Раздел 5.3

Статическая аэроупругость Пример 2 – Продольная балансировка ЛА с прямым крылом

Цели

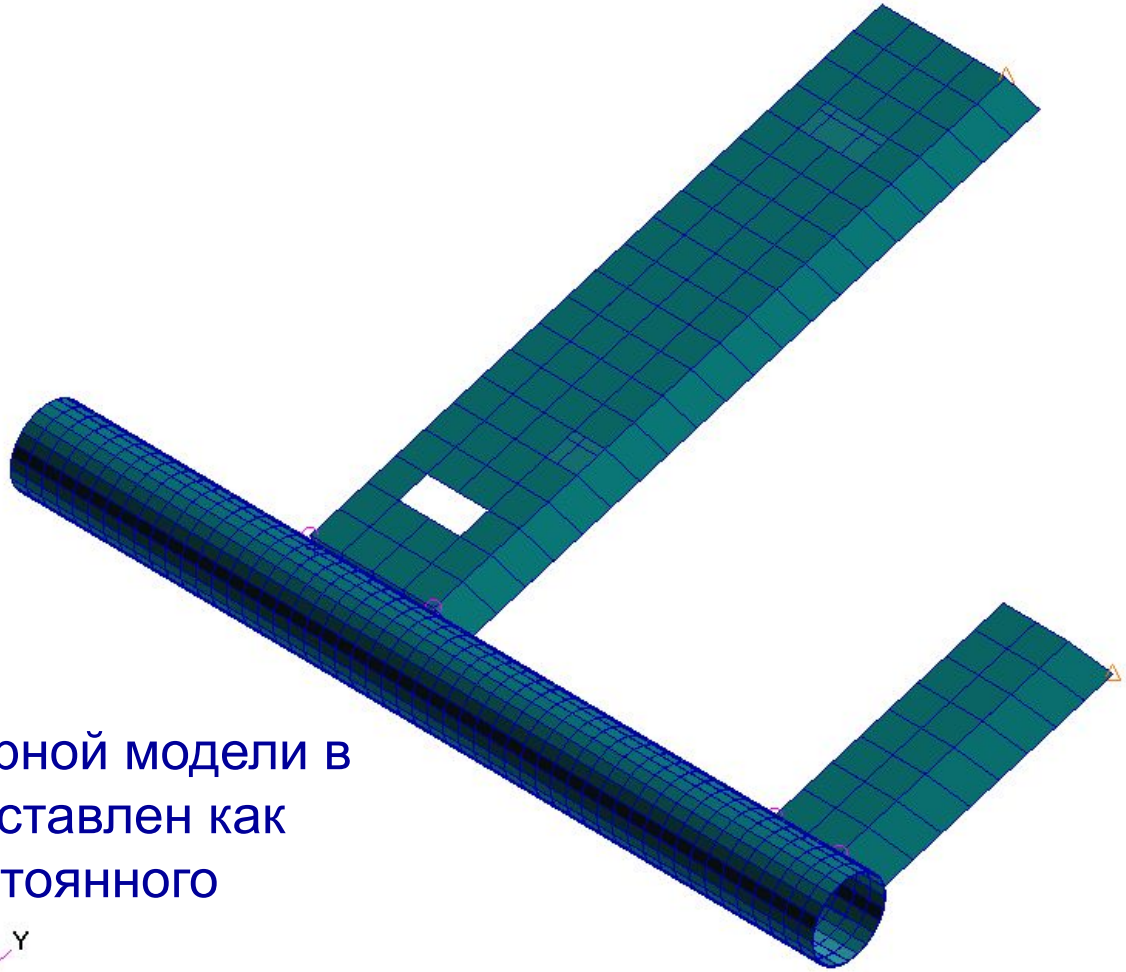
- Это упражнение демонстрирует расчет продольной балансировки ЛА с прямым крылом.
- Основная цель – описать создание сплайнов для очень сложных конструкций.
- Показать дополнительную схему успешного создания сплайнов.
- Продемонстрировать эффект «бедных» сплайнов.
- Объяснить некоторые передовые функции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

Конструкция ЛА: основные данные

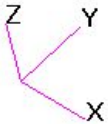
- Единицы измерения: СИ: Н, *м, с*
- Размах консоли крыла: 9м
- Длина хорды: 1.3м
- Передняя кромка крыла: 0.3м от точки отсчета
- Носок: 1.5м от точки отсчета
- Длина фюзеляжа: 5.2м

Конструкция ЛА: обзор

- Имеется сим
относительнс
- Нет вертикал
аэродинамич
- Управляющи
“приварены”



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

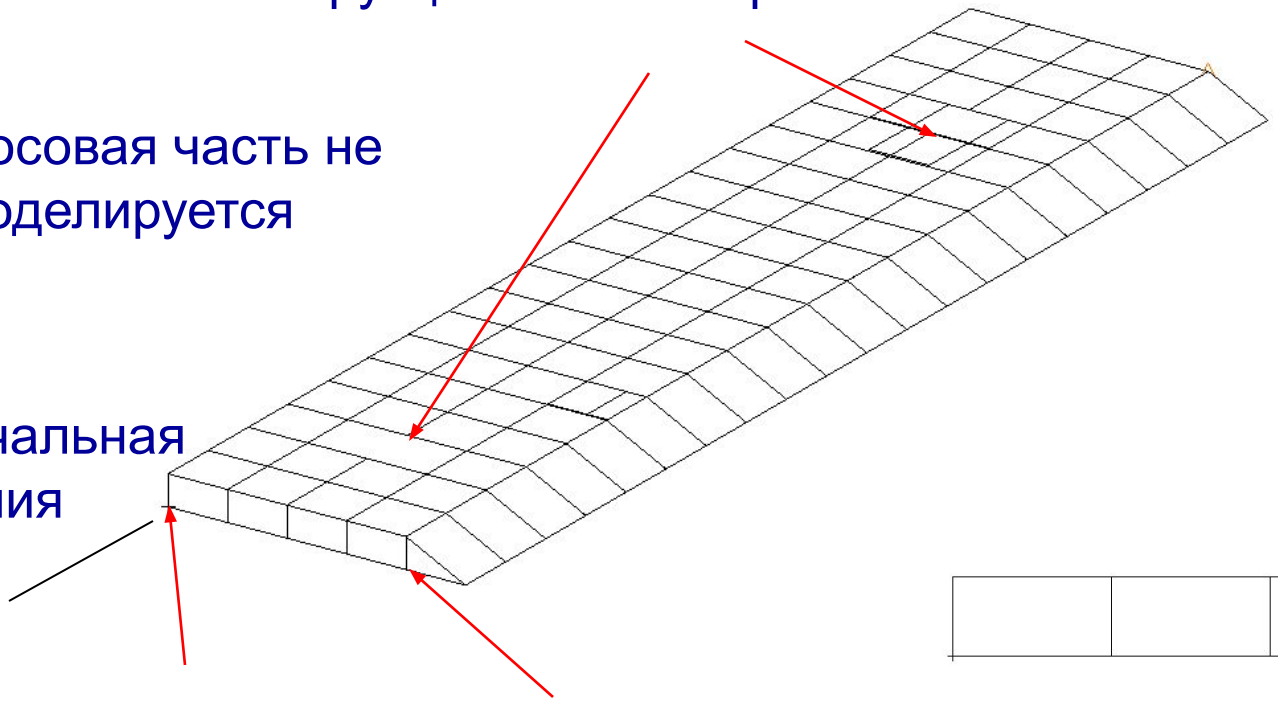


Конструкция ЛА: консоль

Конструкционные отверстия

Носовая часть не моделируется

Начальная линия

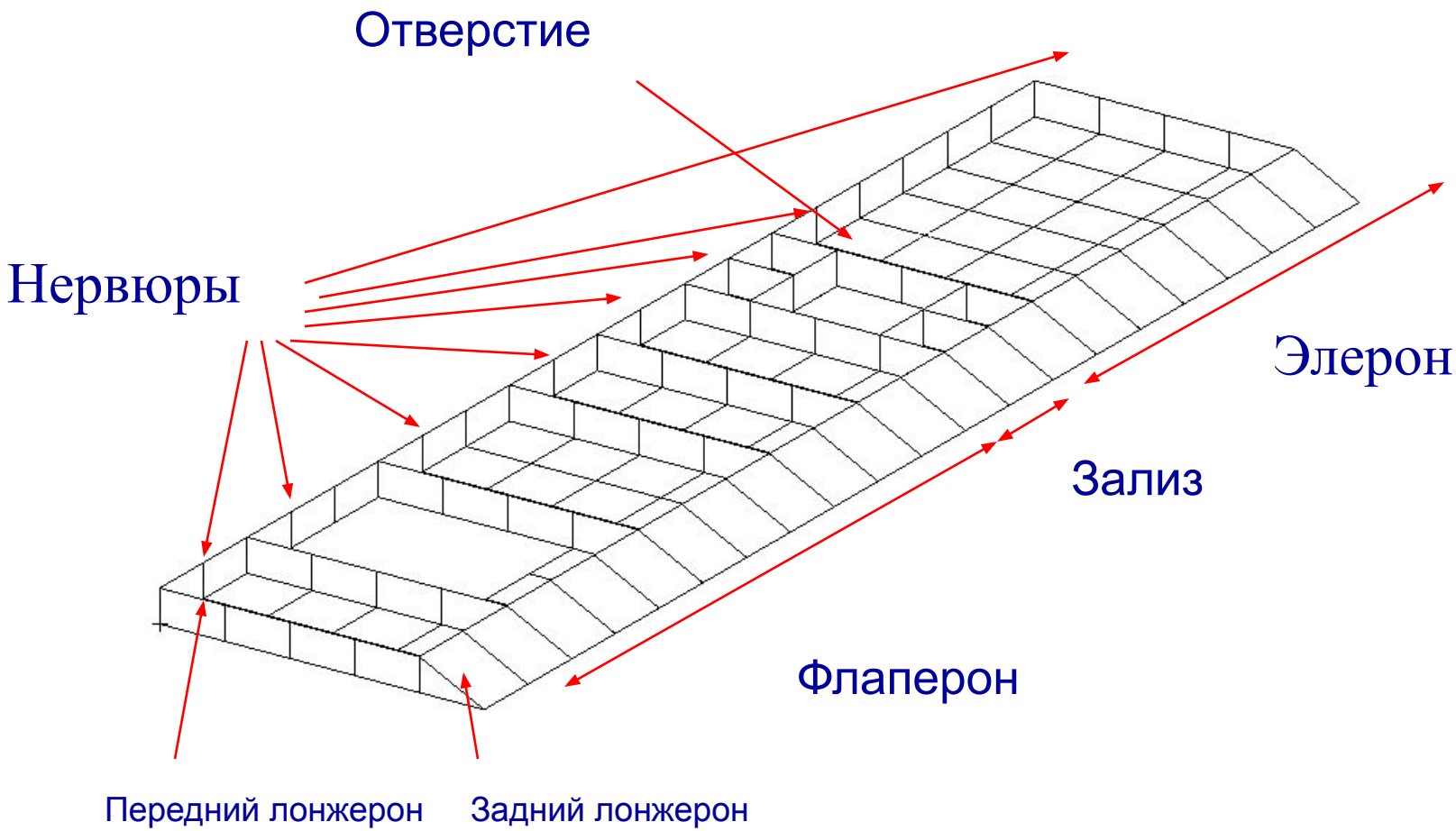


Передний лонжерон

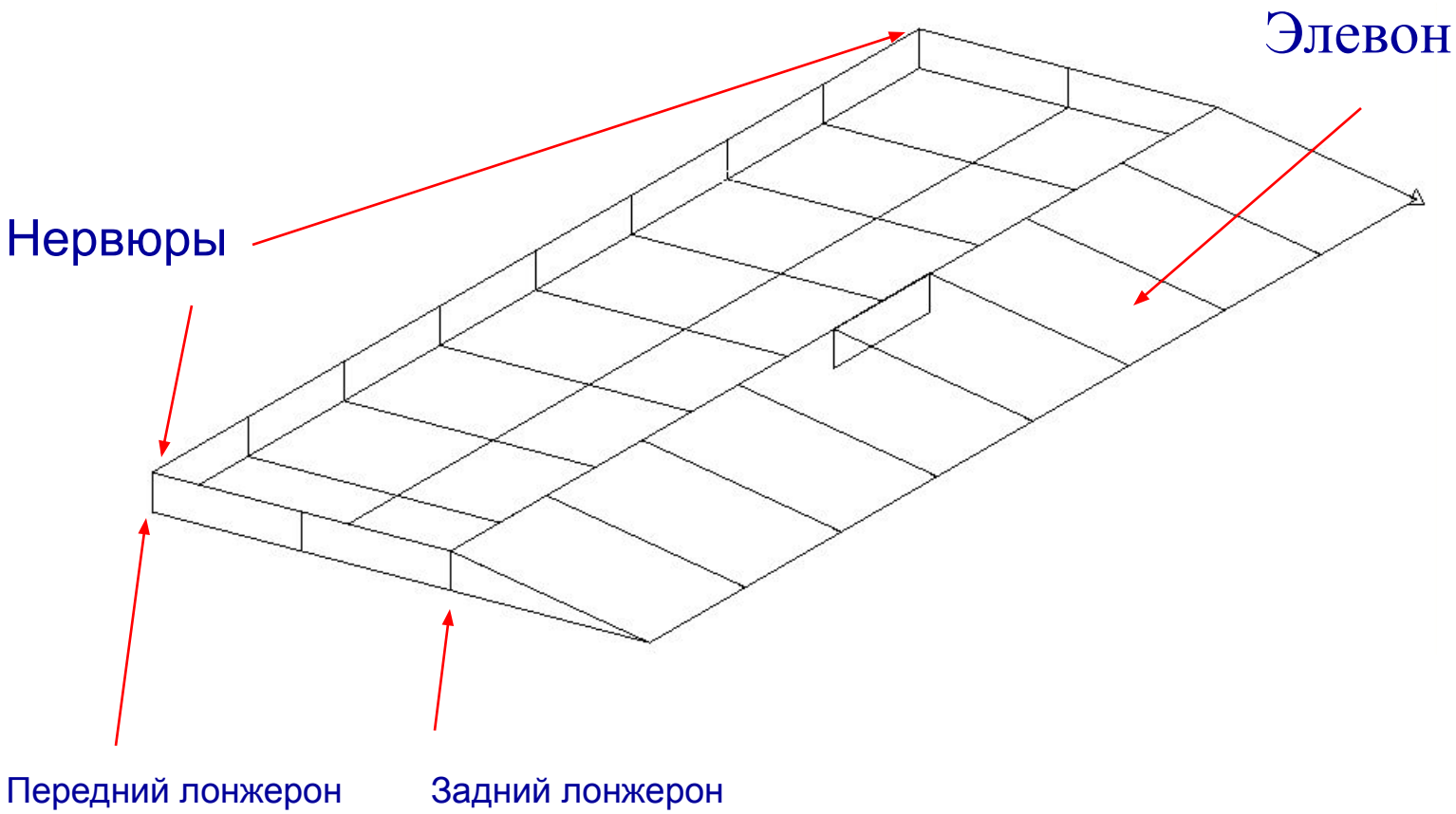
Задний лонжерон

Профиль крыла в плане

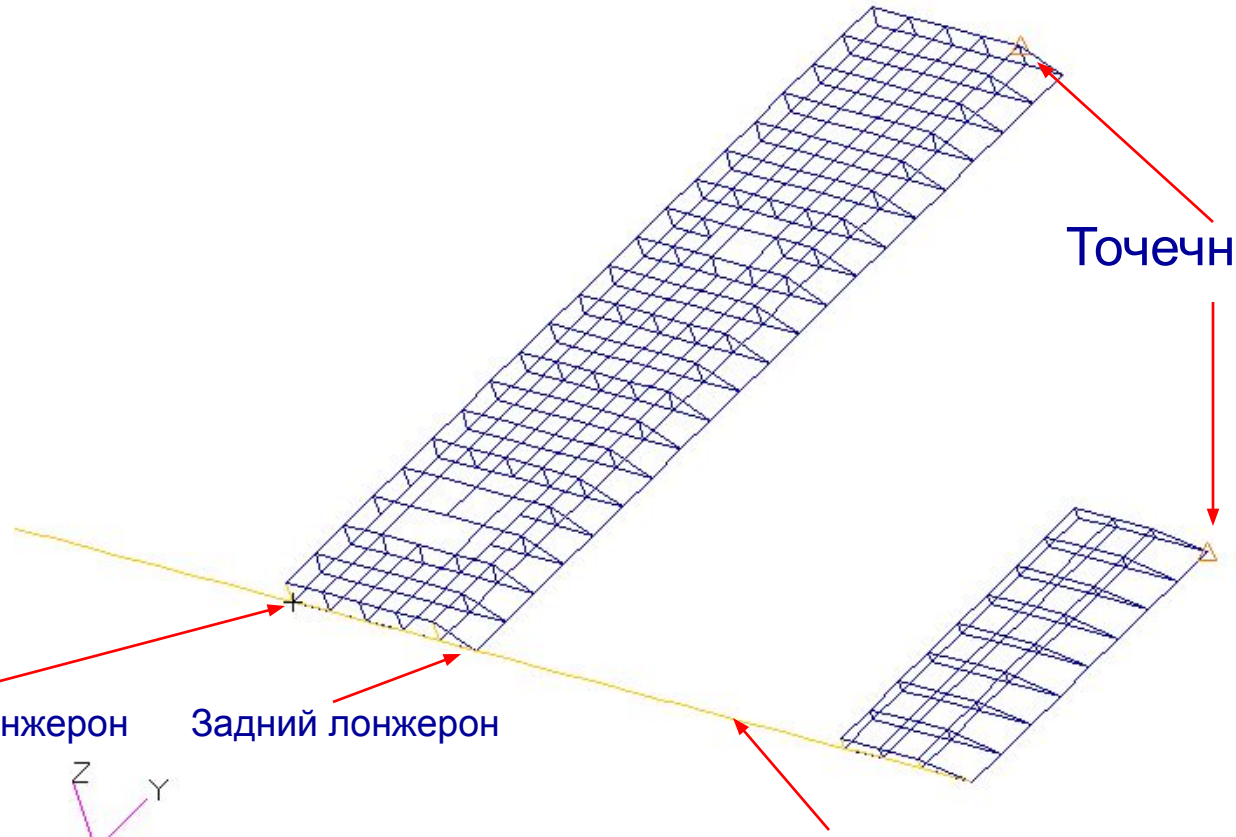
Конструкция ЛА: элементы консоли крыла



Конструкция ЛА: элементы хвостовой части



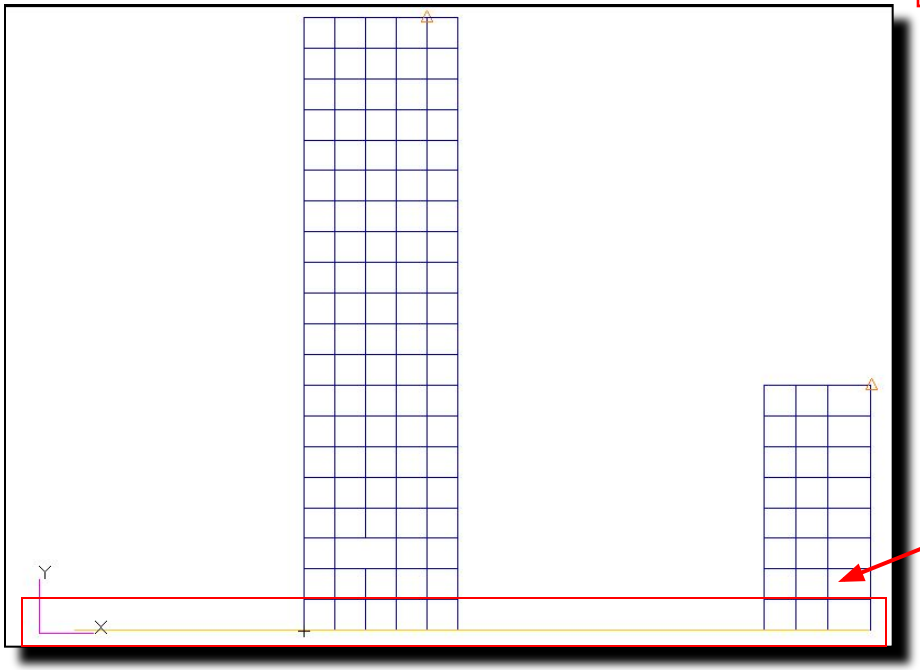
Конструкция ЛА: элементы фюзеляжа

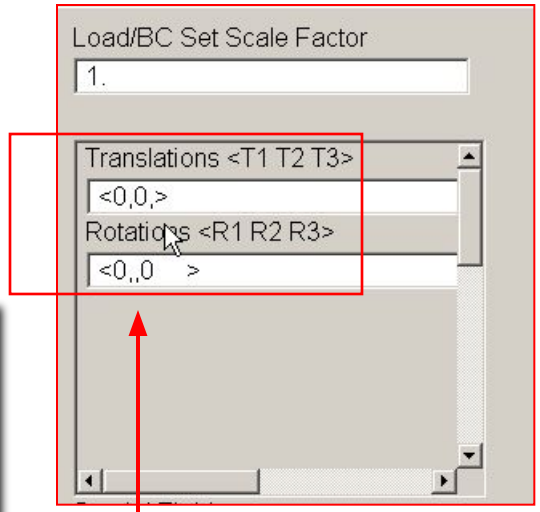


Конструкция ЛА: граничные условия

Граничные условия

- Определение граничных условий
- Определение случая нагружения





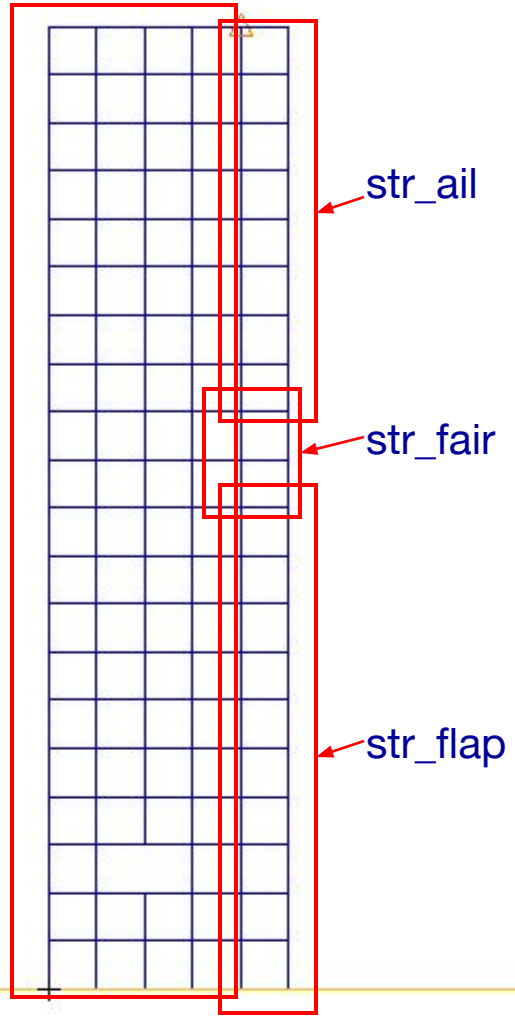
Условия симметрии относительно плоскости XZ, плюс осевые граничные условия

Рекомендуемые группы узлов для создания сплайцнов

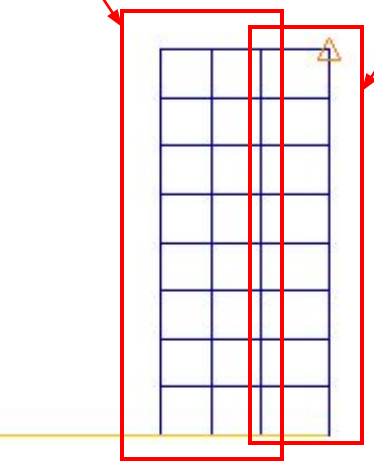
Группы:

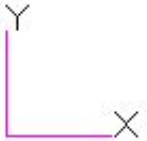
- Существенным в создании групп, является правильность распрелеления структурных узлов по группам.
- Рекомендуется использовать префикс: **str_**

(используя префиксы легче ориентироваться в многообразии различных групп)



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





Упражнение 2a: задания

- Создайте новую базу данных
- Имортируйте ‘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 2a: задания

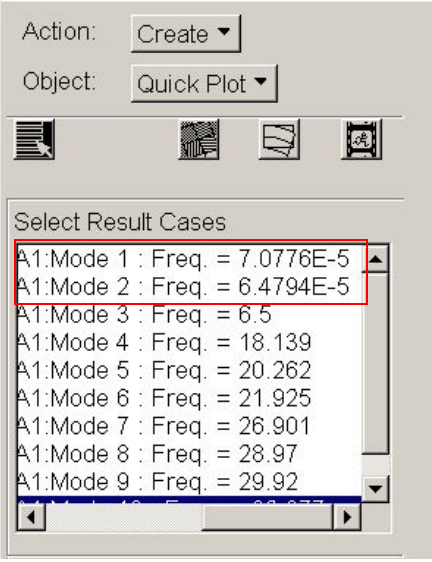
- Выберите расчетный случай ‘LEVEL_FLIGHT_CASE_1’
  - Сделайте его текущим и проверьте связи наложенные на перемещение.
- Запустите из Patran расчет на собственные значения.
  - SOL 103 в Analysis Analyze Model/Entire Model/Full Run
  - Выберите расчетный случай ‘LEVEL_FLIGHT_CASE_1’ и отмените выбор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

Упражнение 2a: задания

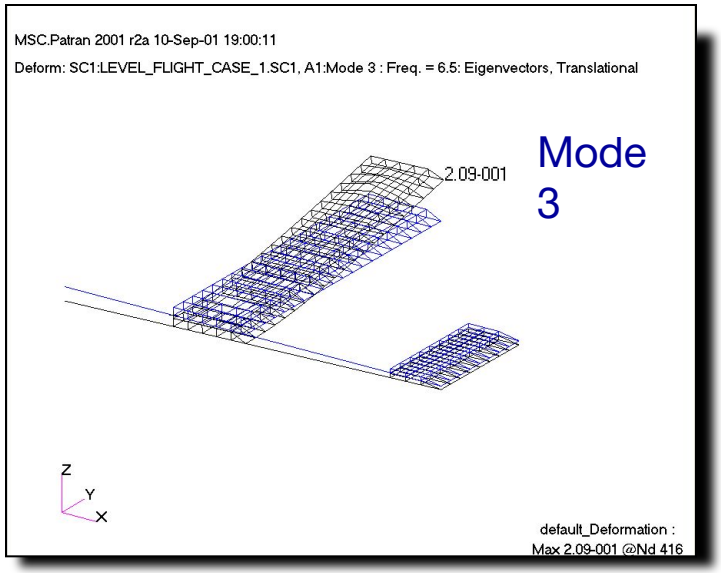
- Посмотрите файл .f06
  - Определите
    - 2 твердотельных тона – имеется тангаж и свободное перемещение (Ry и Uz)
    - Упругие тона
- Подключите файл .xdb в MSC.Patran
  - Определите
    - 2 твердотельных тона
    - Значимые упругие тона
    - Остальные упругие тона – для чего они нужны?

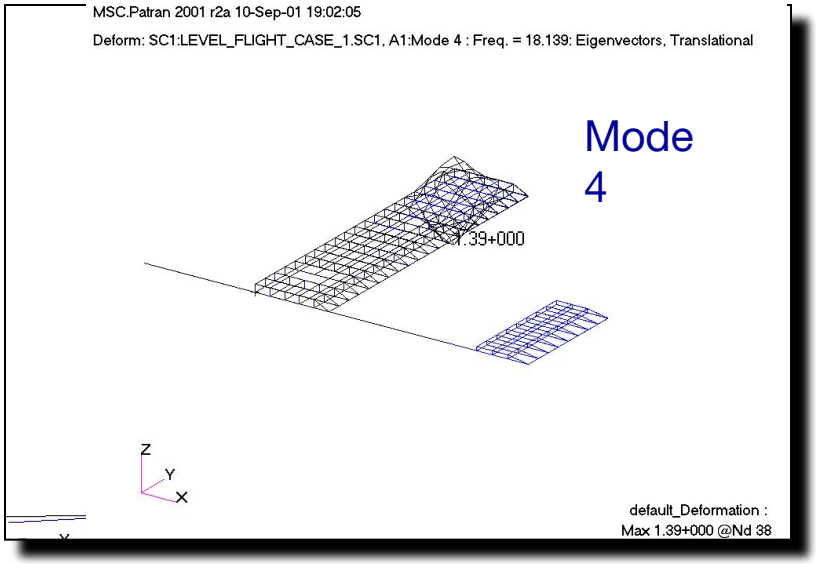
Упражнение 2a: результаты

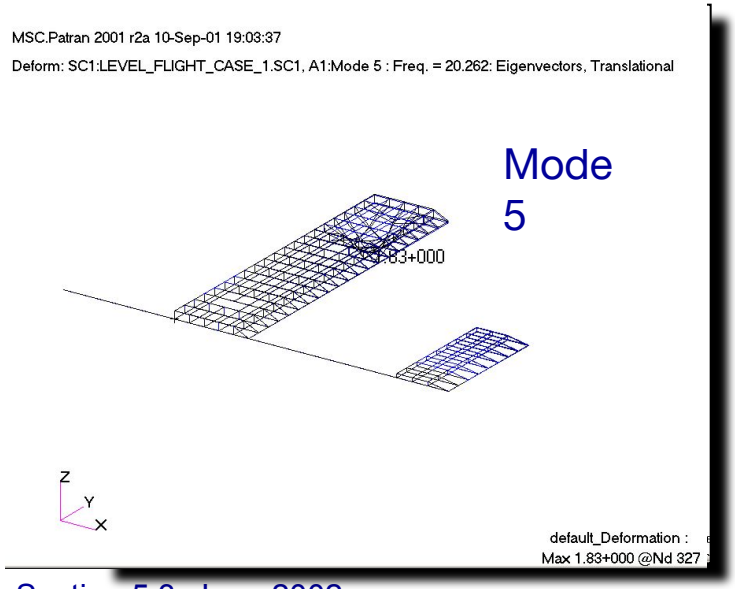
- Полученные результаты
  - 2 твердотельных тона
  - Значимые упругие тона 3 и 6
  - Другие упругие тона

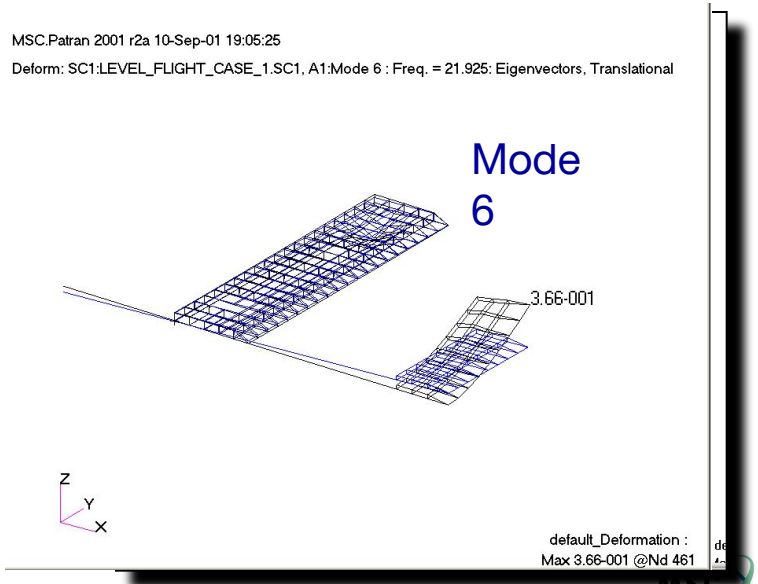


Упражнение 2a: результаты



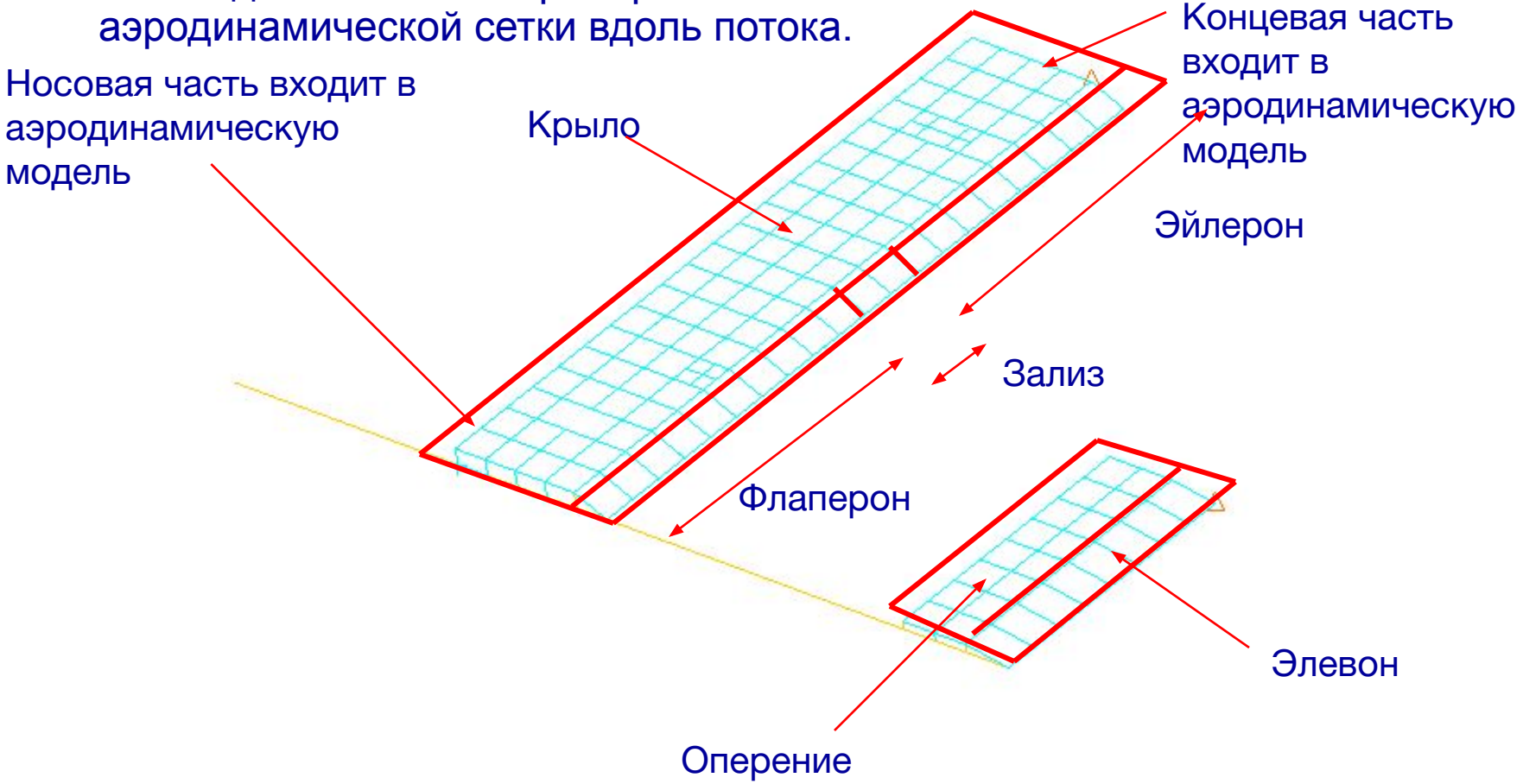




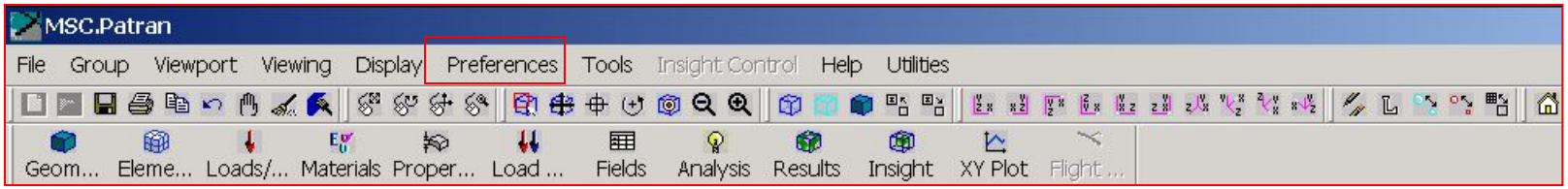


Аэродинамическая модель: введение

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

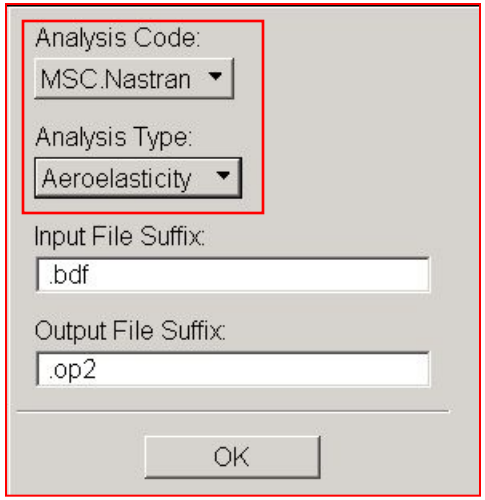


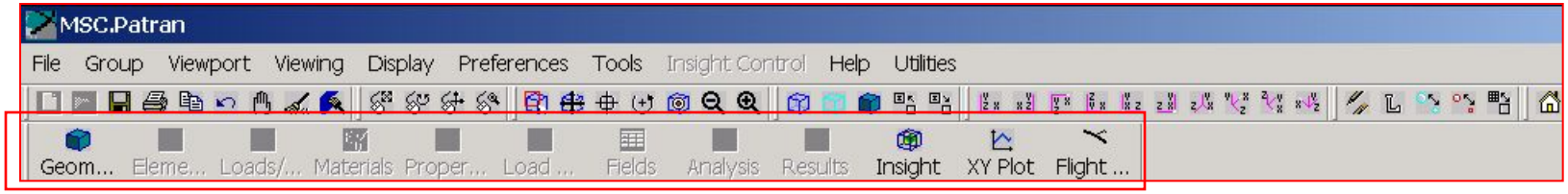
Выбор модуля FlightLoads



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

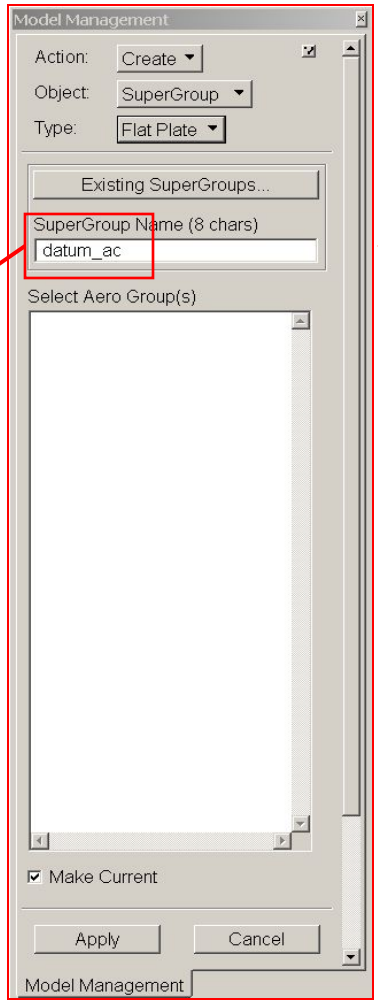
- Меню FLDS заменило стандартные меню в MSC.Patran.





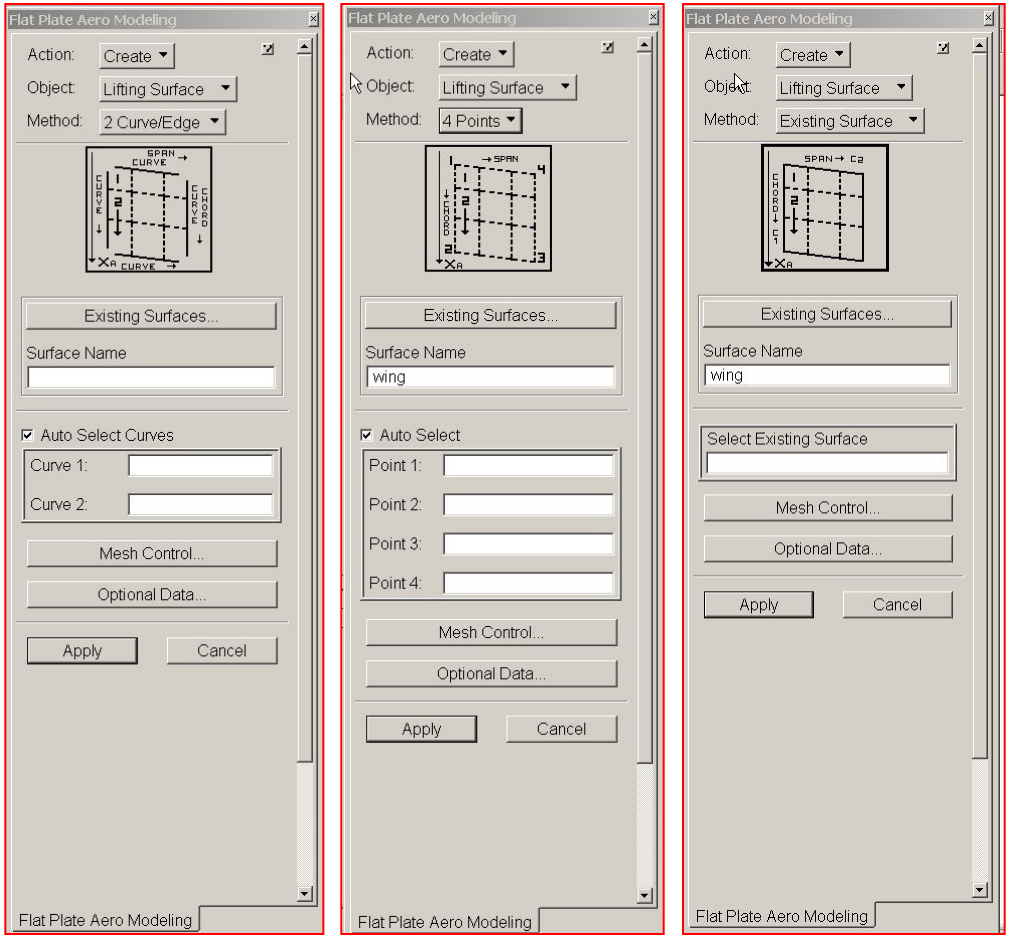
Управление моделью

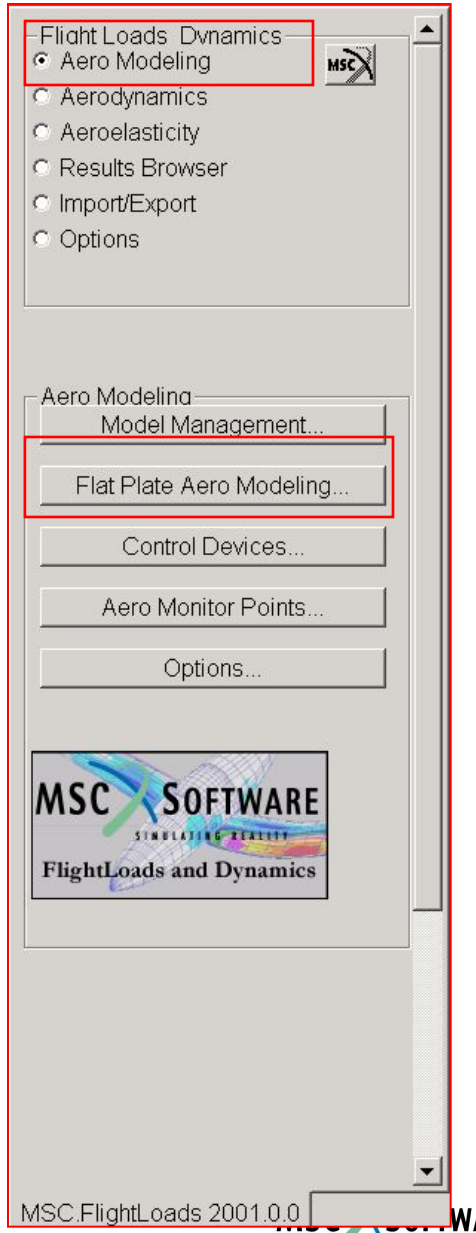
- Главное меню FLDS показано на рисунке справа.
- Здесь представлена образец последовательности выполняемых действий .
- Выберите для начала работы, Aero Modeling.
- Создайте супергруппу „datum_ac“.



Создание панелей

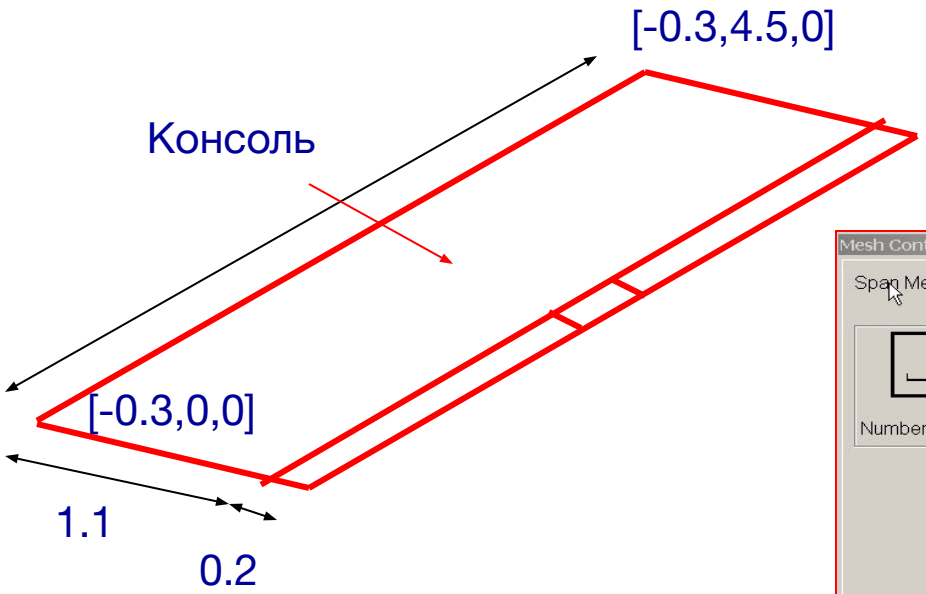
- Затем выберите Flat Plate Aero Modeling
  - Используйте любой из этих методов

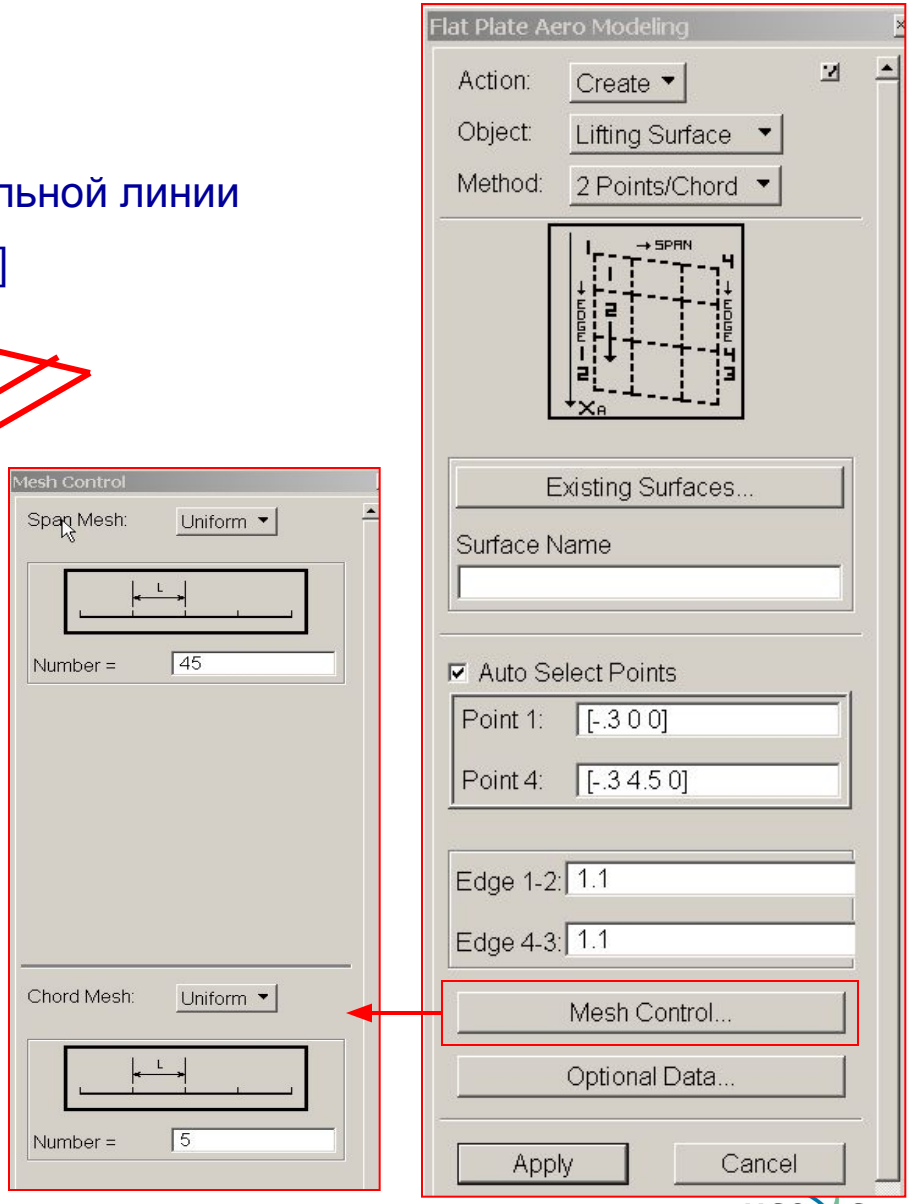




Подъемные поверхности: геометрия

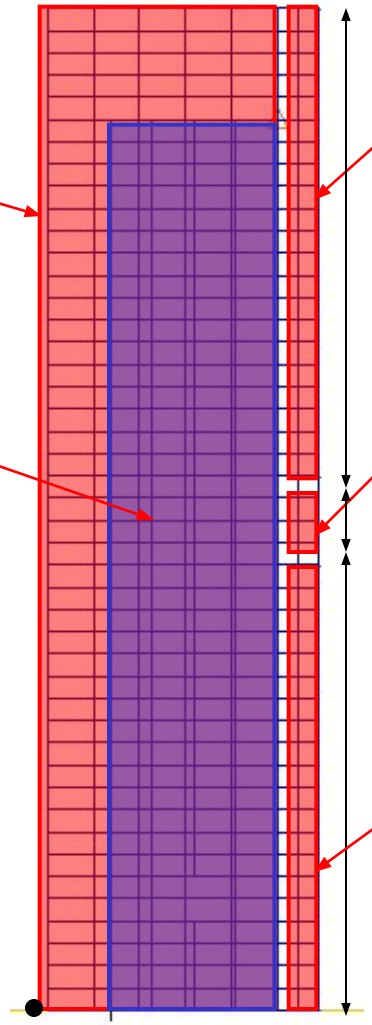
- Размах консоли крыла: 9.0 м
- Хорда: 1.3 м
- Передняя кромка крыла : 0.3 м от начальной линии





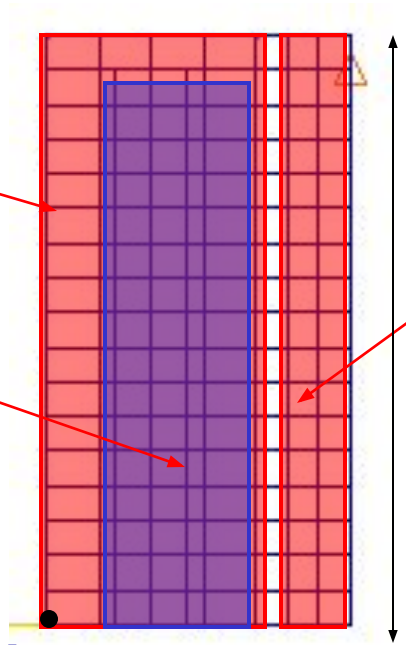
- <u>Примечание:</u> здесь вполне уместна высокая плотность аэродинаической сетки.

Аэродинамическая сетка



- <u>Примечание:</u> структурные сетки эйлерона, флаперона и зализа не показаны.
- Аэродинамическая сетка определяется как (размах*хорду), все величины постоянны.

Аэродинамическая сетка хвостовой части



Аэродинамическая сетка хвостовой части (17*4)

Структурная сетка оперения

Аэродинамическая сетка элевона (17*3)

1.7

Центральная линия

[2.8,0,0]

0.62

0.28

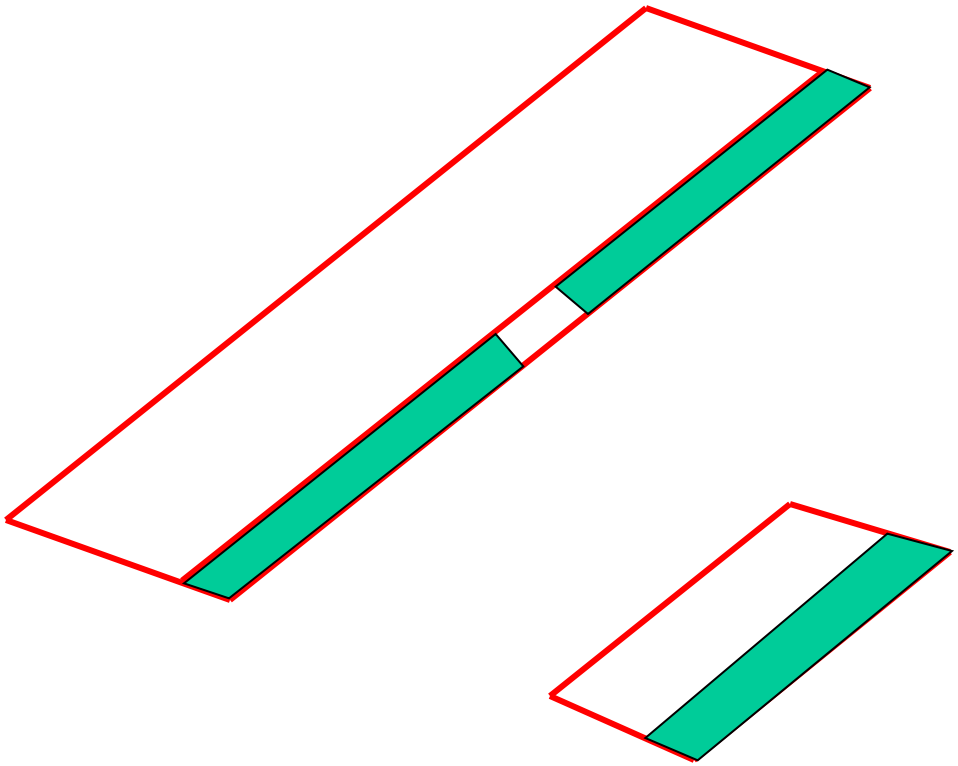
- Примечание: структурная сетка элевона не показана
- Аэродинамическая сетка выровнена вдоль потока.

Упражнение 2b: задания

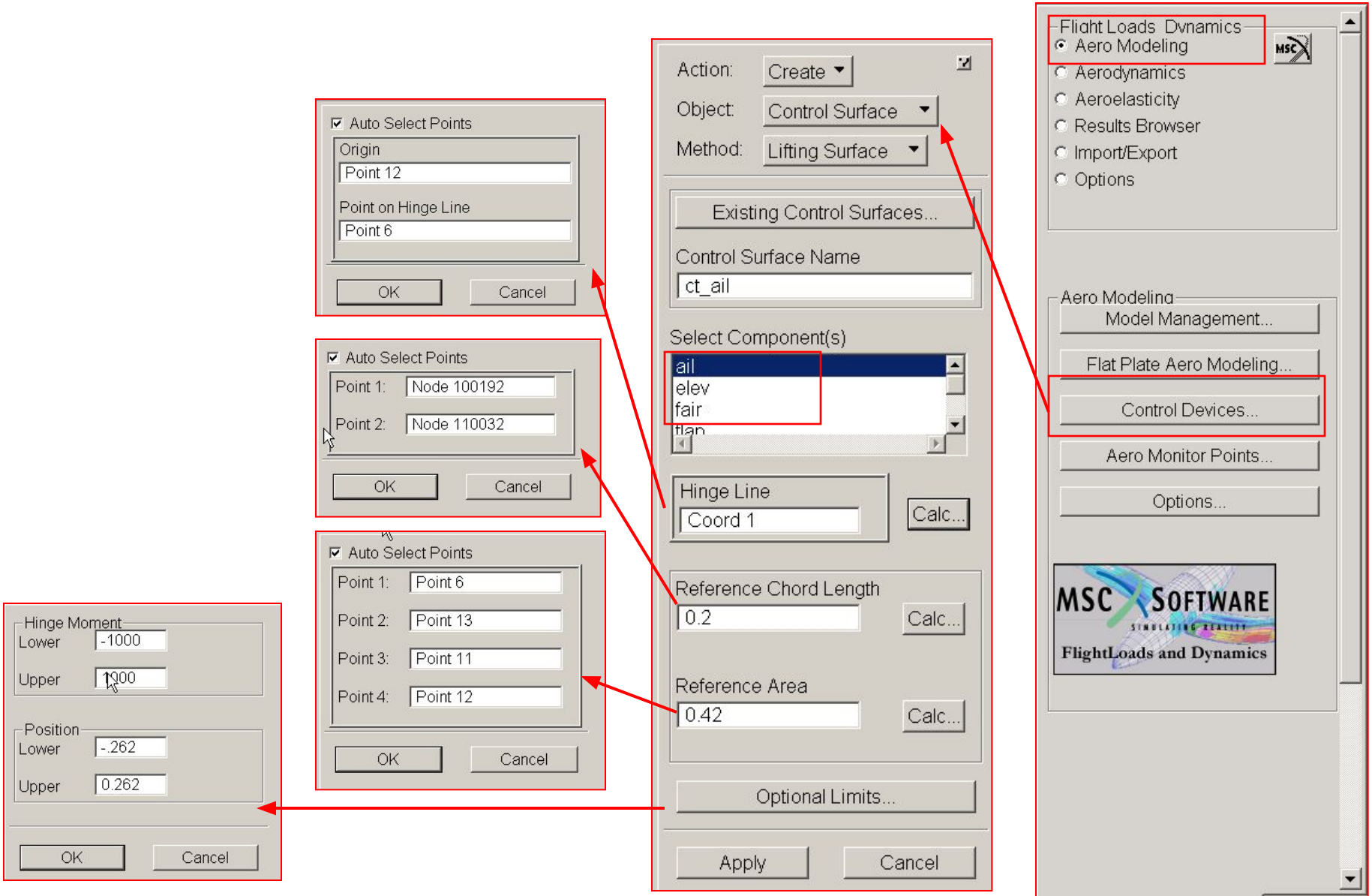
- Создать аэродинамические сетки для:
  - Крыла
  - Флаперона
  - Элерона
  - Зализа
  - Оперения
  - Элевона
- Выбрать плотность аэродинамической сетки, отвечающую условию совместимости вдоль потока.

Управляющие плоскости

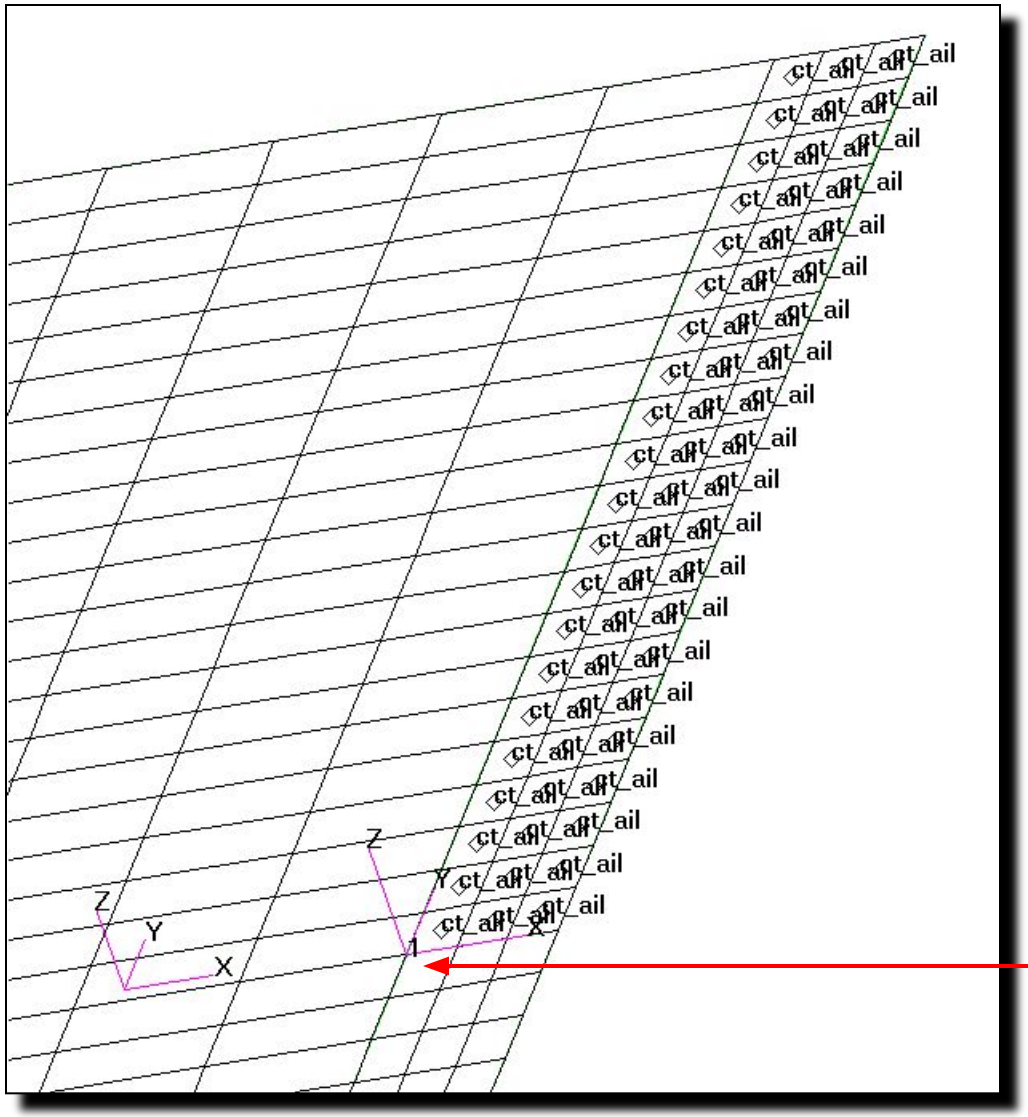
- Флаперон
- Элерон
- Элевон



Создание управляющих плоскостей



Управляющая плоскость: элерон



Маркеры управляющей поверхности

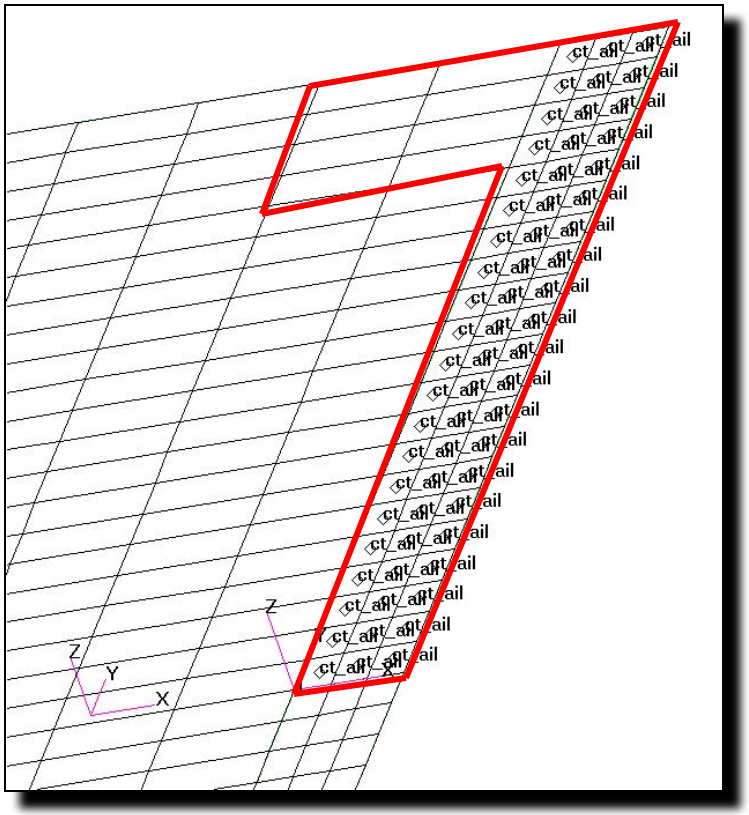
В этой модели мы используем:

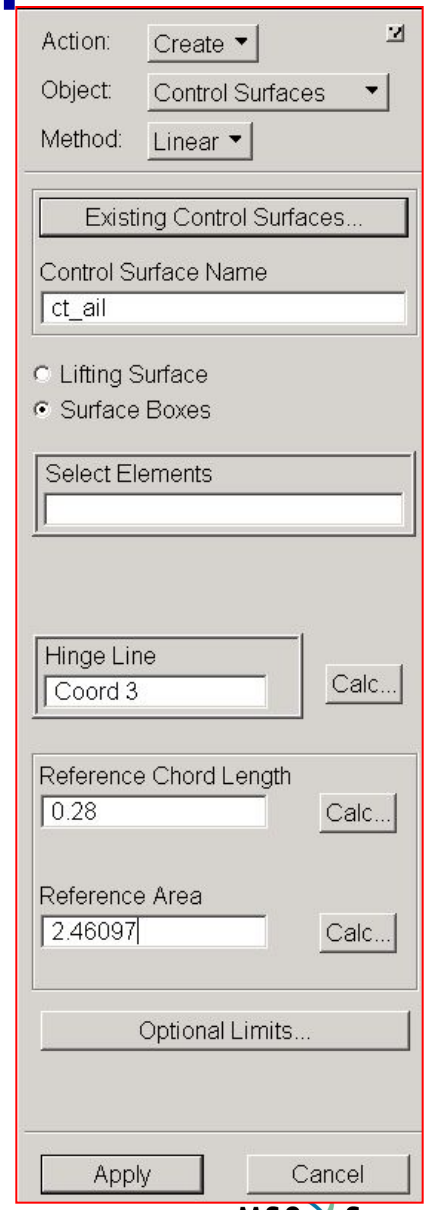
- ct_ail
- ct_flap
- ct_elev

Маркер координатной системы шарнира

Управляющая плоскость: альтернативный элерон

- <u>Альтернативное решение:</u>
  Мы можем создать на крыле одну сплошную аэродинамическую сетку и создать управляющую плоскость путем индивидуального выбора аэродинамических элементов

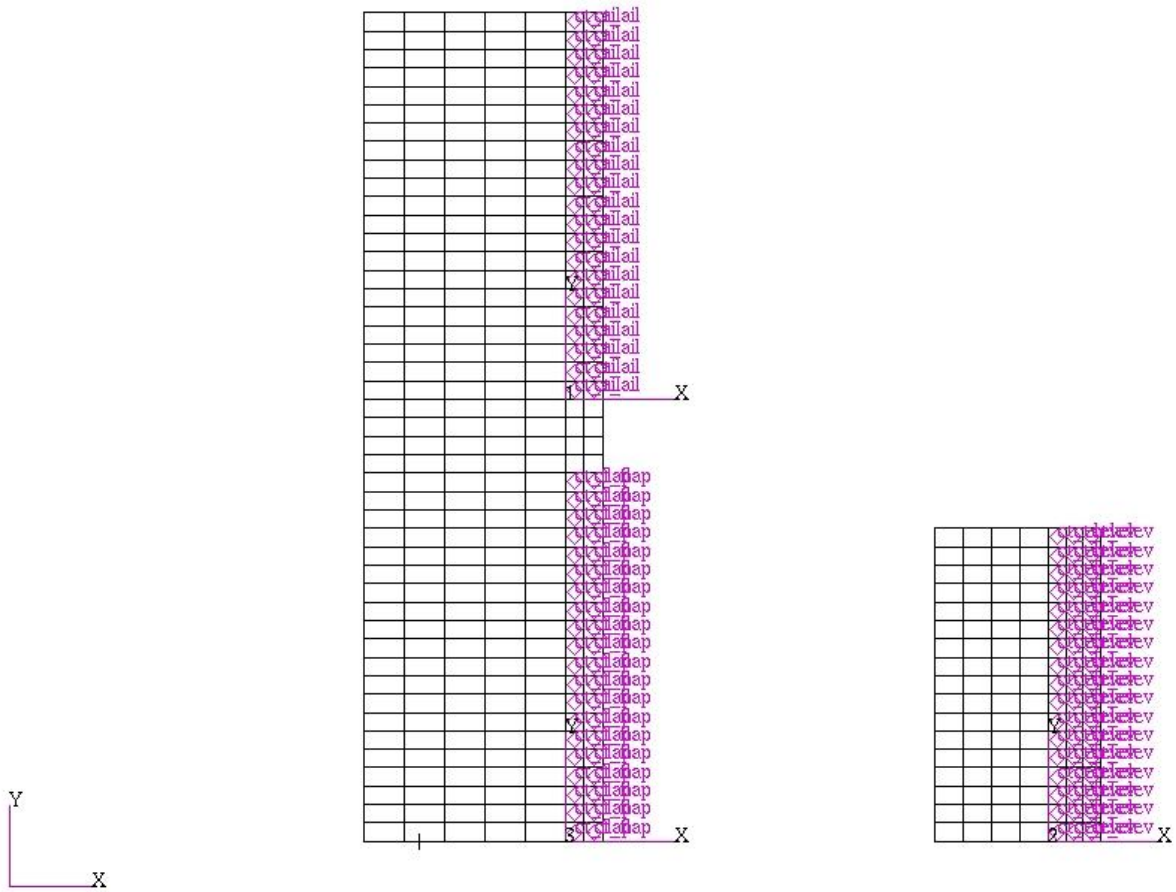




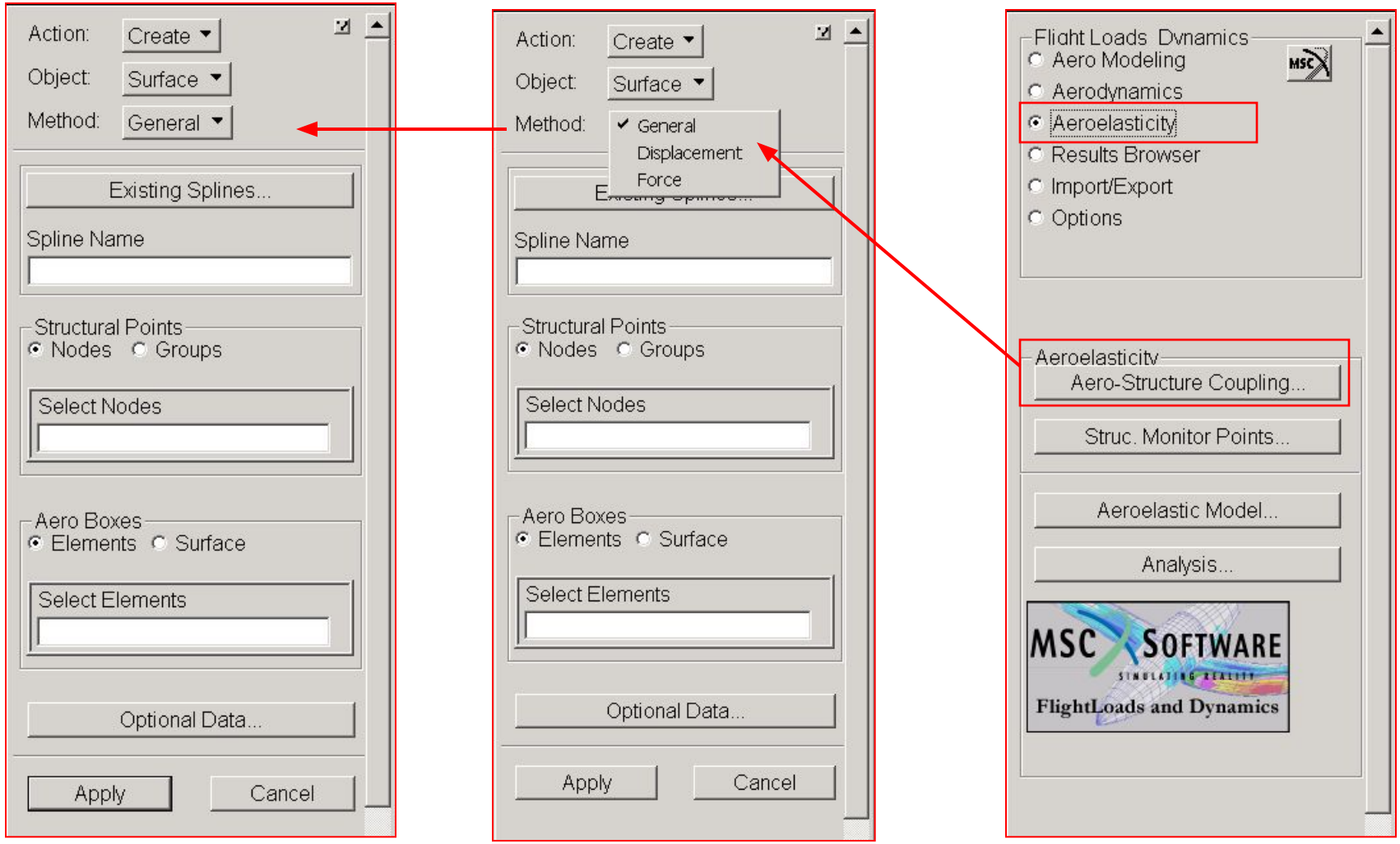
Упражнение 2c: задания

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

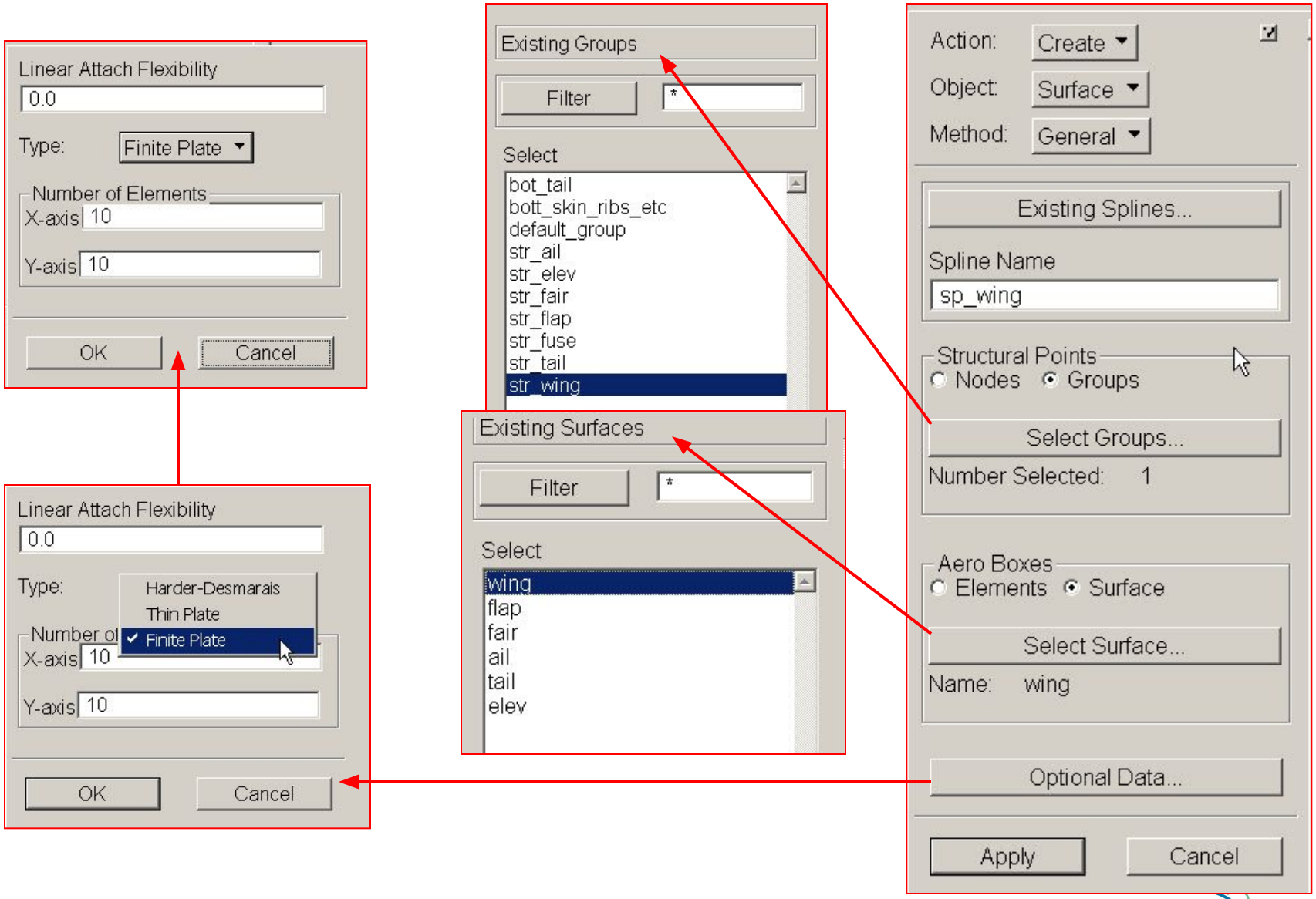
Упражнение 2c: результат



Создание сплайнов

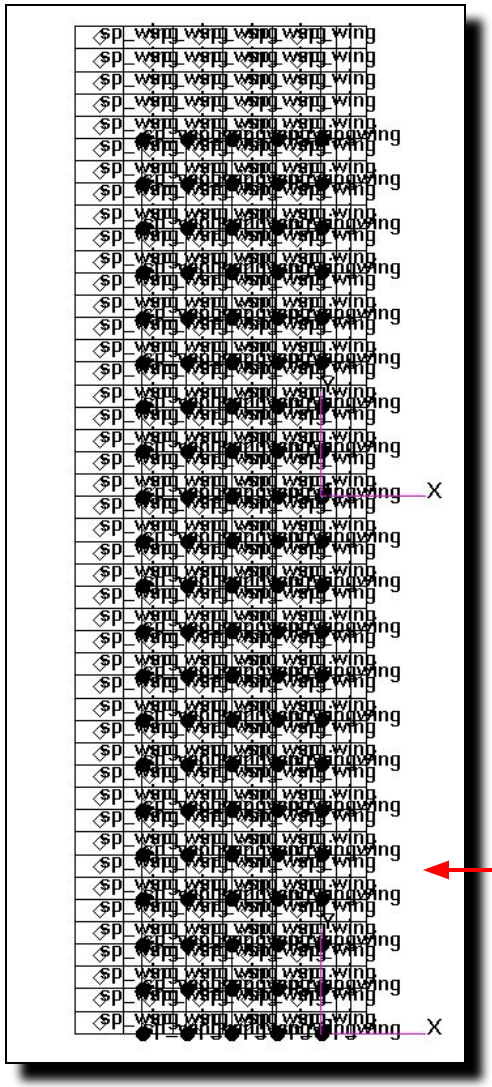


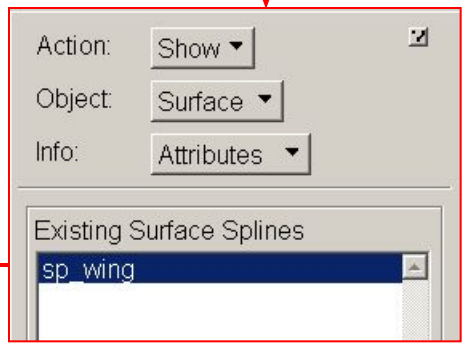
Создание сплайнов

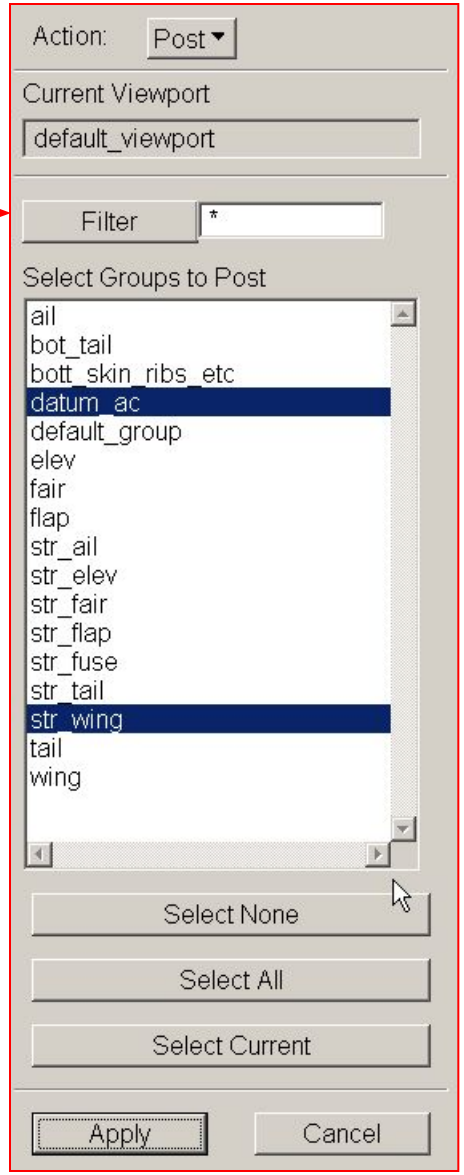


Создание сплайнов

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

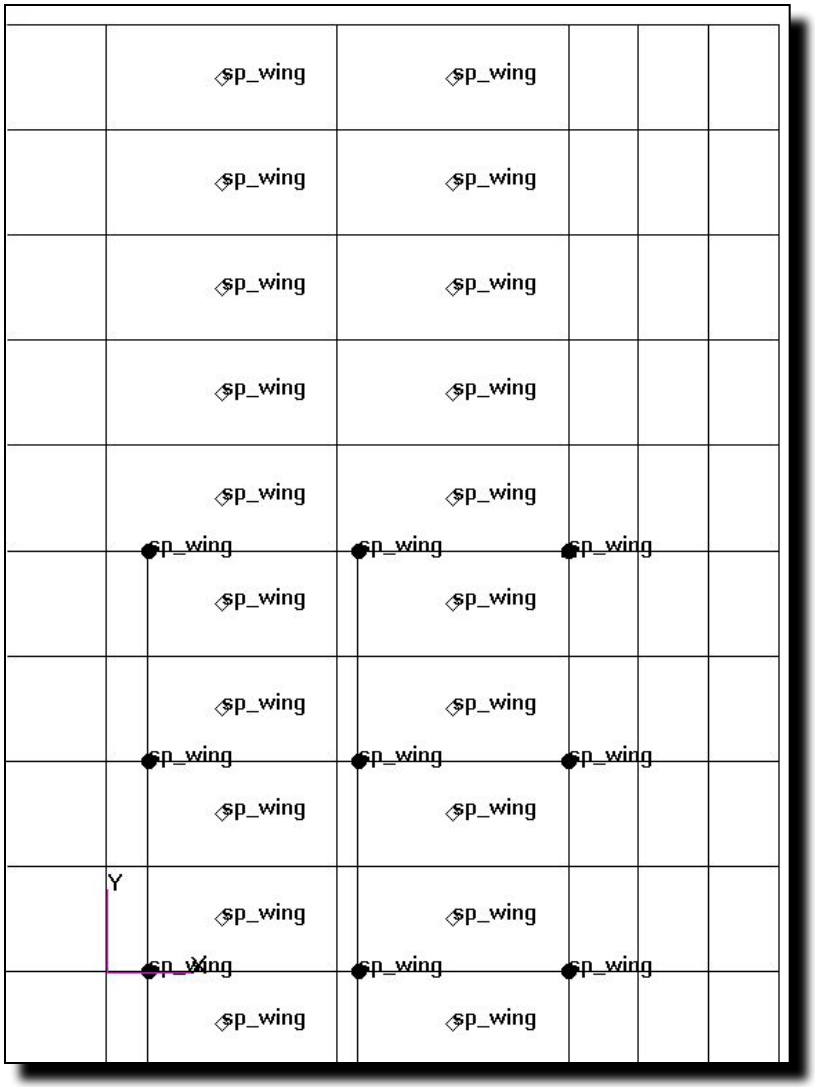






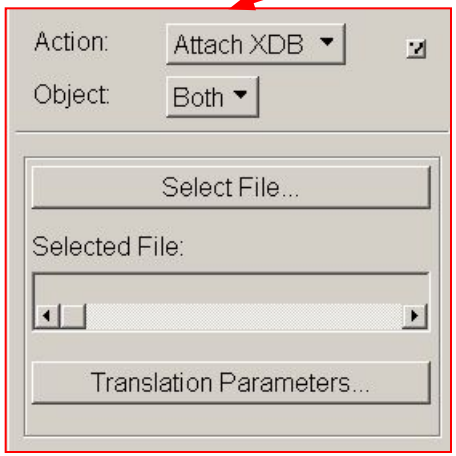
Созданные сплайны

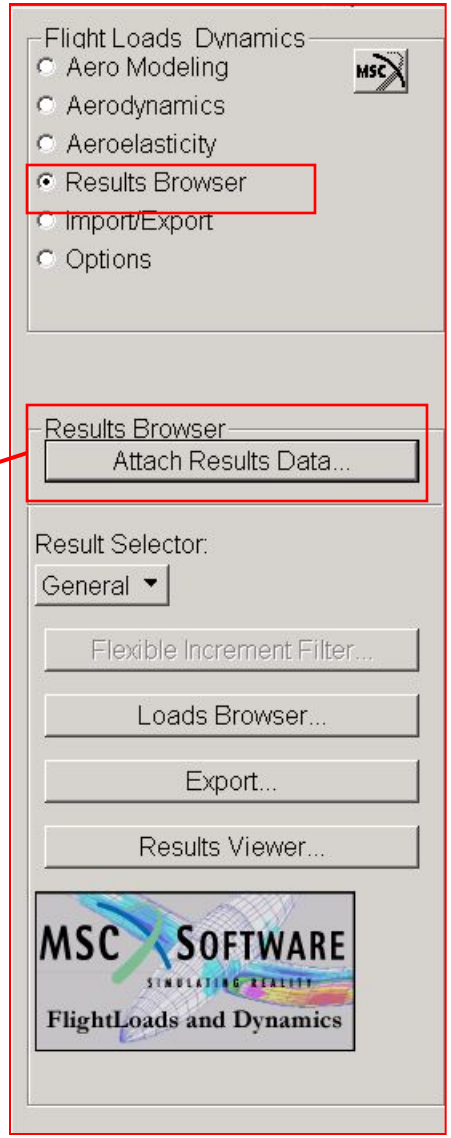
- Сплайны, созданные в этой модели:
  - sp_wing
  - sp_ail
  - sp_flap
  - sp_tail
  - sp_elev
  - sp_fair



Проверка сплайнов: шаг 1

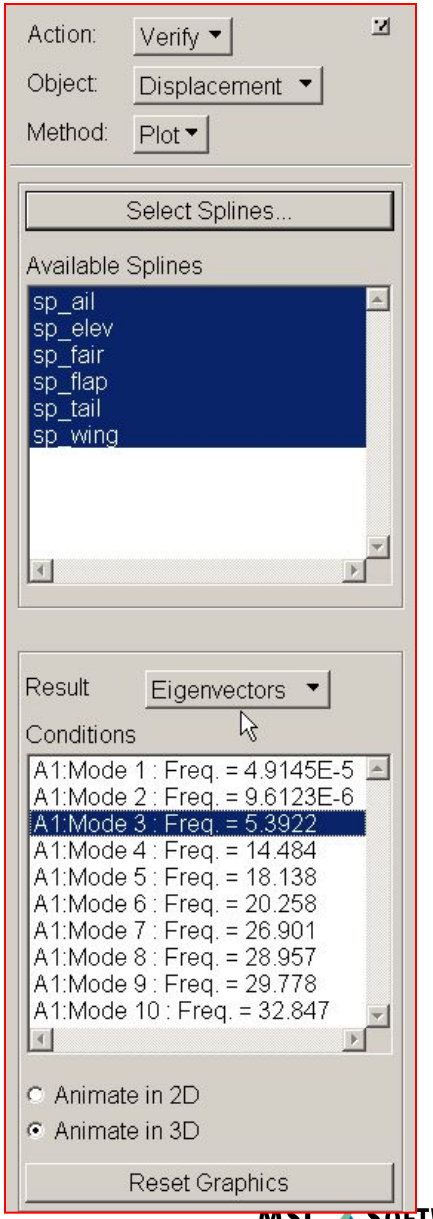
- Подключить файл через XDB reader в Results Browser
- Использовать собственные частоты из Упражнения 2а





Проверка сплайнов: шаг 2

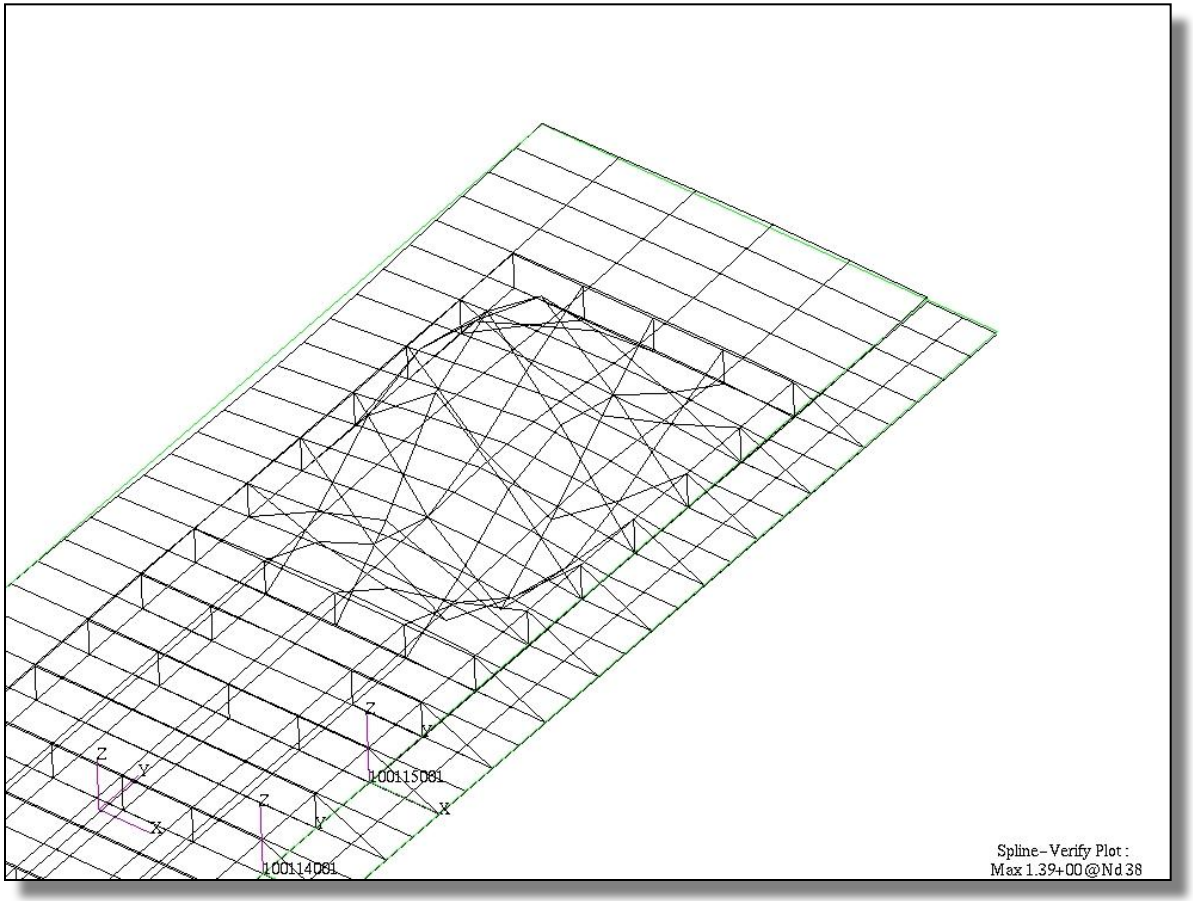
- Проверить сплайны с помощью предварительно посчитанных собственных частот.
- Отобразить аэродинамическую и структурную сетку.
- Выбрать все сплайны и одно значение собственной частоты.



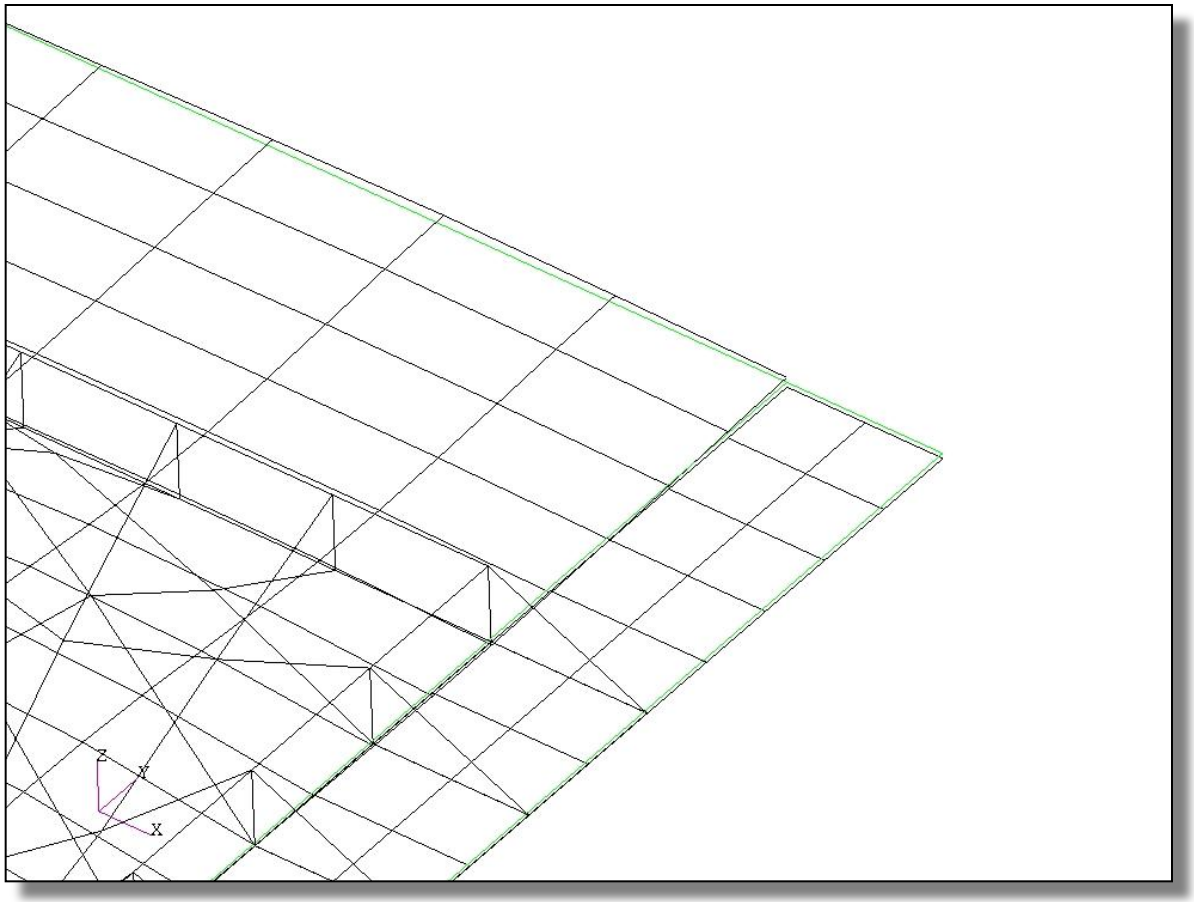
Упражнение 2d: задания

- 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)



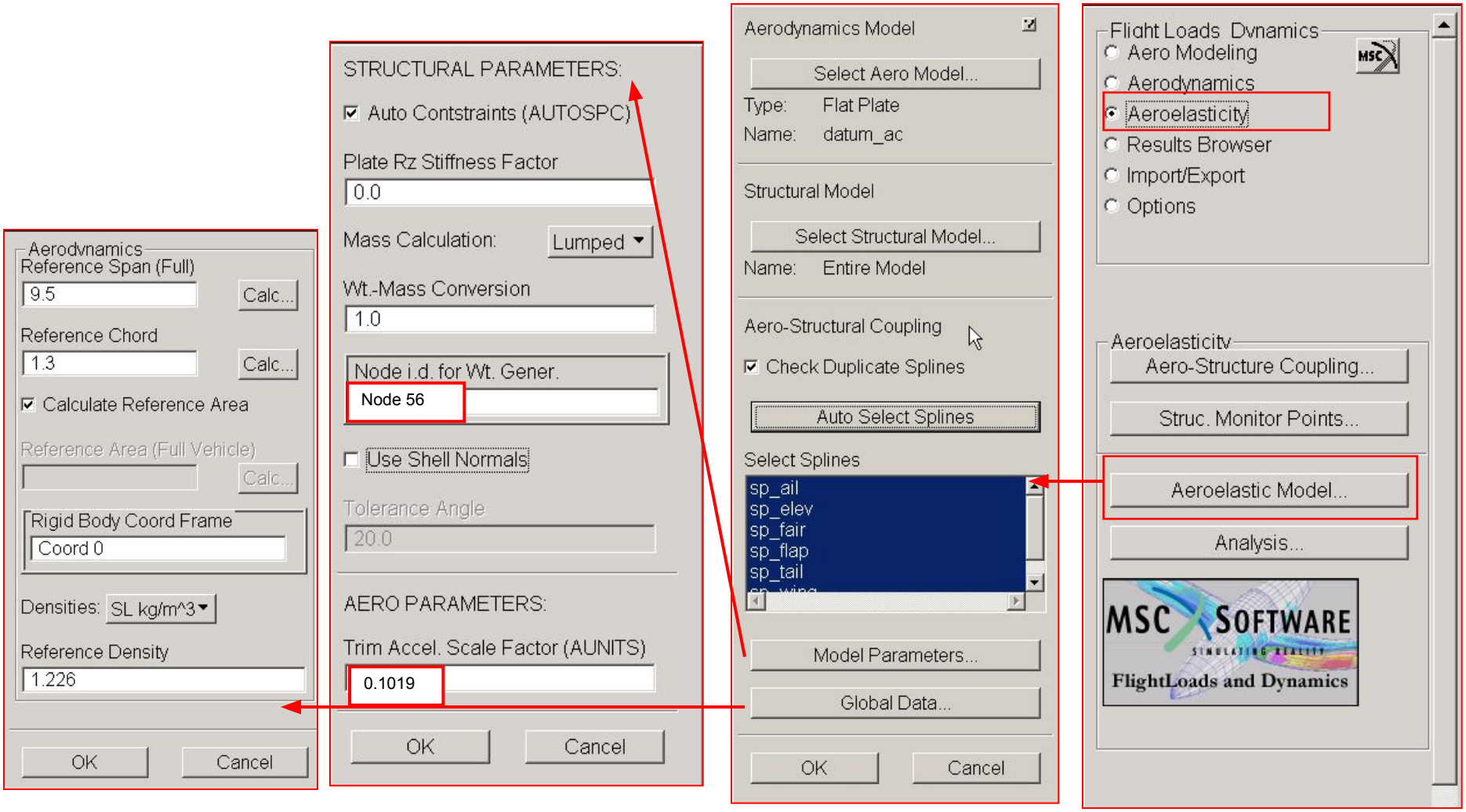
Упражнение 2d: выводы

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

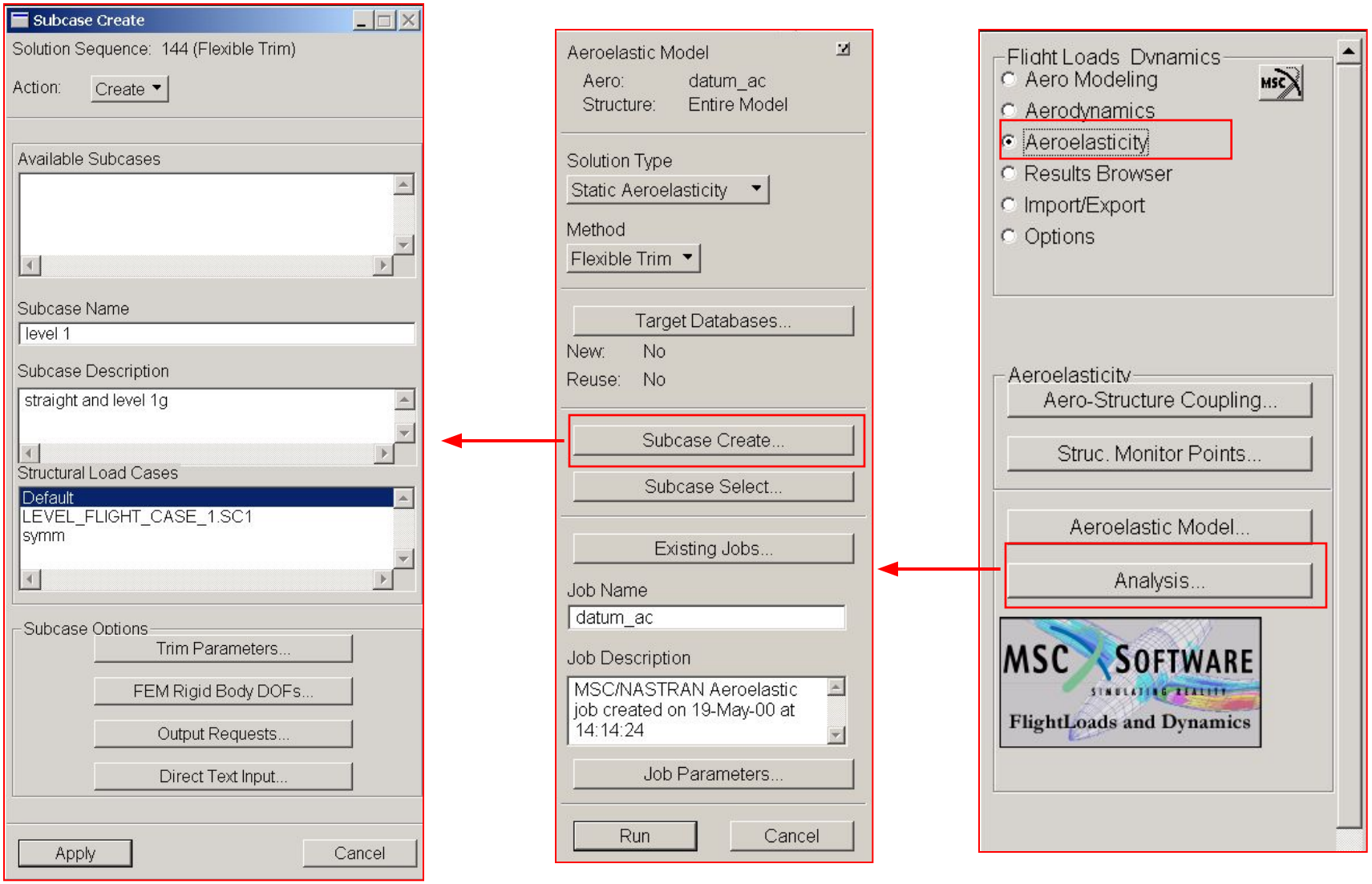
Расчет балансировки №1

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

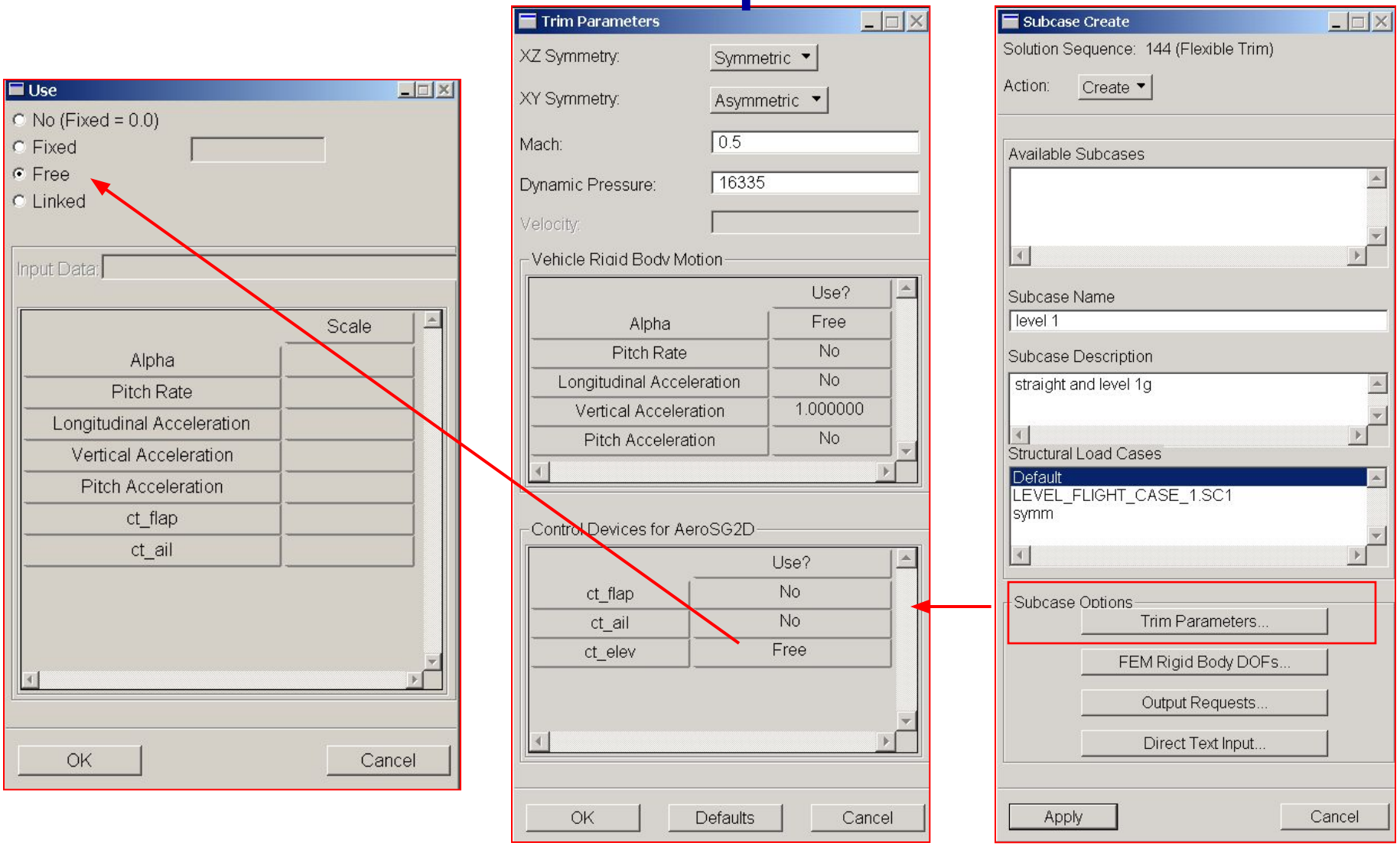
Настройка параметров аэроупругой модели



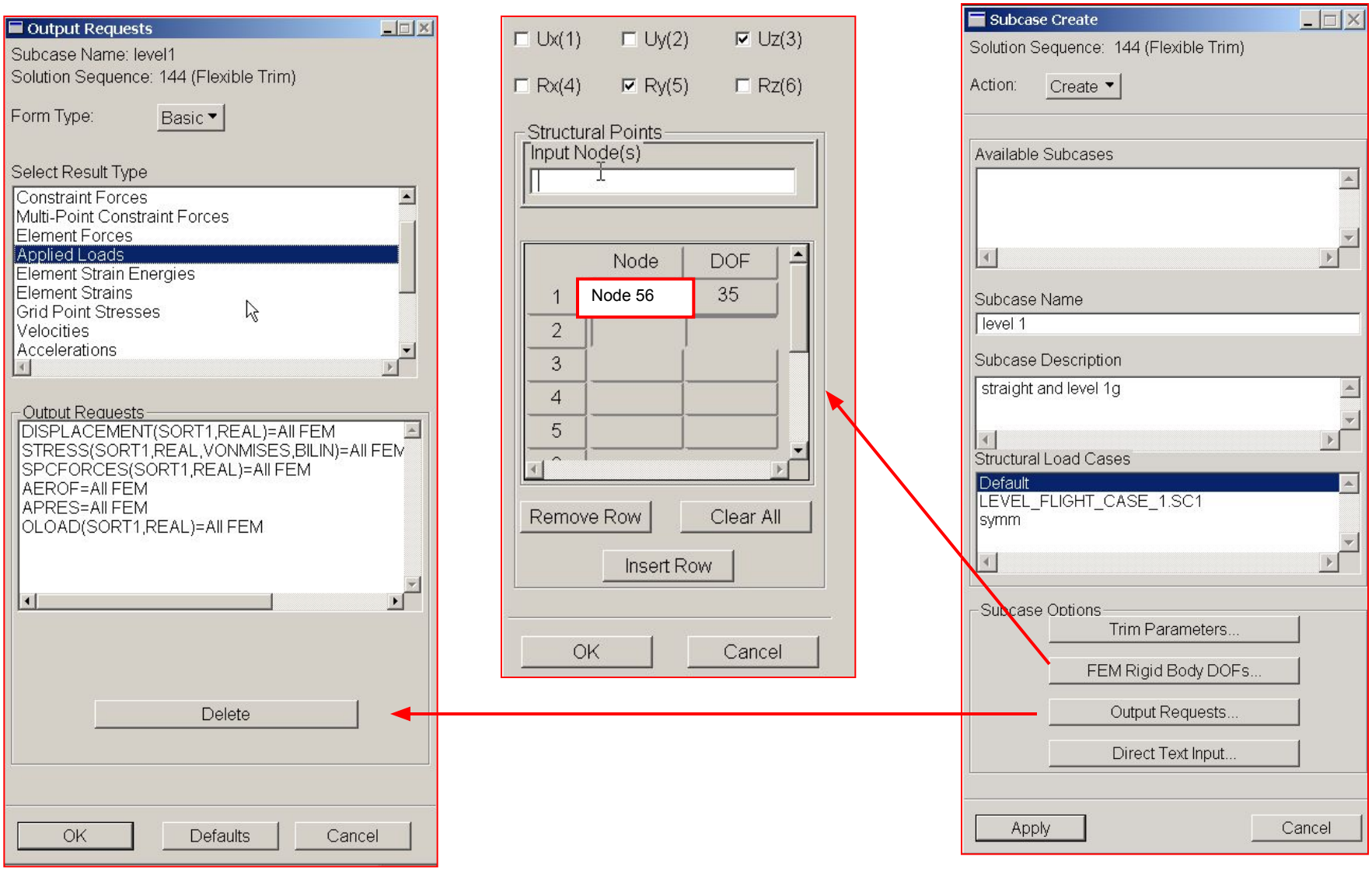
Определение расчетных случаев



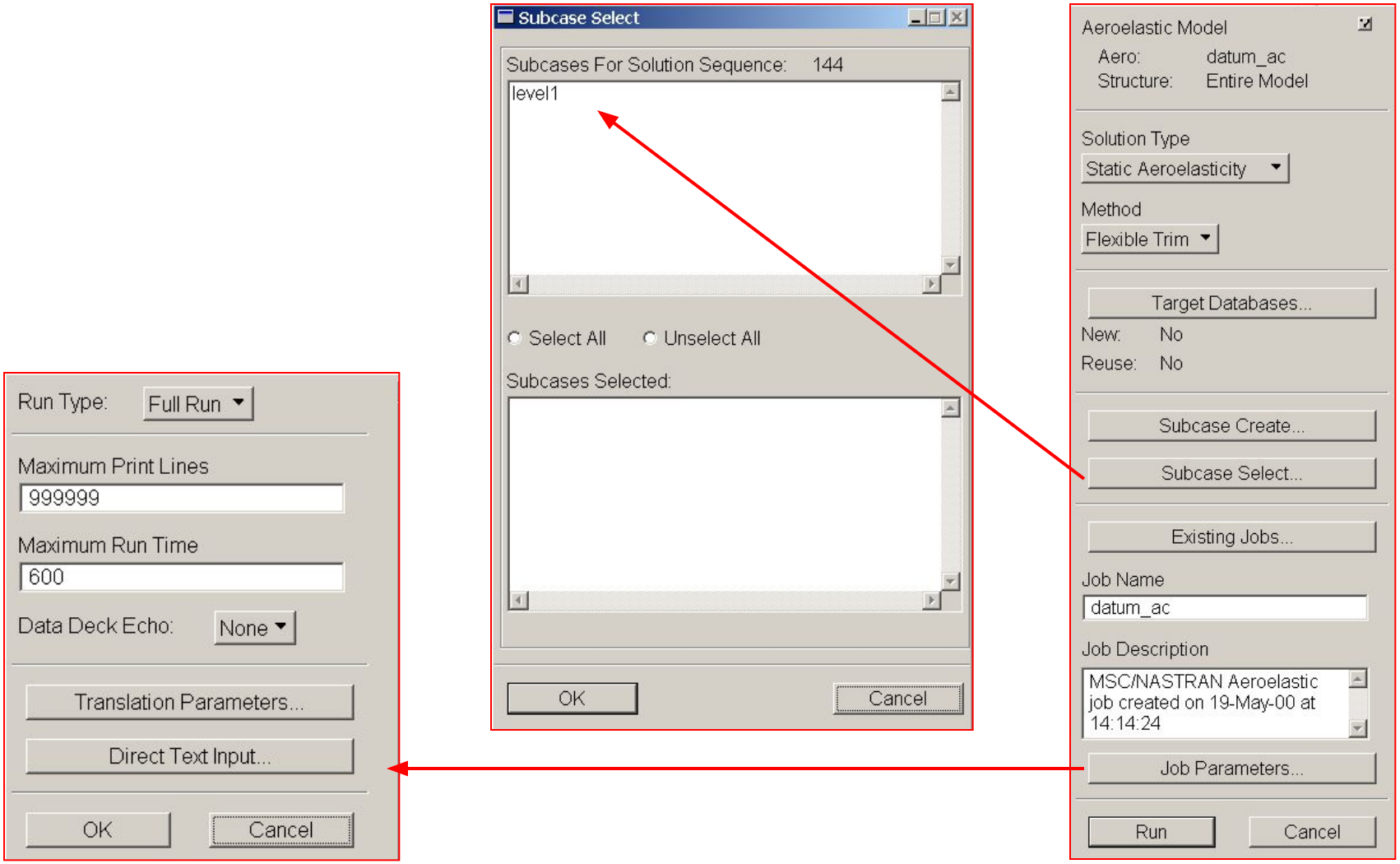
Определение параметров балансировки



Задание режимов для твердого тела



Выбор расчетного случая и запуск расчета



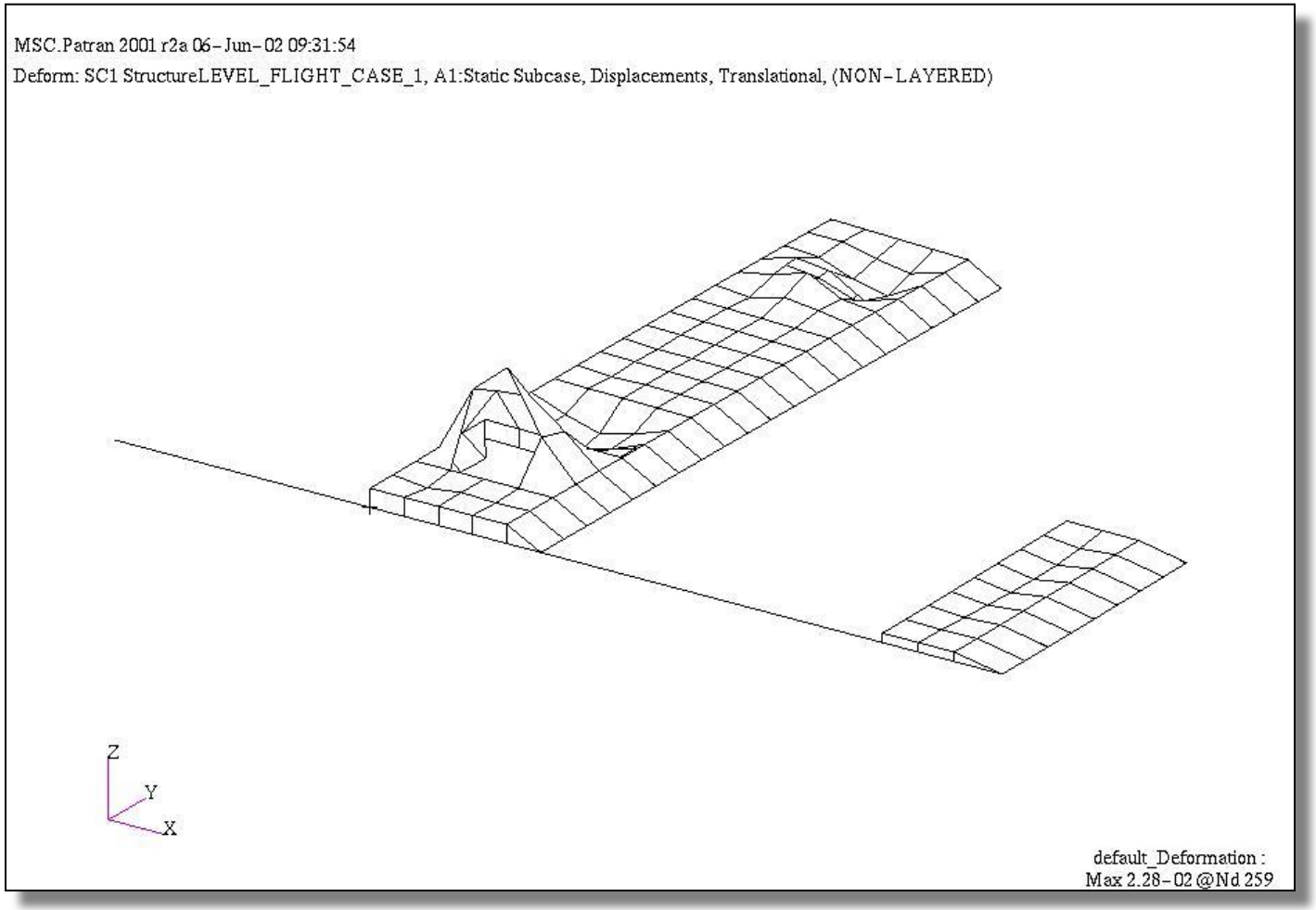
Упражнение 2e: задание

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

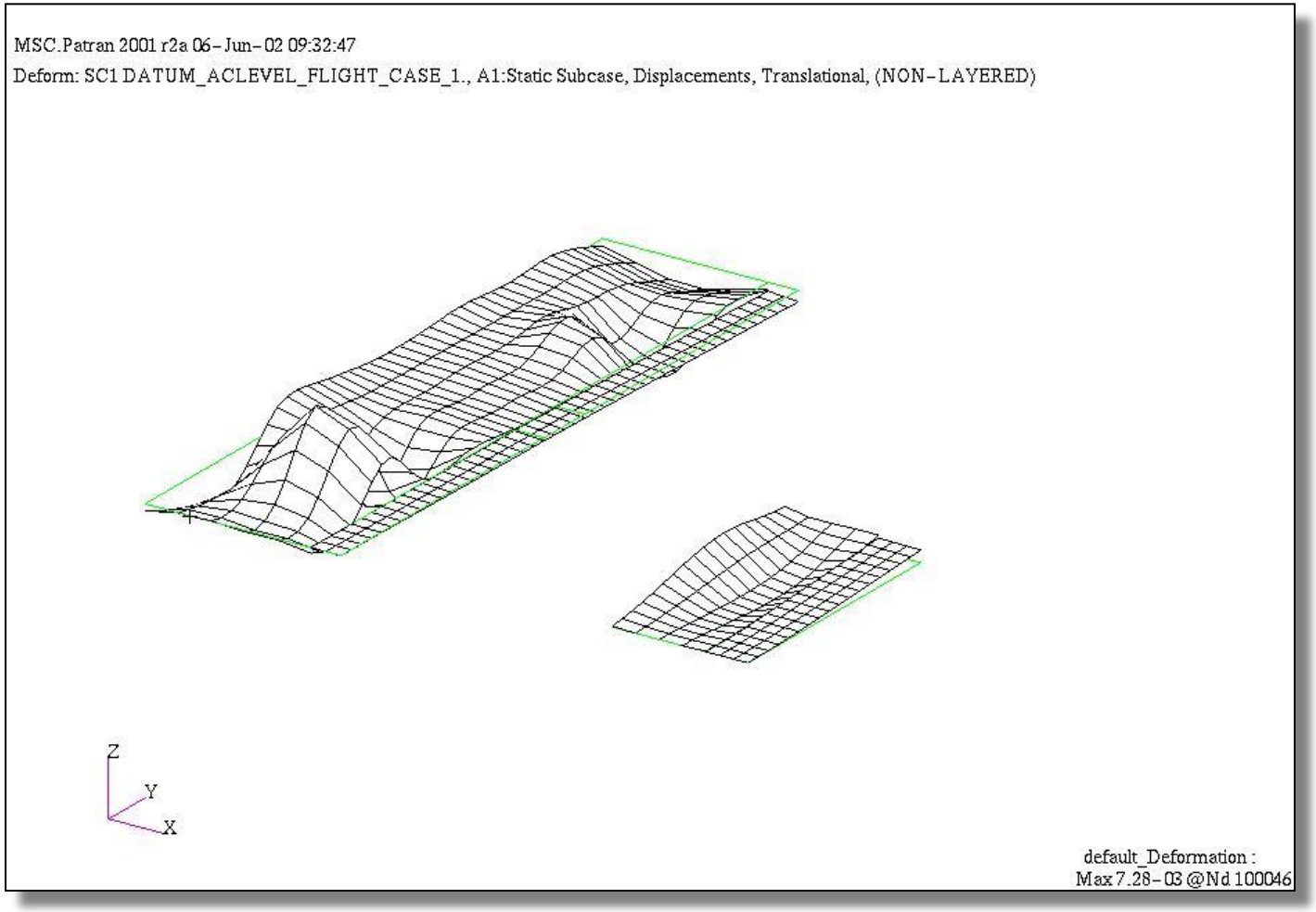
Упражнение 2e: результаты

- 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

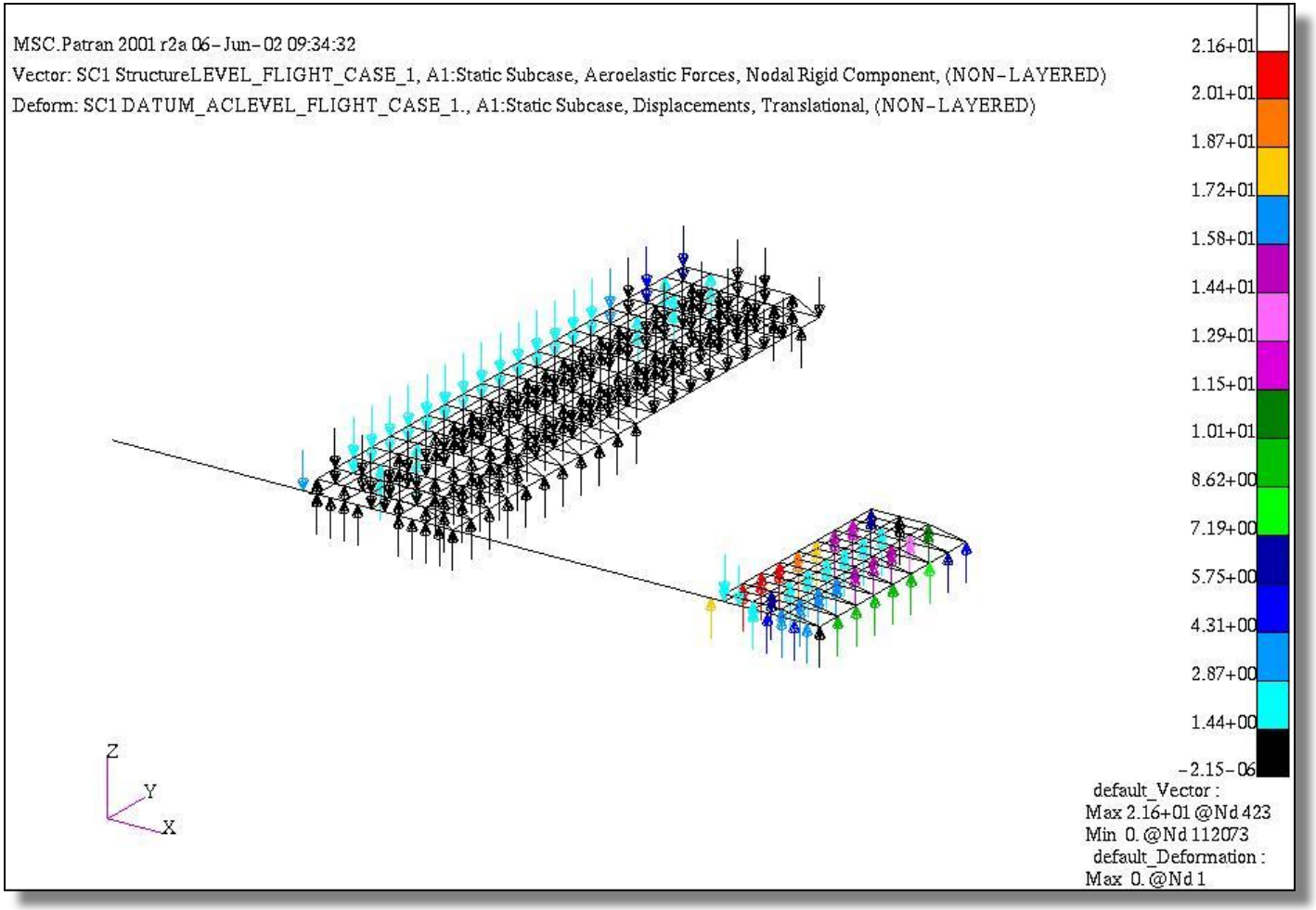
Деформации конструкции



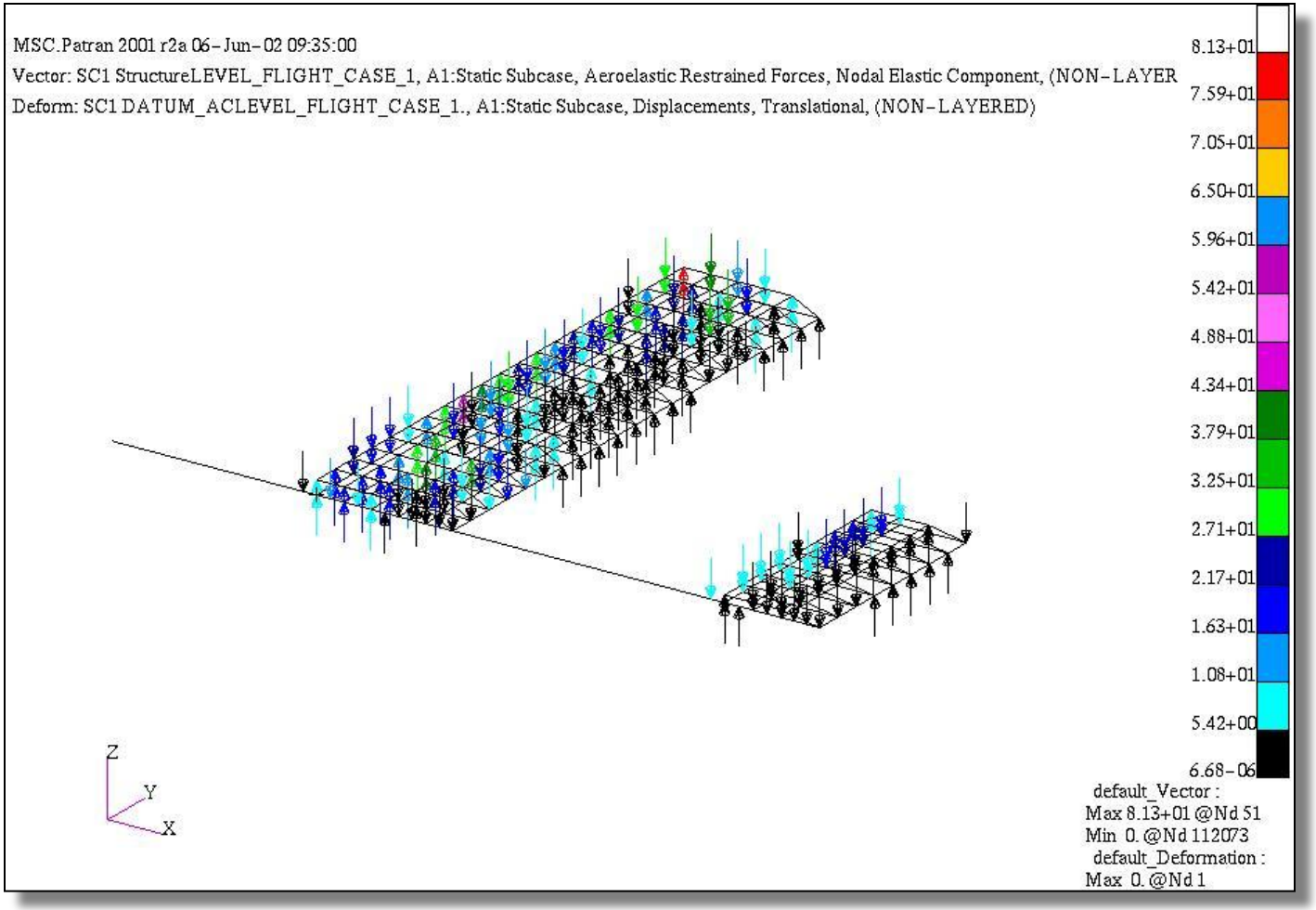
Деформации аэродинамической сетки



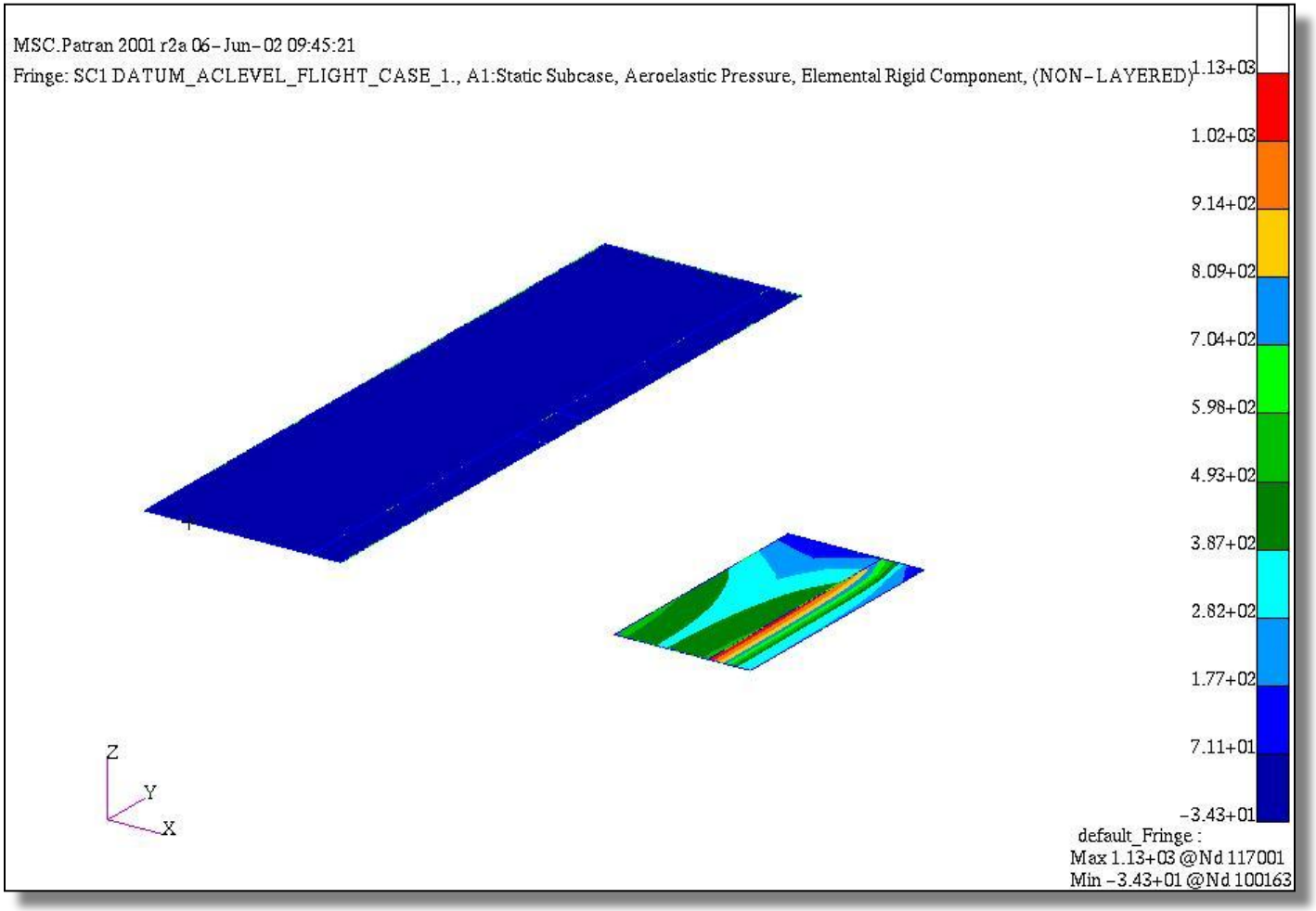
Распределение аэродинамической нагрузки «жесткую» конструкцию



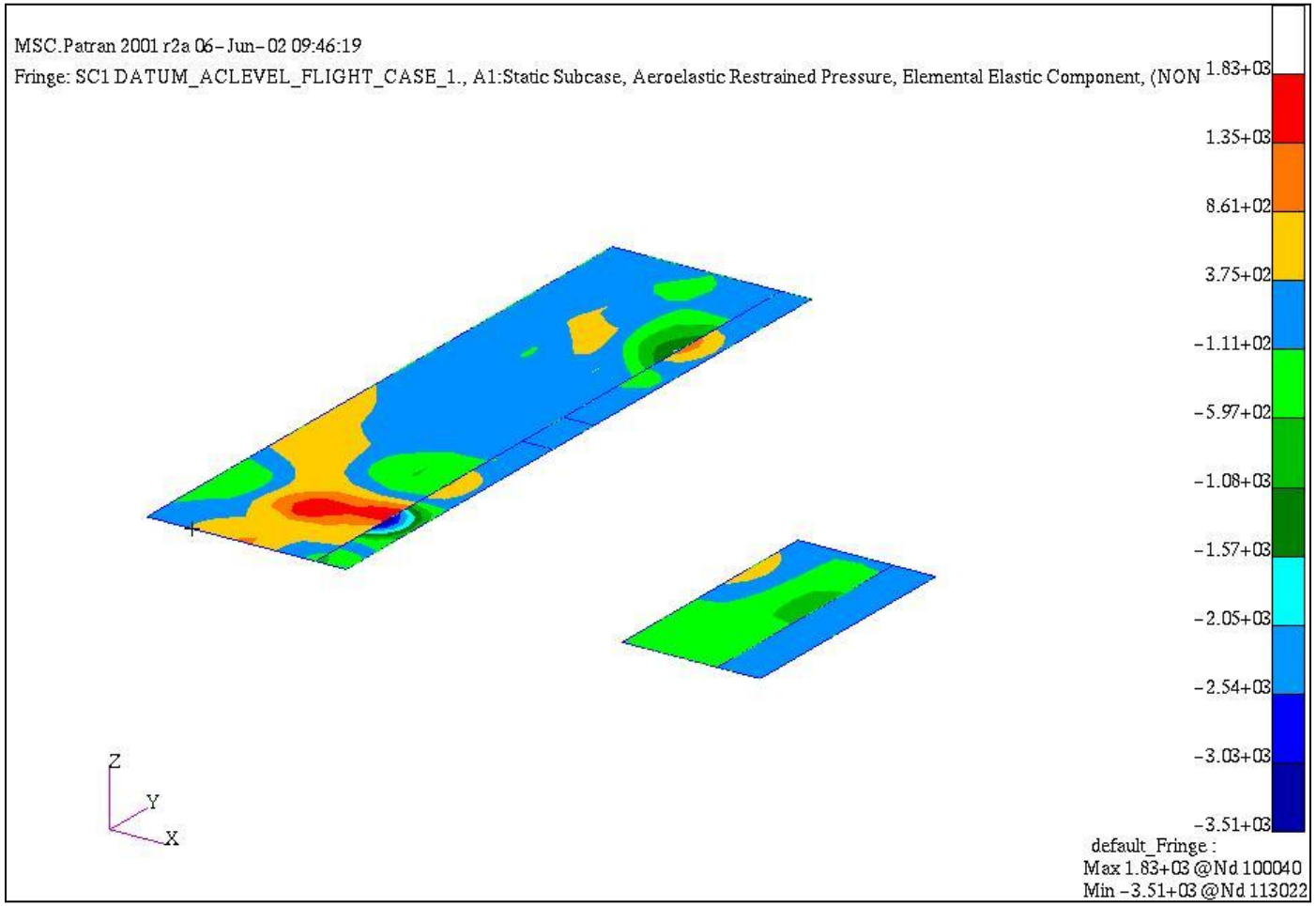
Приращение аэродинамических сил, действвующих на конструкцию



Распределение аэродинамического давления на «жесткую» конструкцию



Приращение аэродинамического давления

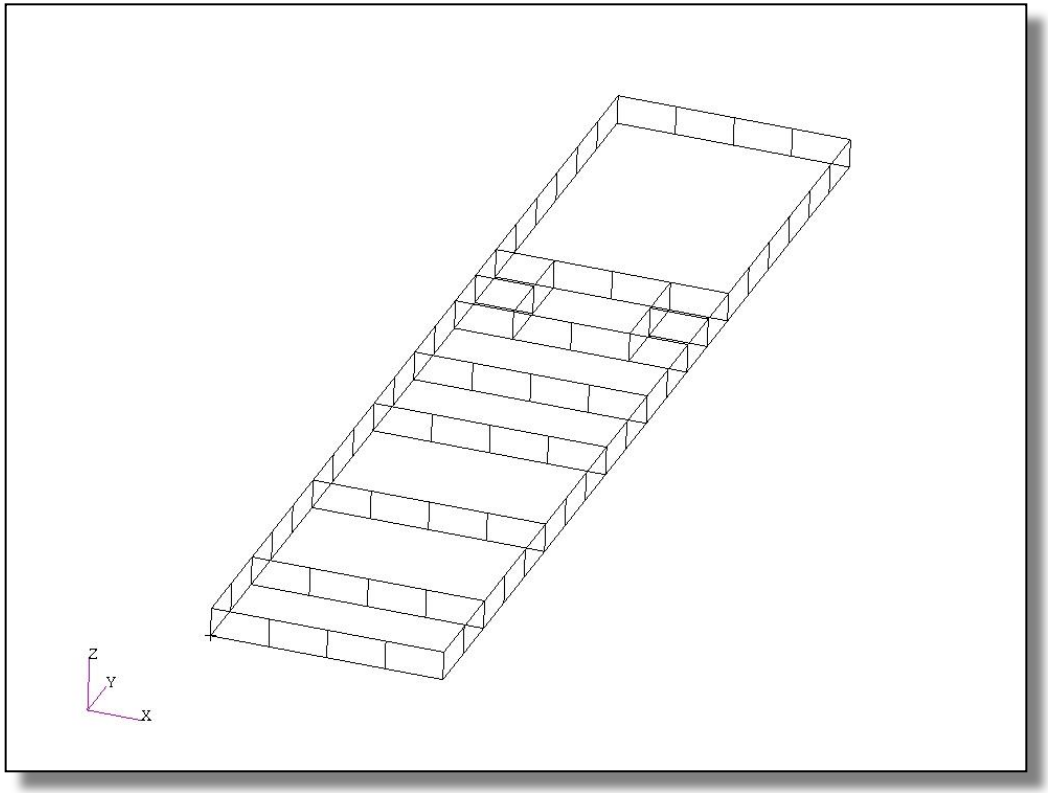


Упражнение 2e: выводы

- 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	1*g*	1*g*	1*g*
Отклонение флаперона	0º	0º	10º
Число маха	0.3	0.1	0.1
Скоростной напор	1820N/m^2	150N/m^2	150N/m^2

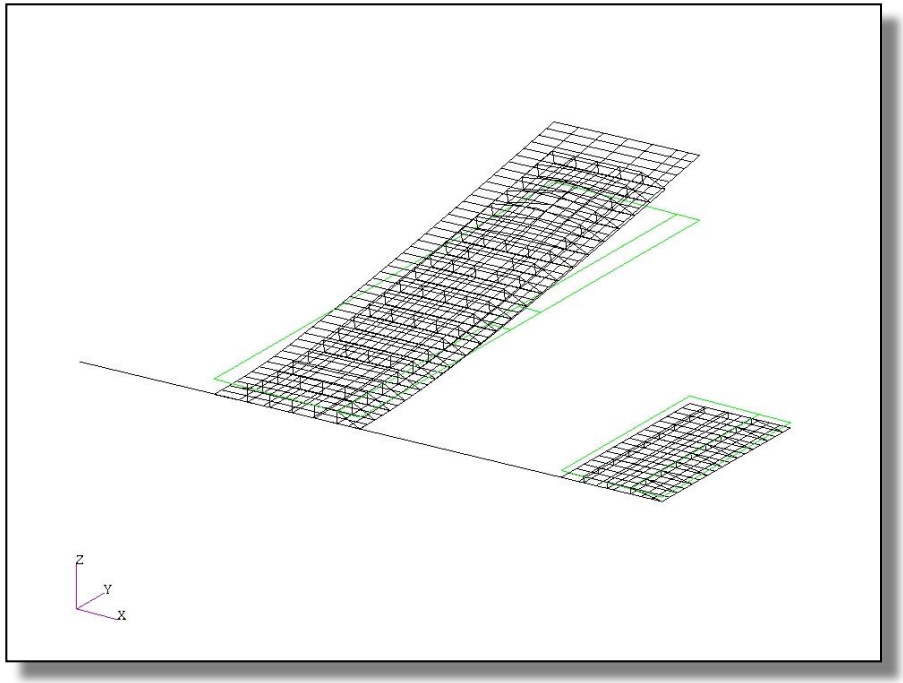
- Определить угол отклонения элевона и угол атаки.

Упражнение 2f: задания

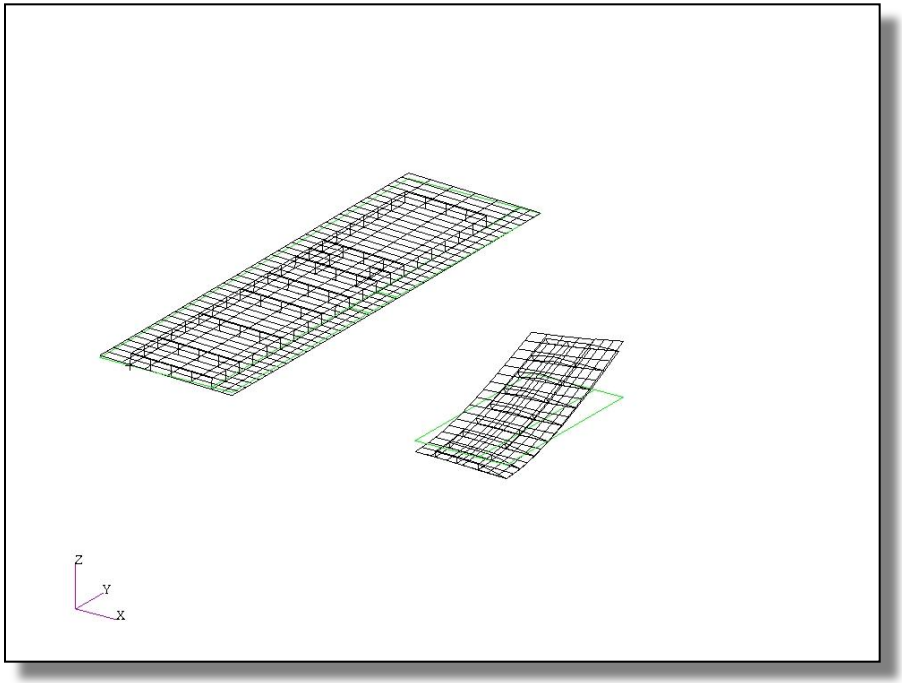
- Создайте улучшенные сплайны.
- Проверте созданные сплайны.
- Настройте и запустите расчет балансировки № 2.
- Получите следующие графики:
  - Распределение аэродинамического давления на деформированную аэродинамическую сетку.
  - Распределение давления вдоль хорды в координатах xy
  - Вектора аэродинамических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

Упражнение 2f: Проверка сплайнов

Mode 3:



Mode 6:

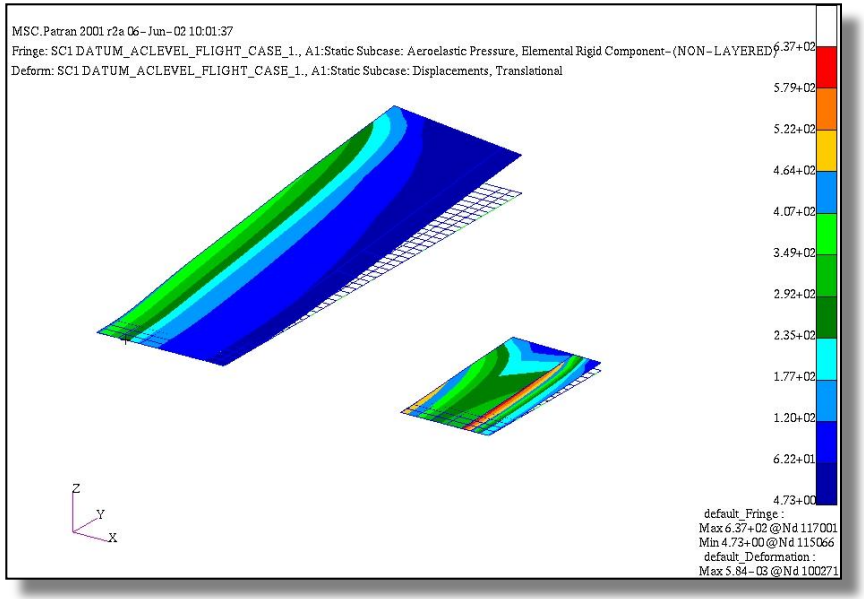


Упражнение 2f: результаты расчета балансировки

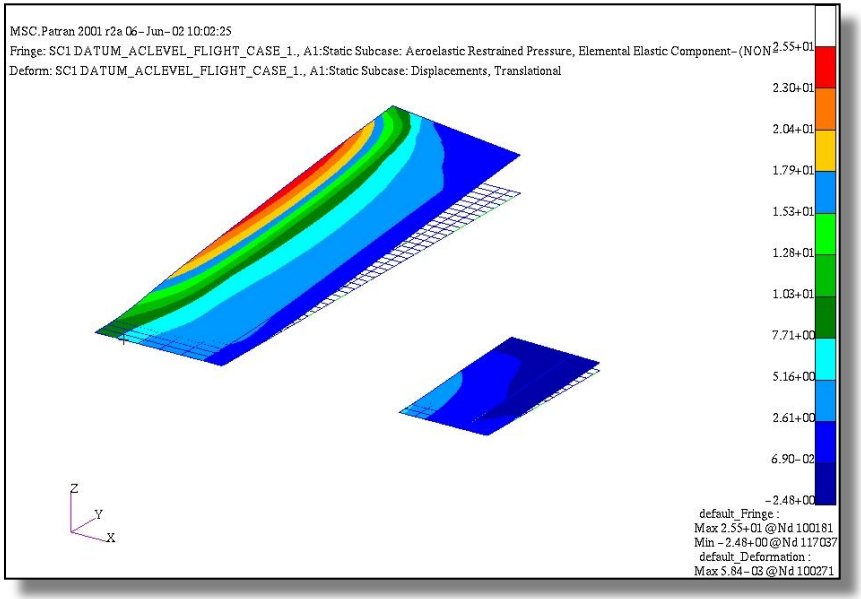
Нагрузка	1*g*	1*g*	1*g*
Отклонение флаперона	0º	0º	10º
Число Маха	0.3	0.1	0.1
Скоростной напор	1820N/m^2	150N/m^2	150N/m^2
Отклонение элевона	3.0933º	37.9626º	41.6648º
Угол атаки	0.8296º	11.1221º	9.1671º

Упражнение 2f: Распределение аэродинамического давления Case 1: M = 0.3, no flaps

«Жесткий» ЛА

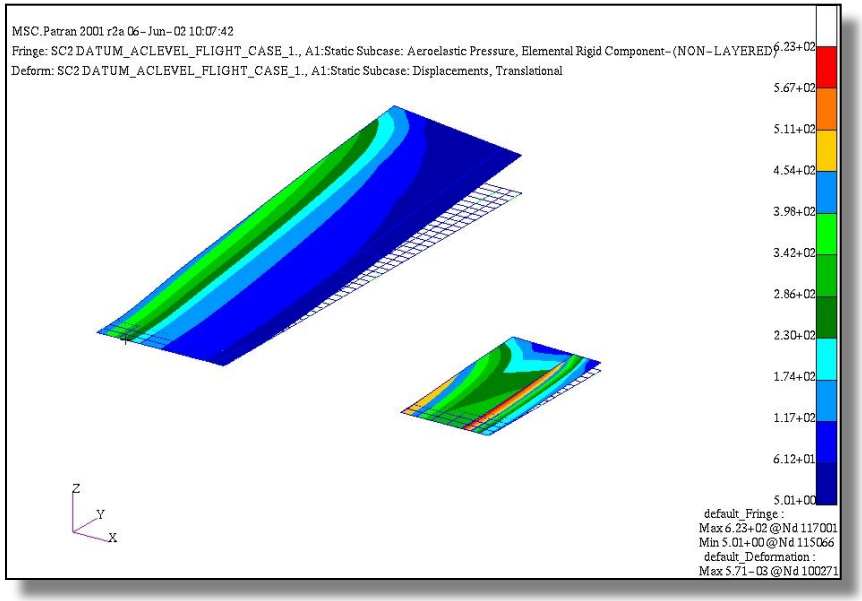


Упругий ЛА

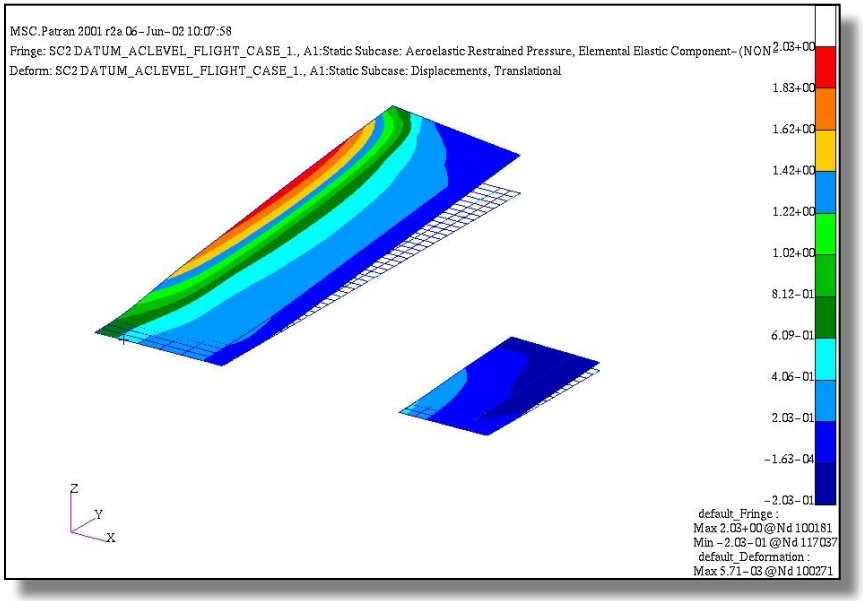


Упражнение 2f: Распределение аэродинамического давления Case 2: M = 0.1, no flaps

«Жесткий» ЛА

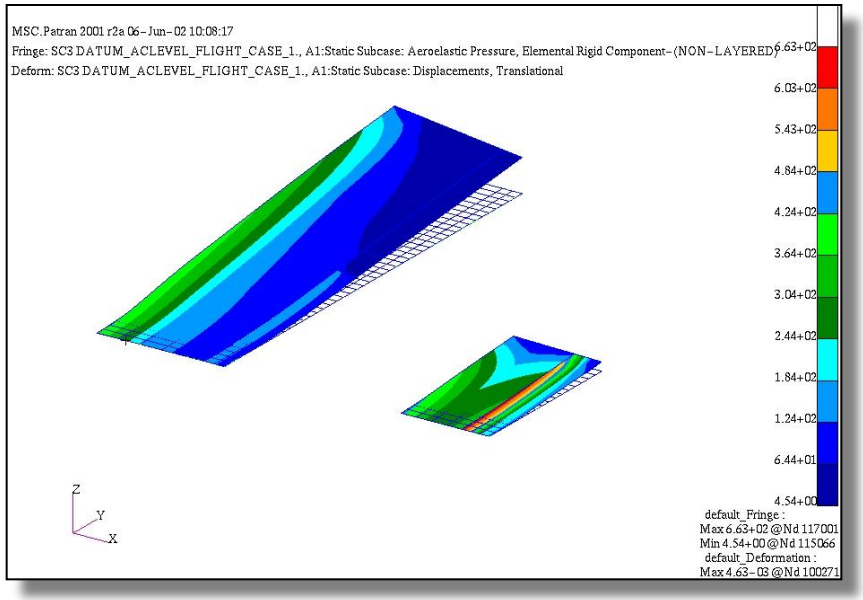


Упругий ЛА

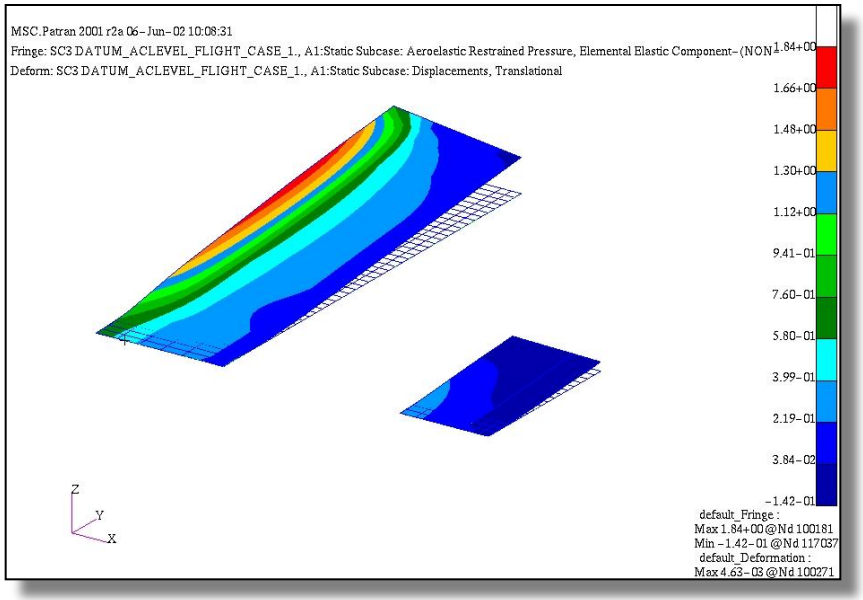


Упражнение 2f: Распределение аэродинамического давления Case 3: M = 0.1, flaps

«Жесткий» ЛА

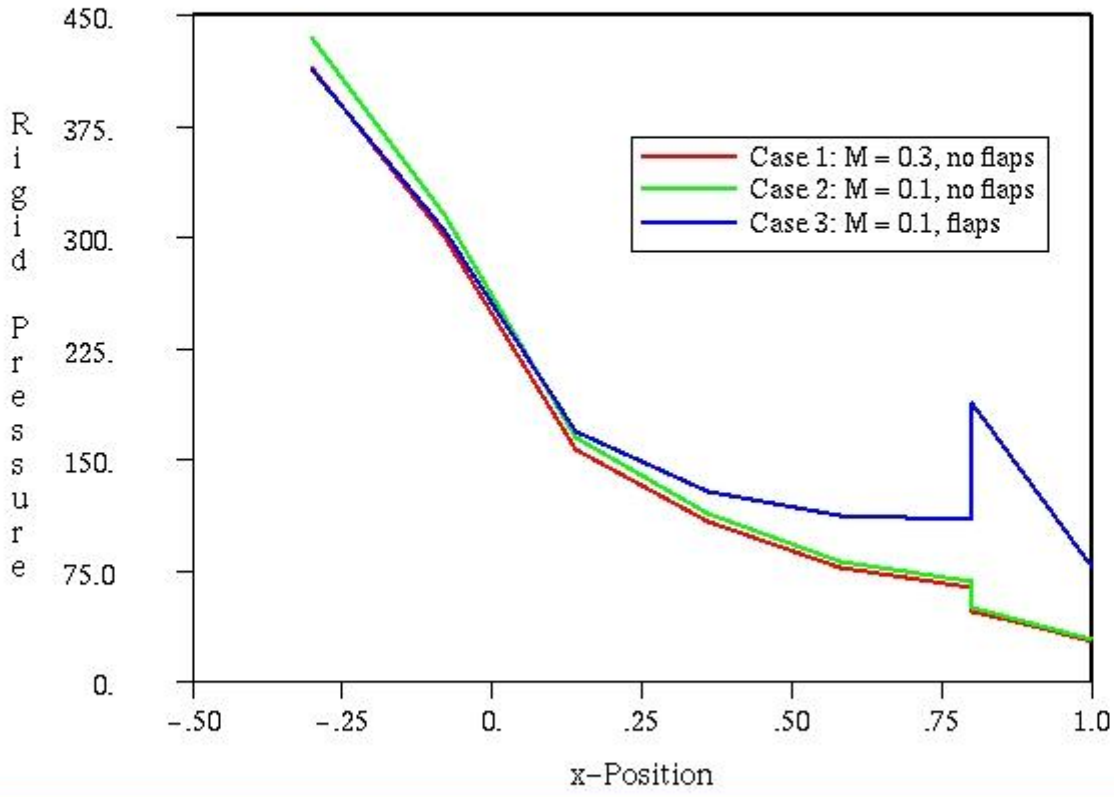


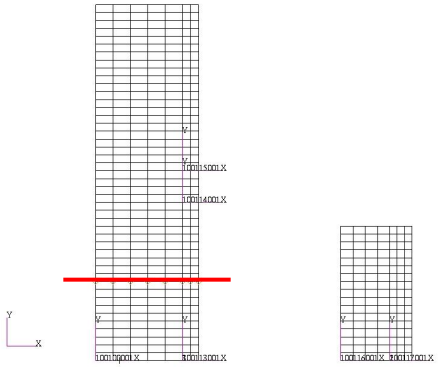
Упругий ЛА



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

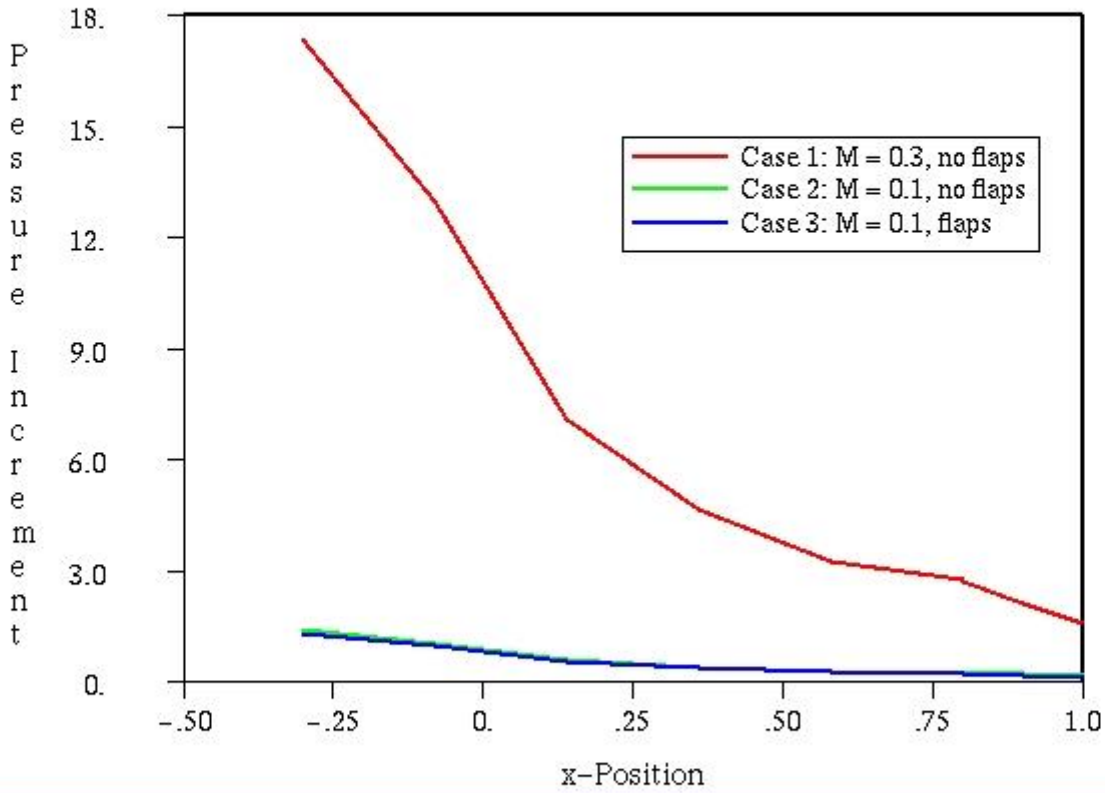
WS: 1*m*

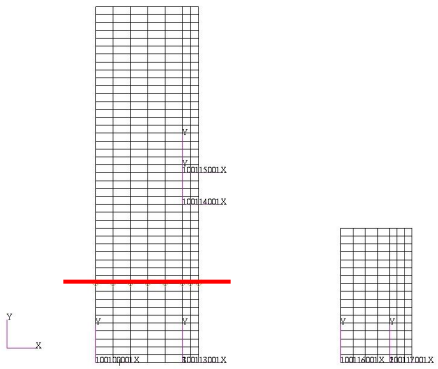




Упражнение 2f: Распределение аэродинамического давления на упругом ЛА

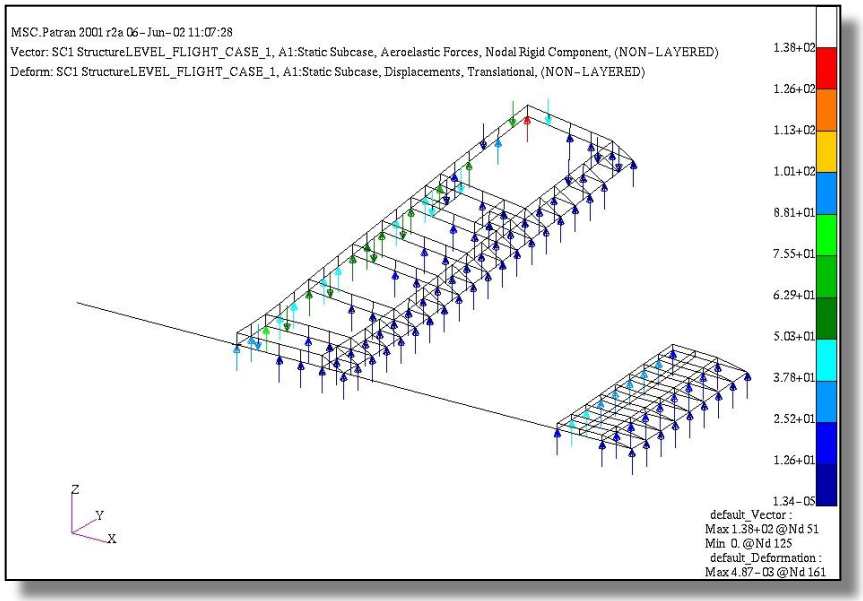
WS: 1*m*



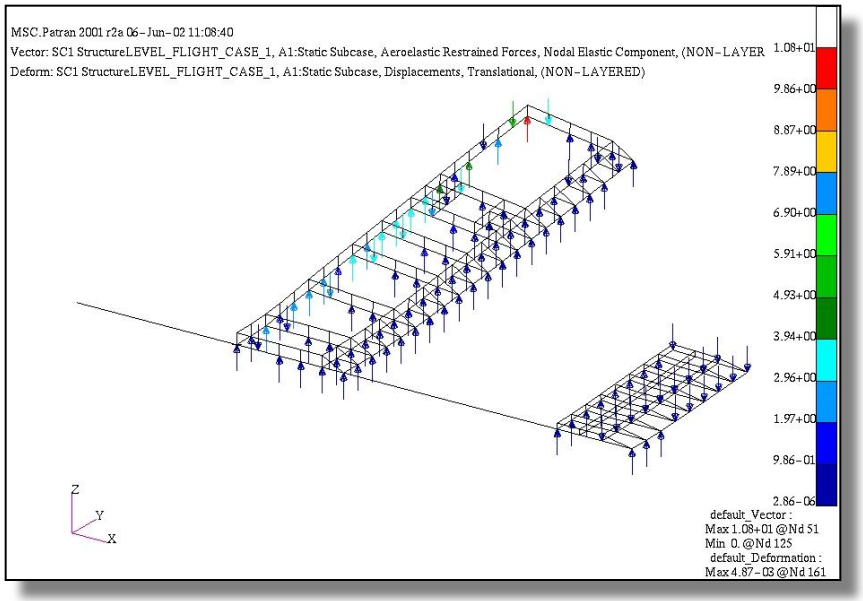


Упражнение 2f: Распределение аэродинамических сил Case 1: M = 0.3, no flaps

«Жесткий» ЛА

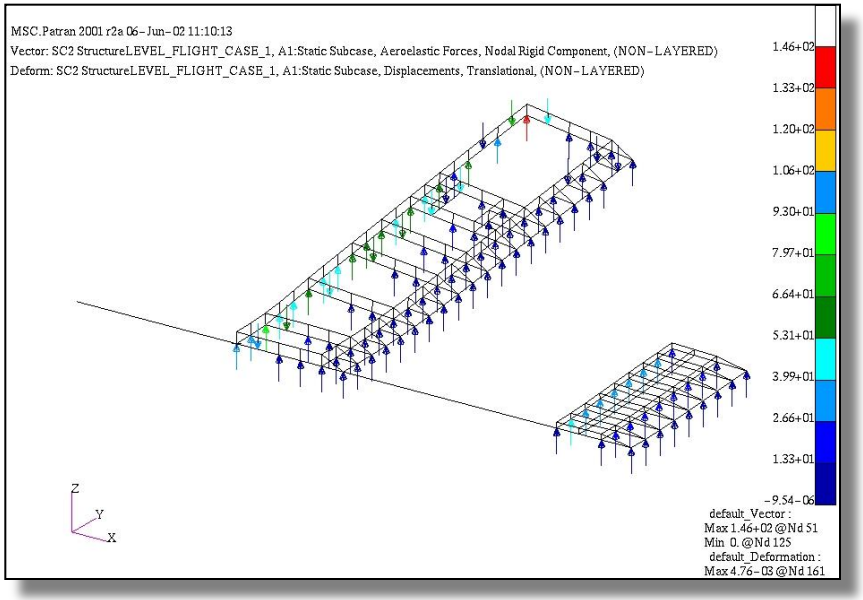


Упругий ЛА

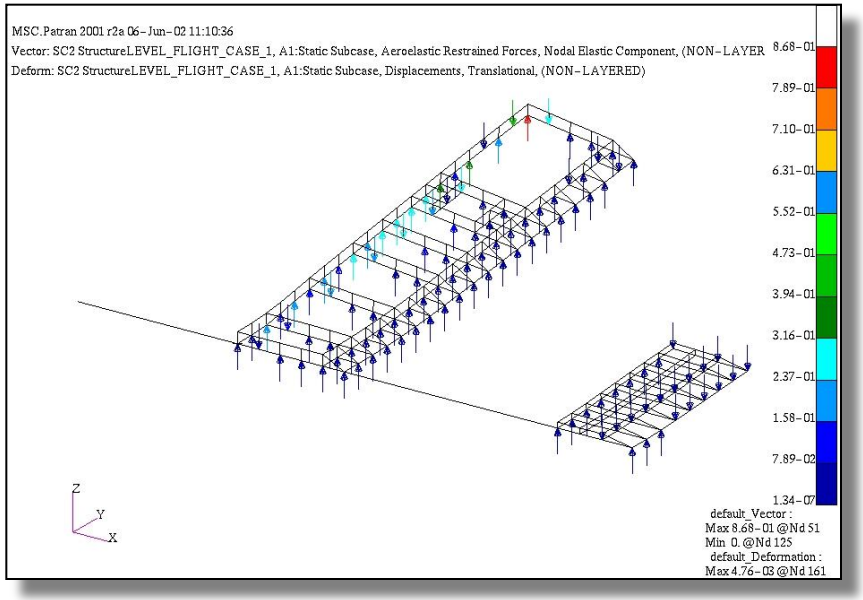


Упражнение 2f: Распределение аэродинамических сил Case 2: M = 0.1, no flaps

«Жесткий» ЛА

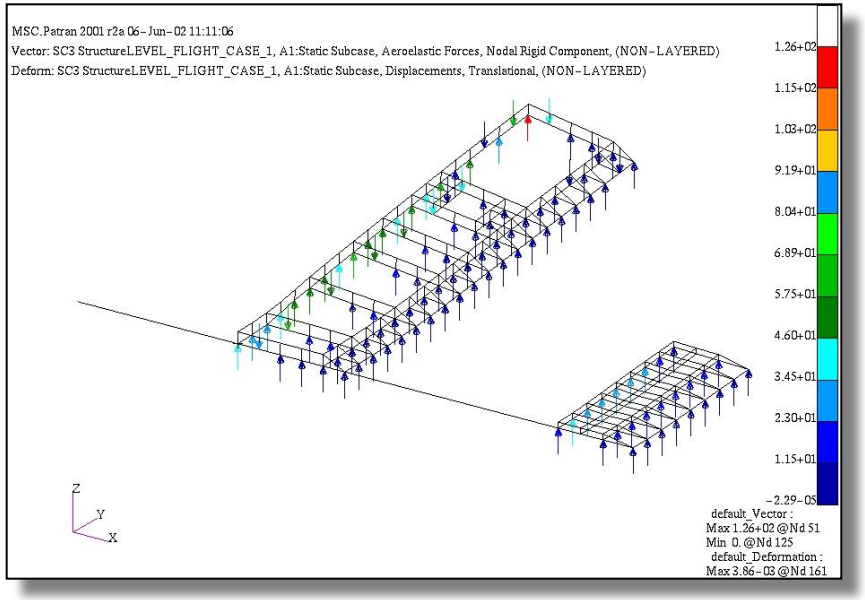


Упругий ЛА

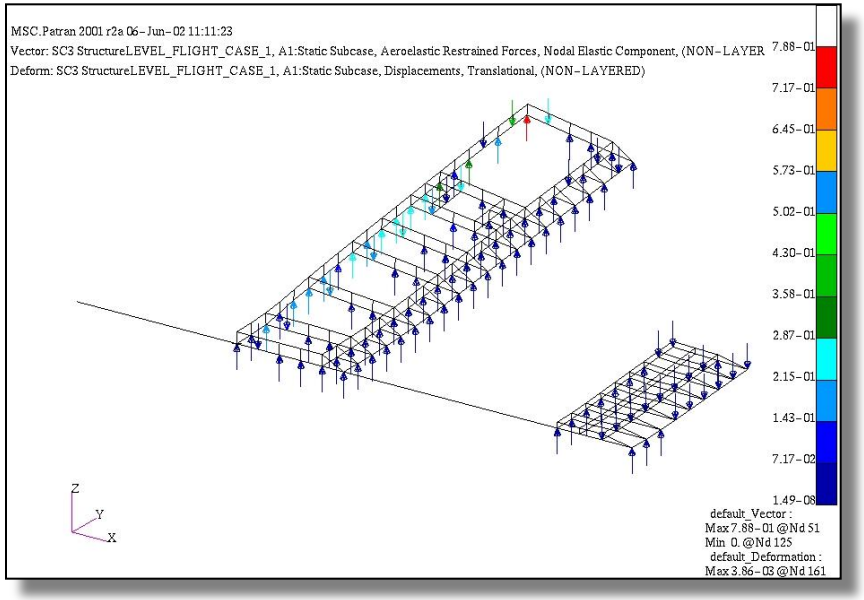


Упражнение 2f: Распределение аэродинамических сил Case 3: M = 0.1, flaps

«Жесткий» ЛА



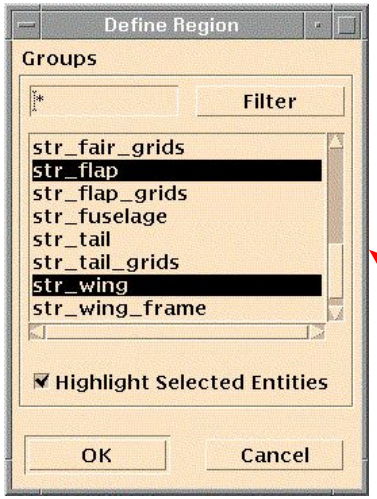
Упругий ЛА

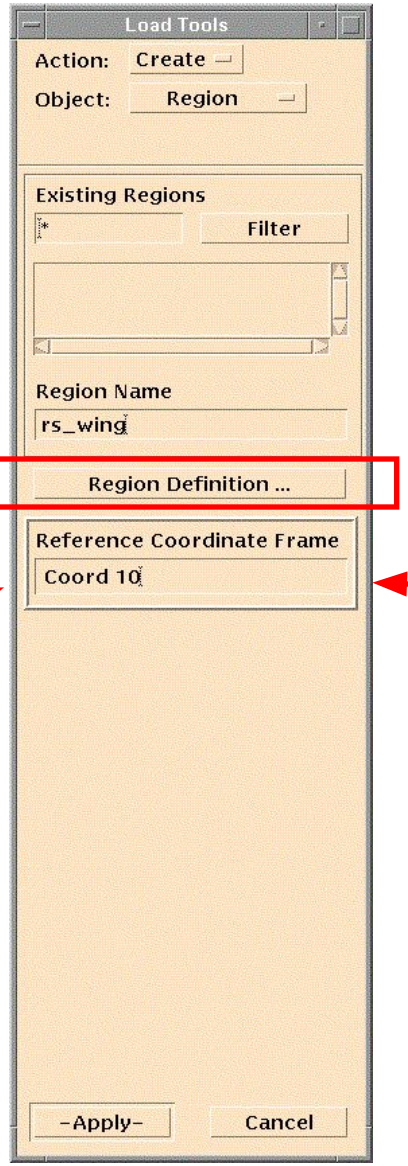


Loads Browser: обзор

- loads browser позволяет получить графики интегральных нагрузок в осях xy :
  - 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)

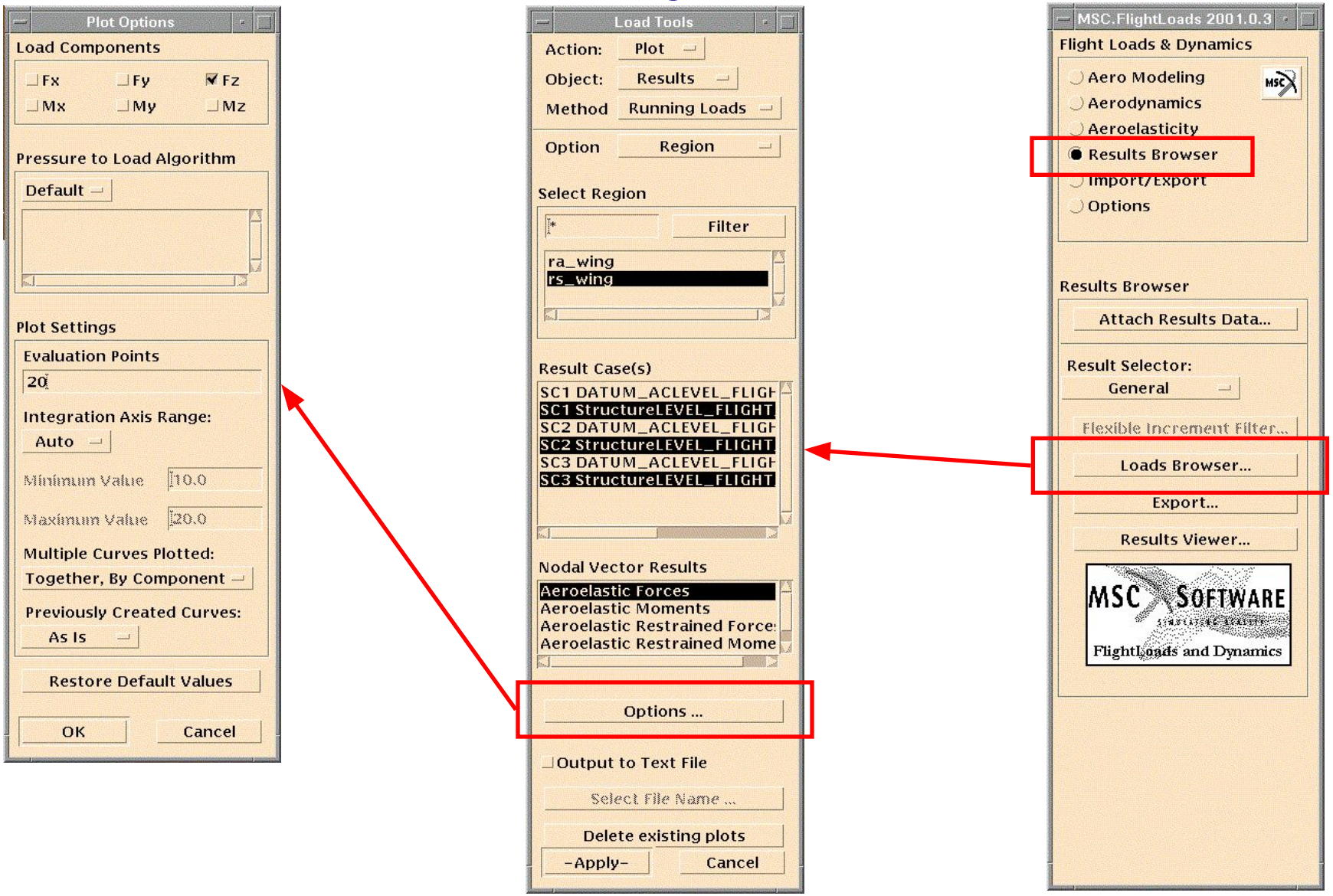
Loads Browser: задание области





Нагрузки суммируются вдоль оси X, данной координатной системы

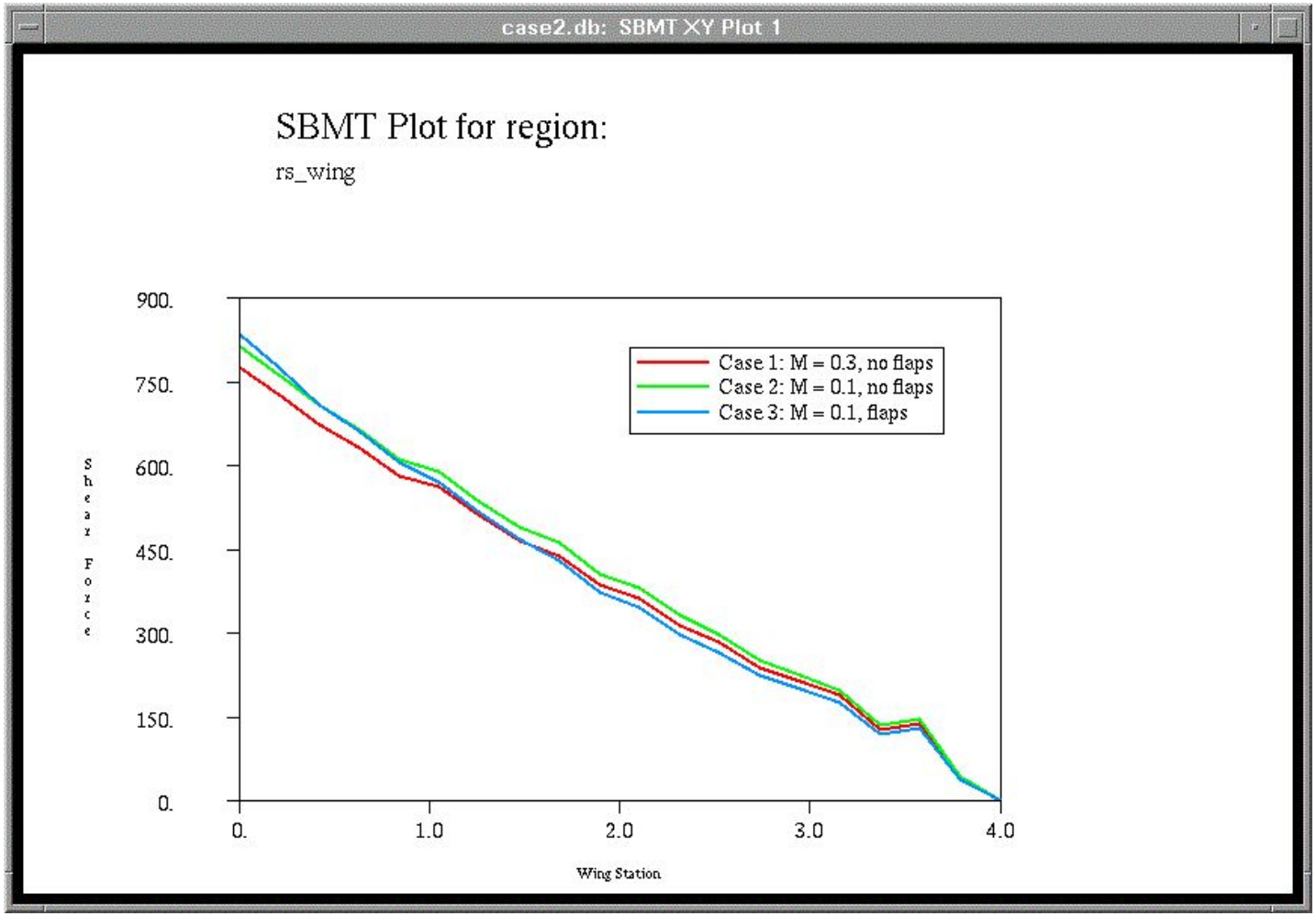
Loads Browser: графики интересующих нагрузок



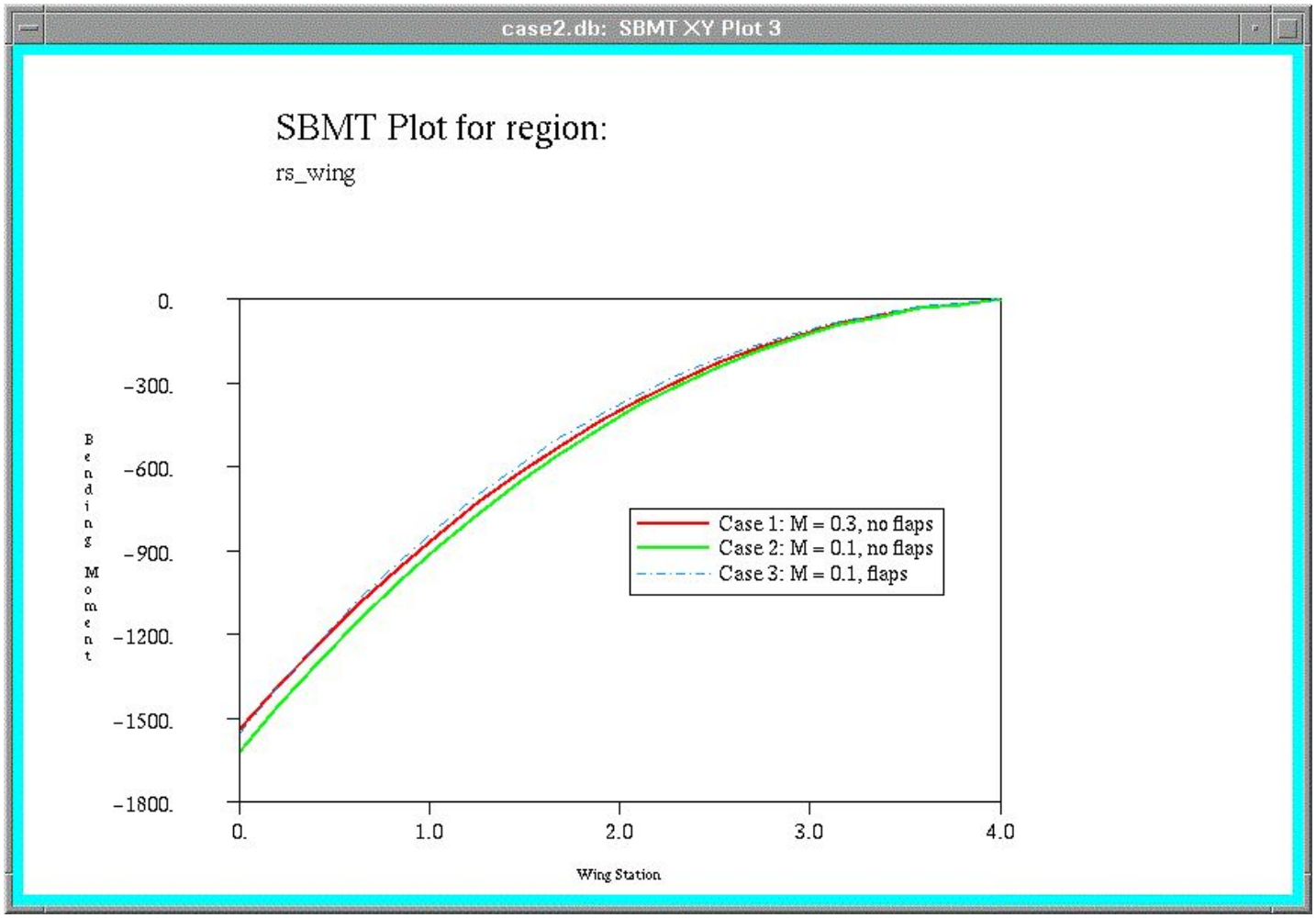
Упражнение 2g: задание

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

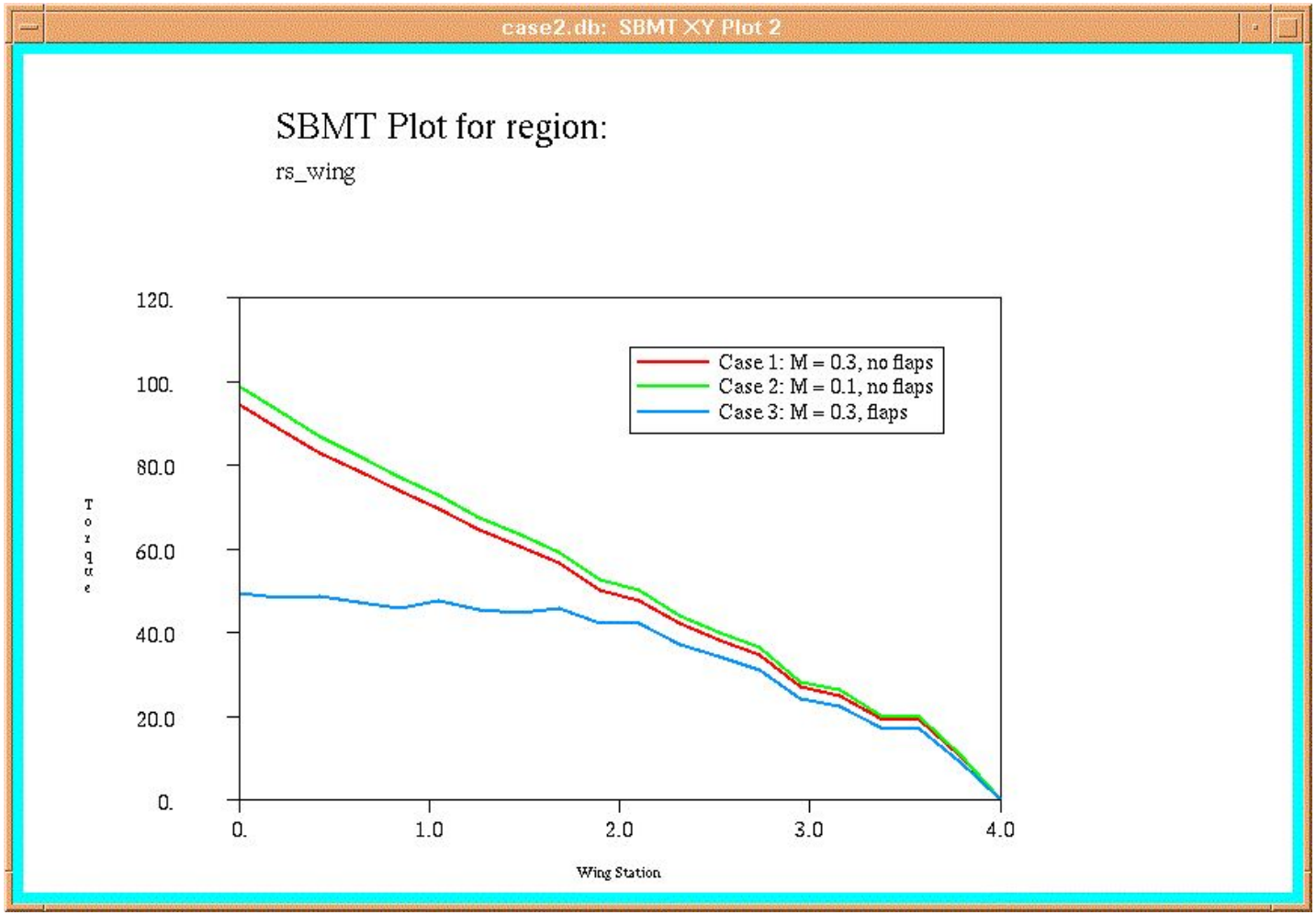
Упражнение 2g: распределение аэродинамических нагрузок на «жесткий» ЛА поперечная сила вдоль размаха крыла



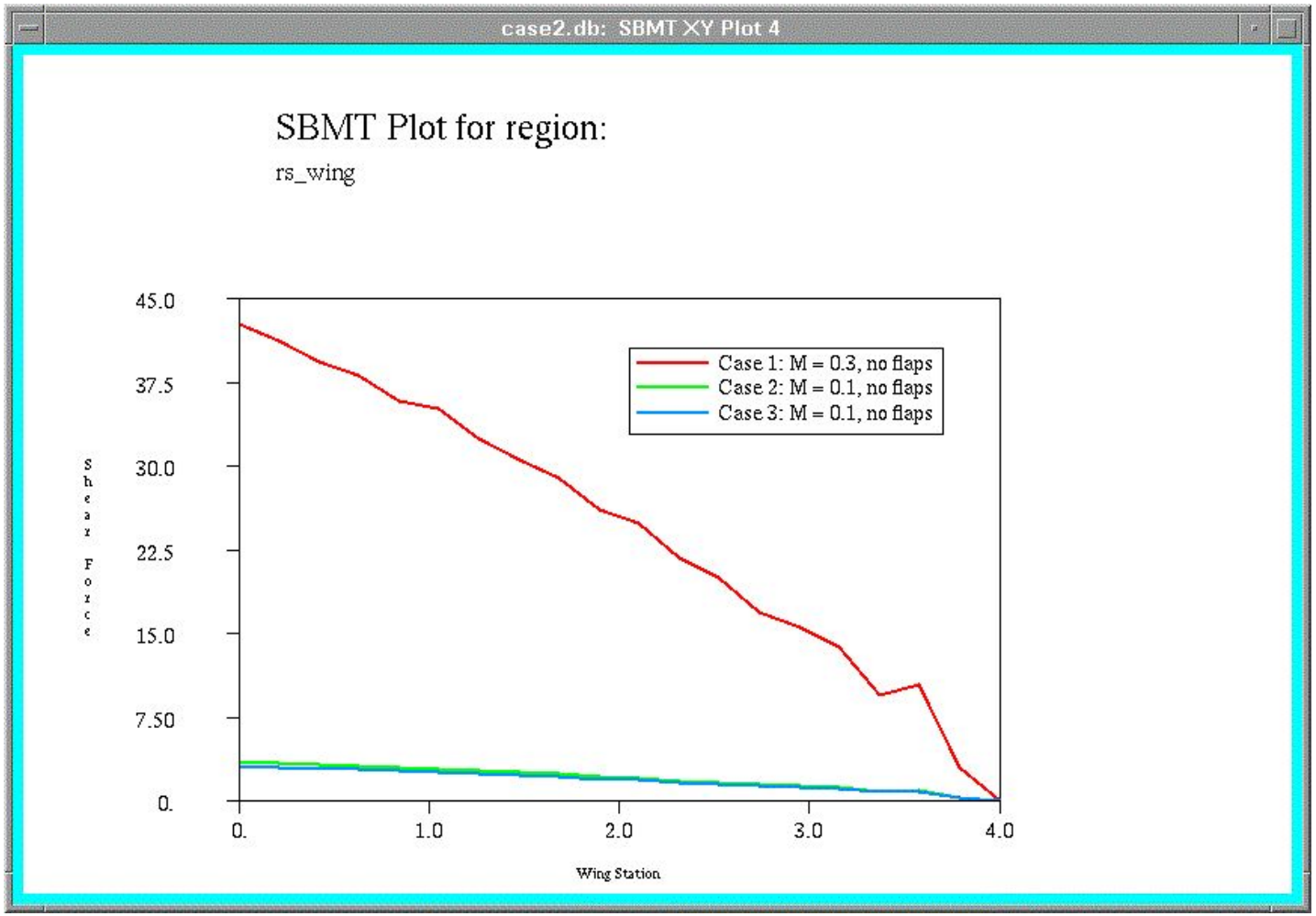
Упражнение 2g: распределение аэродинамических нагрузок на «жесткий» ЛА изгибающий момент вдоль размаха крыла



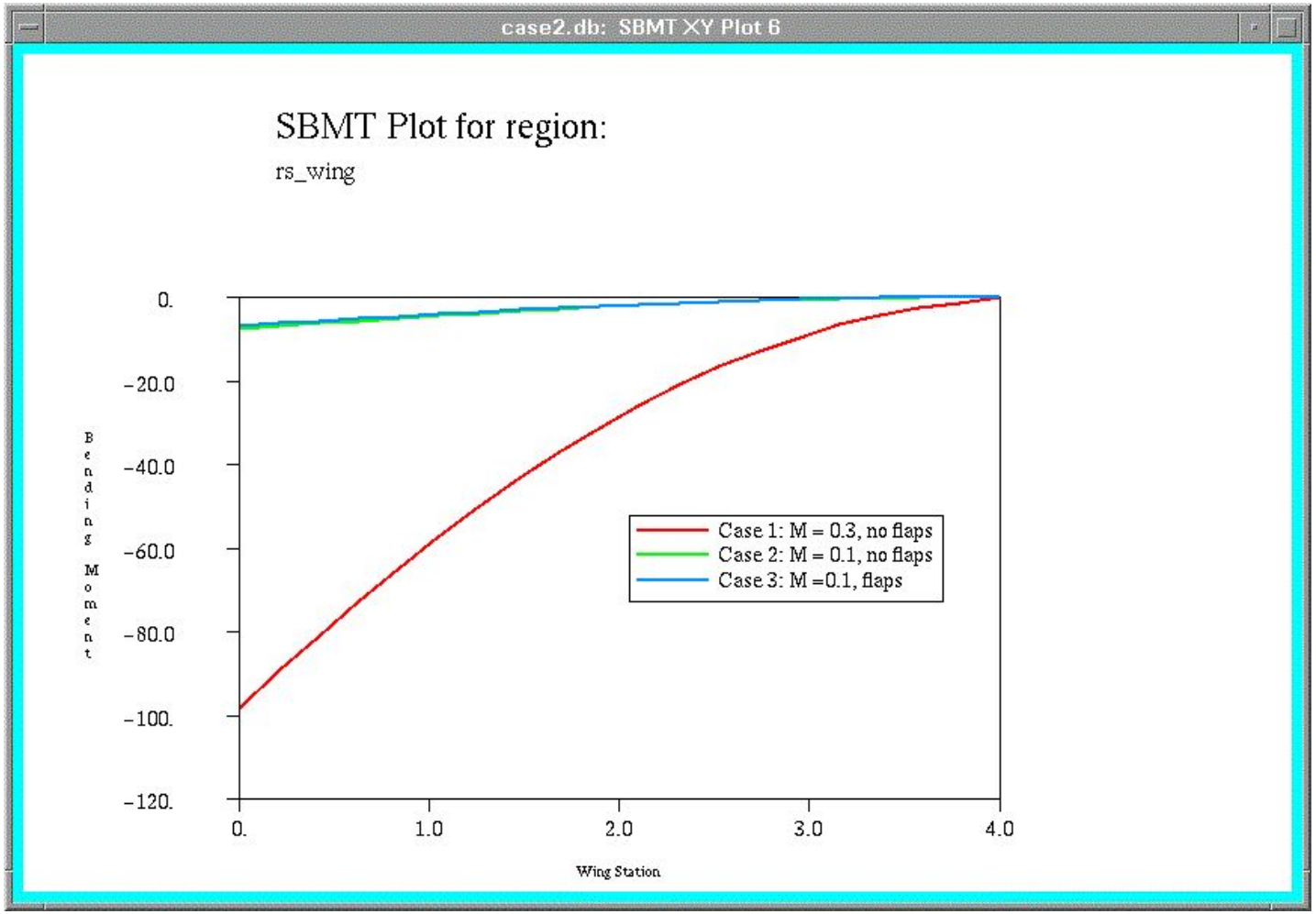
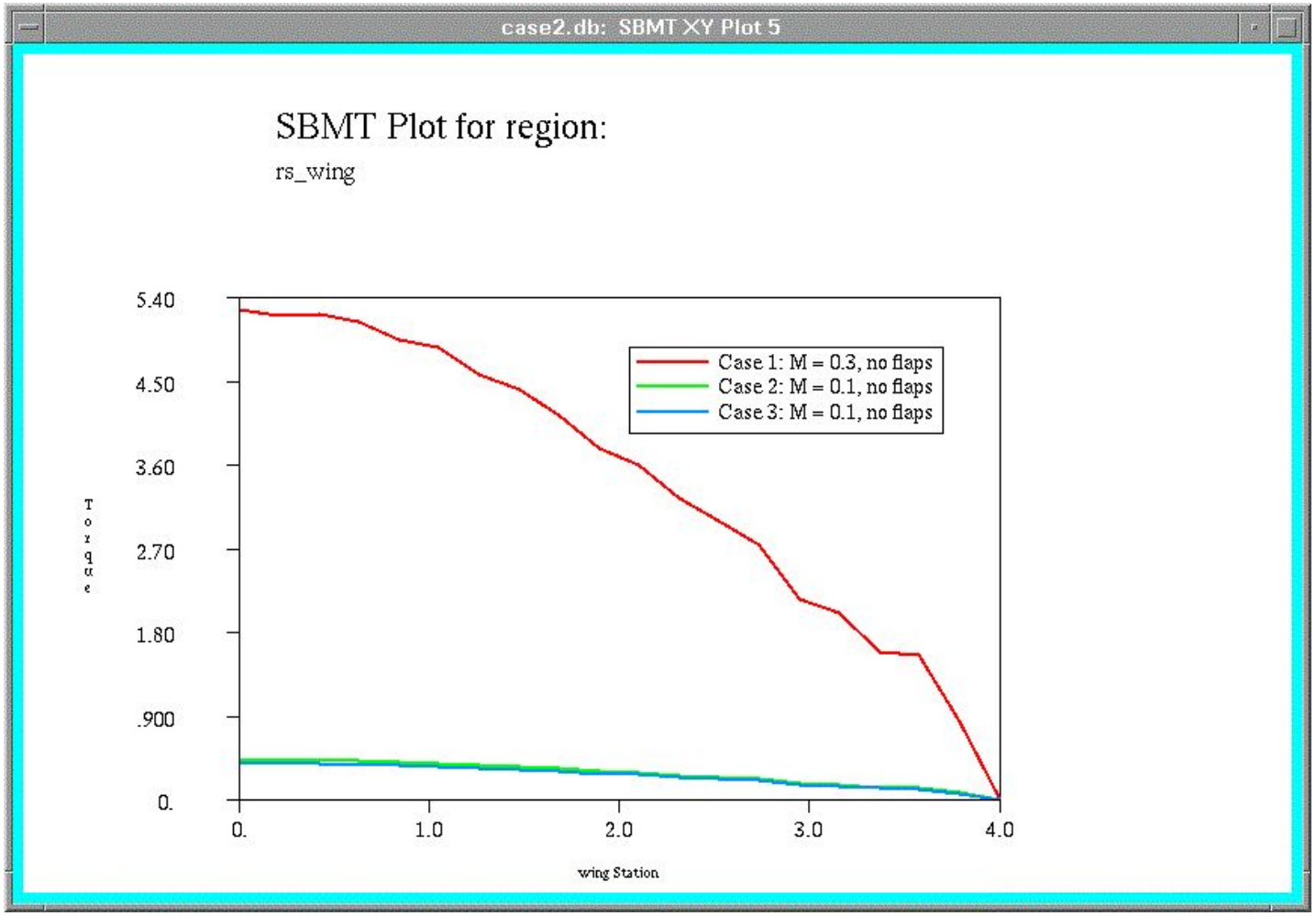
Упражнение 2g: распределение аэродинамических нагрузок на «жесткий» ЛА крутящий момент вдоль размаха крыла



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