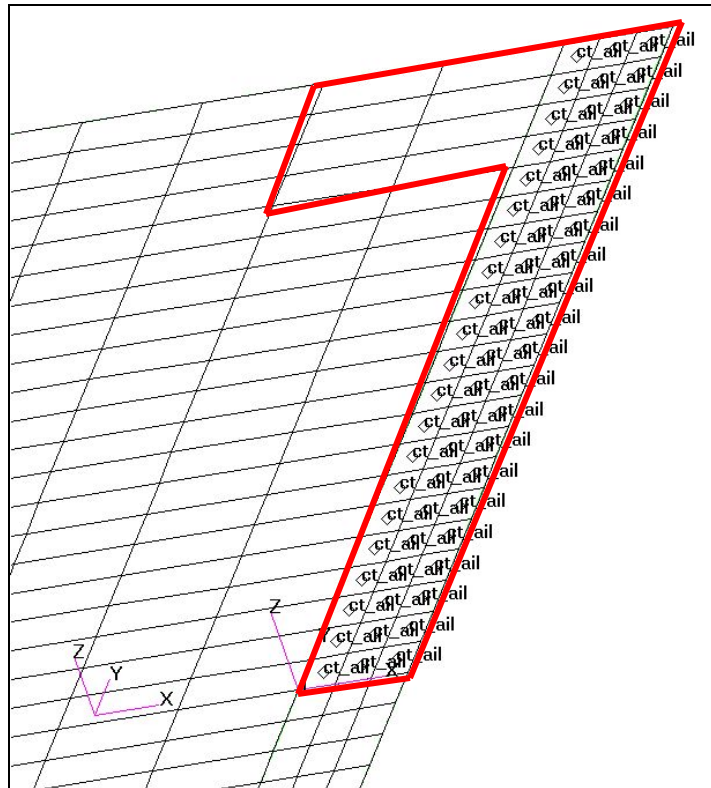
В этой модели мы используем:

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:

Object:

Method:

Control Surface Name

☐ Lifting Surface
☒ Surface Boxes

Select Elements

Hinge Line

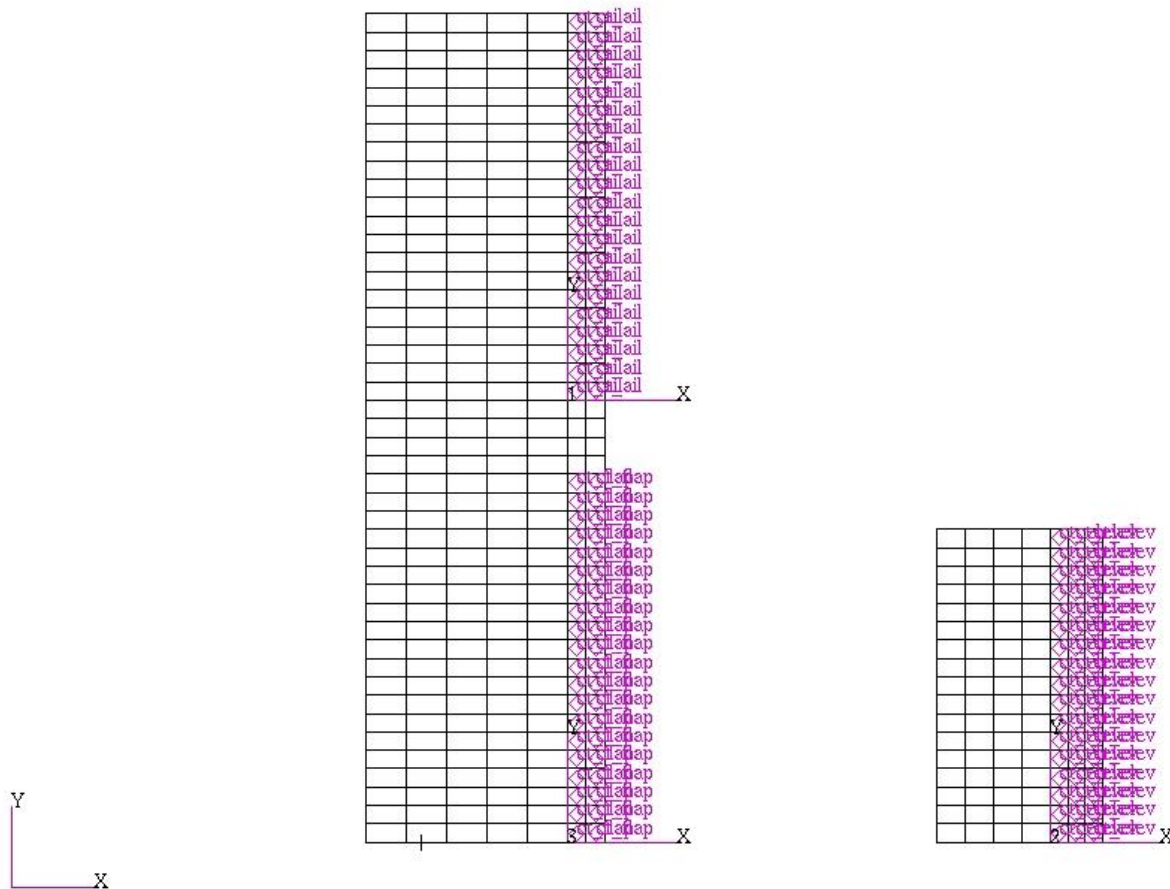
Reference Chord Length

Reference Area

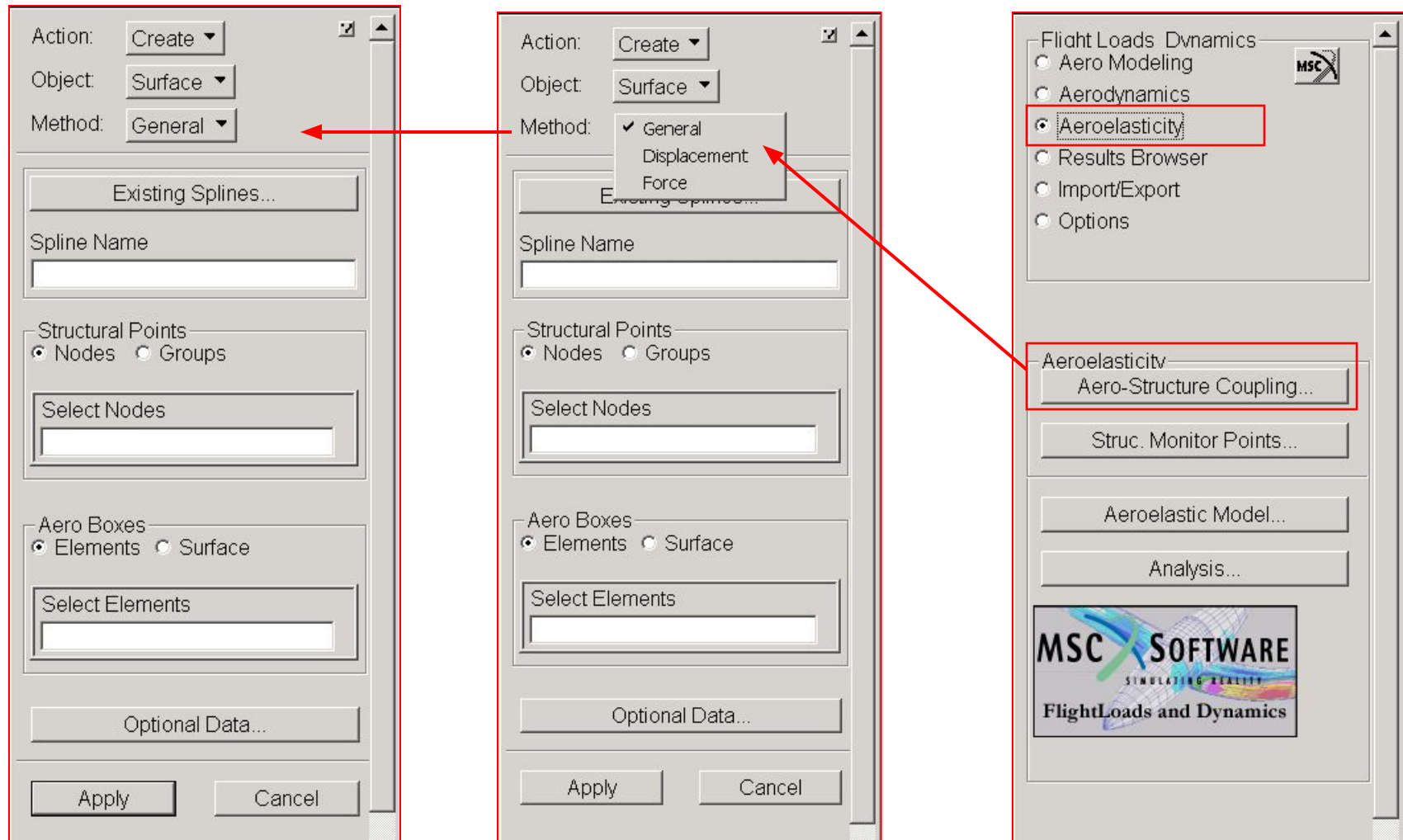
Упражнение 2с: задания

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

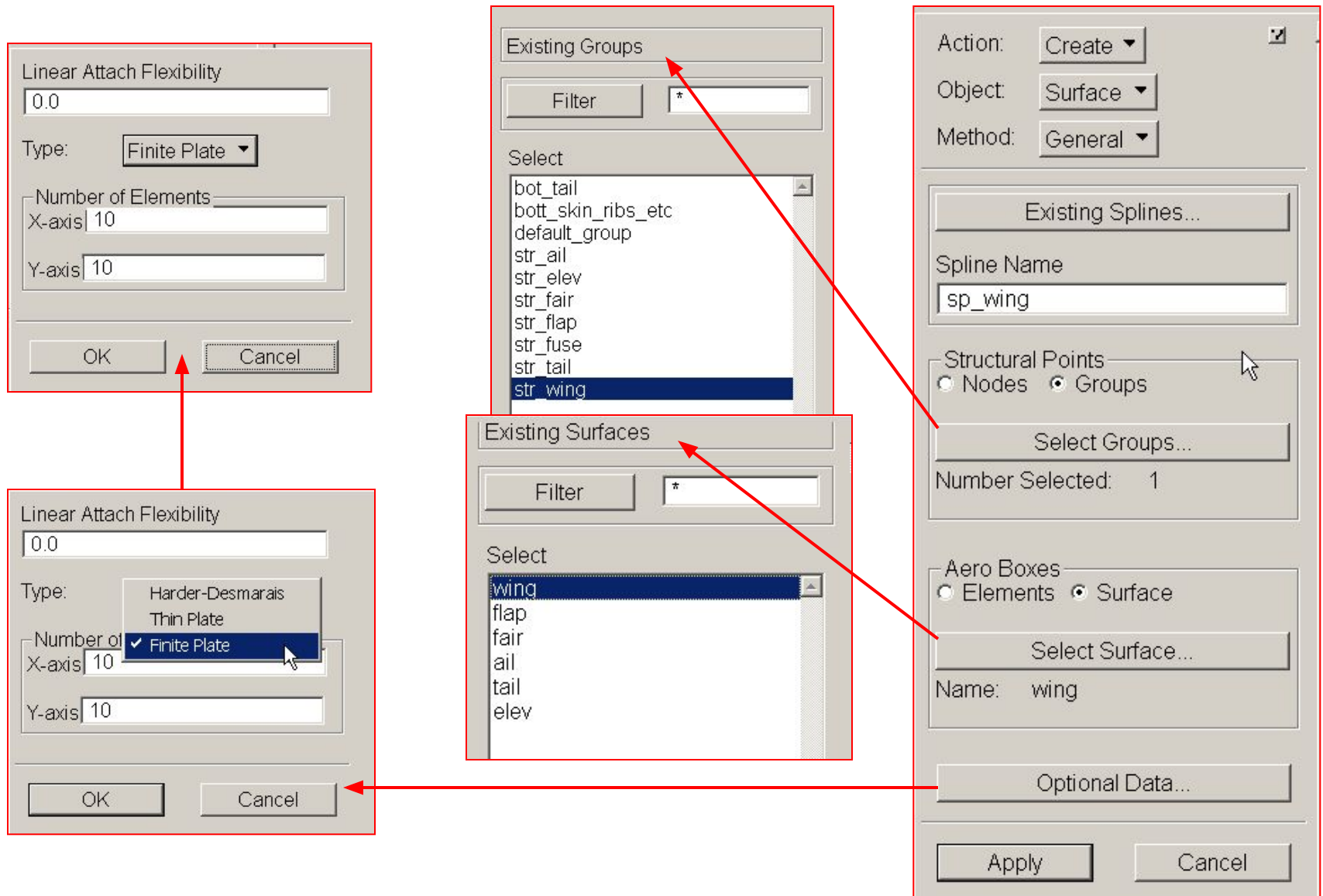
Упражнение 2с: результат



Создание сплайнов

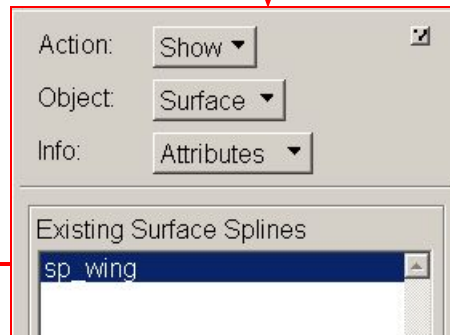
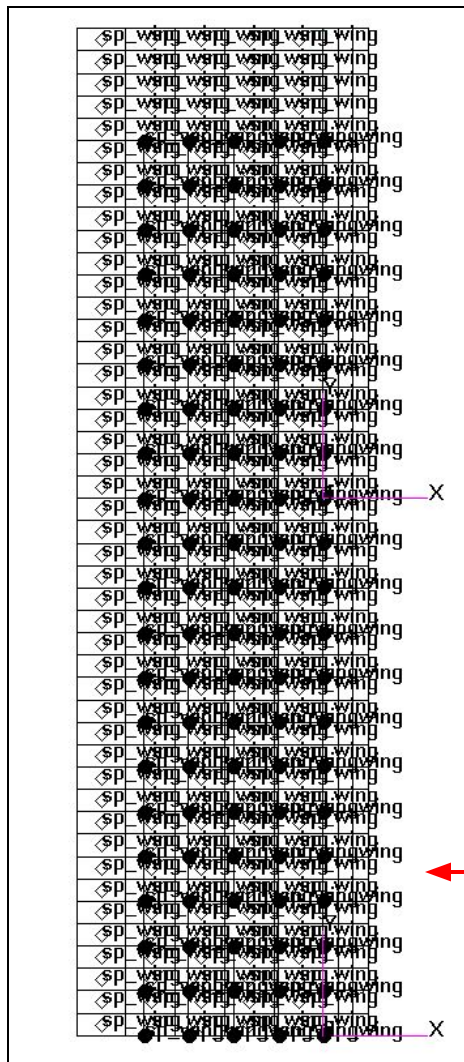


Создание сплайнов



Создание сплайнов

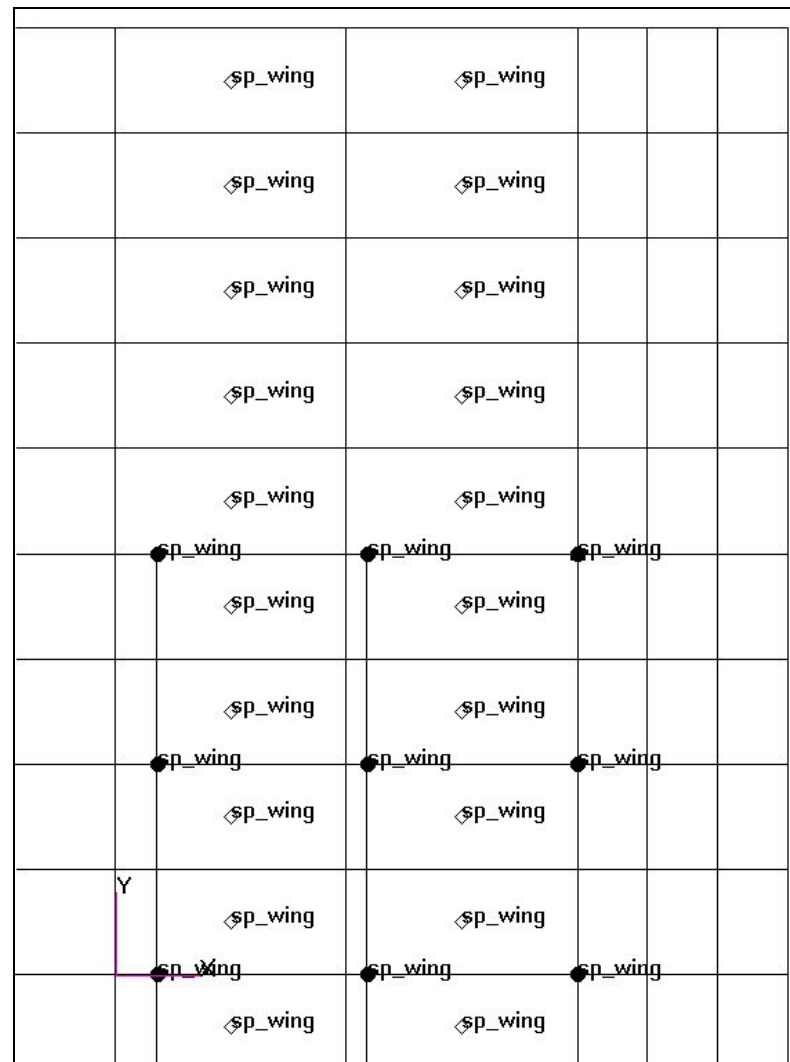
- В меню Group используйте Post для отображения необходимых групп.
- В меню Aeroelasticity / Aero-Structure Coupling используйте Show для отображения структурных и аэродинамических компонент сплайна.



Созданные сплайны

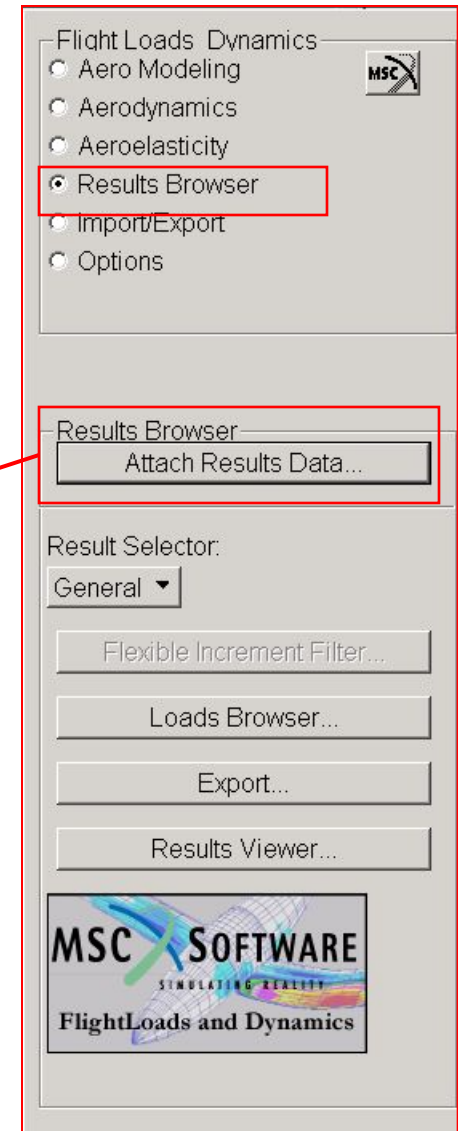
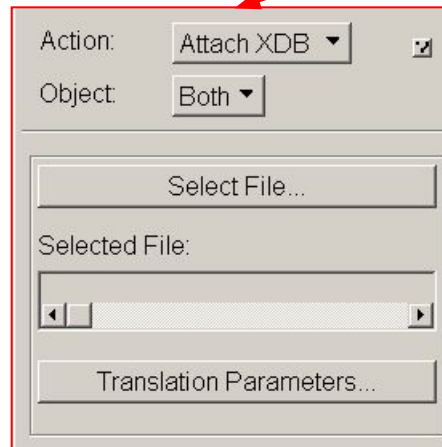
■ Сплайны, созданные в этой модели:

- ◆ sp_wing
- ◆ sp_ail
- ◆ sp_flap
- ◆ sp_tail
- ◆ sp_elev
- ◆ sp_fair



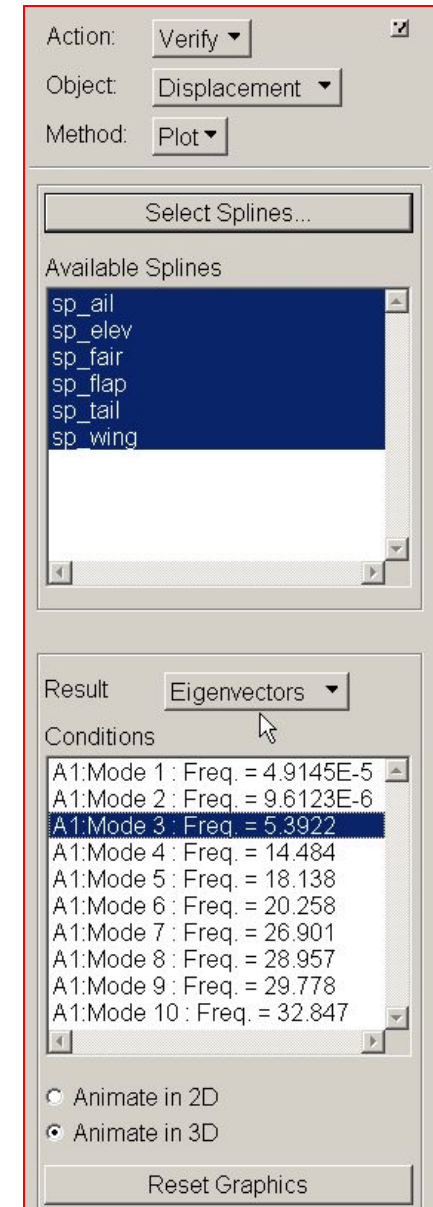
Проверка сплайнов: шаг 1

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



Проверка сплайнов: шаг 2

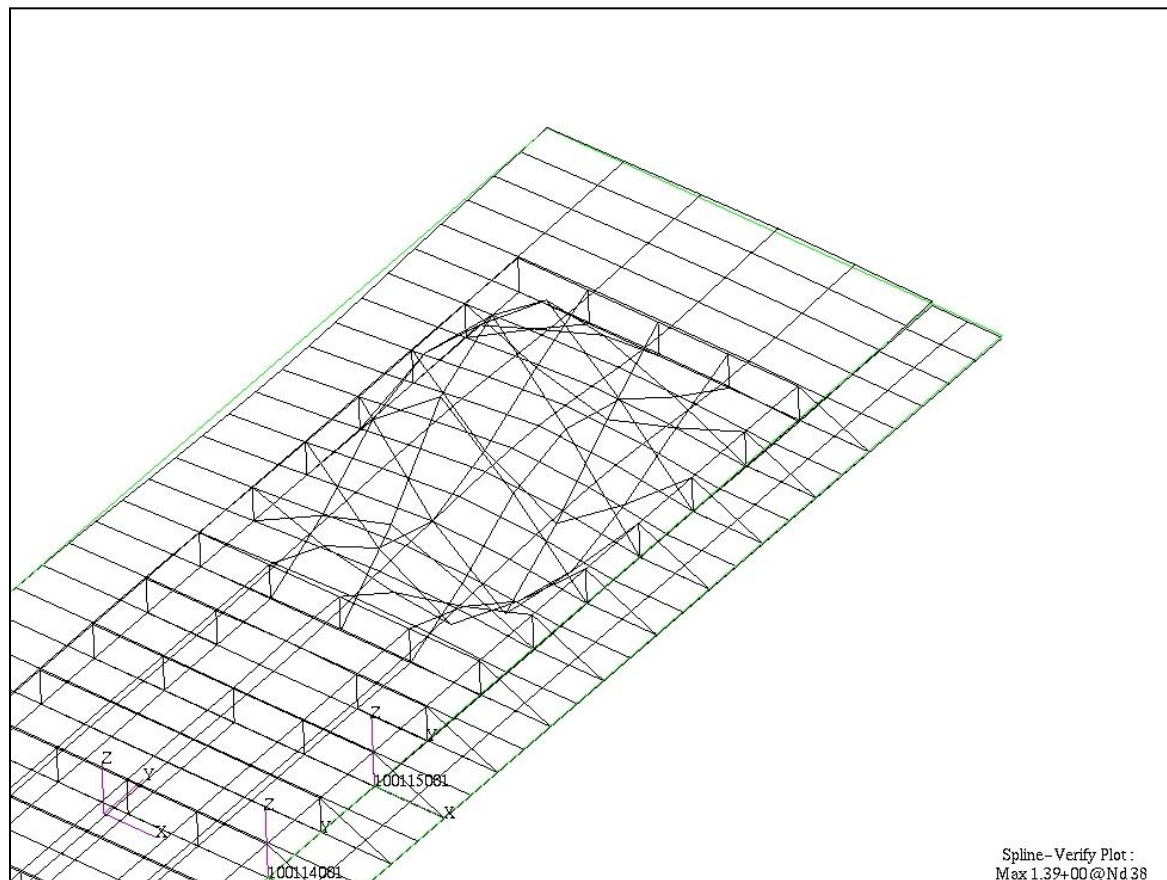
- Проверить сплайны с помощью предварительно посчитанных собственных частот.
- Отобразить аэродинамическую и структурную сетку.
- Выбрать все сплайны и одно значение собственной частоты.



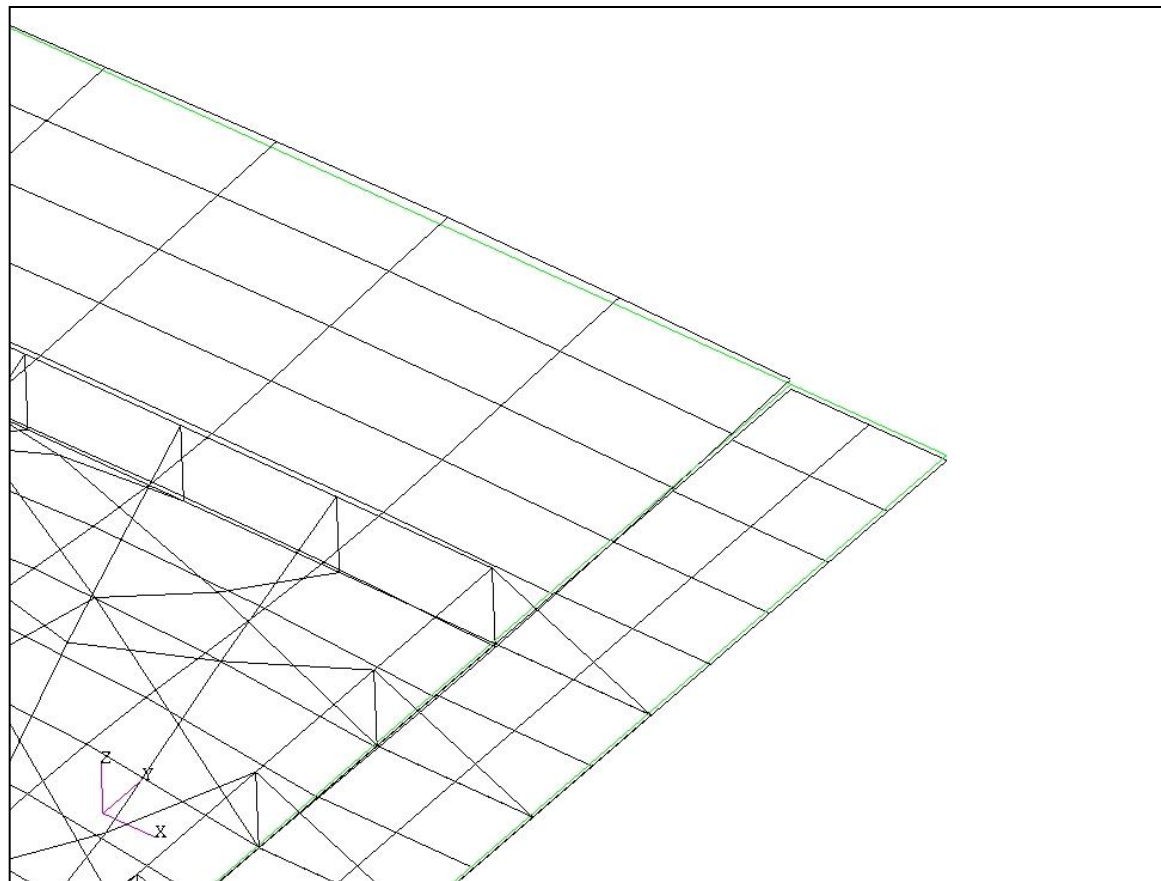
Упражнение 2d: задания

- 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 плоских сплайнов.
- Начальные данные:
 - ◆ Положение флаперона: 0°
 - ◆ 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

The image displays four screenshots of the MSC Software FlightLoads and Dynamics interface, illustrating the configuration of an aeroelastic model. Red boxes and arrows highlight specific settings across the different dialog boxes.

Flight Loads Dynamics (Main Menu):

- Aeroelasticity** (Selected)
- Aero Modeling
- Aerodynamics
- Results Browser
- Import/Export
- Options

Aeroelasticity Sub-Menu:

- Aero-Structure Coupling...
- Struc. Monitor Points...
- Aeroelastic Model...** (Highlighted)
- Analysis...

Aerodynamics Model Dialog:

- 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** (Highlighted)
 - ☐ Use Shell Normals
 - Tolerance Angle: 20.0
- AERO PARAMETERS:**
 - Trim Accel. Scale Factor (AUNITS): **0.1019** (Highlighted)

Aeroelastic Model Dialog:

- Select Splines:**
 - sp_all
 - sp_elev
 - sp_fair
 - sp_flap
 - sp_tail
 - sp_wing

Aerodynamics Model Dialog (Left):

- Aerodynamics:**
 - Reference Span (Full): 9.5
 - Reference Chord: 1.3
 - ☒ Calculate Reference Area
 - Reference Area (Full Vehicle):
 - Rigid Body Coord Frame: Coord 0
 - Densities: SL kg/m³
 - Reference Density: 1.226

Определение расчетных случаев

Subcase Create

Solution Sequence: 144 (Flexible Trim)

Action: **Create**

Available Subcases

Subcase Name
level 1

Subcase Description
straight and level 1g

Structural Load Cases
Default
LEVEL_FLIGHT_CASE_1.SC1
symm

Subcase Options
Trim Parameters...
FEM Rigid Body DOFs...
Output Requests...
Direct Text Input...

Apply Cancel

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

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 параметров балансировки

Use

☐ No (Fixed = 0.0)
☐ Fixed
☒ Free
☐ Linked

Input Data:

	Scale
Alpha	
Pitch Rate	
Longitudinal Acceleration	
Vertical Acceleration	
Pitch Acceleration	
ct_flap	
ct_ail	

OK Cancel

Trim Parameters

XZ Symmetry: Symmetric
XY Symmetry: Asymmetric
Mach: 0.5
Dynamic Pressure: 16335
Velocity:

Vehicle Rigid Body Motion

	Use?
Alpha	Free
Pitch Rate	No
Longitudinal Acceleration	No
Vertical Acceleration	1.000000
Pitch Acceleration	No

Control Devices for AeroSG2D

	Use?
ct_flap	No
ct_ail	No
ct_elev	Free

OK Defaults Cancel

Subcase Create

Solution Sequence: 144 (Flexible Trim)
Action: Create

Available Subcases

Subcase Name
level 1

Subcase Description
straight and level 1g

Structural Load Cases
Default
LEVEL_FLIGHT_CASE_1.SC1
symm

Subcase Options
Trim Parameters...
FEM Rigid Body DOFs...
Output Requests...
Direct Text Input...

Apply Cancel

Задание режимов для твердого тела

Output Requests

Subcase Name: level1
Solution Sequence: 144 (Flexible Trim)

Form Type: **Basic**

Select Result Type

- Constraint Forces
- Multi-Point Constraint Forces
- Element Forces
- Applied Loads**
- Element Strain Energies
- Element Strains
- Grid Point Stresses
- Velocities
- Accelerations

Output Requests

DISPLACEMENT(SORT1,REAL)=All FEM
STRESS(SORT1,REAL,VONMISES,BILIN)=All FEM
SPCFORCES(SORT1,REAL)=All FEM
AEROF=All FEM
APRES=All FEM
OLOAD(SORT1,REAL)=All FEM

Delete

OK Defaults Cancel

☐ Ux(1) ☐ Uy(2) ☒ Uz(3)
☐ Rx(4) ☒ Ry(5) ☐ Rz(6)

Structural Points
Input Node(s)

	Node	DOF
1	Node 56	35
2		
3		
4		
5		

Remove Row Clear All

Insert Row

OK Cancel

Subcase Create

Solution Sequence: 144 (Flexible Trim)

Action: **Create**

Available Subcases

Subcase Name
level 1

Subcase Description
straight and level 1g

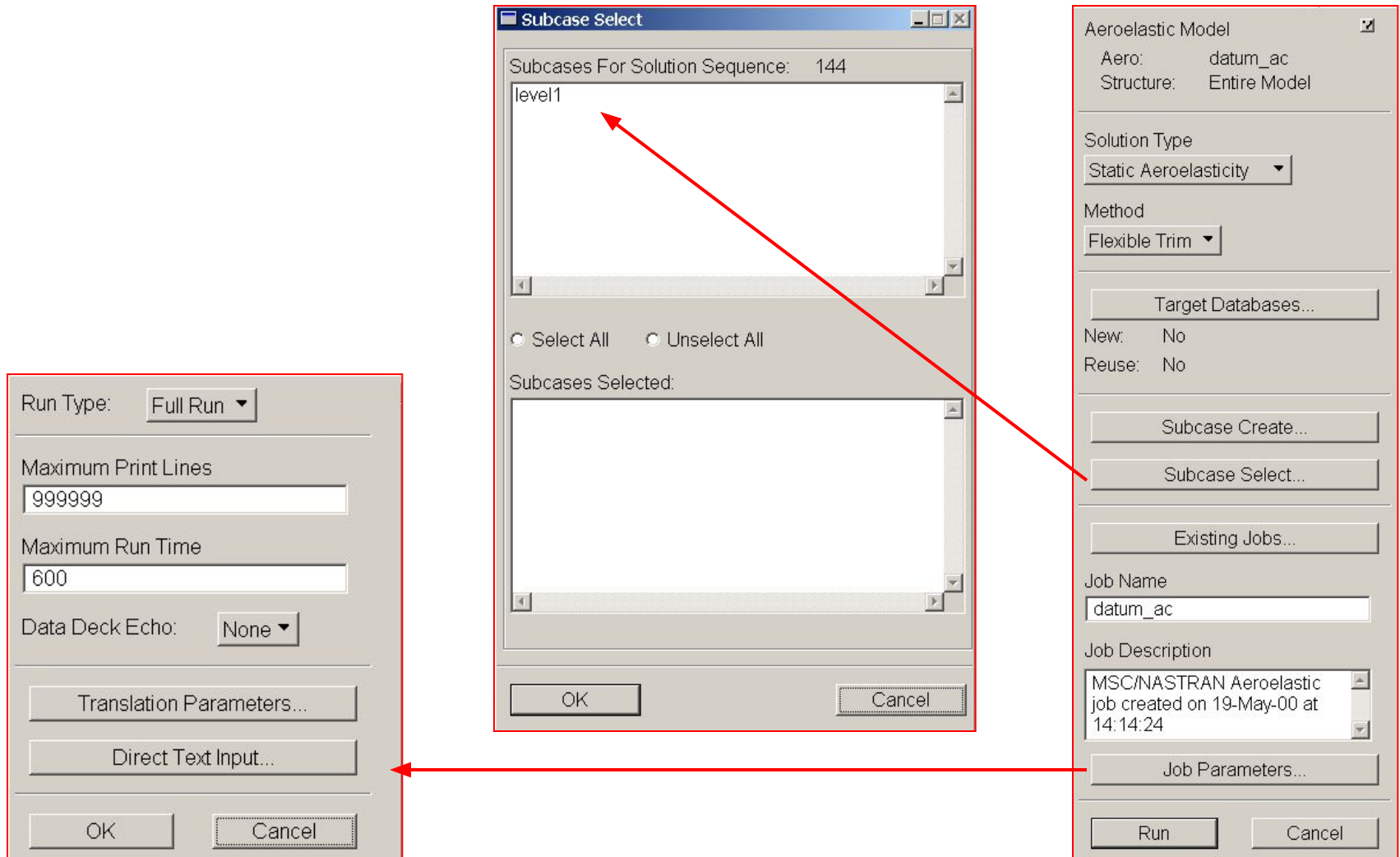
Structural Load Cases
Default
LEVEL_FLIGHT_CASE_1.SC1
symm

Subcase Options

Trim Parameters...
FEM Rigid Body DOFs...
Output Requests...
Direct Text Input...

Apply Cancel

Выбор расчетного случая и запуск расчета



Упражнение 2е: задание

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

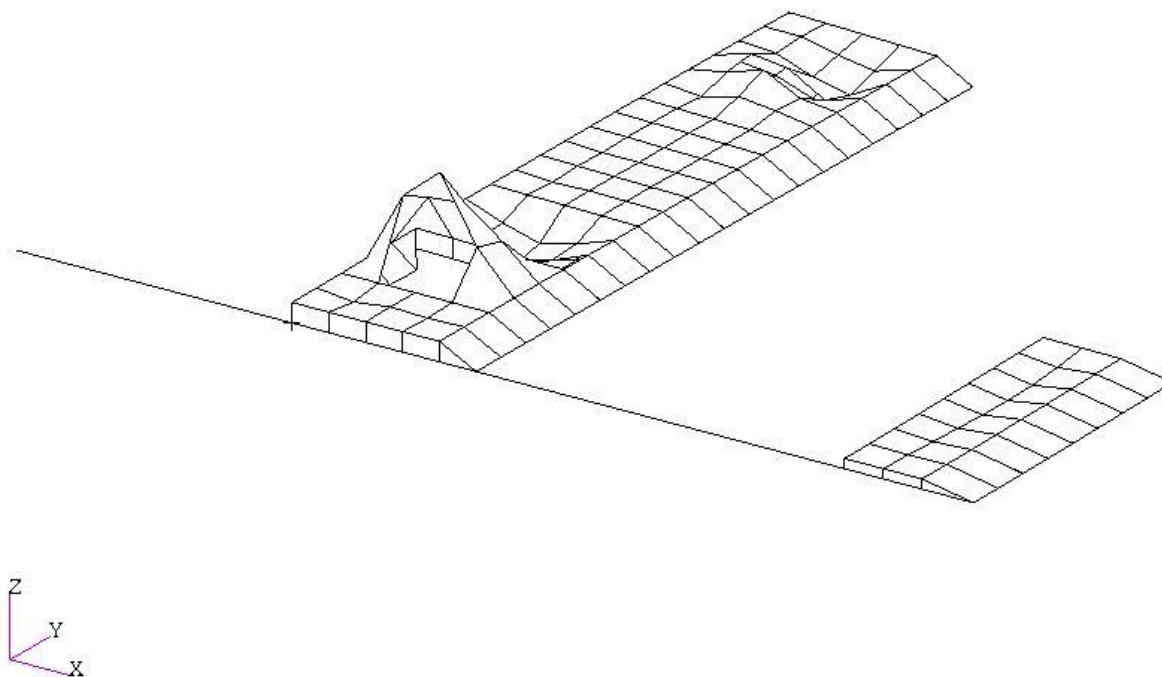
Упражнение 2е: результаты

- 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)

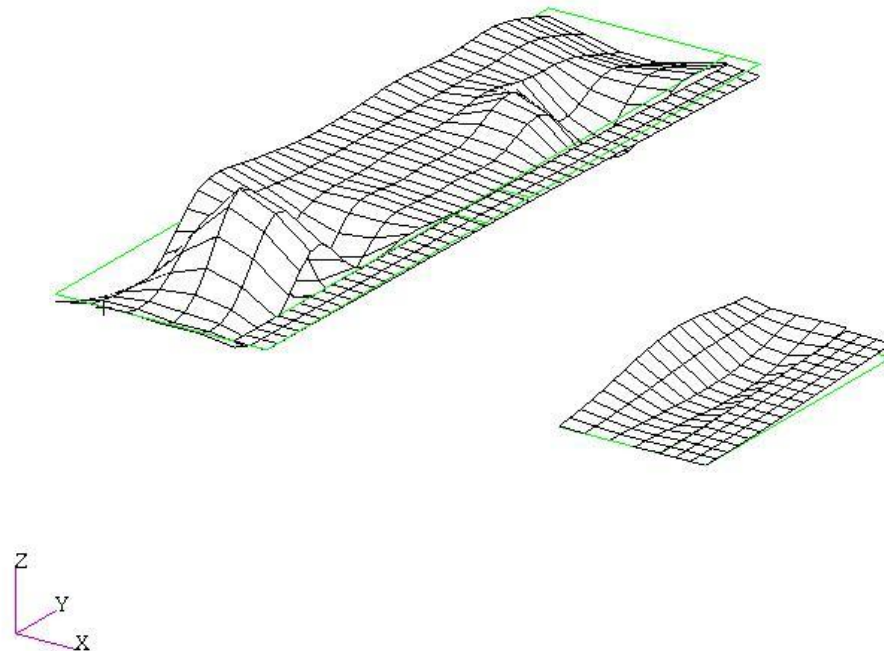


default_Deformation :
Max 2.28-02 @Nd 259

Деформации аэродинамической сетки

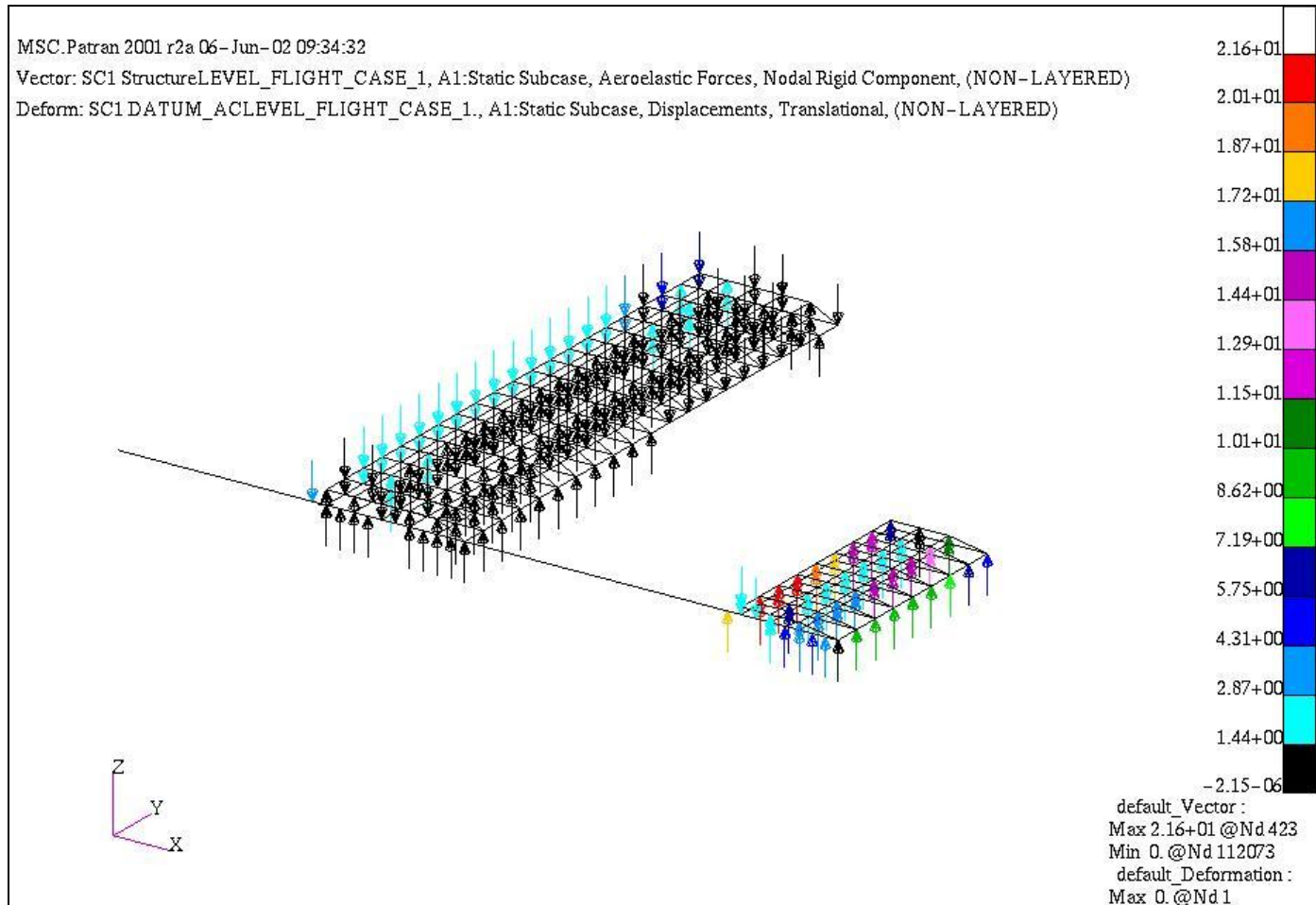
MSC.Patran 2001 r2a 06-Jun-02 09:32:47

Deform: SC1 DATUM_ACLEVEL_FLIGHT_CASE_1., A1:Static Subcase, Displacements, Translational, (NON-LAYERED)

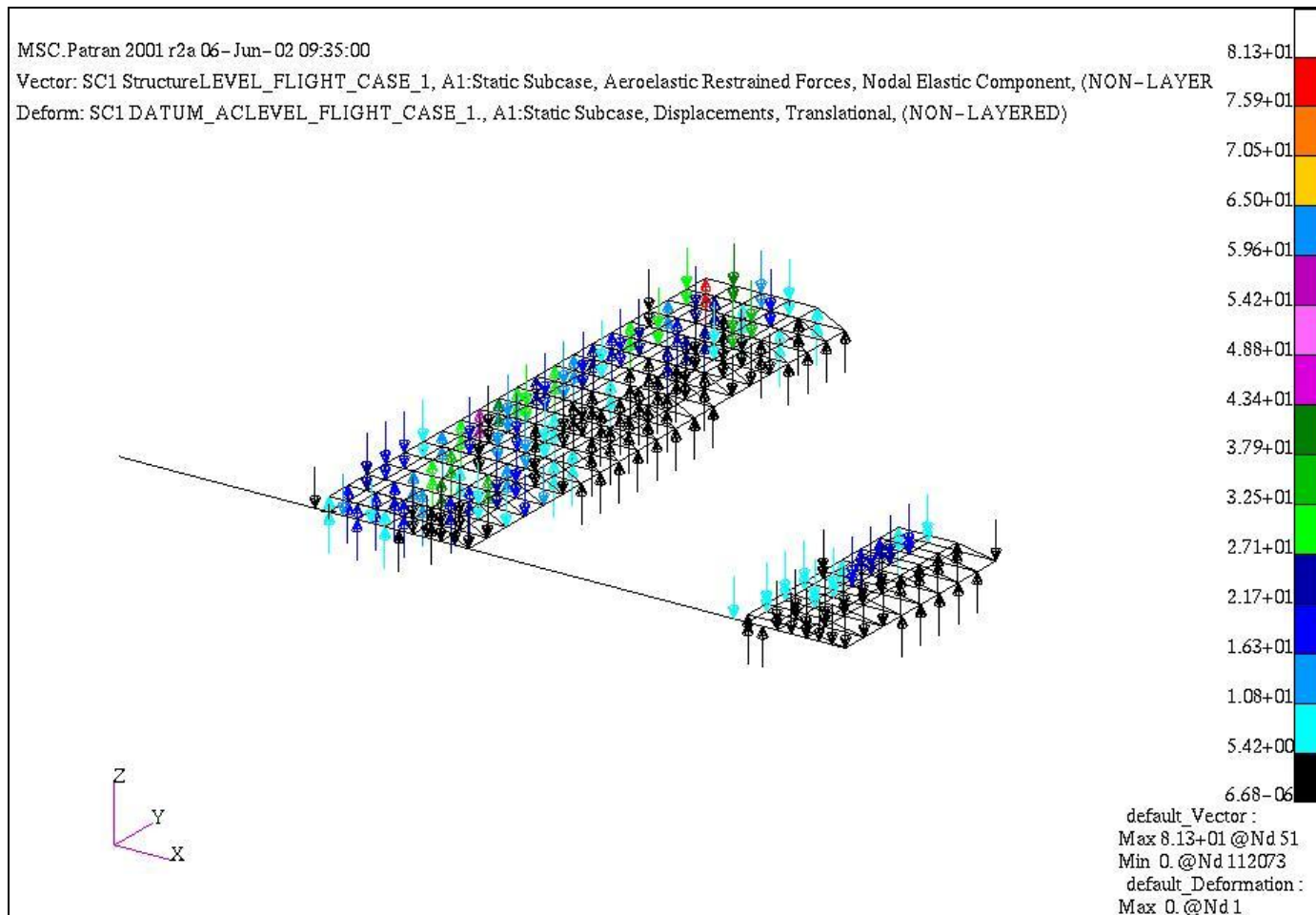


default_Deformation :
Max 7.28-03 @Nd 100046

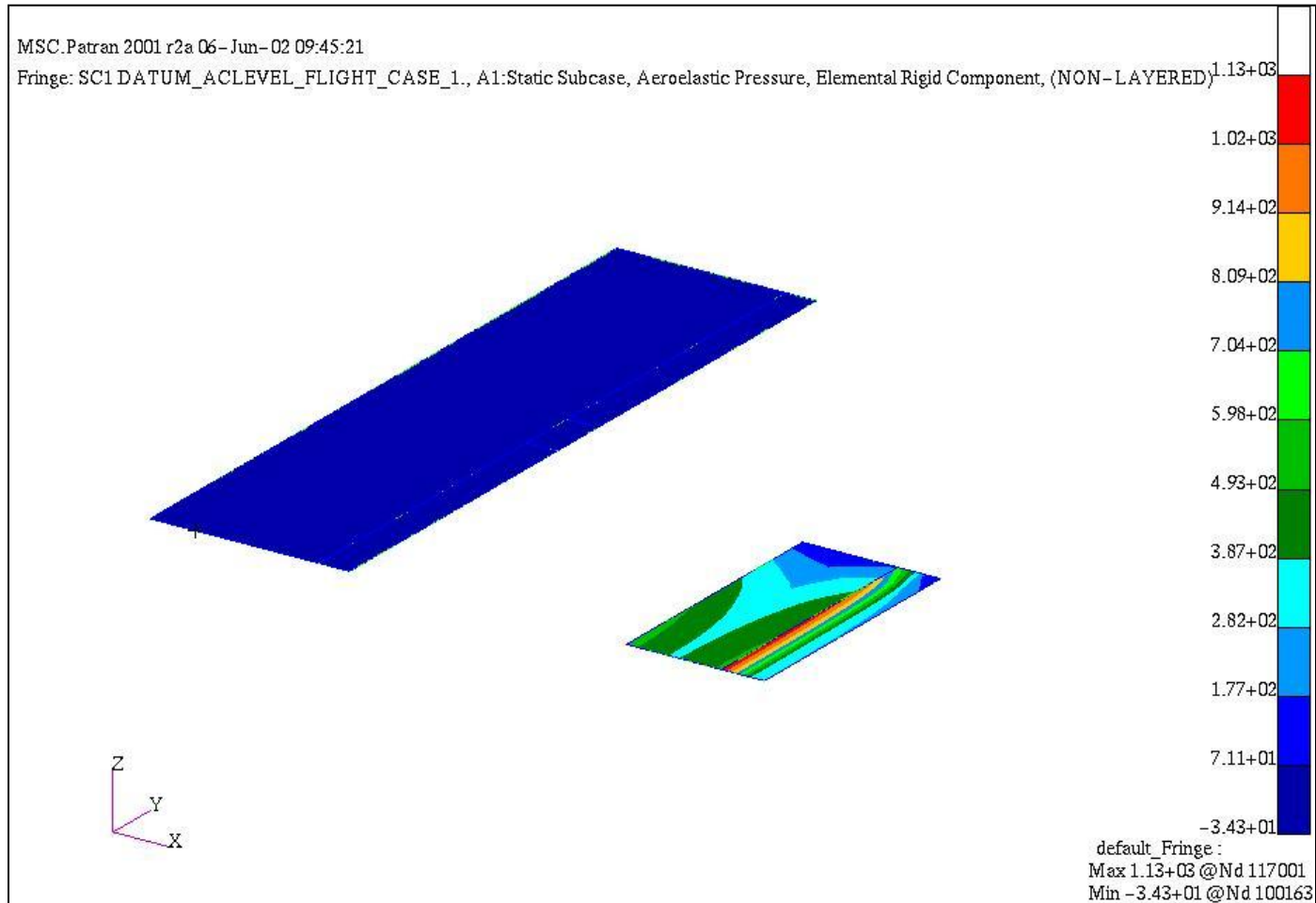
Распределение аэродинамической нагрузки «жесткую» конструкцию



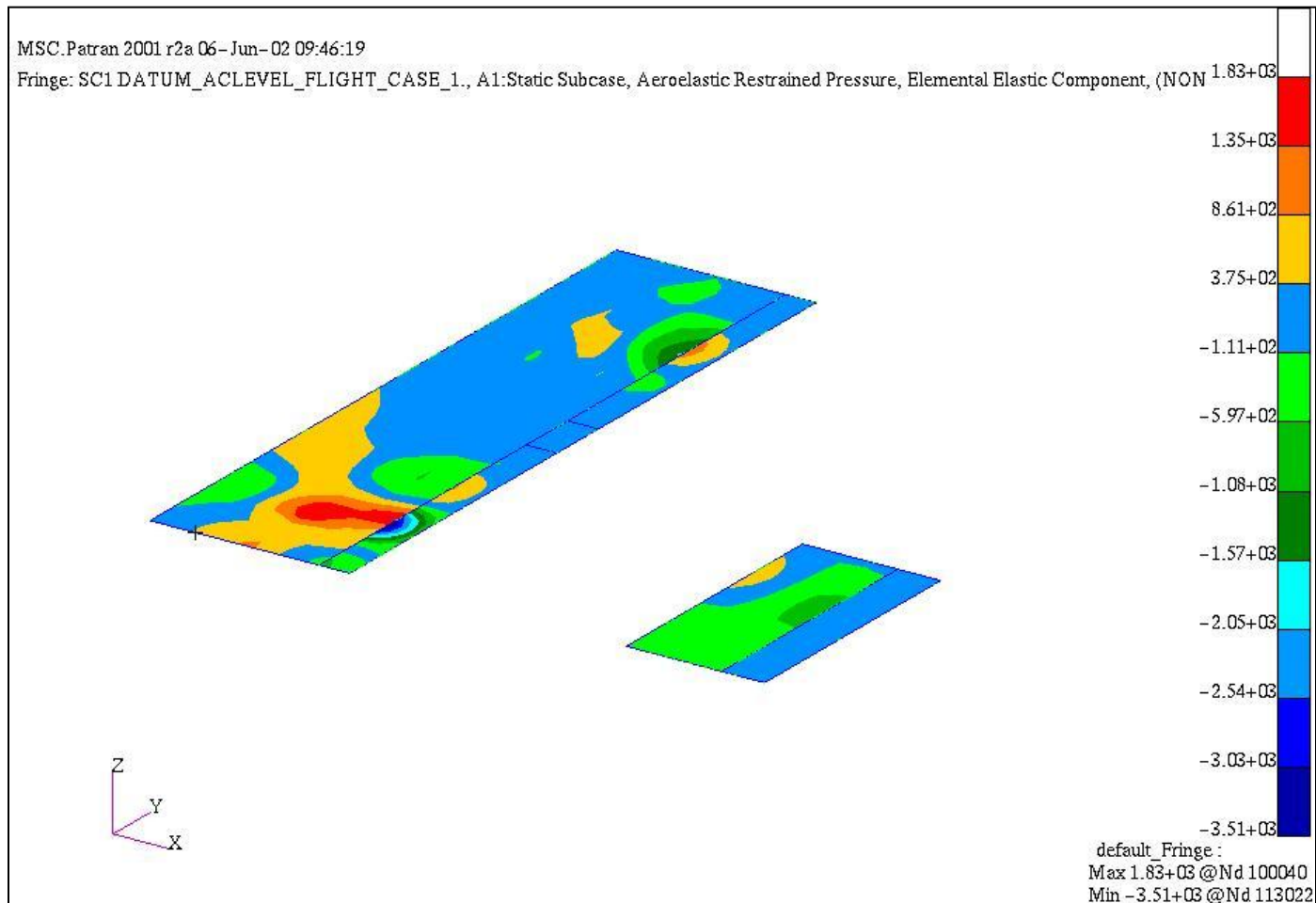
Приращение аэродинамических сил, действующих на конструкцию



Распределение аэродинамического давления на «жесткую» конструкцию



Приращение аэродинамического давления

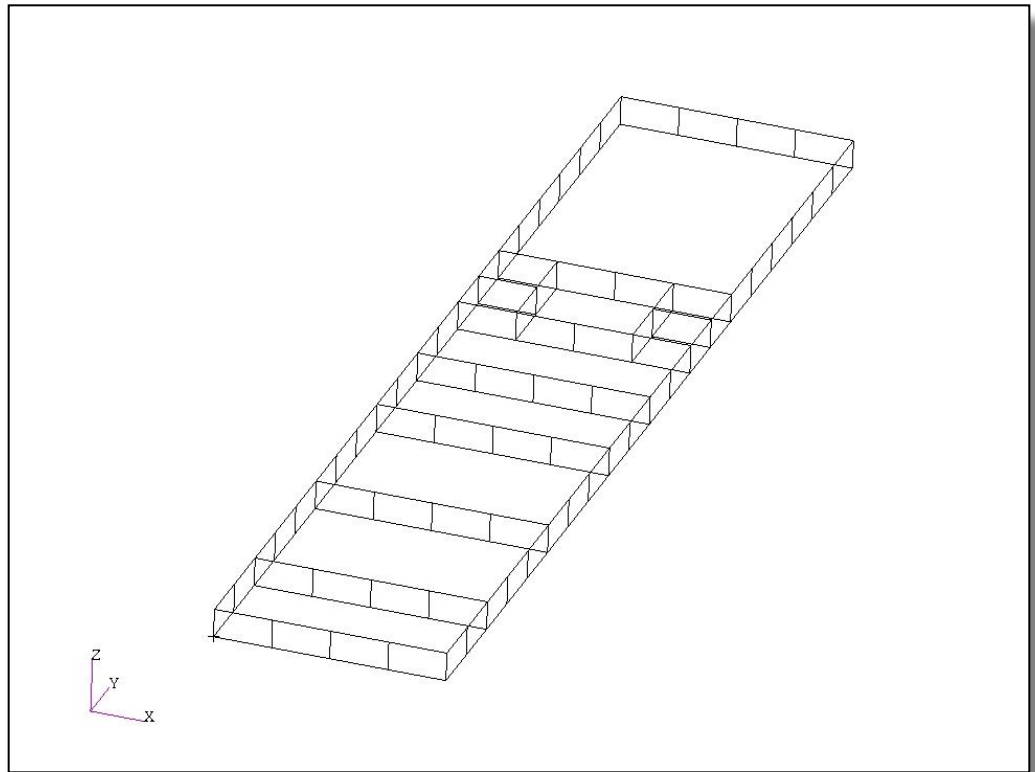


Упражнение 2е: выводы

- 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	$1820N/m^2$	$150N/m^2$	$150N/m^2$

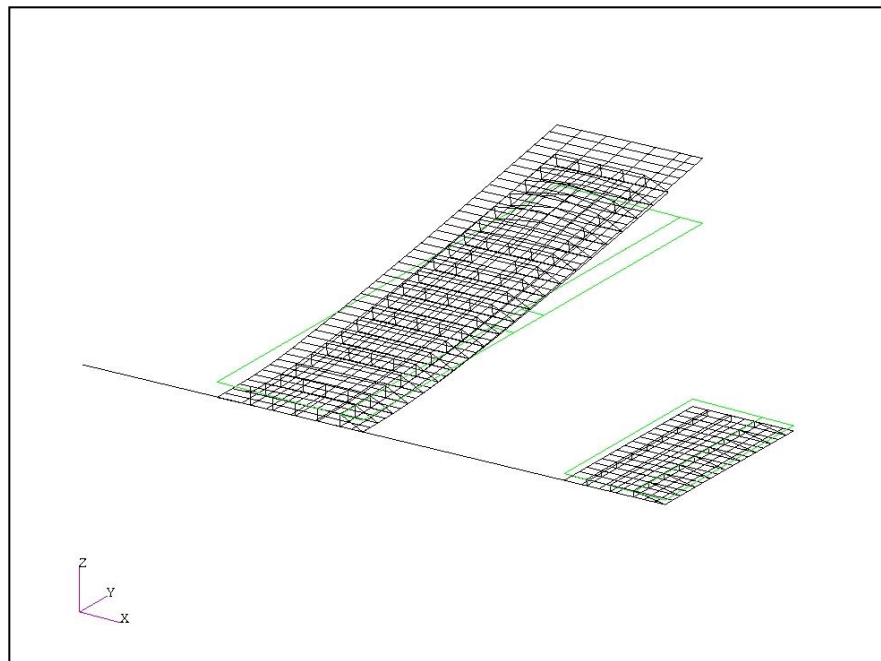
- Определить угол отклонения элевона и угол атаки.

Упражнение 2f: задания

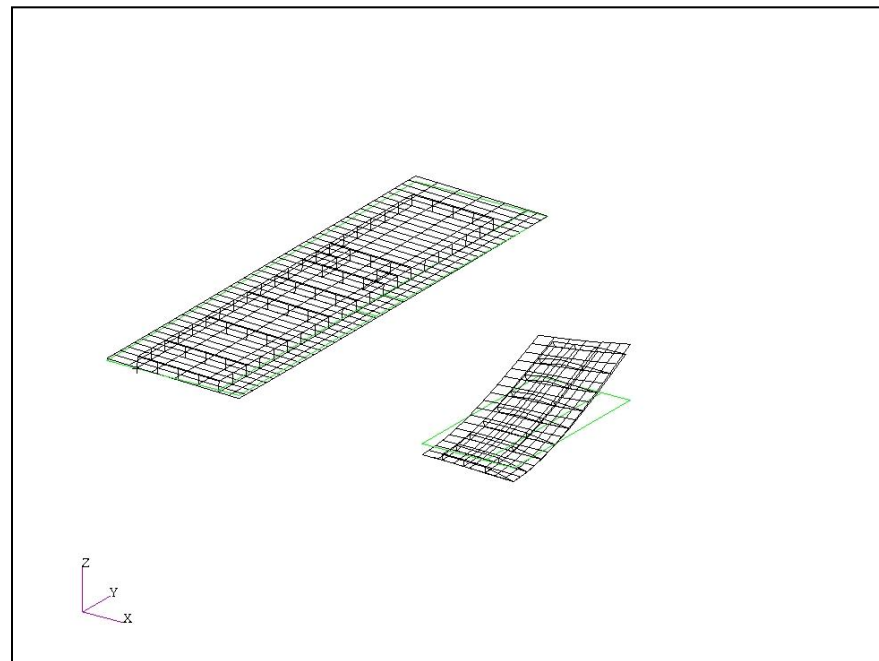
- Создайте улучшенные сплайны.
- Проверьте созданные сплайны.
- Настройте и запустите расчет балансировки № 2.
- Получите следующие графики:
 - ◆ Распределение аэродинамического давления на деформированную аэродинамическую сетку.
 - ◆ Распределение давления вдоль хорды в координатах x у
 - ◆ Вектора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

Упражнение 2f: Проверка сплайнов

Mode 3:



Mode 6:



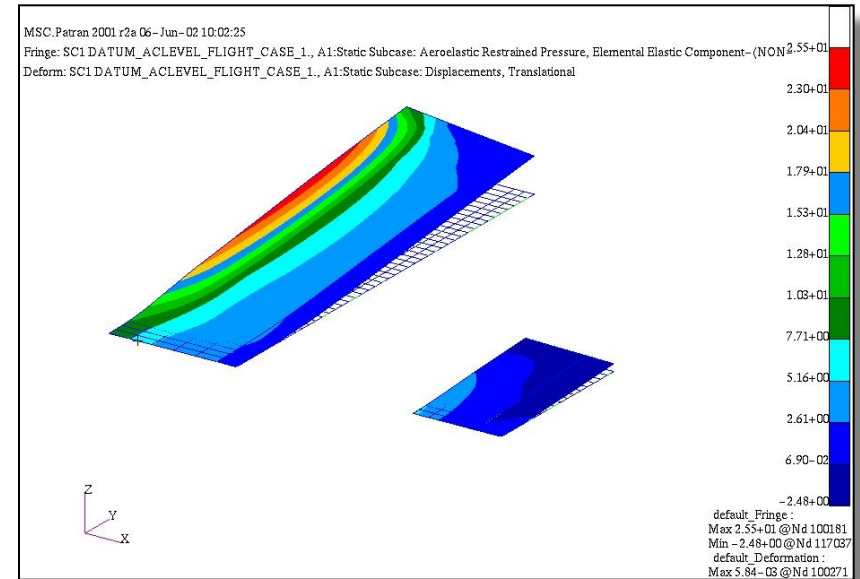
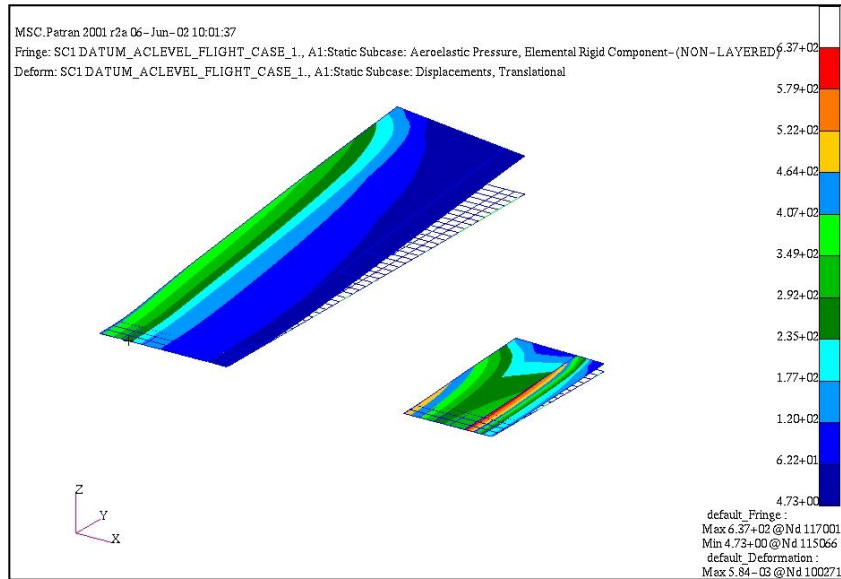
Упражнение 2f: результаты расчета балансировки

Нагрузка	1g	1g	1g
Отклонение флаперона	0°	0°	10°
Число Маха	0.3	0.1	0.1
Скоростной напор	1820N/m ²	150N/m ²	150N/m ²
Отклонение элефона	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

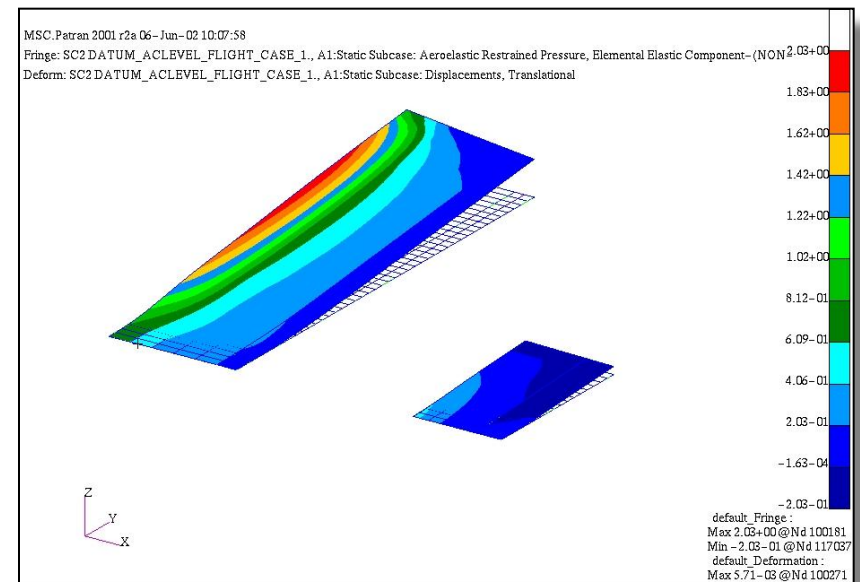
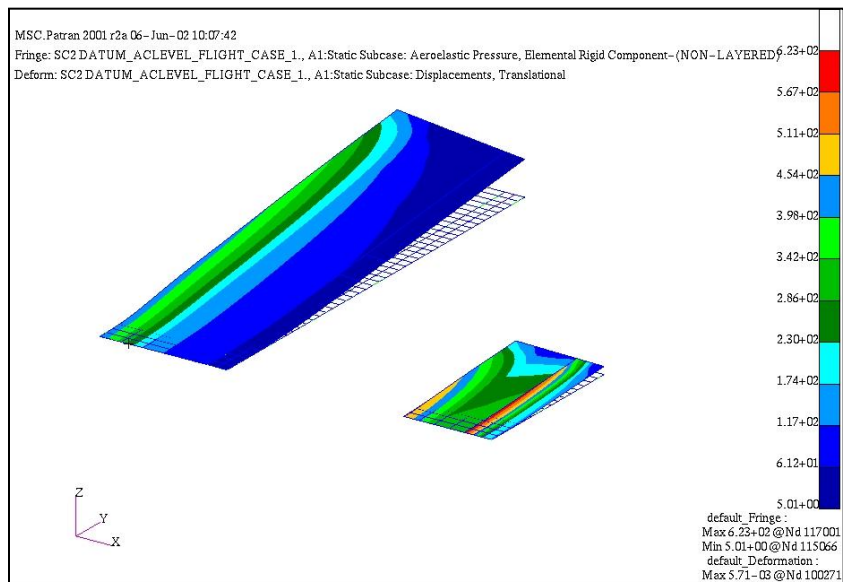
Упругий ЛА



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

«Жесткий» ЛА

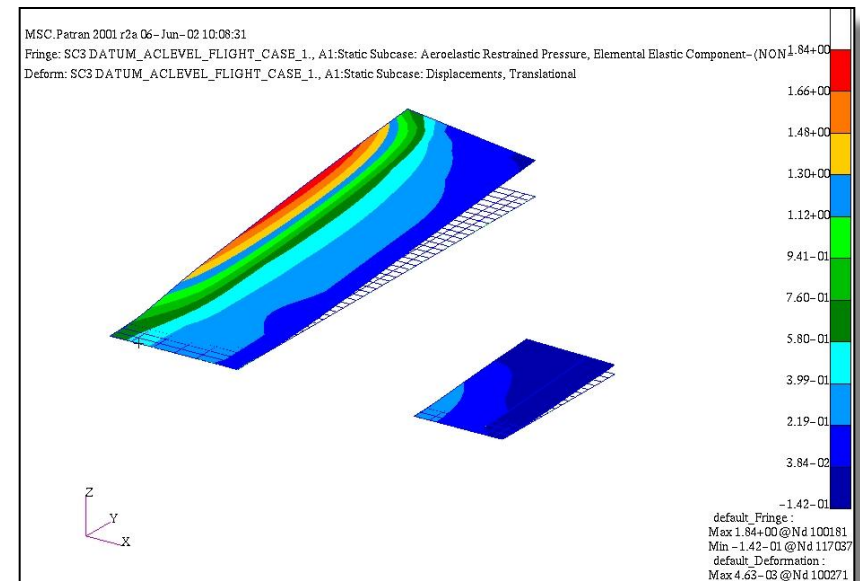
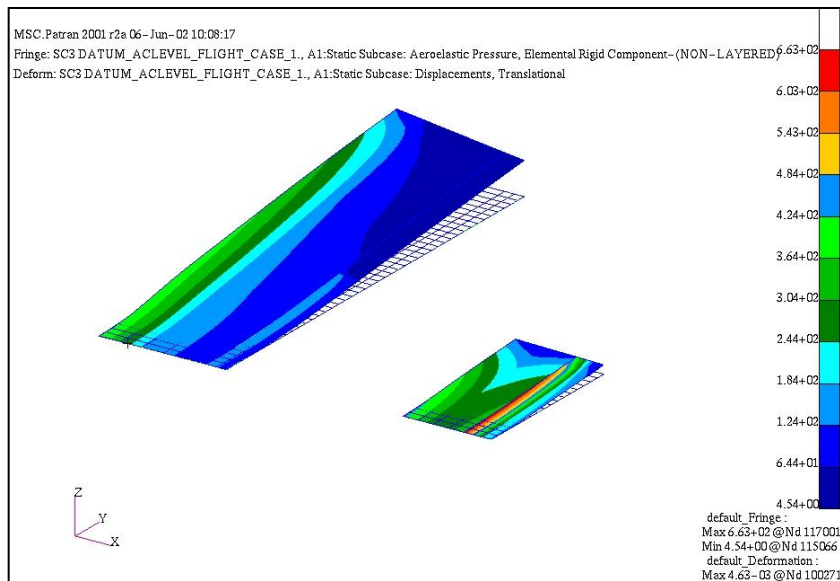
Упругий ЛА



Упражнение 2f: Распределение аэродинамического давления Case 3: $M = 0.1$, flaps

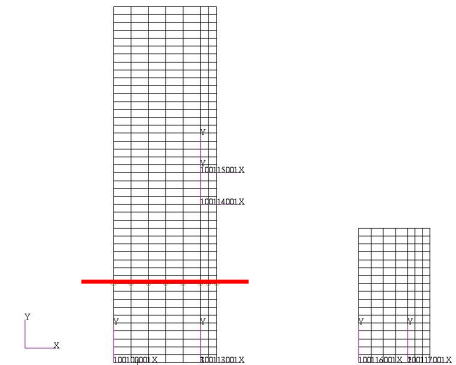
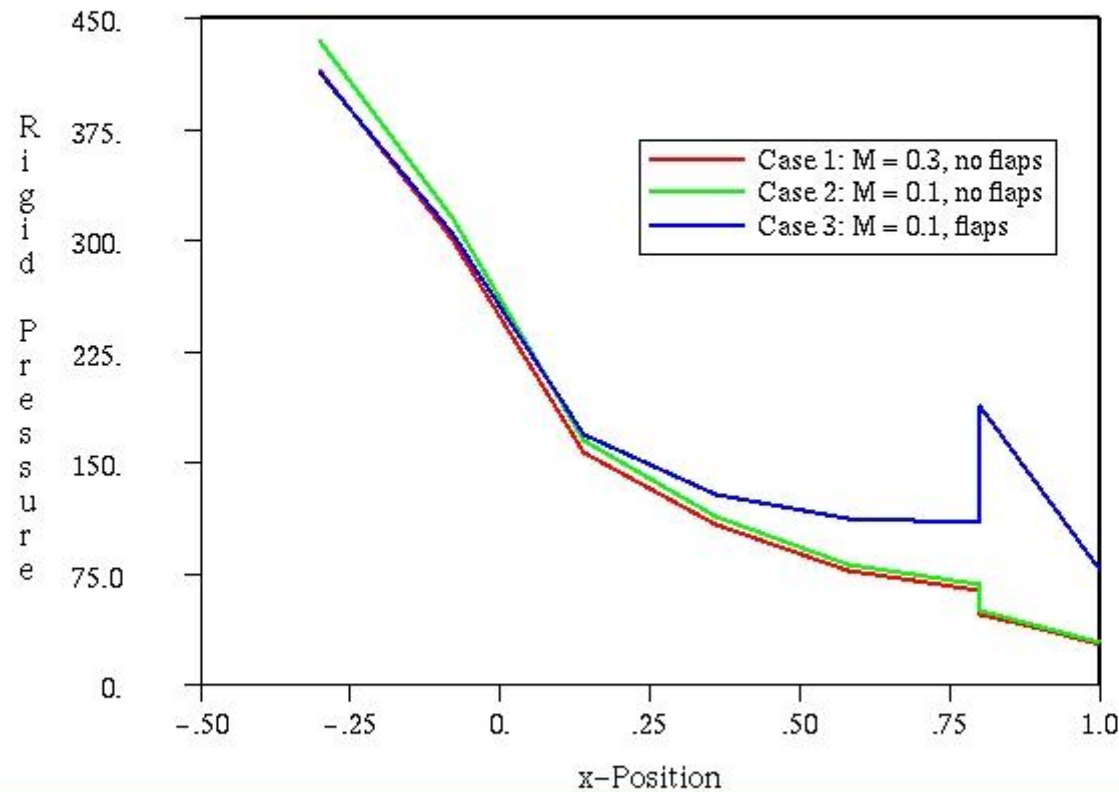
«Жесткий» ЛА

Упругий ЛА



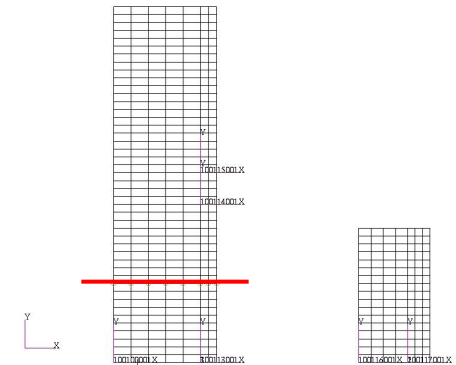
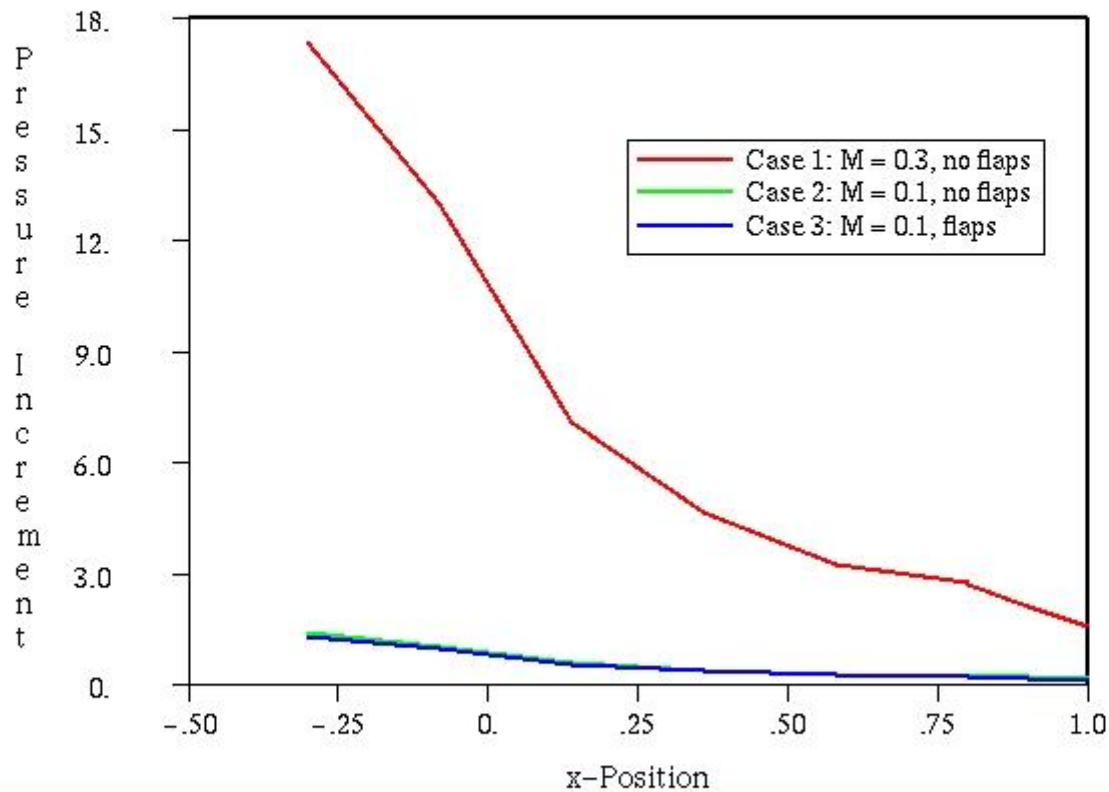
Упражнение 2f: Распределение аэродинамического давления на «жестком» ЛА

WS: 1m



Упражнение 2f: Распределение аэродинамического давления на упругом ЛА

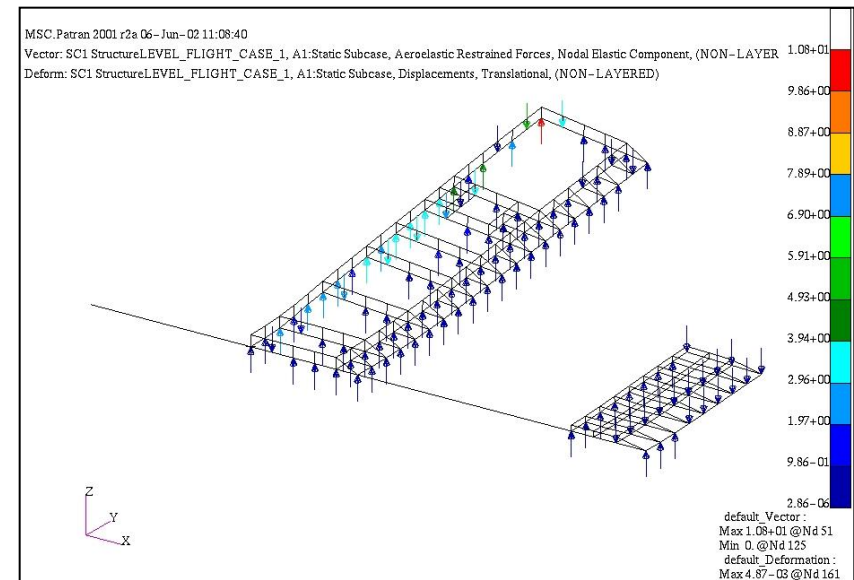
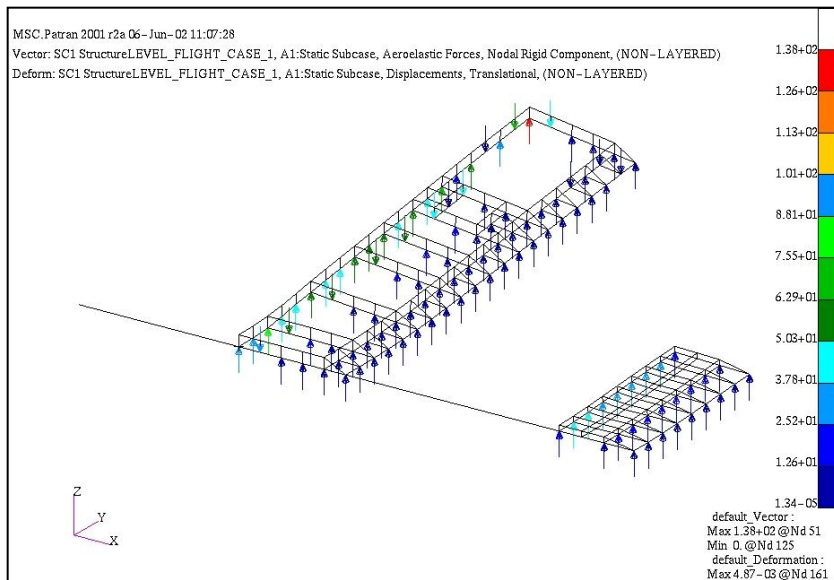
WS: 1m



Упражнение 2f: Распределение аэродинамических сил Case 1: $M = 0.3$, no flaps

«Жесткий» ЛА

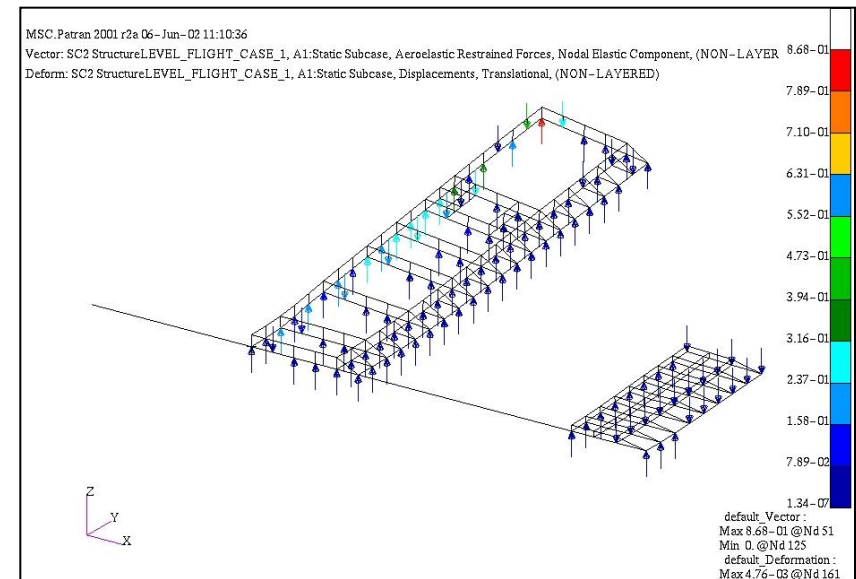
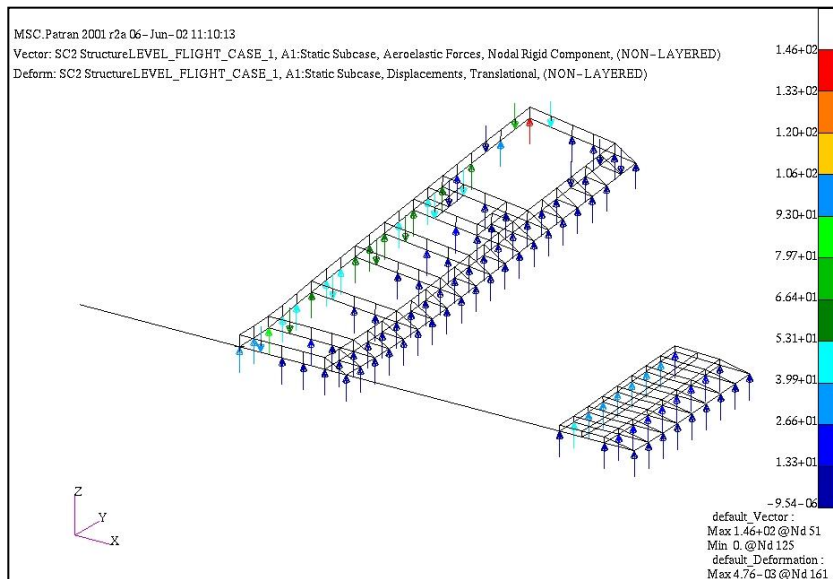
Упругий ЛА



Упражнение 2f: Распределение аэродинамических сил Case 2: $M = 0.1$, no flaps

«Жесткий» ЛА

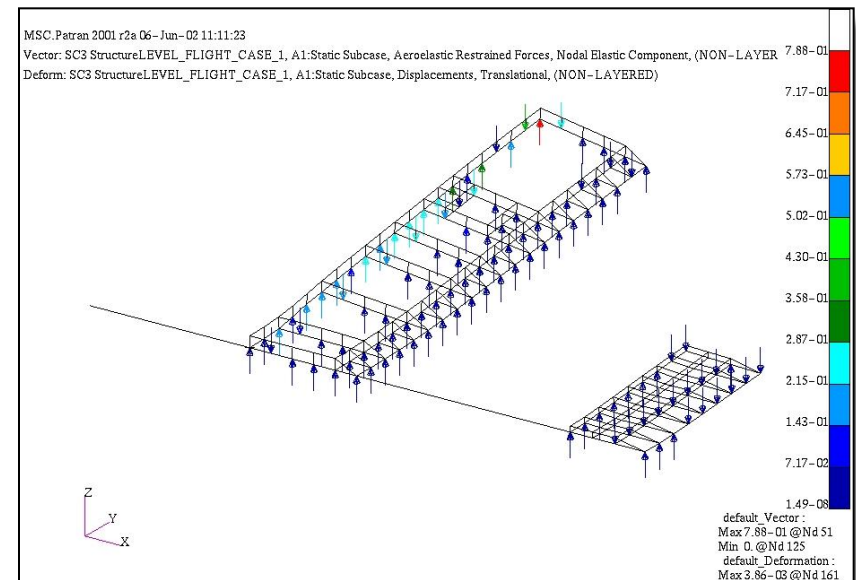
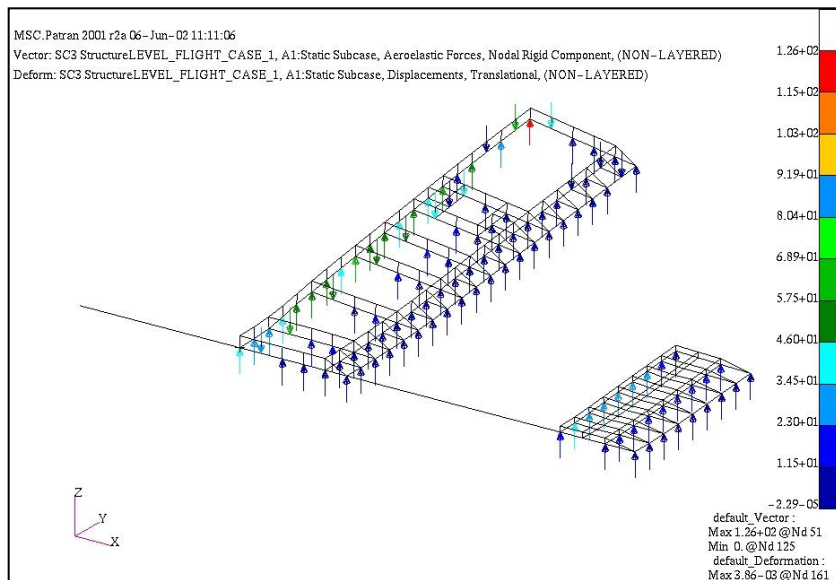
Упругий ЛА



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

«Жесткий» ЛА

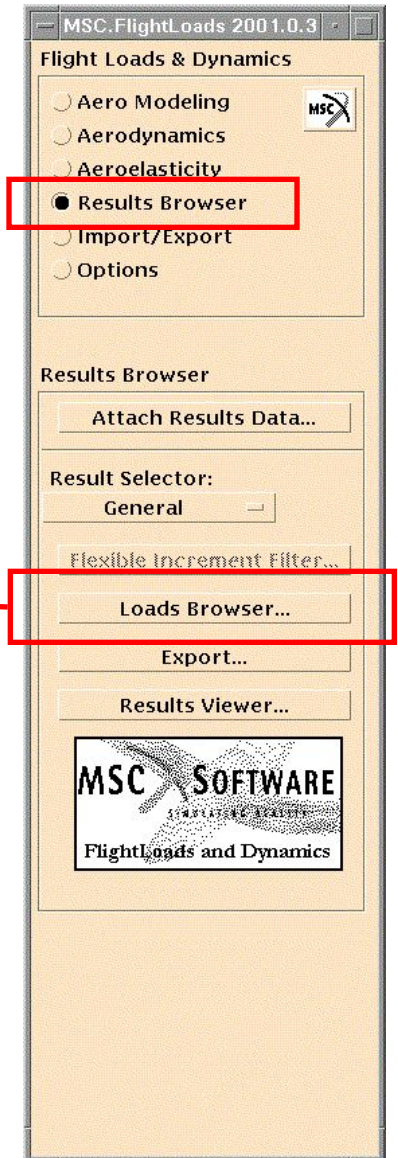
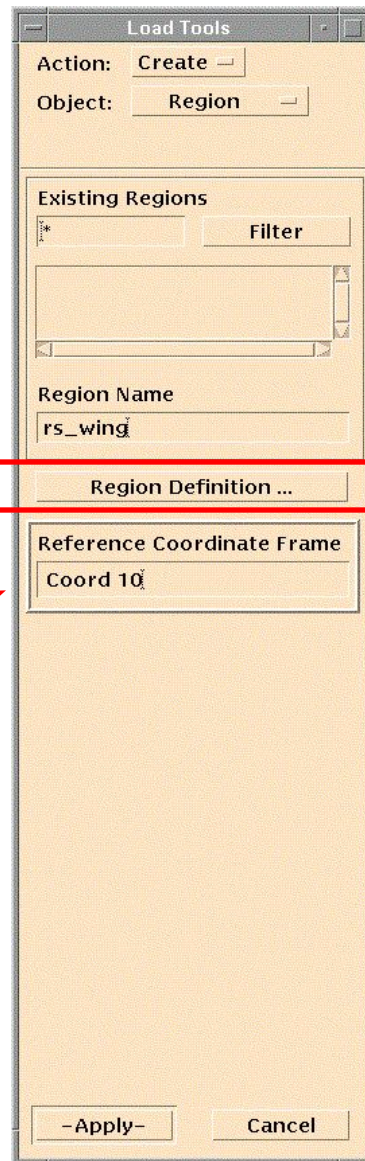
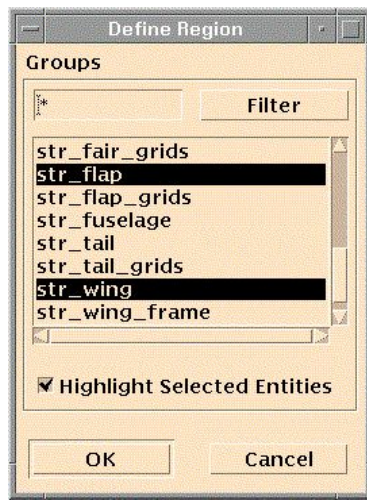
Упругий ЛА



Loads Browser: обзор

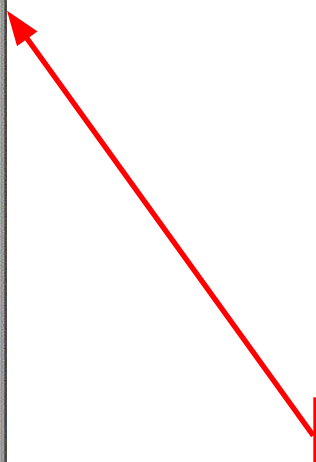
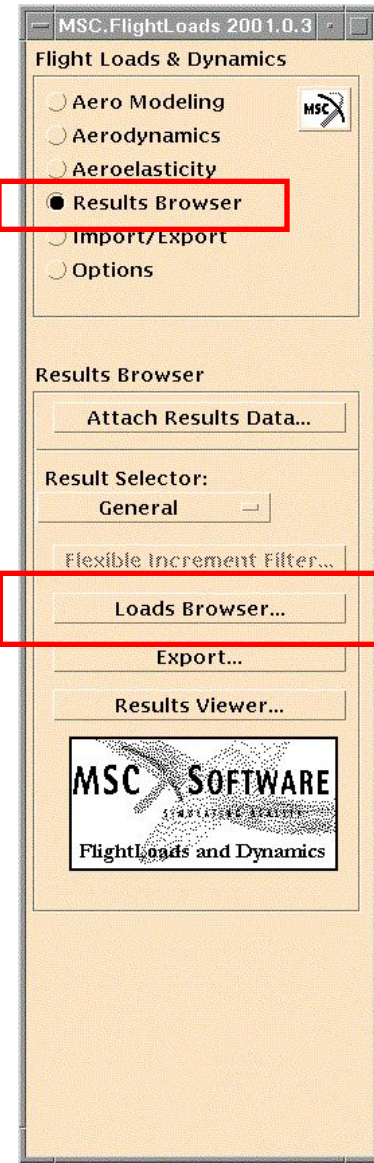
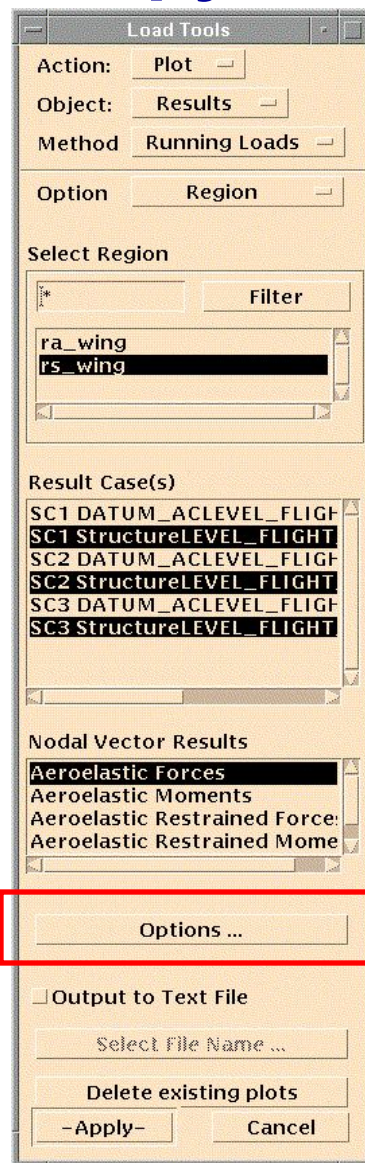
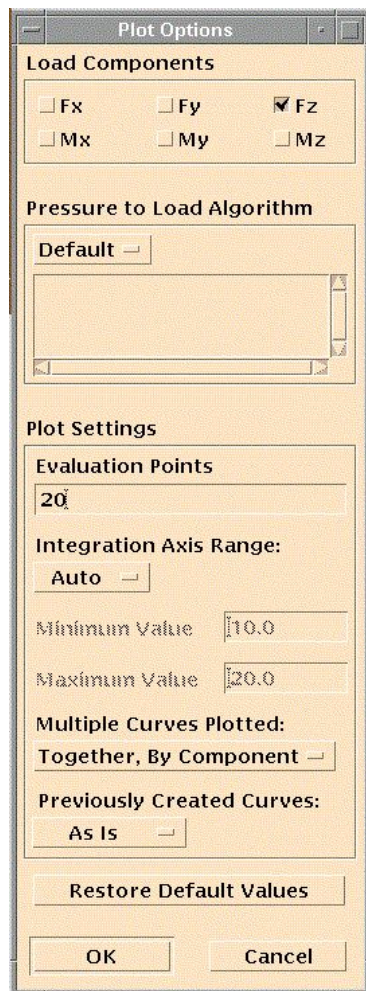
- loads browser позволяет получить графики интегральных нагрузок в осях ху :
 - ◆ Поперечных сил
 - ◆ Изгибающих моментов
 - ◆ Крутящих моментов
- Нагрузки разделены по двум областям аэродинамической и структурной:
 - ◆ Аэродинамические нагрузки на «жесткий» и упругий ЛА.
 - ◆ Инерциальные нагрузки (только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

Loads Browser: задание области



Нагрузки суммируются вдоль
оси X, данной координатной
системы

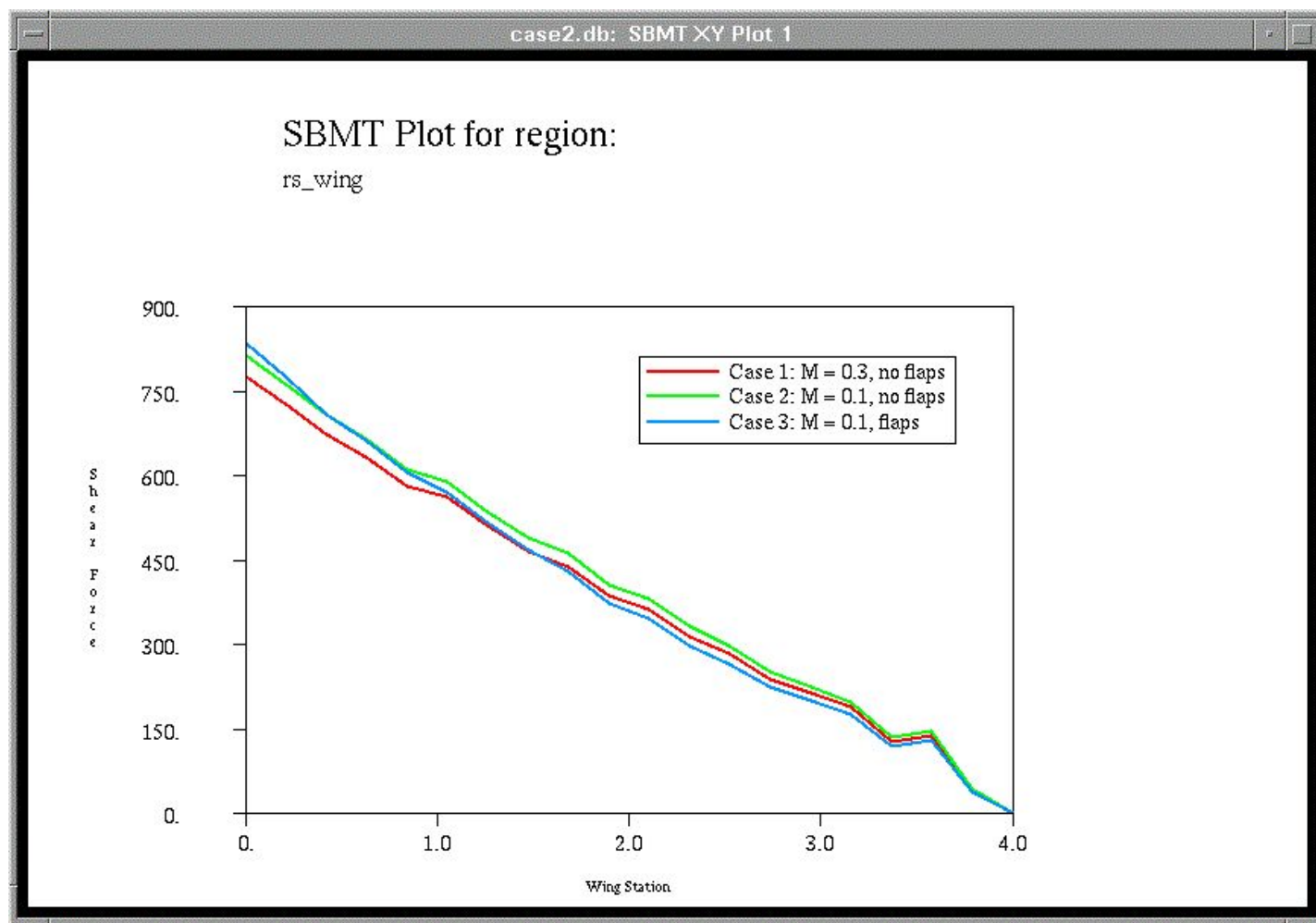
Loads Browser: графики интересующих нагрузок



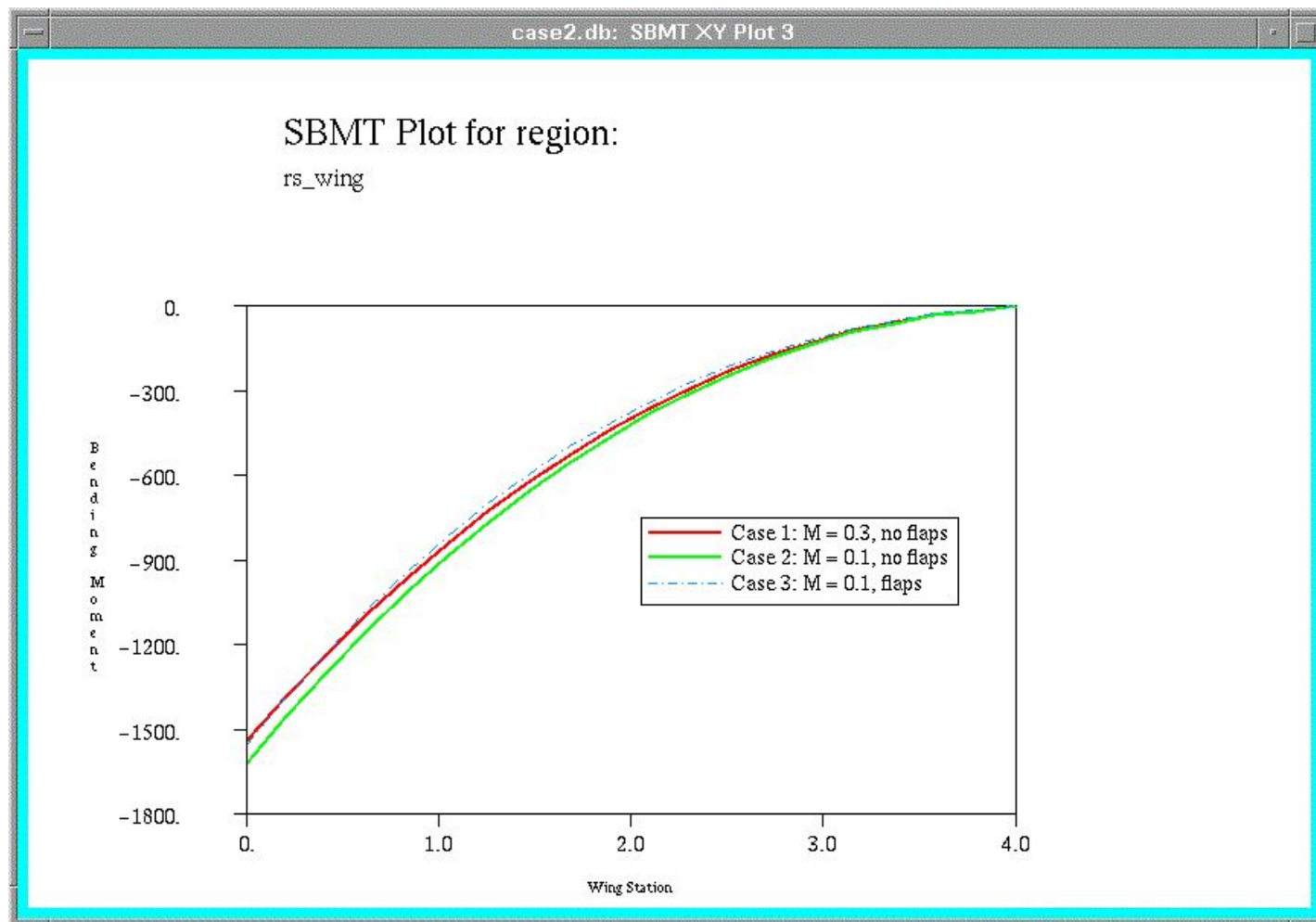
Упражнение 2g: задание

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

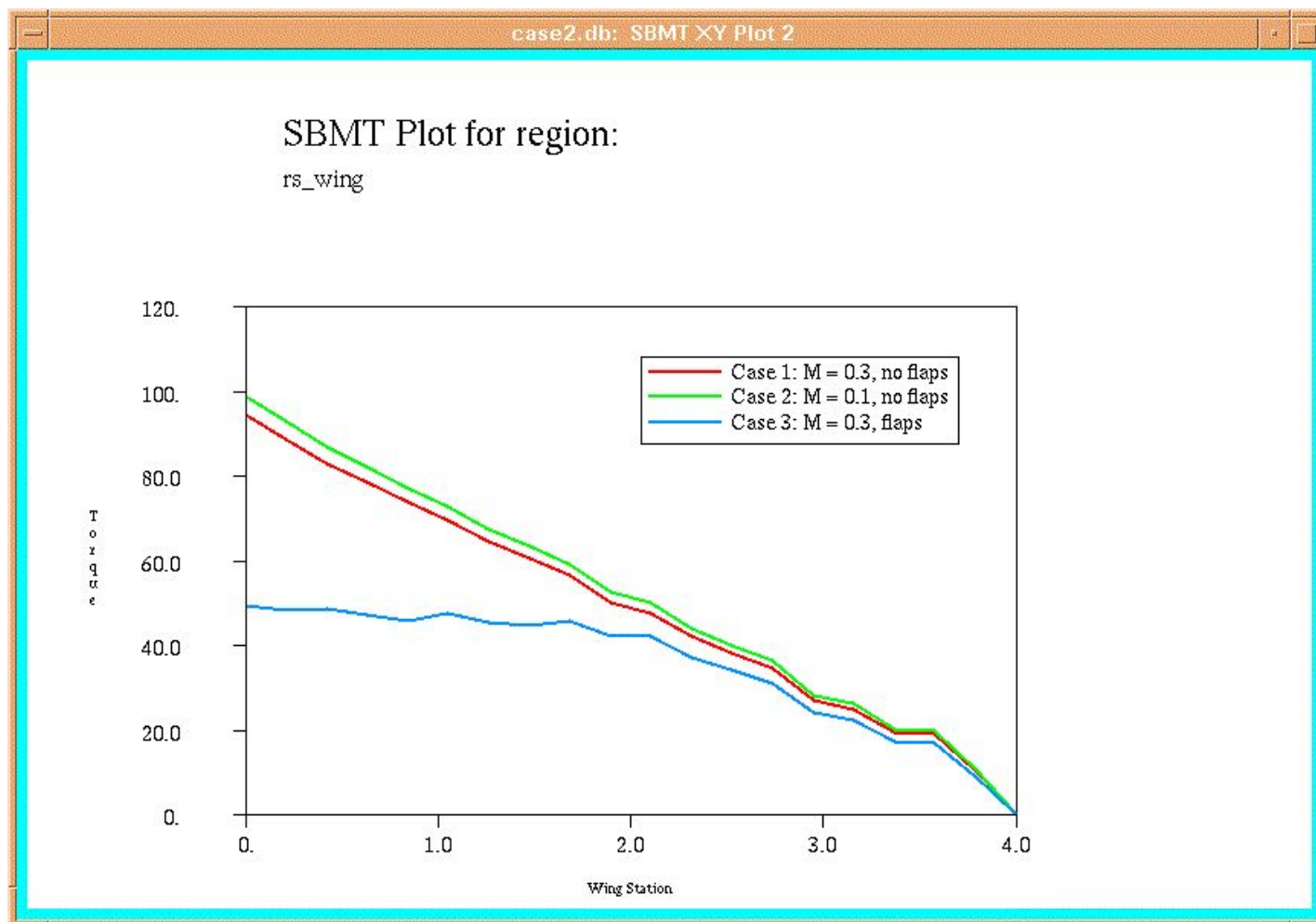
Упражнение 2g: распределение аэродинамических нагрузок на «жесткий» ЛА поперечная сила вдоль размаха крыла



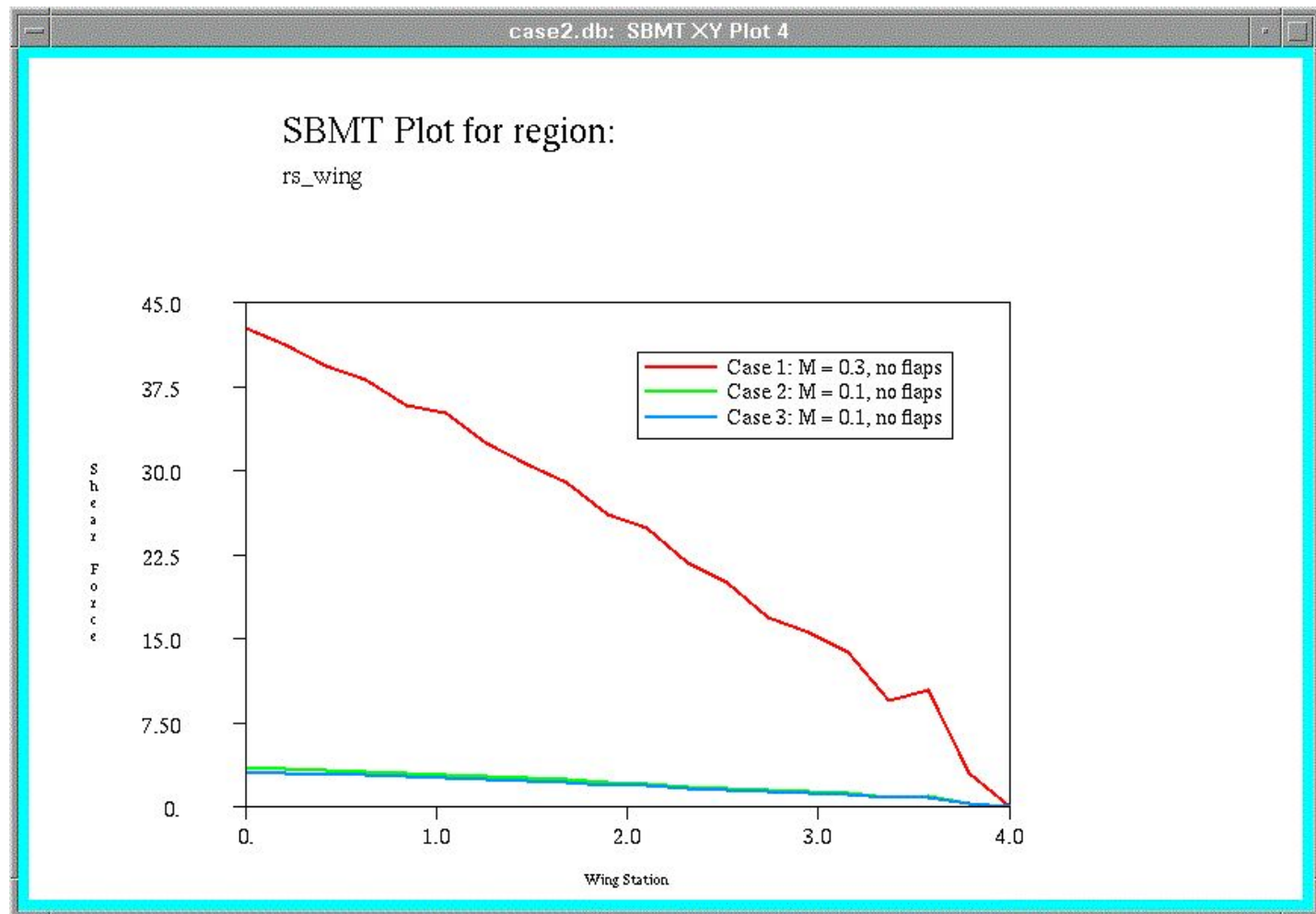
Упражнение 2g: распределение аэродинамических нагрузок на «жесткий» ЛА изгибающий момент вдоль размаха крыла



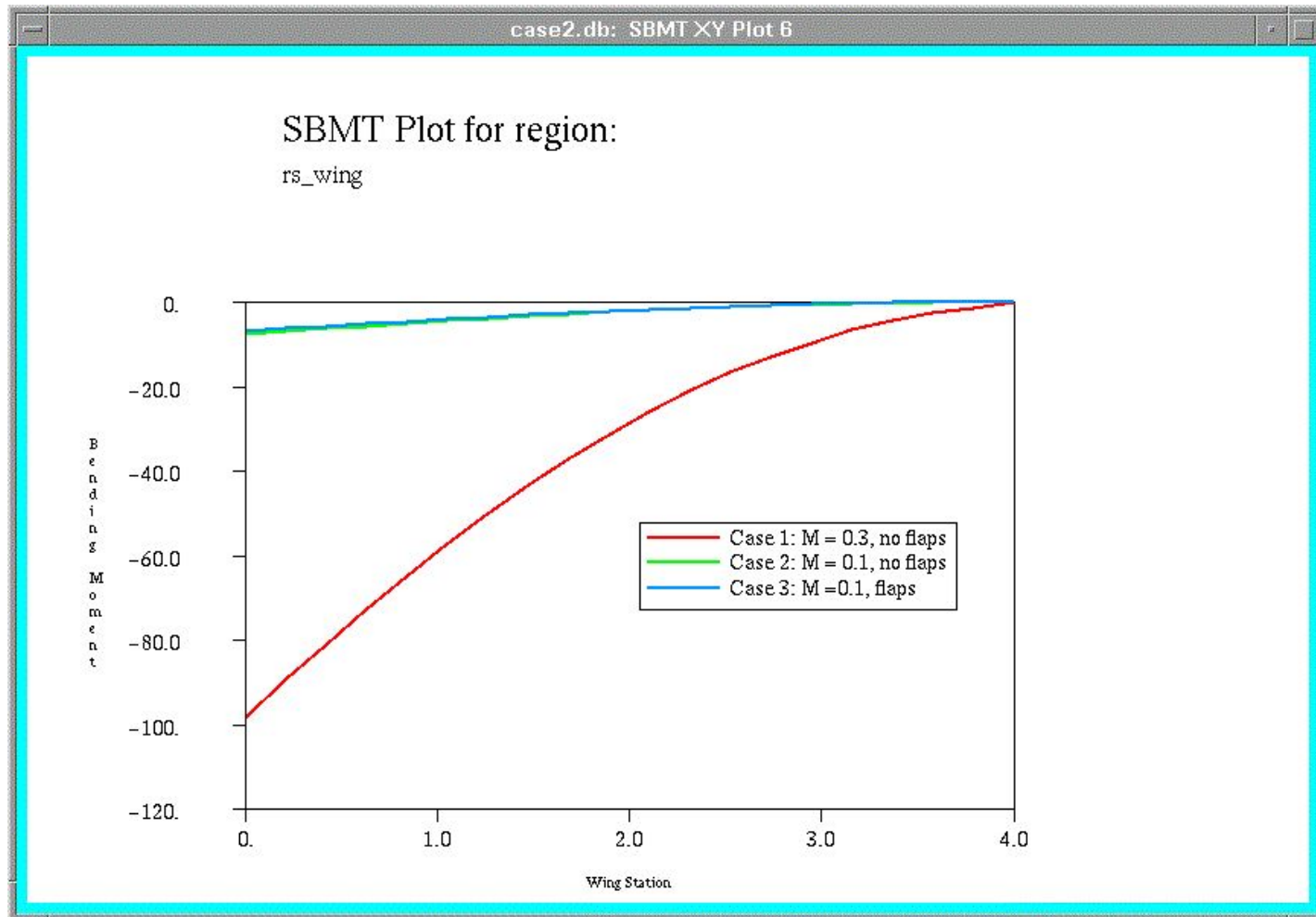
Упражнение 2g: распределение аэродинамических нагрузок на «жесткий» ЛА крутящий момент вдоль размаха крыла



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

