

Раздел 5.5

ЛА с развитым крылом и оперением

Цель

- Этот раздел знакомит с некоторыми передовыми темами во FlightLoads и Aeroelasticity, используя более сложную полусимметричную модель сверхзвукового тренировочного истребителя TS1.

Обсуждение тем

- Манипулирование геометрией в MSC.Patran для задания областей поверхности оперения
- Изучение методов создания аэродинамической сетки
- Изучение методов создания сплайнов
- Определение структурных и аэродинамических контрольных точек

Обсуждение тем

- Постпроцессинг:
 - ◆ Расчет производных устойчивости и балансируемых переменных показан более детально.
 - ◆ Для изучения поперечных нагрузок, изгибающих и крутящих моментов используется Loads Browser
 - ◆ Показана возможность повторного использования базы данных аэроупругости для дальнейшего расчета балансировки.
- Повторное использование базы данных аэроупругости показано для многомассовой модели.

Описание конструкции ЛА

- Единицы: U.S Units: *lbf, ft, s*
- Площадь крыла $275.4ft^2$ ($39658in^2$)
- Размах $26.6ft$ ($319.2in$)
- Характеристическое отношение 2.57
- Хорда $7.92ft$ ($95.0in$)
- Максимальная масса $18,000lbf$
- Максимальная скорость 1.4 Маха
- Потолок $40,000ft$

Модель ЛА

Структурная модель самолета
содержит:

Эквивалентную пластину для
оперения

Комплексную структуру крыла

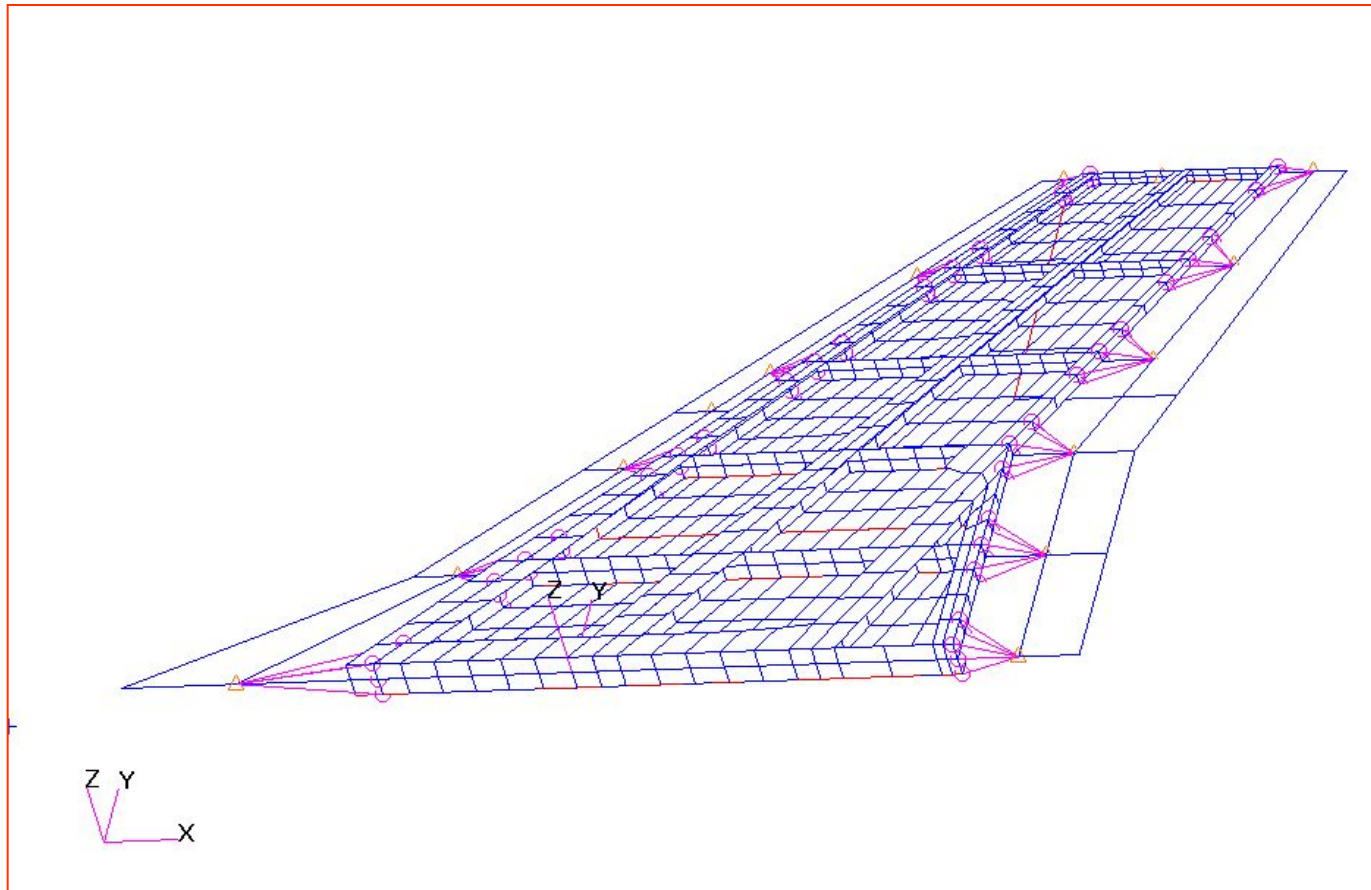
Жесткие элементы для фюзеляжа

Точечные массы для фюзеляжа

Точечные массы полезной нагрузки
и различных систем,
расположенных на крыле отсека



Сетки крыла



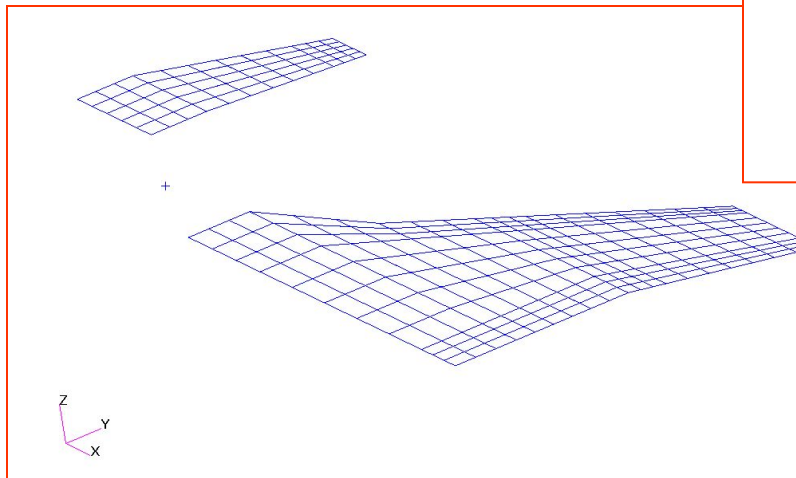
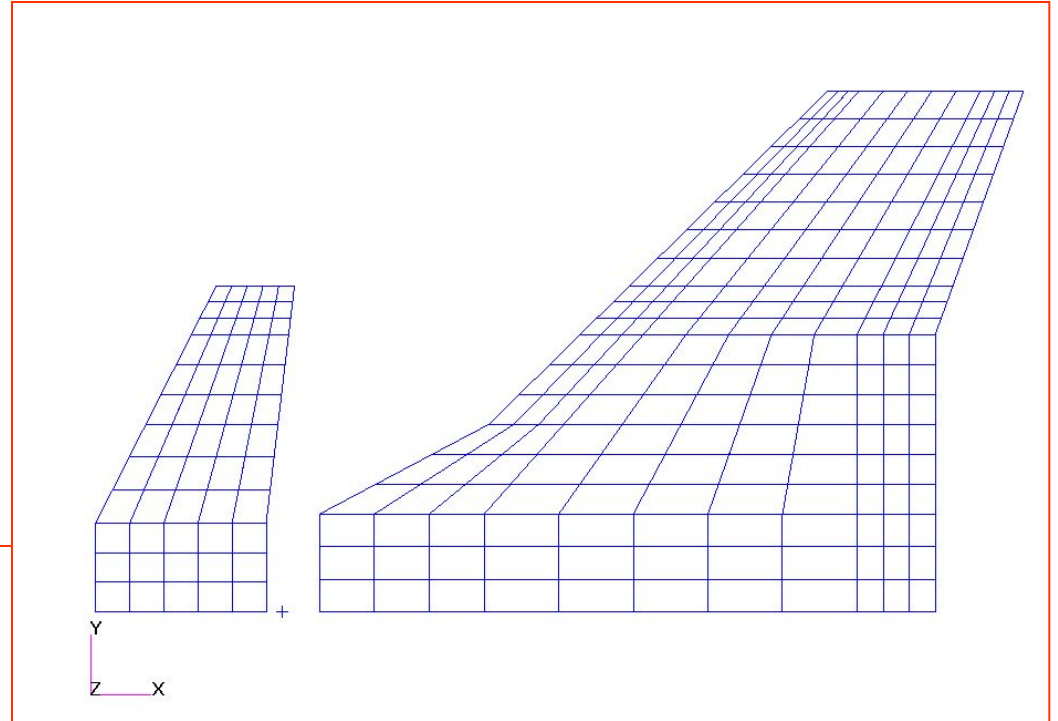
Аэродинамическая сетка

Аэро сетка самолета:

Плоскость крыла

Плоскость оперения

Плоскость центроплана



Геометрические манипуляции: цели

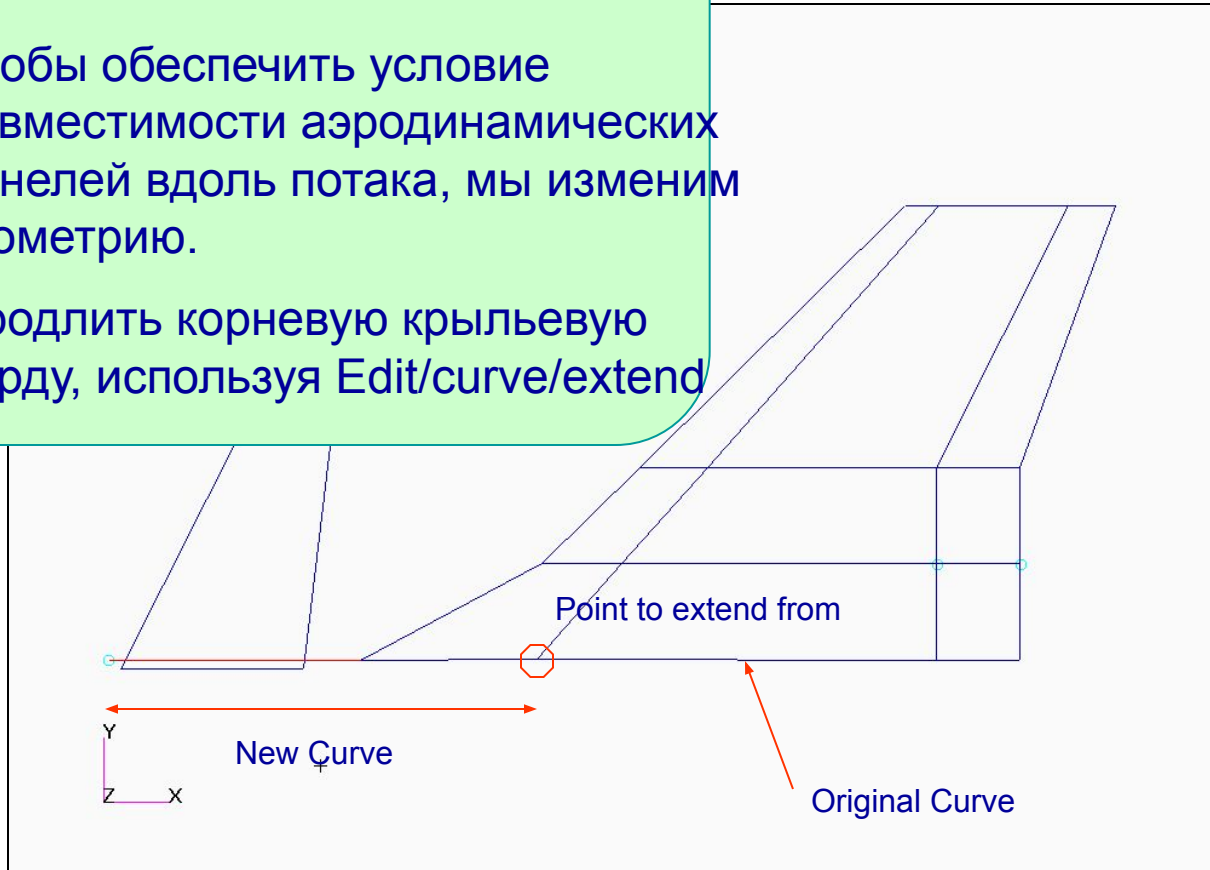
- Начальные геометрические поверхности для крыла и оперения модели MSC TS1 имеют следующие недостатки:
 - ◆ Плоскости оперения и крыла расположены в различных плоскостях по вертикали.
 - ◆ Плоскости не обеспечивают расположение аэродинамических элементов вдоль потока один за другим. Мы хотим обеспечить выполнение условия, когда оперение и крыло должны располагаться в одной плоскости.
 - ◆ Плоскости имеют сложную структуру, так как они имеют линии перегиба и управляющие поверхности.

Геометрические манипуляции: ВЫТЯГИВАНИЕ КРИВОЙ

Манипуляции с геометрией в PATRAN

Чтобы обеспечить условие совместимости аэродинамических панелей вдоль потока, мы изменим геометрию.

Продлить корневую крыльевую хорду, используя Edit/curve/extend



Action:

Object:

Method:

Curve ID List

Option:

Extend Method
 Straight Line
 Continuous Curvature
 Through Points
 Full Circle
 To Another Curve

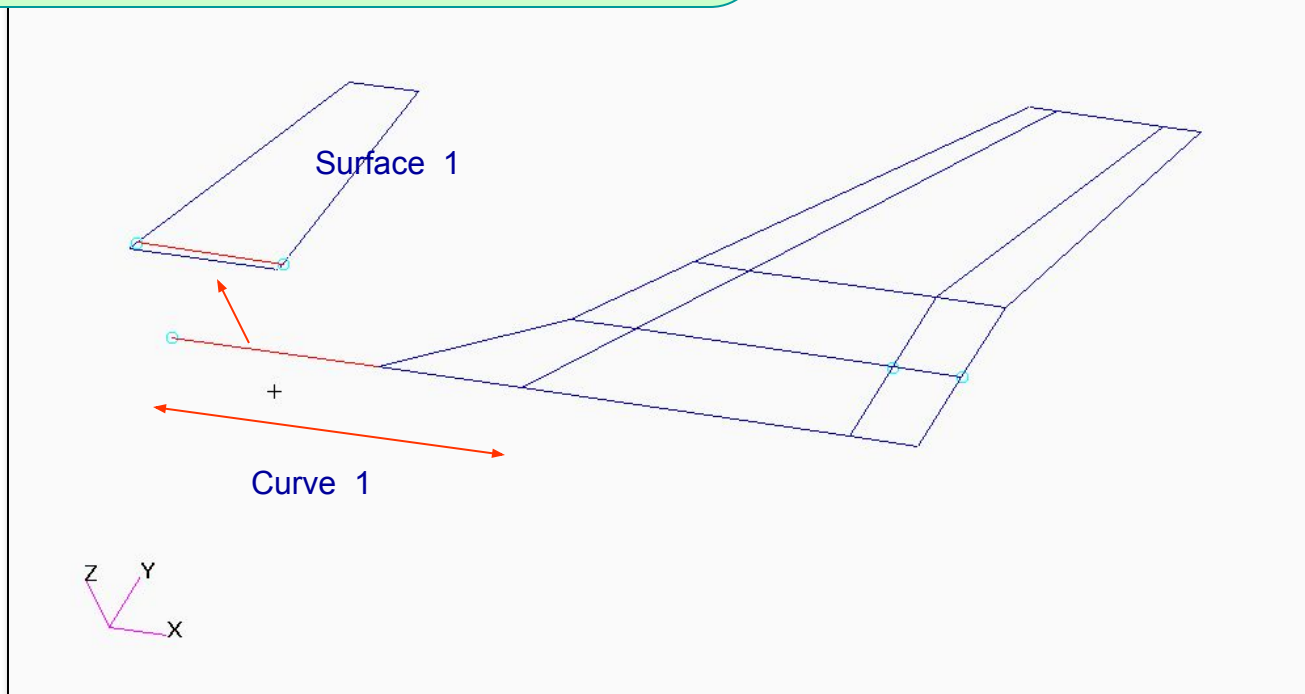
Curve Length
 Actual
 Fraction of Original

Auto Execute

Curve/Point List

Геометрические манипуляции : проецирование кривой

Спроецировать удлиненную кривую на оперение, используя create/curve/project с опцией 'normal to surface'



Action:

Object:

Method:

Curve ID List

Project onto:

Option:

Projection Vector

Refer. Coordinate Frame

Delete Original Curves

Auto Execute

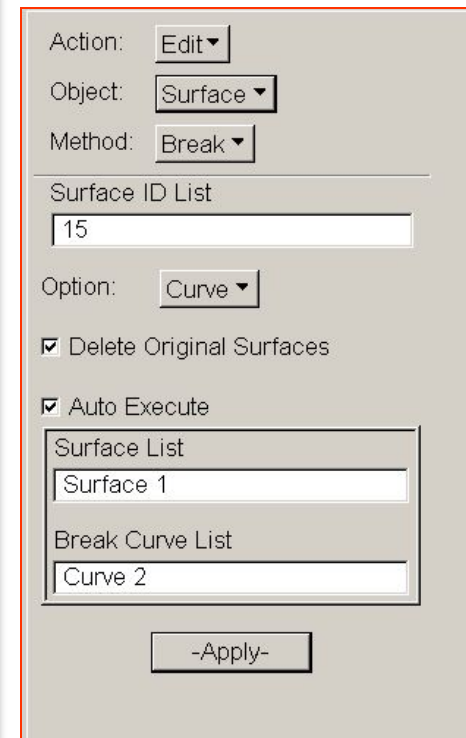
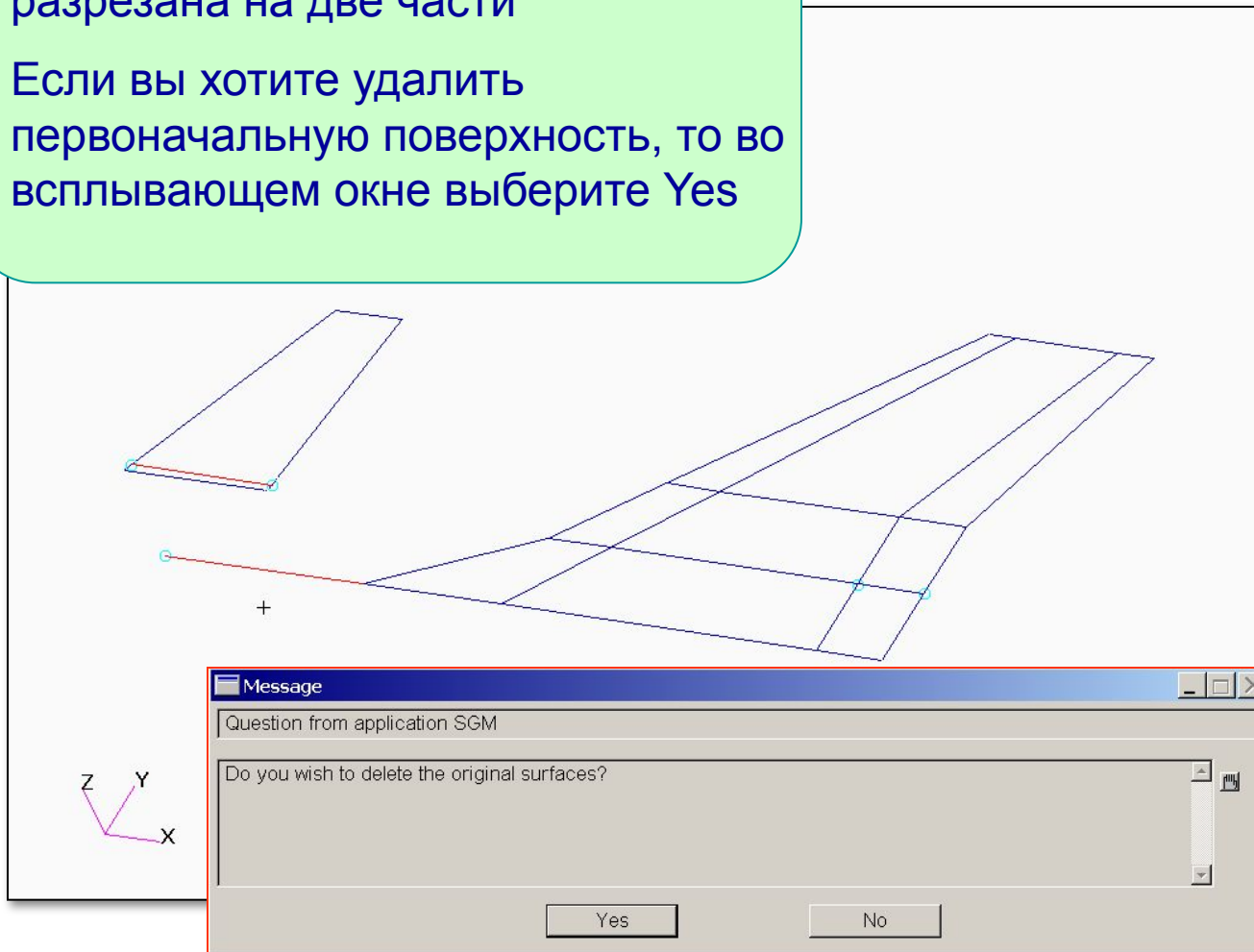
Curve List

Surface List

Геометрические манипуляции: резка поверхности

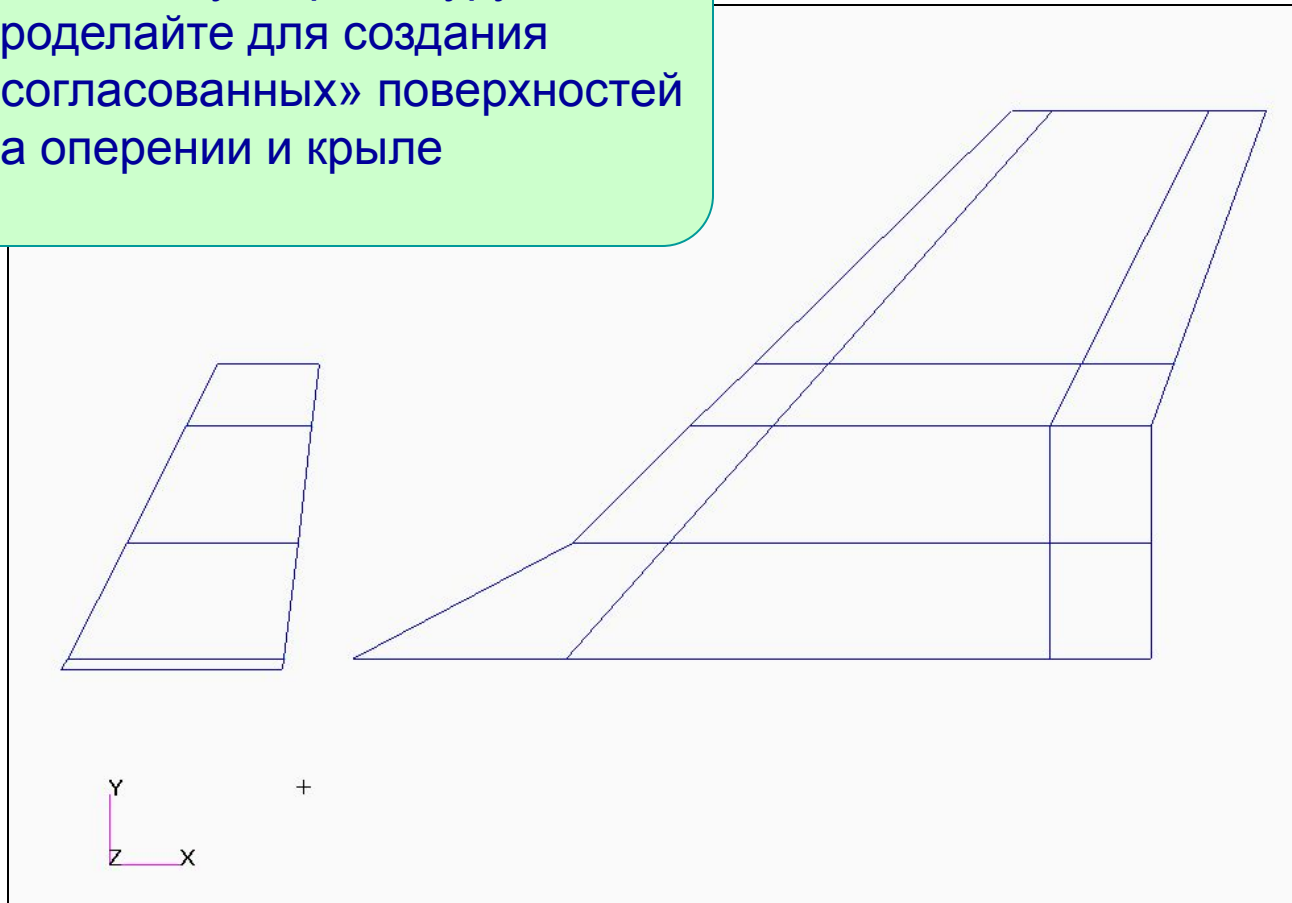
Теперь поверхность оперения
разрезана на две части

Если вы хотите удалить
первоначальную поверхность, то во
всплывающем окне выберите Yes



Геометрические манипуляции: резка остальных поверхностей

Аналогичную процедуру сделайте для создания «согласованных» поверхностей на оперении и крыле



Action:

Object:

Method:

Curve ID List

Option:

Extend Method
 Straight Line
 Continuous Curvature
 Through Points
 Full Circle
 To Another Curve

Curve Length
 Actual
 Fraction of Original

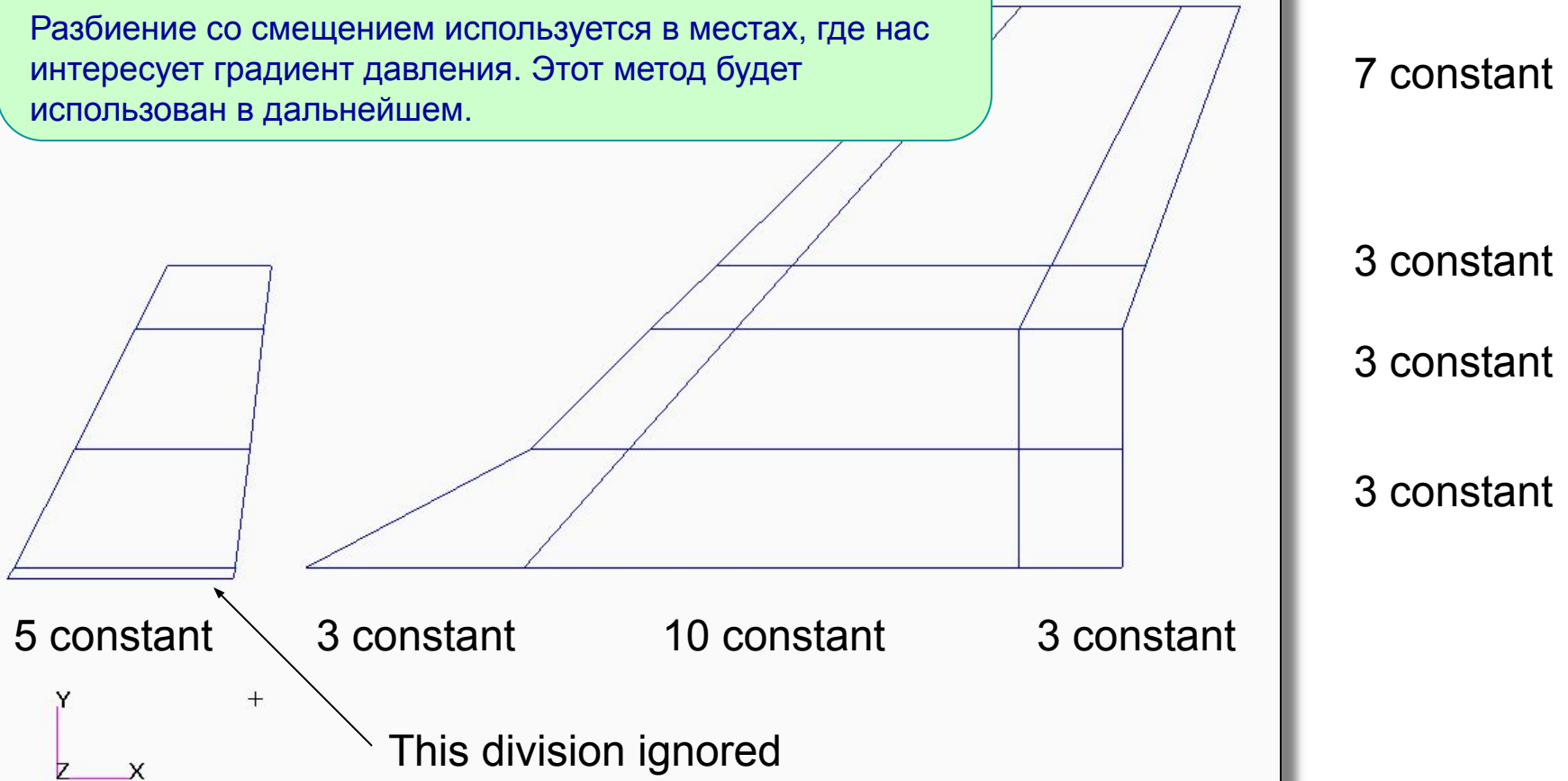
Auto Execute

Curve/Point List

Разбиение аэродинамической сетки

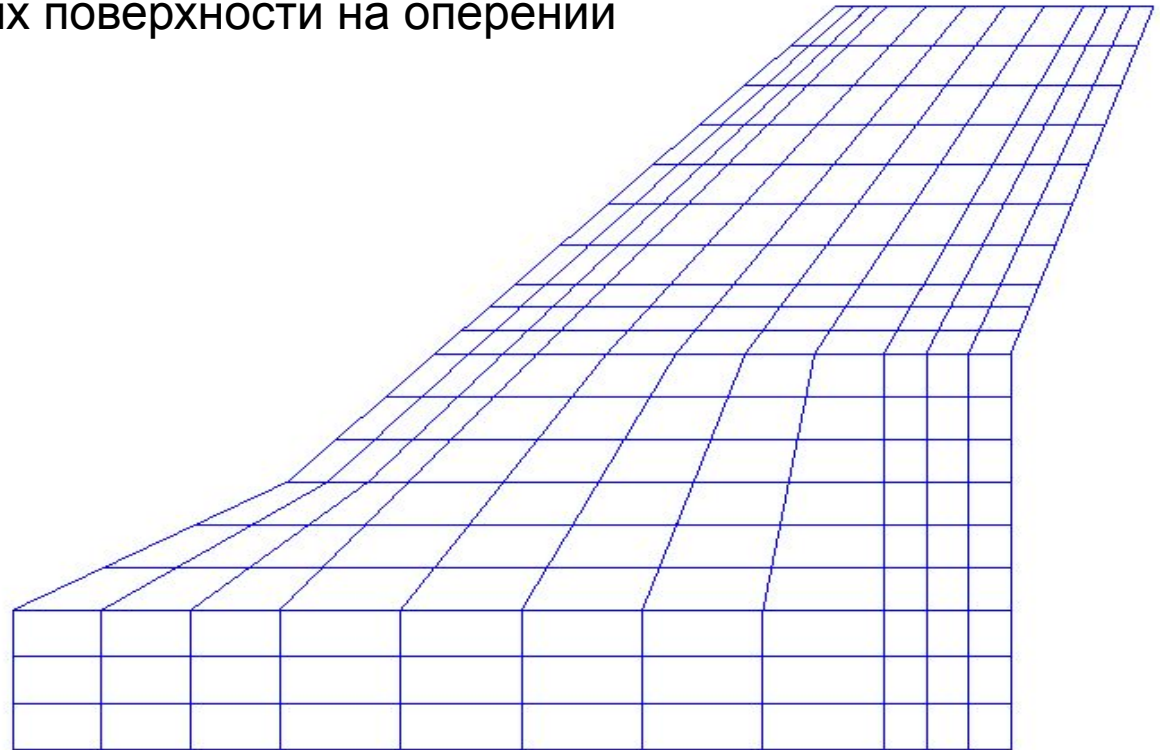
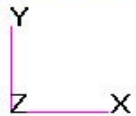
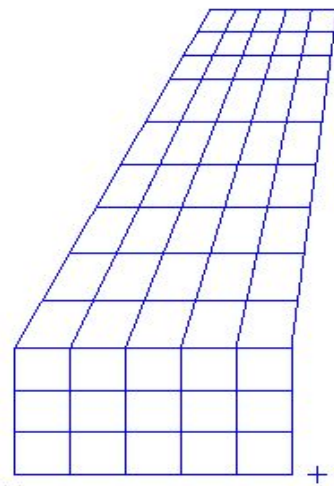
Здесь приведен способ разбиения аэродинамической сетки. Указано число аэродинамических панелей вдоль крыла и вдоль хорды.

Разбиение со смещением используется в местах, где нас интересует градиент давления. Этот метод будет использован в дальнейшем.



Аэродинамическая сетка

4 аэродинамических поверхности на оперении

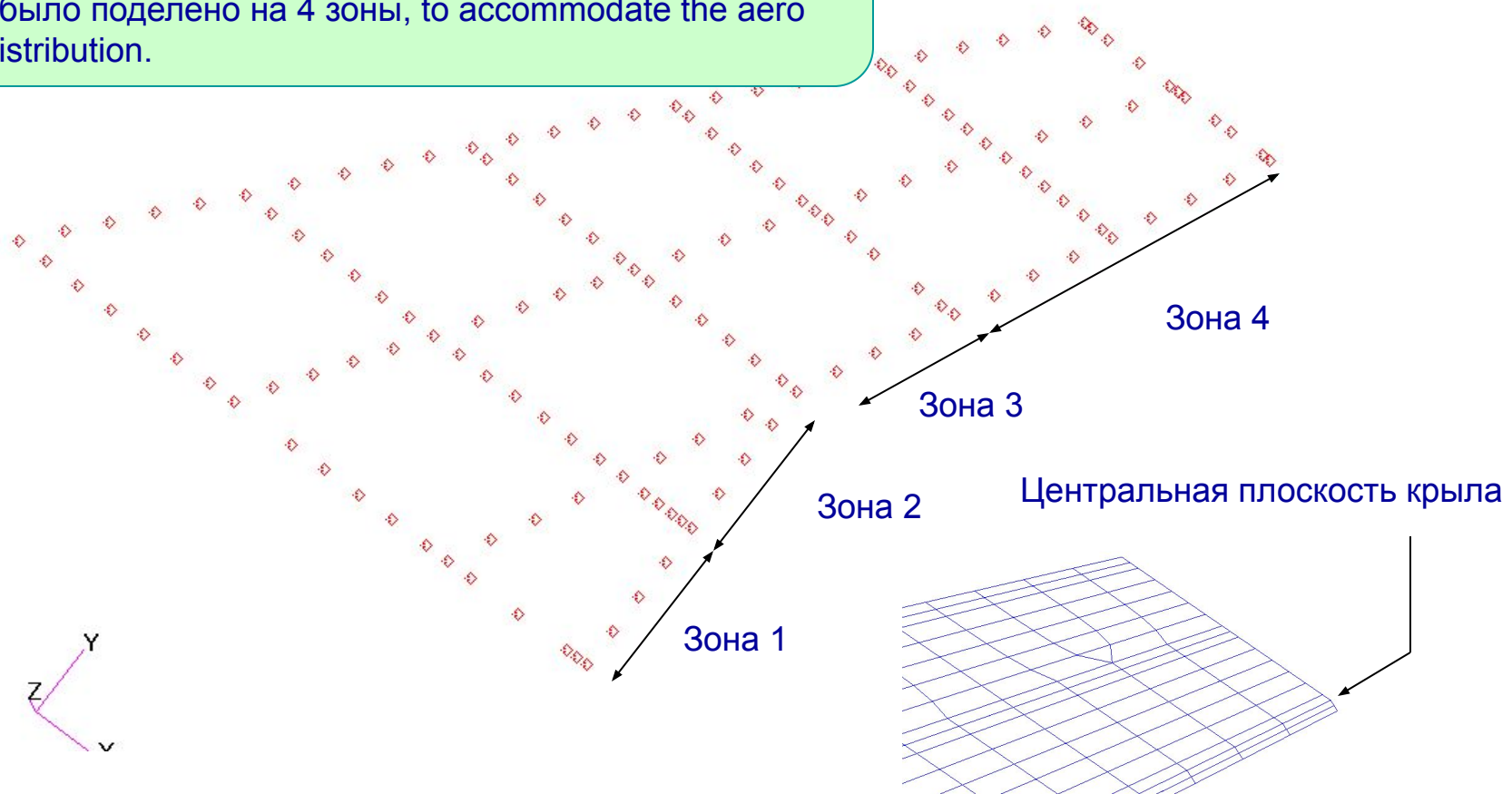


15 аэродинамических поверхностей на крыле

Стратегия создания сплайнов

Для создания сплайнов были выбраны центральные узлы лонжеронов и нервюр.

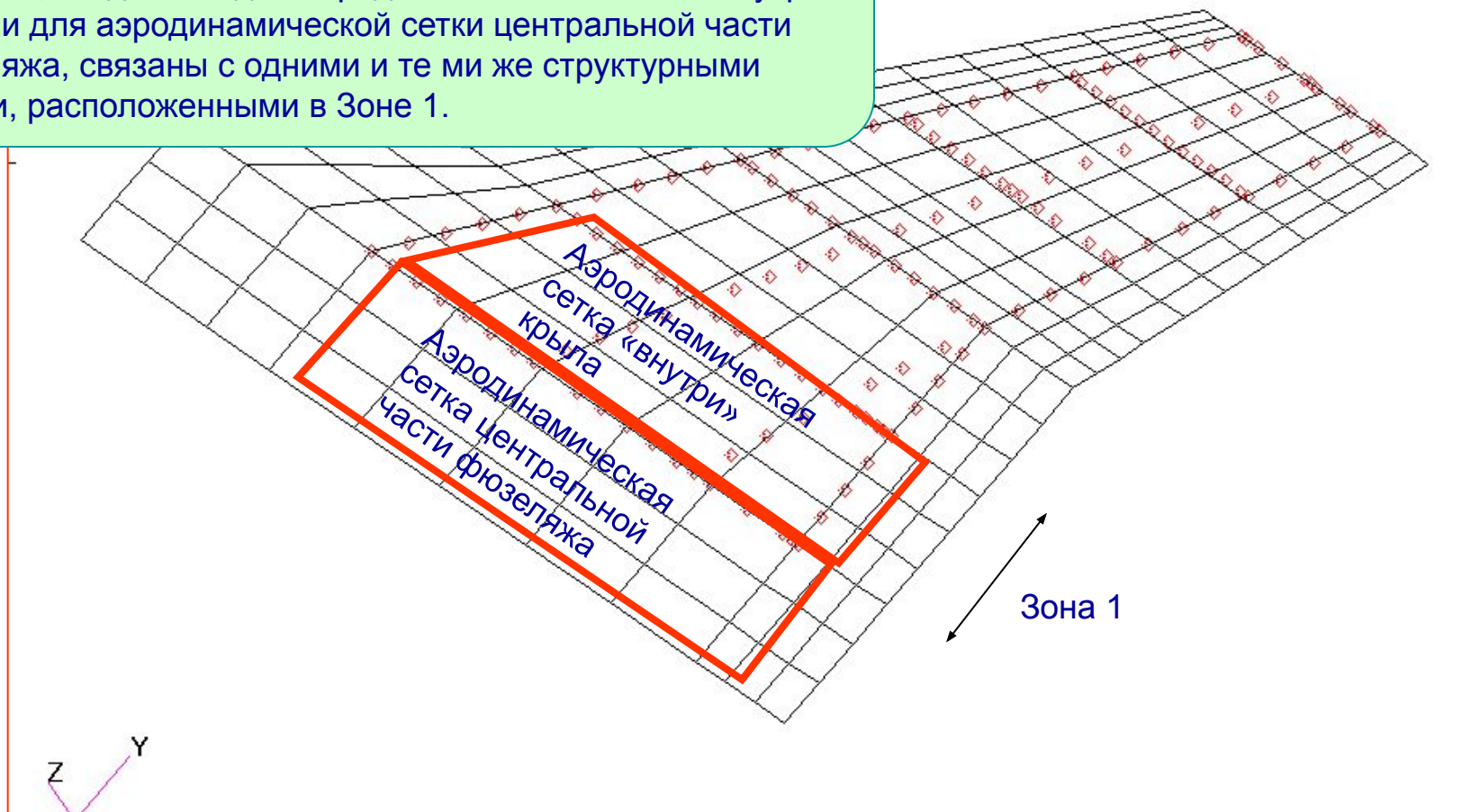
Крыло было поделено на 4 зоны, to accommodate the aero mesh distribution.



Структурные узлы для сплайнинга и аэродинамическая сетка

Сопоставление структурной зоны, содержащей узлы, и аэродинамической сетки показано на рисунке.

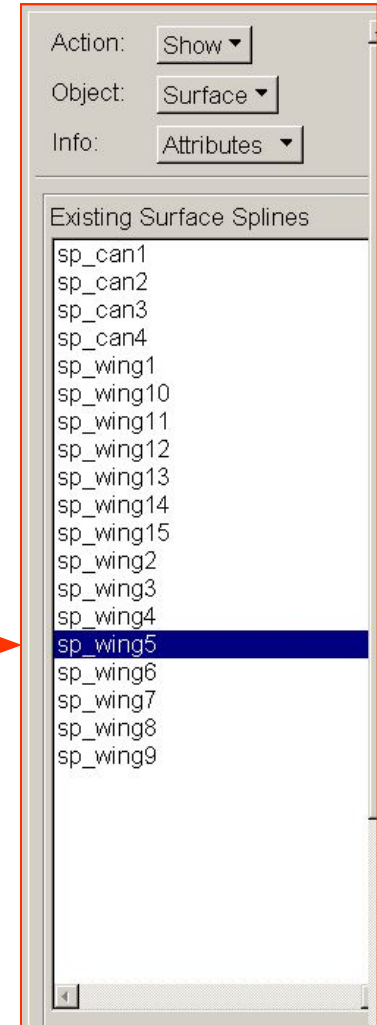
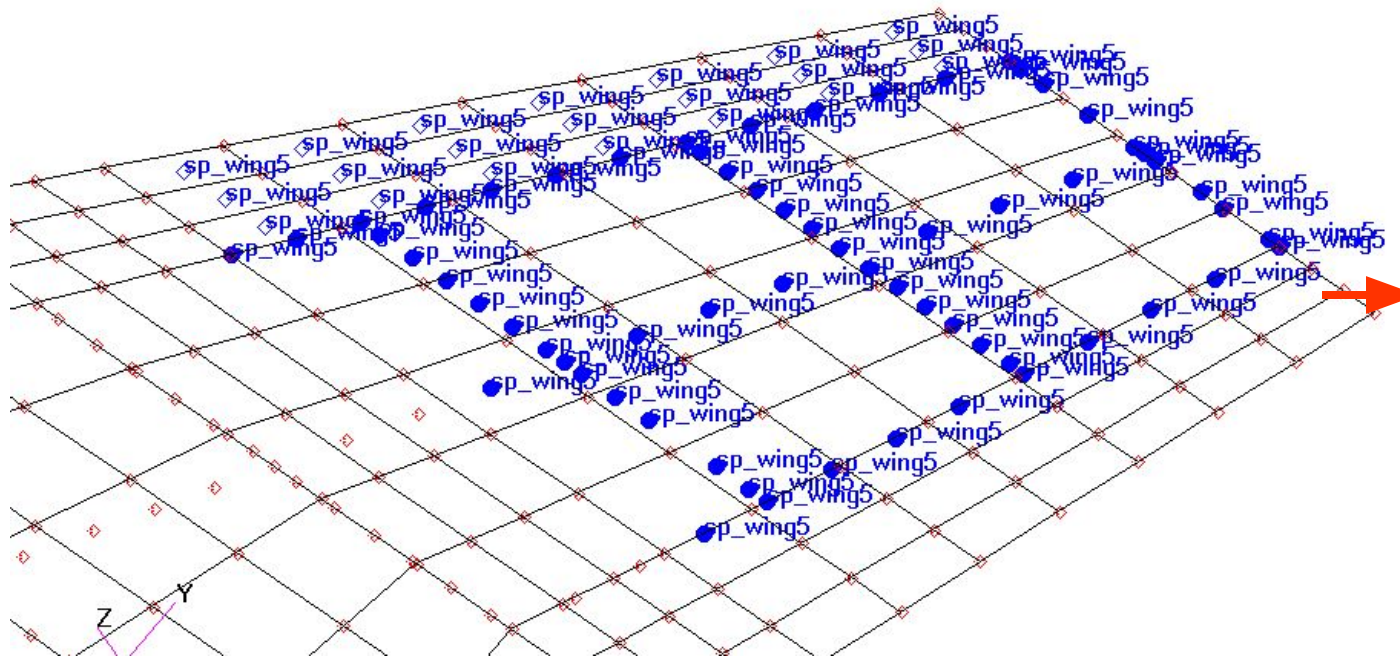
Сплайны, созданные для аэродинамической сетки «внутри» крыла и для аэродинамической сетки центральной части фюзеляжа, связаны с одними и теми же структурными узлами, расположенными в Зоне 1.



Сплайны аэродинамической сетки №5

Сплайны аэродинамической сетки №5 :

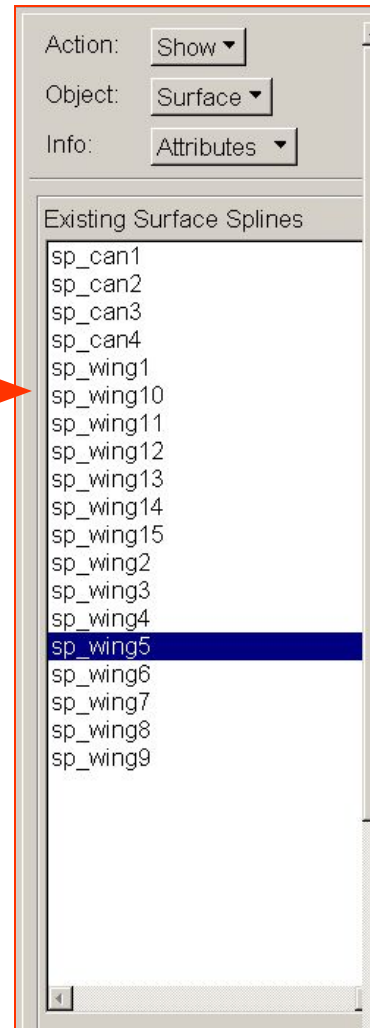
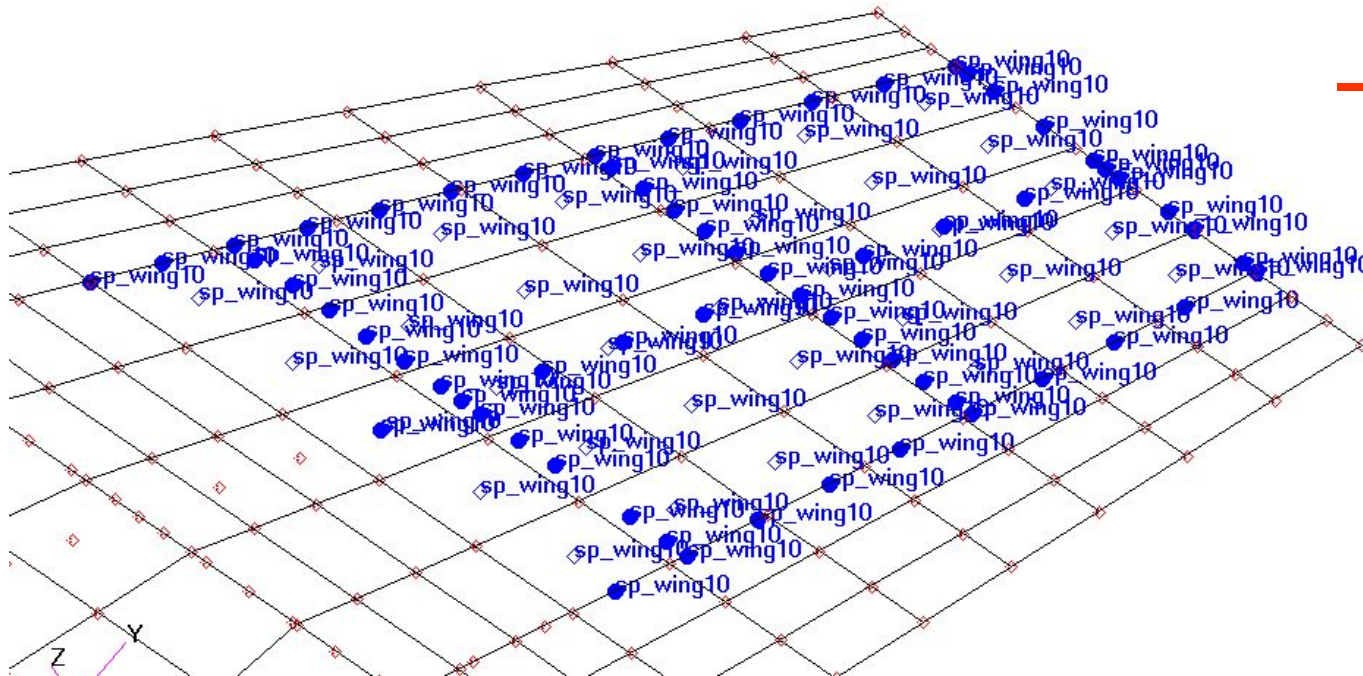
- структурные точки сплайнов
- аэродинамические ячейки сплайнов



Сплайны аэродинамической сетки №10

Сплайны аэродинамической сетки №10 :

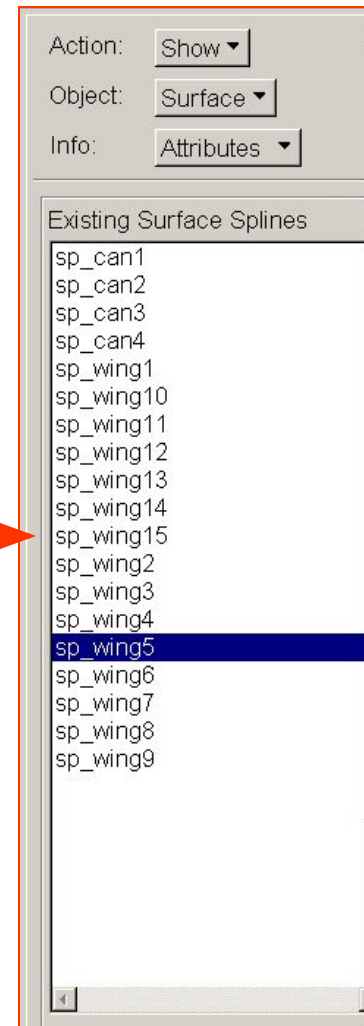
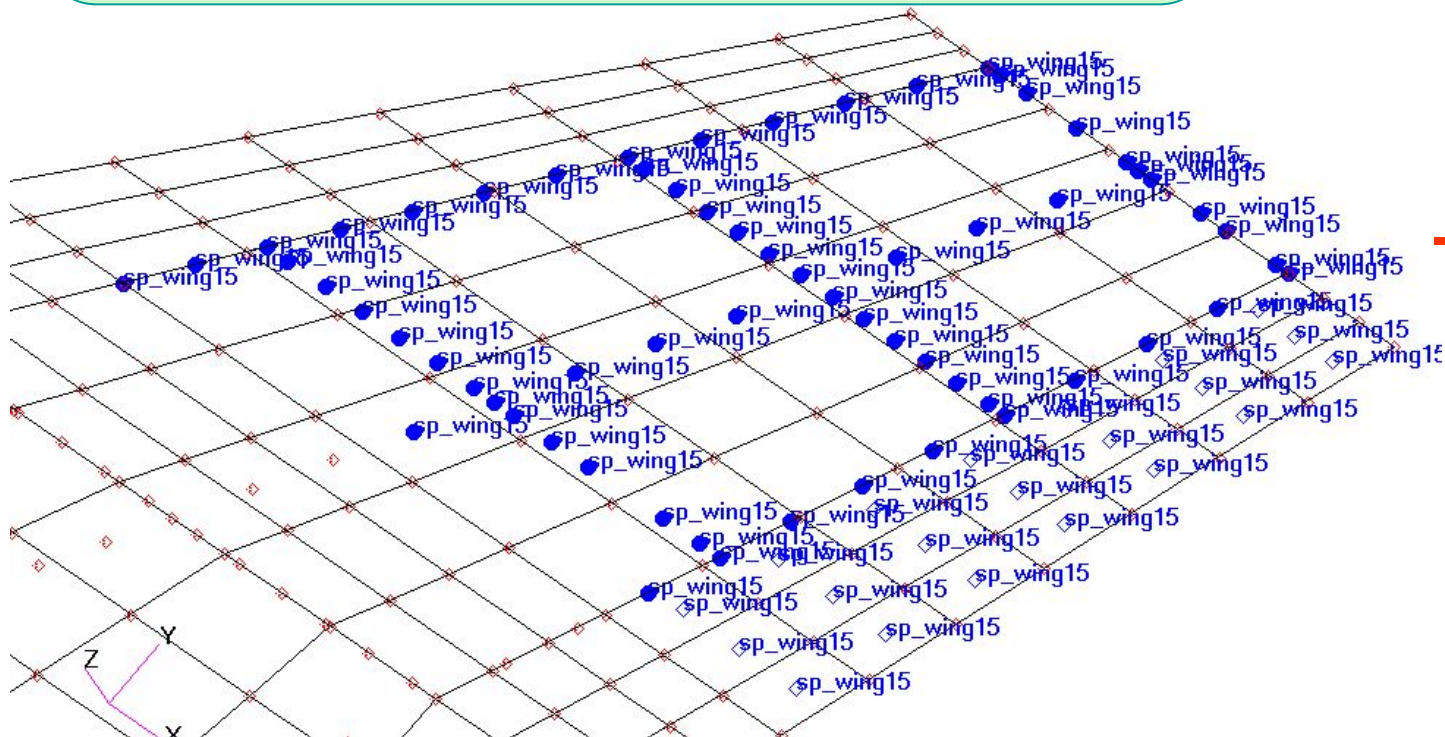
- структурные точки сплайнов
- аэродинамические ячейки сплайнов



Сплайны аэродинамической сетки №15

Сплайны аэродинамической сетки №15 :

- структурные точки сплайнов
- ▢ аэродинамические ячейки сплайнов



Trim Cases

■ Начальные данные:

- ◆ $M = 0.5$ Уровень моря
- ◆ Вертикальное ускорение 1 g
- ◆ Скорость = 6697 in/s, $q = 2.5718$ psi
- ◆ Масса 14311.0 lbs (с топливом, ракеты только на конце крыла)

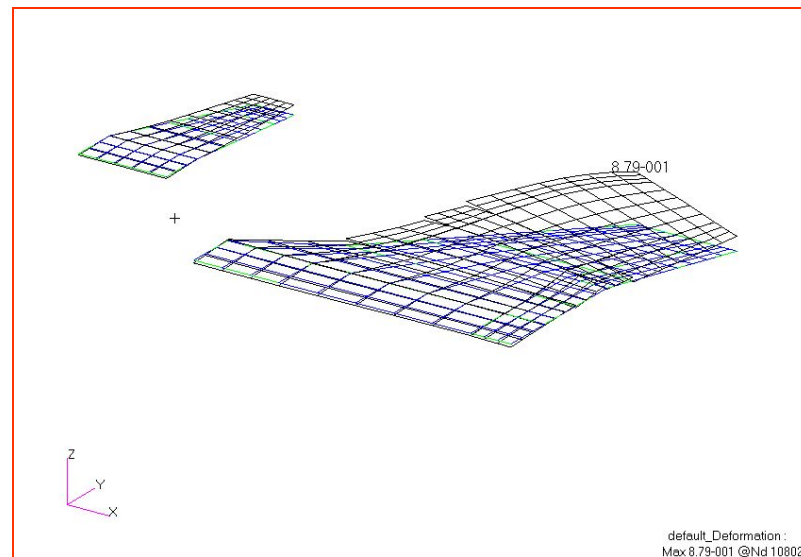
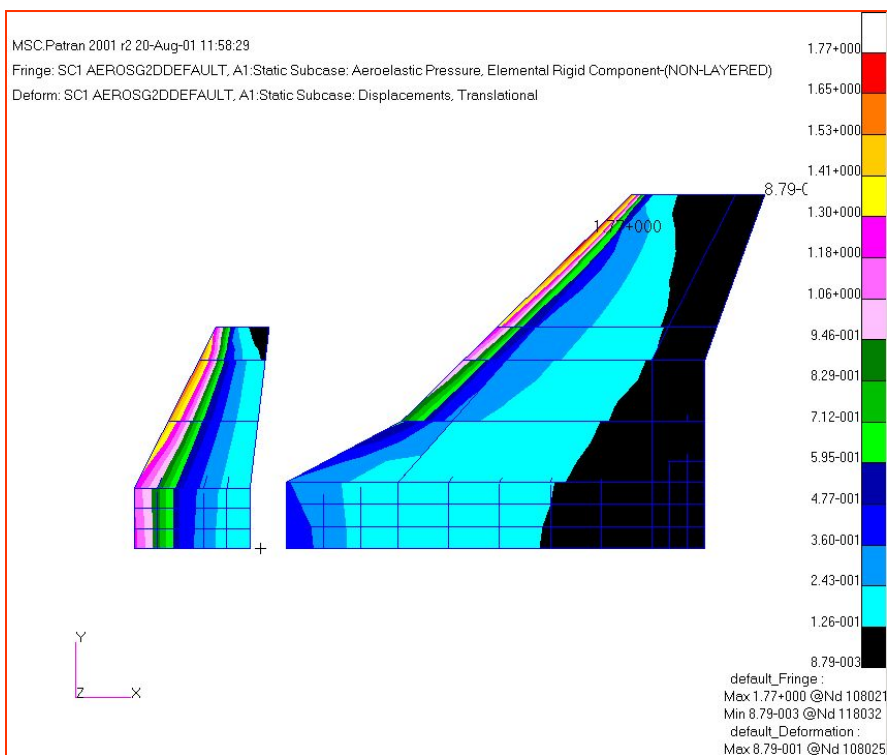
■ Неизвестные:

- ◆ Угол атаки
- ◆ Отклонение оперения

Представление результатов

Распределение аэродинамического давления
(Давление на «жесткий» ЛА)

Форма прогиба – угловая точка конца крыла сместилась на 0.879 in



Производная устойчивости и управления

- В файле .f06 содержатся результаты расчета производной устойчивости и управления для каждого условия балансировки.
- Заголовок и условия для балансировки:

```
NON-DIMENSIONAL STABILITY AND CONTROL DERIVATIVE
COEFFICIENTS

CONFIGURATION = TS1           XY-SYMMETRY = ASYMMETRIC       XZ-SYMMETRY = SYMMETRIC
                                MACH = 5.0000E-01           Q = 2.5718E+00
                                CHORD = 9.5000E+01           SPAN = 3.1920E+02           AREA = 1.9829E+04
```

Начальные условия для расчета балансировки: $M = 0.5$, $q = 2.5718$ psi, $V = 6697$ in/s

Производные устойчивости

- В нашем случае имелись только продольные производные устойчивости.
- Выражения для коэффициента подъемной силы:

$$C_z = C_{z_0} + C_{z_\alpha} \alpha + C_{z_{\delta_e}} \delta_e + C_{z_q} \frac{qc}{2V} + C_{z_{\dot{\alpha}}} \frac{\dot{\alpha}c}{2V} + C_{z_{\dot{\delta}_e}} \frac{\dot{\delta}_e c}{2g} + C_{z_{\ddot{\alpha}}} \frac{\ddot{\alpha}c}{2g}$$

- Выражения для момента:

$$C_M = C_{M_0} + C_{M_\alpha} \alpha + C_{M_{\delta_e}} \delta_e + C_{M_q} \frac{qc}{2V} + C_{M_{\dot{\alpha}}} \frac{\dot{\alpha}c}{2V} + C_{M_{\dot{\delta}_e}} \frac{\dot{\delta}_e c}{g} + C_{M_{\ddot{\alpha}}} \frac{\ddot{\alpha}c}{2g}$$

Обсуждение производных коэффициента подъемной силы

$$C_z = C_{z_0} + C_{z_\alpha} \alpha + C_{z_{\delta_e}} \delta_e + C_{z_q} \frac{qc}{2V} + C_{z_{\dot{\alpha}}} \frac{\dot{\alpha}c}{2V} + C_{z_{\ddot{\alpha}}} \frac{\ddot{\alpha}c}{g} + C_{z_{\ddot{\theta}}} \frac{\ddot{\theta}c}{2g}$$

$$C_{z_\alpha} = \frac{\partial C_z}{\partial \alpha}$$

Производная коэффициента подъемной силы по углу атаки

$$C_{z_{\delta_e}} = \frac{\partial C_z}{\partial \delta_e}$$

По углу отклонения оперения

$$C_{z_{\dot{\alpha}}} = \frac{\partial C_z}{\partial \dot{\alpha}}$$

Игнорируемый член

$$C_{z_q} = \frac{\partial C_z}{\partial q}$$

По скорости тангажа

$$C_{z_{\ddot{\alpha}}} = \frac{\partial C_z}{\partial \ddot{\alpha}}$$

По ускорению тангажа

$$C_{z_0}$$

Нулевой член

$$C_{z_{\ddot{\theta}}} = \frac{\partial C_z}{\partial \ddot{\theta}}$$

По вертикальному ускорению

Производные устойчивости в .f06

CONTROLLER STATE: INTERCEPT ONLY, ALL CONTROLLERS ARE ZERO

TRIM VARIABLE	COEFFICIENT	RIGID		ELASTIC		INERTIAL
		UNRESTRAINED	UNSPUNED	SPLINED	RESTRAINED	UNRESTRAINED
REF. COEFF. 2.253668E-16	CX	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	6.061313E-19
C_{z_0}	CY	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
	CZ	-2.192298E-14	-2.192298E-14	-2.352667E-14	-2.399215E-14	-1.279110E-17
	CMX	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
	CMY	2.565092E-14	2.565092E-14	2.801416E-14	2.837849E-14	3.980359E-17
	CMZ	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
2.836162E-14	CX	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	1.858715E-19
$C_{z_{\delta_e}} = \frac{\partial C_z}{\partial \delta_e}$	CY	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
	CZ	2.358309E-01	2.358309E-01	2.103891E-01	1.993592E-01	-3.859970E-18
	CMX	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
	CMY	4.983479E-01	4.983479E-01	5.322815E-01	5.458433E-01	1.216183E-17
	CMZ	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
0.000000E+00	CX	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	6.195443E-20
$C_{z_\alpha} = \frac{\partial C_z}{\partial \alpha}$	CY	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
	CZ	3.400623E+00	3.400623E+00	3.665259E+00	3.713126E+00	-1.157451E-18
	CMX	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
	CMY	-2.474000E+00	-2.474000E+00	-2.859308E+00	-2.887297E+00	3.962711E-18
	CMZ	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
3.713126E+00	CX	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
По углу скольжения - отсутствует	CY	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
	CZ	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
	CMX	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
	CMY	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
	CMZ	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
0.000000E+00	CX	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
SIDES	CY	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
	CZ	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
	CMX	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
	CMY	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
	CMZ	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00

Производные устойчивости в .f06

по крену -
отсутствует

ROLL
0.000000E+00

0.000000E+00
0.000000E+00

$$C_{zq} = \frac{\partial C_z}{\partial q}$$

0.000000E+00

по рысканью -
отсутствует

0.000000E+00
0.000000E+00

по ускорению
вдоль оси X-
отсутствует

URDD1
-1.282328E-16

по ускорению
вдоль оси y-
отсутствует

0.000000E+00

$$C_{z\ddot{y}} = \frac{\partial C_z}{\partial \ddot{y}}$$

0.000000E+00
0.000000E+00

CX	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
CY	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
CZ	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
CMX	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
CMY	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
CMZ	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
CX	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	1.239254E-19	
CY	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
CZ	1.121193E+01	1.121193E+01	1.205719E+01	1.231879E+01	-2.514021E-18	
CMX	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
CMY	-1.439519E+01	-1.439519E+01	-1.564026E+01	-1.585319E+01	8.066646E-18	
CMZ	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
CX	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
CY	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
CZ	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
CMX	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
CMY	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
CMZ	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
CX	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	-4.625457E-19
CY	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
CZ	1.119897E-14	1.119897E-14	1.202170E-14	1.227077E-14	9.899729E-18	
CMX	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
CMY	-1.376156E-14	-1.376156E-14	-1.497476E-14	-1.517384E-14	-3.047236E-17	
CMZ	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
CX	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
CY	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
CZ	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
CMX	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
CMY	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
CMZ	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00

Производные устойчивости в .f06

по ускорению по крену - отсутствует

$$C_{z_{\dot{\theta}}} = \frac{\partial C_z}{\partial \dot{\theta}}$$

по ускорению рысканья - отсутствует

URDD4 0.000000E+00	CX	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
0.000000E+00	CY	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
0.000000E+00	CZ	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
0.000000E+00	CMX	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
0.000000E+00	CMY	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
0.000000E+00	CMZ	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
0.000000E+00	CX	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	1.116072E-03
0.000000E+00	CY	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
0.000000E+00	CZ	1.155316E-14	1.155316E-14	-6.621490E-04	1.265632E-14	-2.434050E-02
0.000000E+00	CMX	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
0.000000E+00	CMY	-1.400548E-14	-1.400548E-14	8.048715E-04	-1.545924E-14	7.384621E-02
0.000000E+00	CMZ	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
0.000000E+00	CX	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
0.000000E+00	CY	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
0.000000E+00	CZ	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
0.000000E+00	CMX	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
0.000000E+00	CMY	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00
0.000000E+00	CMZ	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00

Переменные балансировки в .f06

- ЛА совершает полет с небольшим положительным отклонением в 2.15° и отклонением оперения в 0.83°

TRIM ALGORITHM USED: LINEAR TRIM SOLUTION WITHOUT REDUNDANT CONTROL SURFACES.

AEROELASTIC TRIM VARIABLES

ID	LABEL	TYPE	TRIM STATUS	VALUE OF UX
	INTERCEPT	RIGID BODY	FIXED	1.000000E+00
1	CANARD	CONTROL SURFACE	FREE	1.452887E-02 RADIANS
2	ANGLEA	RIGID BODY	FREE	3.746328E-02 RADIANS
3	SIDES	RIGID BODY	FIXED	0.000000E+00 RADIANS
4	ROLL	RIGID BODY	FIXED	0.000000E+00 NONDIMEN. RATE
5	PITCH	RIGID BODY	FIXED	0.000000E+00 NONDIMEN. RATE
6	YAW	RIGID BODY	FIXED	0.000000E+00 NONDIMEN. RATE
7	URDD1	RIGID BODY	FIXED	0.000000E+00 LENGTH/S/S
8	URDD2	RIGID BODY	FIXED	0.000000E+00 LENGTH/S/S
9	URDD3	RIGID BODY	FIXED	3.861600E+02 LENGTH/S/S
10	URDD4	RIGID BODY	FIXED	0.000000E+00 LENGTH/S/S
11	URDD5	RIGID BODY	FIXED	0.000000E+00 LENGTH/S/S
12	URDD6	RIGID BODY	FIXED	0.000000E+00 LENGTH/S/S

Проверка коэффициента подъемной силы аналитическим методом

$$C_z = C_{z_0} + C_{z_\alpha} \alpha + C_{z_{\delta_e}} \delta_e + C_{z_q} \frac{qc}{2V} + C_{z_{\dot{\alpha}}} \frac{\dot{\alpha}c}{2V} + C_{z_{\dot{\delta}_e}} \frac{\dot{\delta}_e c}{g} + C_{z_{\ddot{\alpha}}} \frac{\ddot{\alpha}c}{2g}$$

- Кoeffициенты равные нулю:

$$C_{z_0} = 0.0 \text{ из f06}$$

$$C_{z_{\dot{\delta}_e}} \frac{\dot{\delta}_e c}{g} = 0.0 \text{ из f06}$$

$$C_{z_q} \frac{qc}{2V} = 0.0 \quad \begin{array}{l} \text{Т.} \\ \text{К.} \end{array} \quad q = 0.0$$

$$C_{z_{\ddot{\alpha}}} \frac{\ddot{\alpha}c}{2g} = 0.0 \text{ из f06}$$

Проверка коэффициента подъемной силы аналитическим методом

- Оставшиеся ненулевые коэффициенты («жесткий» ЛА):

$$\begin{aligned} C_z &= C_{z_\alpha} \alpha + C_{z_{\delta_e}} \delta_e \\ &= 0.1273 + 0.0035 = 0.1308 \end{aligned}$$

- Сравните с .f06:

```
AERODYNAMIC MONITOR POINT TOTAL VEHICLE COEFFICIENTS:  
      AXIS          RIGID AIR  
  
BODY  CZ           1.308248E-01  
WIND  CL           1.307330E-01
```


Центр аэродинамического давления

- Момент тангажа относительно центра давления не зависит от угла атаки.
- Это условие может быть записано как

$$\frac{x_{AC}}{\bar{c}} = -\frac{C_{M\alpha}}{C_{z\alpha}}$$

- Таким образом, используя производные устойчивости для «жесткого» ЛА, центр давления располагается на расстоянии $69.13in$ относительно начала основной СК.

Центр аэродинамического давления и центр тяжести

- Центр тяжести располагается на расстоянии $66.98in$ относительно начала основной СК.
- Для обеспечения устойчивости ЛА, центр тяжести должен располагаться перед центром давления.
- Запас статической устойчивости ЛА, т.е. расстояние от центра давления до центра тяжести, выраженное в процентах относительно длины хорды, равен -2.26% .
- Это означает что ЛА в малой степени неустойчив.

Производная коэффициента подъемной силы по углу атаки

- Производная по углу атаки зависит от угла атаки «жесткого» ЛА.

$$C_{z_\alpha} = 3.401$$

- Теоретически это значение можно получить как

$$C_{z_\alpha} = 2\pi \frac{AR}{AR+2} = 2\pi \frac{2.19}{2.19+2} = 3.28$$

Положения органов управления и шарнирный момент

CONTROL SURFACE POSITION AND HINGE MOMENT RESULTS

ACTIVE LIMITS ARE FLAGGED WITH AN (A), VIOLATED LIMITS ARE FLAGGED WITH A (V).

CONTROL SURFACE	LOWER LIMIT	POSITION VALUE	UPPER LIMIT	LOWER LIMIT	HINGE MOMENT VALUE	UPPER LIMIT
CANARD	-9.000020E+01	1.452887E-02	9.000021E+01	N/A	9.530430E+03	N/A

Положение оперения

Шарнирный момент для оперения

Промежуточные результаты

INTERMEDIATE MATRIX ... HP

1	COLUMN	1		
	-7.441844E-14	2.471184E-16		2
1	COLUMN	2		
	-5.960365E-01	1.967810E-03		2
1	COLUMN	3		
	9.598665E+00	-3.165875E-02		2
1	COLUMN	6		
	3.998297E+01	-1.328564E-01		2
1	COLUMN	8		
	3.895659E-14	-1.294318E-16		2
1	COLUMN	10		
	5.399570E-04	-1.834221E-06		2
1	COLUMN	12		
	-8.921152E-02	3.054205E-04		2

Когда эта матрица перемножается со значениями балансирующих параметров, получаются перемещения γ -множества степеней свободы, необходимые для преобразования перемещений из restrained analysis в unrestrained analysis.

Контрольные точки

- Контрольные точки позволяют получить обобщенные силы в заданной области ЛА.
- Область может быть определена на структурной или аэродинамической сетке.
- MSC.Nastran автоматически определяет структурные и аэродинамические контрольные точки для всего ЛА и всех управляющих поверхностей.

Стандартные структурные контрольные точки: весь ЛА

```

S T R U C T U R A L   M O N I T O R   P O I N T   I N T E G R A T E D   L O A D S
      CONFIGURATION = AEROSG2D      XY-SYMMETRY = ASYMMETRIC      XZ-SYMMETRY = SYMMETRIC
                                MACH = 5.000000E-01                Q = 2.571800E+00

CONTROLLER STATE:
CANARD   = 1.4529E-02      ANGLEA   = 3.7463E-02      URDD3    = 3.8616E+02
    
```

```

MONITOR POINT NAME = AEROSG2D      COMPONENT =                CLASS = COEFFICIENT
LABEL = Full Vehicle Integrated Loads
CID = 0      X = 0.000000E+00      Y = 0.000000E+00      Z = 0.000000E+00
    
```

AXIS	RIGID AIR	ELASTIC RESM.	INERTIAL	RIGID APPLIED	REST. APPLIED
CX	0.000000E+00	0.000000E+00	-1.276842E-11	0.000000E+00	0.000000E+00
CY	0.000000E+00	0.000000E+00	5.762829E-13	0.000000E+00	0.000000E+00
CZ	6.671572E+03	7.156533E+03	7.156533E+03	0.000000E+00	0.000000E+00
CMX	4.286052E+05	4.721812E+05	1.624215E+05	0.000000E+00	0.000000E+00
CMY	-4.139441E+05	-4.793302E+05	-4.793302E+05	0.000000E+00	0.000000E+00
CMZ	0.000000E+00	0.000000E+00	2.071765E-09	0.000000E+00	0.000000E+00

Аэродинамические нагрузки на «жесткий» ЛА

Инерциальные нагрузки

Аэродинамические нагрузки на упругий ЛА (нагрузки на «жесткий» ЛА + приращение аэродинамических нагрузок, обусловленное упругостью ЛА)

Контрольные точки для всего аппарата: следствие

- Аэродинамические нагрузки на деформируемый аппарат уравниваются инерциальными нагрузками, исключая момент вокруг оси X, так как рассматривается половина модели.
- Расположение центра тяжести может быть определено из выражения

$$x_{CG} = -M_y / F_z$$

в итоге получаем

$$x_{CG} = 479330 / 7156 = 66.99$$

Стандартные аэродинамические контрольные точки

Весь ЛА:

```
A E R O D Y N A M I C   M O N I T O R   P O I N T   I N T E G R A T E D   L O A D S
                        C O N F I G U R A T I O N = A E R O S G 2 D       X Y - S Y M M E T R Y = A S Y M M E T R I C       X Z - S Y M M E T R Y = S Y M M E T R I C
                                                M A C H = 5 . 0 0 0 0 0 0 E - 0 1                               Q = 2 . 5 7 1 8 0 0 E + 0 0
```

CONTROLLER STATE:

```
CANARD = 1.4529E-02      ANGLEA = 3.7463E-02      URDD3 = 3.8616E+02
```

```
MONITOR POINT NAME = AEROSG2D      COMPONENT =      CLASS = COEFFICIENT
```

```
LABEL = Full Vehicle Integrated Loads
```

```
CID = 0      X = 0.00000E+00      Y = 0.00000E+00      Z = 0.00000E+00
```

AXIS	RIGID AIR	ELASTIC REST.
CX	0.000000E+00	0.000000E+00
CY	0.000000E+00	0.000000E+00
CZ	6.671572E+03	7.156533E+03
CMX	4.286052E+05	4.721812E+05
CMY	-4.139441E+05	-4.793302E+05
CMZ	0.000000E+00	0.000000E+00

Нет инерциальных нагрузок

Шарнирный момент для оперения:

```
MONITOR POINT NAME = CANARD      COMPONENT = 20      CLASS = HINGE MOMENT
```

```
LABEL = CANARD - Control Surface Hinge Moment
```

```
CID = 1      X = 0.00000E+00      Y = 0.00000E+00      Z = 0.00000E+00
```

AXIS	RIGID AIR	ELASTIC REST.
CMY	7.187500E+03	7.190499E+03

Основные аэродинамические коэффициенты

- Основные аэродинамические коэффициенты – отношение обобщенных аэродинамических сил к скоростному напору помноженному на относительную площадь.
- Коэффициенты получаются относительно связанной СК и относительно осей крыла.

Основные структурные коэффициенты

```

A E R O S T A T I C   D A T A   R E C O V E R Y   O U T P U T   T A B L E S
CONFIGURATION = AEROSG2D      XY-SYMMETRY = ASYMMETRIC      XZ-SYMMETRY = SYMMETRIC
                           MACH = 5.000000E-01      Q = 2.571800E+00
                           CHORD = 9.5000E+01      SPAN = 3.1920E+02      AREA = 1.9829E+04
    
```

```

TRANSFORMATION FROM REFERENCE TO WIND AXES:
ANGLE OF ATTACK = 3.746328E-02 RADIANS ( 2.146488 DEGREES)
ANGLE OF SIDESLIP = 0.000000E+00 RADIANS ( 0.000000 DEGREES)
    
```

```

{ X }      [ 0.999298  0.000000  0.037455 ] { X }
{ Y }      [ 0.000000  1.000000  0.000000 ] { Y }
{ Z }WIND = [ -0.037455  0.000000  0.999298 ] { Z }REF
    
```

STRUCTURAL MONITOR POINT TOTAL VEHICLE COEFFICIENTS:

	AXIS	RIGID AIR	+ RESTRAINED INCR.	- INERTIAL	+ RIGID-APPLIED	+ RESTRAINED INCR.	= BALANCE
BODY	CX	0.000000E+00	0.000000E+00	-2.503798E-16	0.000000E+00	0.000000E+00	2.503798E-16
WIND	CD	4.899981E-03	3.561827E-04	5.256164E-03	0.000000E+00	0.000000E+00	-3.340281E-10
BODY	CY	0.000000E+00	0.000000E+00	1.130050E-17	0.000000E+00	0.000000E+00	-1.130050E-17
WIND	CY-WIND	0.000000E+00	0.000000E+00	1.130050E-17	0.000000E+00	0.000000E+00	-1.130050E-17
BODY	CZ	1.308248E-01	9.509739E-03	1.403346E-01	0.000000E+00	0.000000E+00	-8.918239E-09
WIND	CL	1.307330E-01	9.503066E-03	1.402361E-01	0.000000E+00	0.000000E+00	-8.911982E-09
BODY	CMX	2.633034E-02	2.676987E-03	9.977977E-03	0.000000E+00	0.000000E+00	1.902935E-02
WIND	CM-ROLL	2.631187E-02	2.675109E-03	9.970976E-03	0.000000E+00	0.000000E+00	1.901600E-02
BODY	CMY	-8.544371E-02	-1.349657E-02	-9.894029E-02	0.000000E+00	0.000000E+00	1.061115E-08
WIND	CM-PITCH	-8.544371E-02	-1.349657E-02	-9.894029E-02	0.000000E+00	0.000000E+00	1.061115E-08
BODY	CMZ	0.000000E+00	0.000000E+00	1.272740E-16	0.000000E+00	0.000000E+00	-1.272740E-16
WIND	CM-YAW	-9.861902E-04	-1.002653E-04	-3.737203E-04	0.000000E+00	0.000000E+00	-7.127352E-04

Основные аэродинамические коэффициенты

AERODYNAMIC MONITOR		POINT TOTAL	VEHICLE COEFFICIENTS:				
AXIS		RIGID AIR +	RESTRAINED INCR. -	INERTIAL +	RIGID-APPLIED +	RESTRAINED INCR. -	= BALANCE
----		-----	-----	-----	-----	-----	-----
BODY	CX	0.000000E+00	0.000000E+00	N/A	N/A	N/A	0.000000E+00
WIND	CD	4.899981E-03	3.561827E-04	N/A	N/A	N/A	5.256163E-03
BODY	CY	0.000000E+00	0.000000E+00	N/A	N/A	N/A	0.000000E+00
WIND	CY-WIND	0.000000E+00	0.000000E+00	N/A	N/A	N/A	0.000000E+00
BODY	CZ	1.308248E-01	9.509739E-03	N/A	N/A	N/A	1.403346E-01
WIND	CL	1.307330E-01	9.503066E-03	N/A	N/A	N/A	1.402361E-01
BODY	CMX	2.633034E-02	2.676987E-03	N/A	N/A	N/A	2.900733E-02
WIND	CM-ROLL	2.631187E-02	2.675109E-03	N/A	N/A	N/A	2.898698E-02
BODY	CMY	-8.544371E-02	-1.349657E-02	N/A	N/A	N/A	-9.894028E-02
WIND	CM-PITCH	-8.544371E-02	-1.349657E-02	N/A	N/A	N/A	-9.894028E-02
BODY	CMZ	0.000000E+00	0.000000E+00	N/A	N/A	N/A	0.000000E+00
WIND	CM-YAW	-9.861902E-04	-1.002653E-04	N/A	N/A	N/A	-1.086455E-03

Аэродинамические контрольные точки, определяемые пользователем

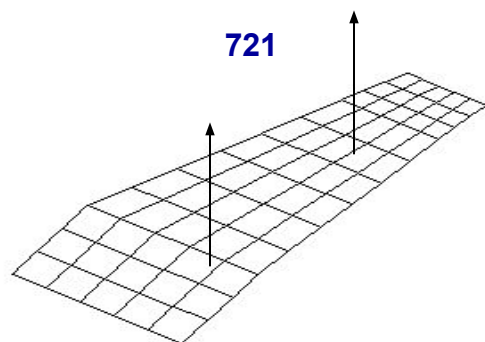
- Аэродинамические контрольные точки могут быть использованы для быстрого определения вносимого вклада каждой аэродинамической поверхности.
 - ◆ Определить набор аэродинамических элементов, которые будут вносить вклад в суммарную силу.
 - ◆ Требуется определить компоненты силы.
 - ◆ Определить точку, относительно которой будут считаться моменты.
- Диаграмма равновесия, представленная на следующей странице, иллюстрирует удобство использования

Диаграмма равновесия

Используется аэродинамическая контрольная точка.

Расчетный случай: 1g Case

1606



Равновесие сил на основных поверхностях

3882

948

1606

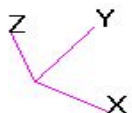
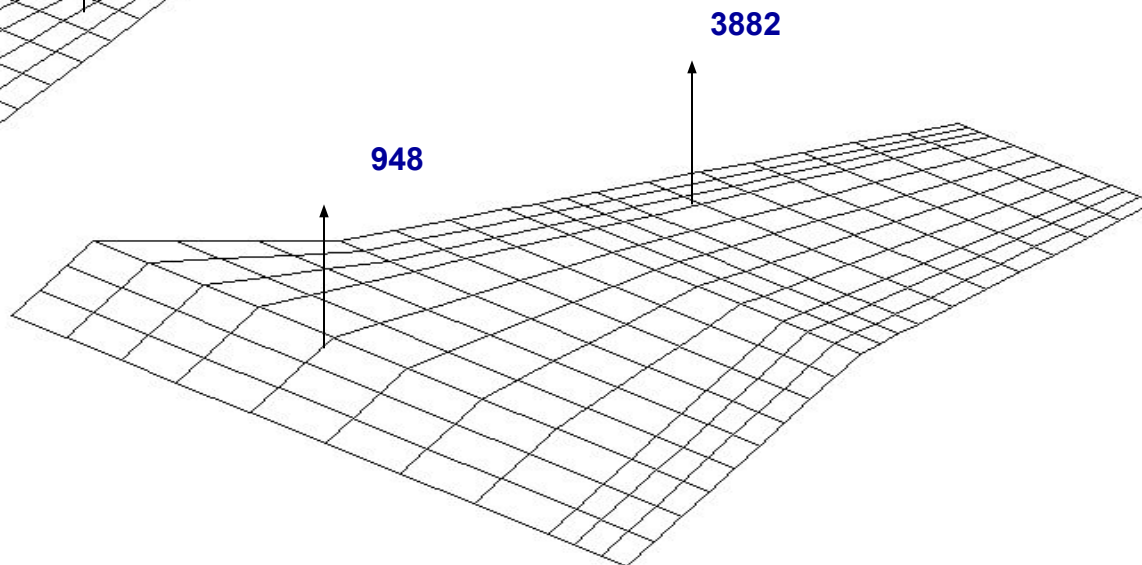
721

7157

7157

Аэродинамические нагрузки

Инерциальная нагрузка



Аэродинамические контрольные точки, представление в файле .f06

```
MONITOR POINT NAME = CAN_LIFT          COMPONENT = CAN_LIFT          CLASS = GENERAL
LABEL = CAN_LIFT
CID =          0          X = 0.00000E+00          Y = 0.00000E+00          Z = 0.00000E+00

  AXIS          RIGID AIR          ELASTIC REST.
  ----          -
  CZ          1.601506E+03          1.606107E+03
  CMX          9.470631E+04          9.498113E+04
  CMY          5.006467E+04          5.021215E+04

MONITOR POINT NAME = WING_LIF          COMPONENT = WING_LIF          CLASS = GENERAL
LABEL = WING_LIFT
CID =          0          X = 0.00000E+00          Y = 0.00000E+00          Z = 0.00000E+00

  AXIS          RIGID AIR          ELASTIC REST.
  ----          -
  CZ          3.462840E+03          3.881783E+03
  CMX          3.107315E+05          3.531114E+05
  CMY          -4.292768E+05          -4.886566E+05

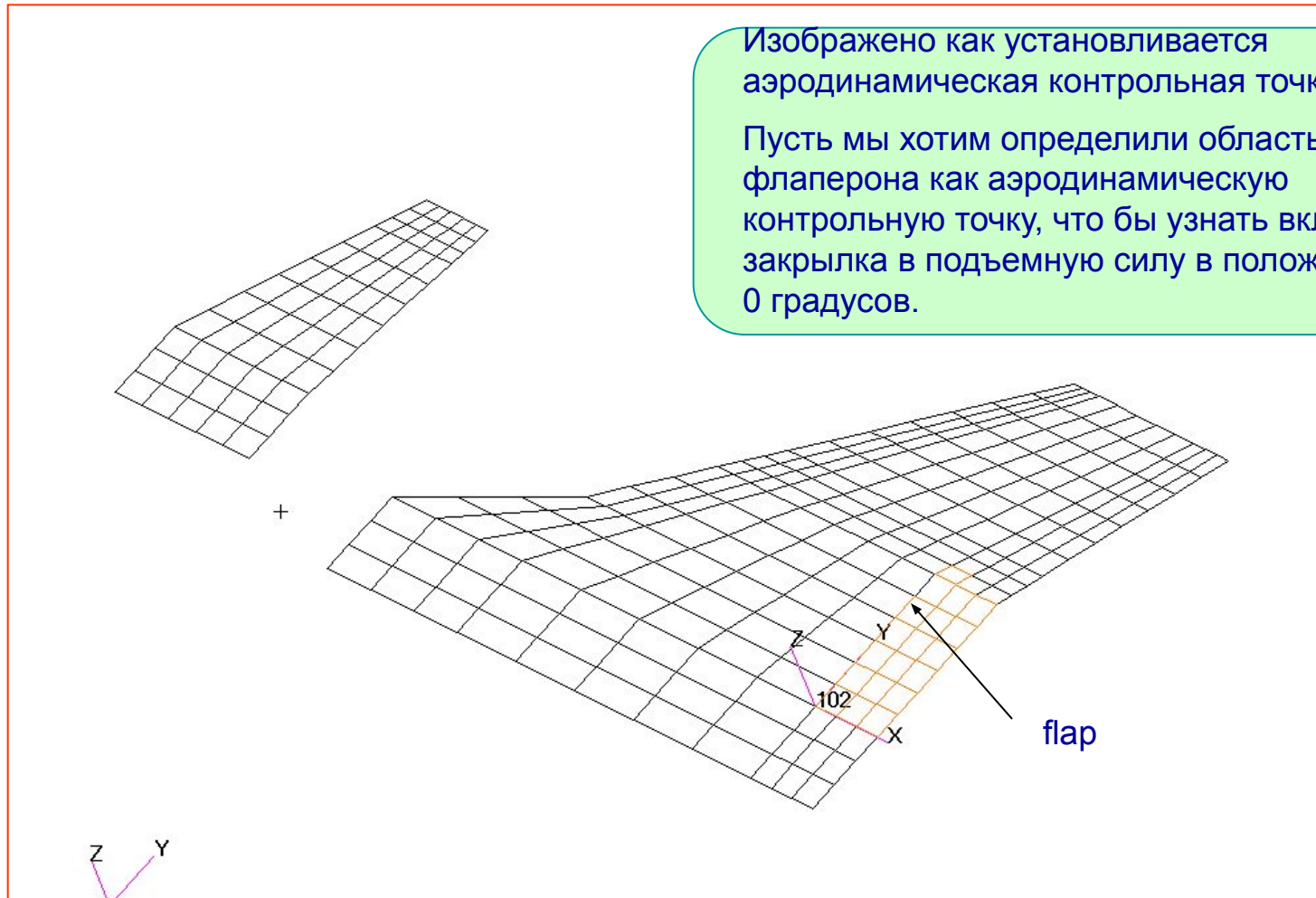
MONITOR POINT NAME = WING_FUS          COMPONENT = WING_FUS          CLASS = GENERAL
LABEL = WING_FUSE
CID =          0          X = 0.00000E+00          Y = 0.00000E+00          Z = 0.00000E+00

  AXIS          RIGID AIR          ELASTIC REST.
  ----          -
  CZ          8.910090E+02          9.479647E+02
  CMX          1.336315E+04          1.422588E+04
  CMY          -6.600257E+04          -7.231875E+04
```

Пример: аэродинамическая контрольная точка на закрылке

Изображено как устанавливается аэродинамическая контрольная точка.

Пусть мы хотим определить область флаперона как аэродинамическую контрольную точку, что бы узнать вклад закрылка в подъемную силу в положении 0 градусов.

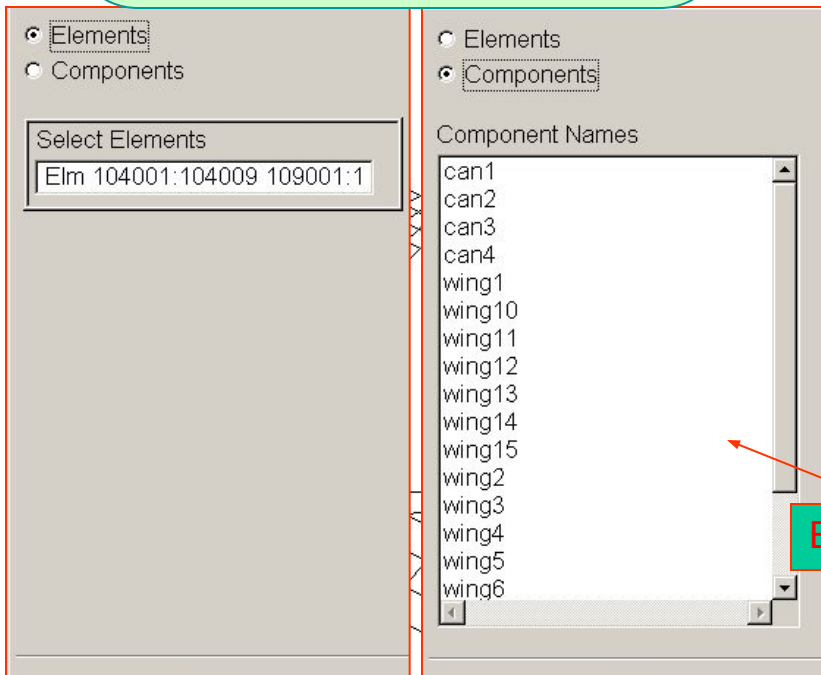


A: Выбор аэродинамической контрольной точки

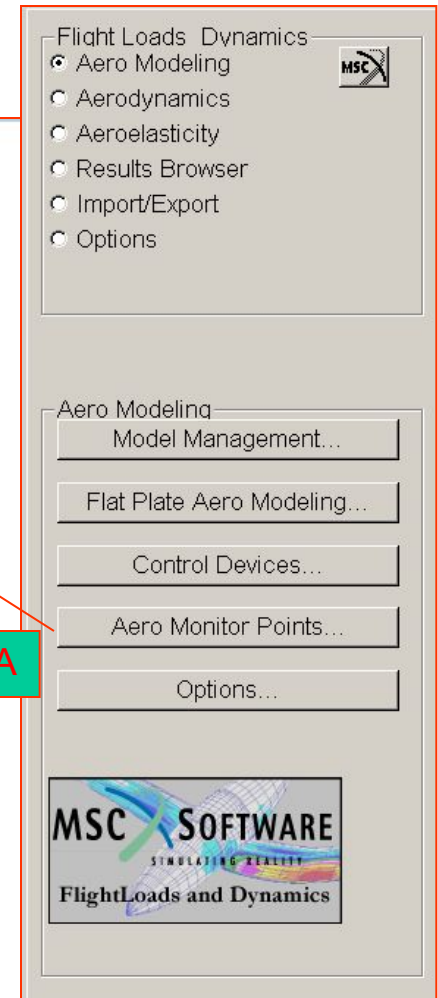
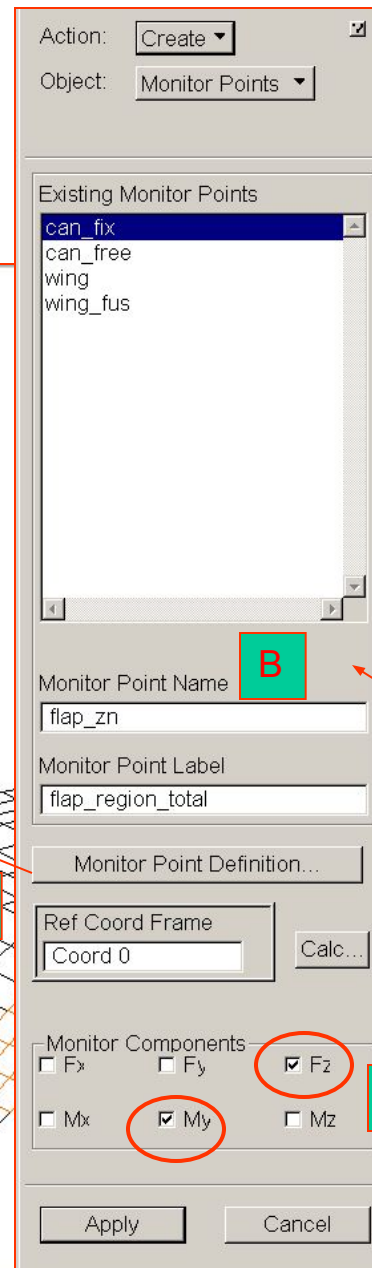
B: Контрольной точке присваивается имя и метка

C: Выбор компонентов

D: Задание расчетной СК



E: Определение Контрольной точки
- Непосредственно выбор элементов
- При помощи существующих аэродинамических групп



```

$ Monitor Points:
MONPNT1 FLAP_LD flap_region_total
          35      FLAP_LD 102      0.      0.      0.
$
$ AECOMP:
AELIST  25      115001  115002  115003  115006  115005  115004  115007
        115008  115009  116003  116002  116001  116004  116005  116006
        116009  116008  117001
AECOMP  FLAP_LD AELIST  25

```

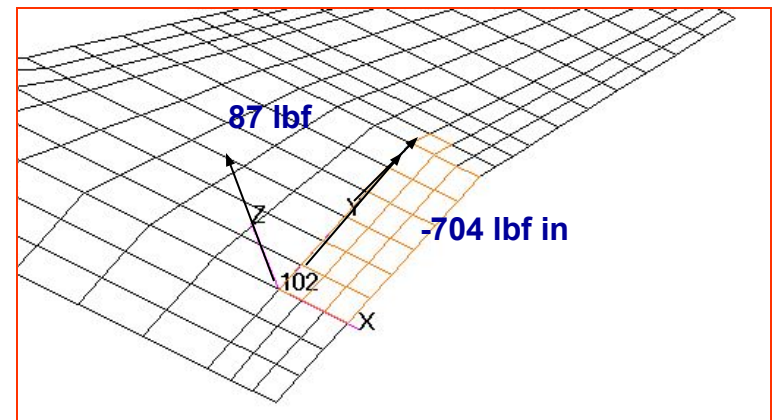
```

MONITOR POINT NAME = FLAP_LD          COMPONENT = FLAP_LD          CLASS = GENERAL
LABEL = flap_region_total
CID =          102          X = 0.00000E+00          Y = 0.00000E+00          Z =
  AXIS          RIGID AIR          ELASTIC REST.
  ----          -
  CZ          7.780567E+01          8.695660E+01
  CMY         -6.299542E+02          -7.044872E+02

```

Отображение результата в .bdf
и .f06

Диаграмма представления
результата



Структурные контрольные точки, определяемые пользователем

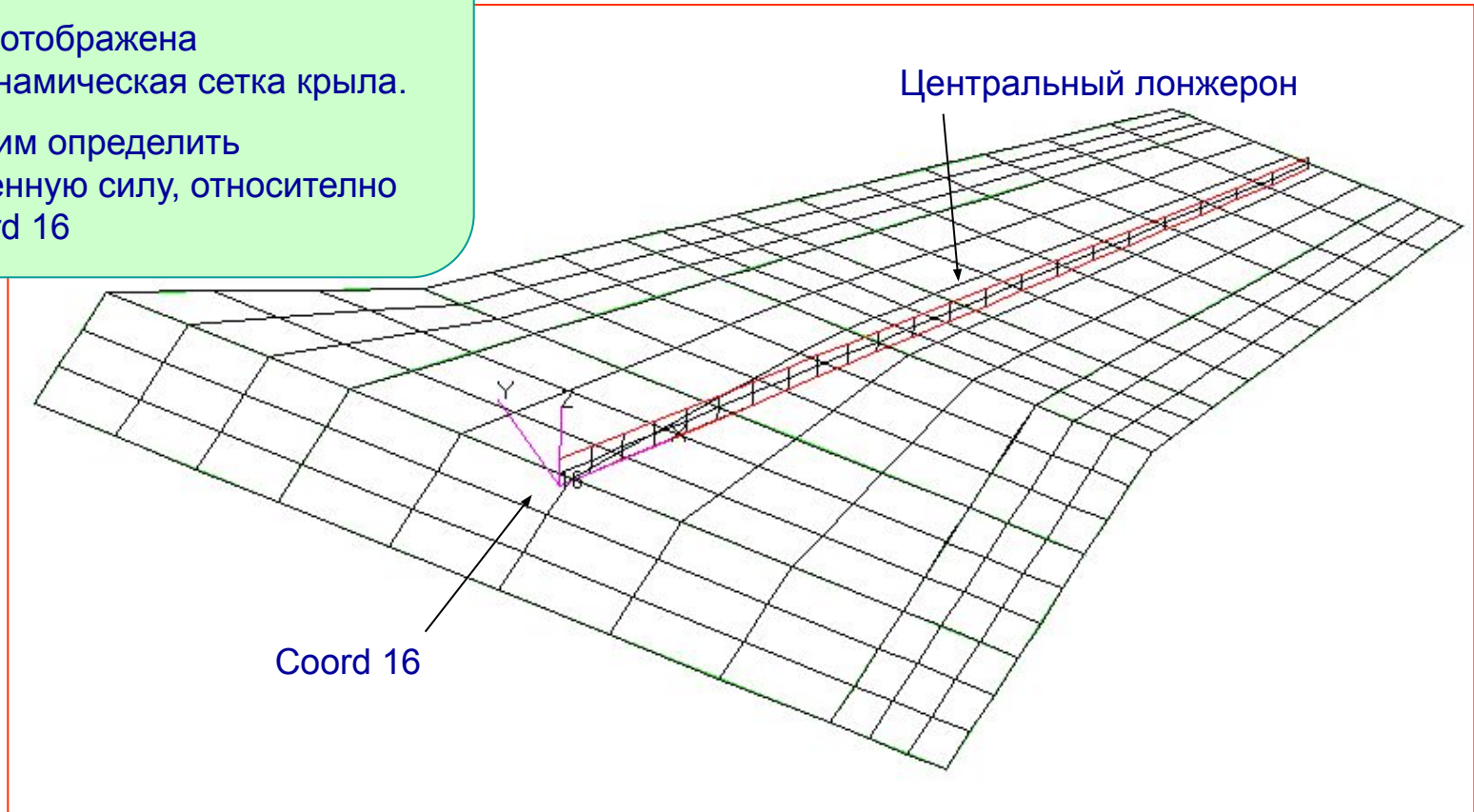
- Структурные контрольные точки могут быть использованы для определения нагрузок, приложенных к структурным компонентам:
 - ◆ Определить множество узлов, которые вносят вклад в суммарную нагрузку. Это удобно сделать используя группы в MSC.Patran.
 - ◆ Необходимо определить компоненты нагрузки.
 - ◆ Определить точку, относительно которой будут считаться моменты.

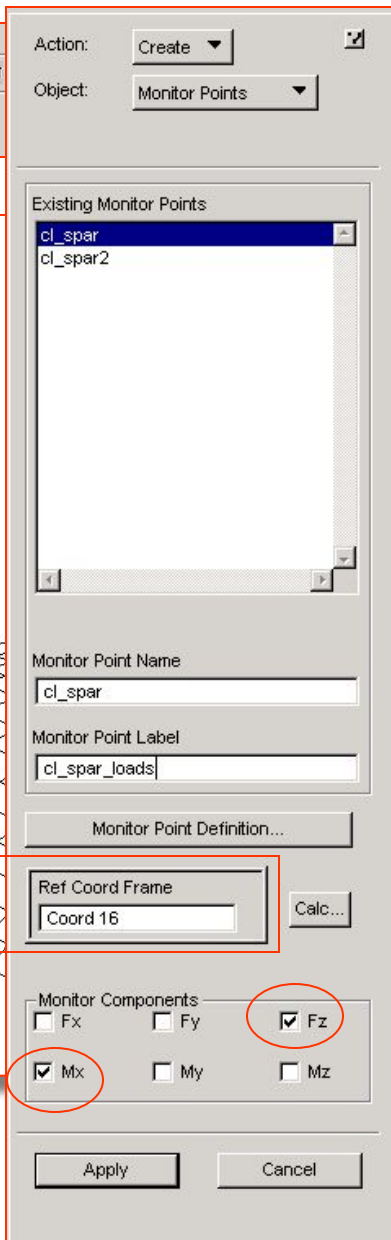
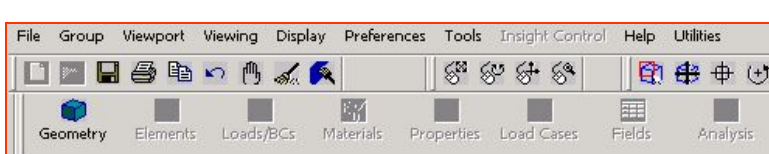
Пример: центральный лонжерон

Рассмотрим центральный лонжерон

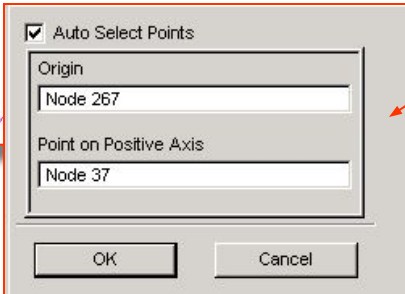
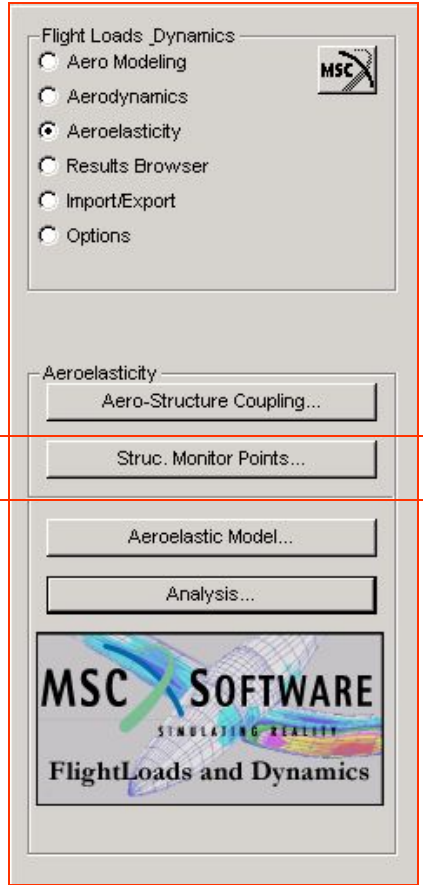
Здесь отображена аэродинамическая сетка крыла.

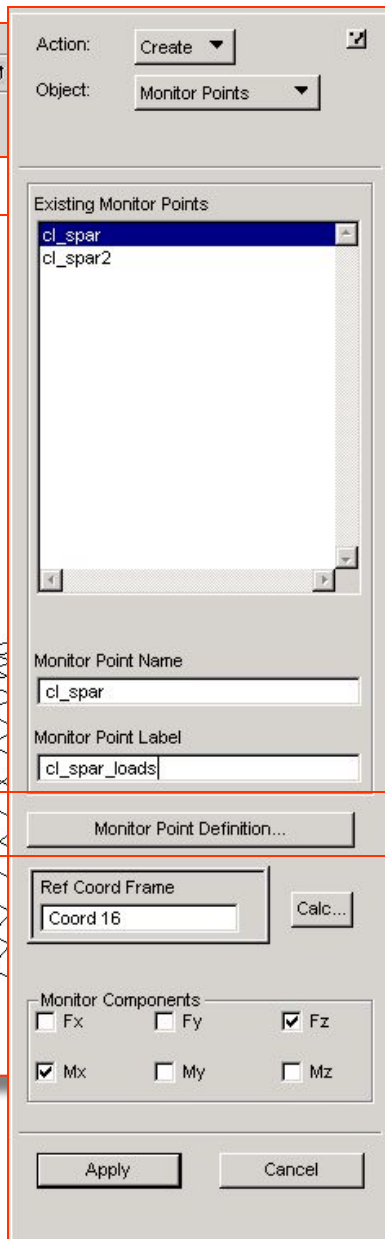
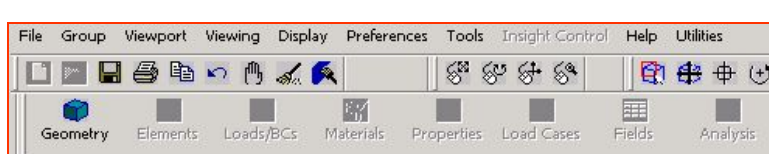
Мы хотим определить обобщенную силу, относительно СК coord 16





Выбор структурной контрольной точки
Ввести название и метку контрольной точки
Задать компоненты
Задать расчетную СК
(использовать существующую СК или создать новую, используя Calc...)



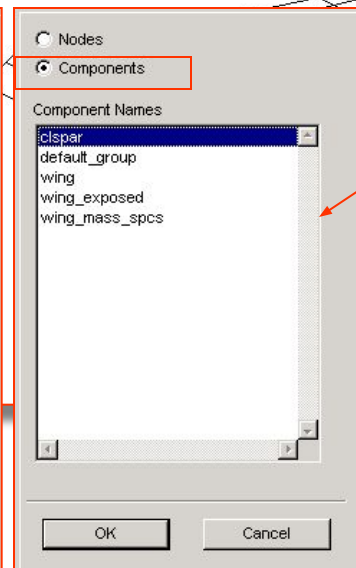
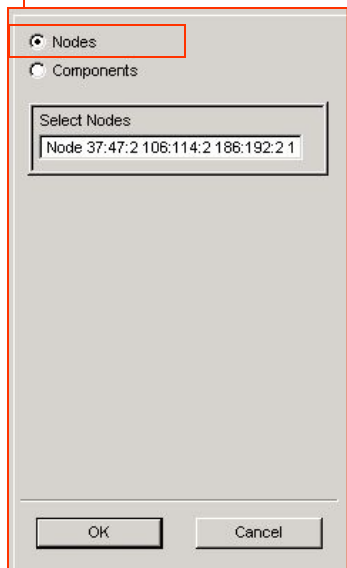
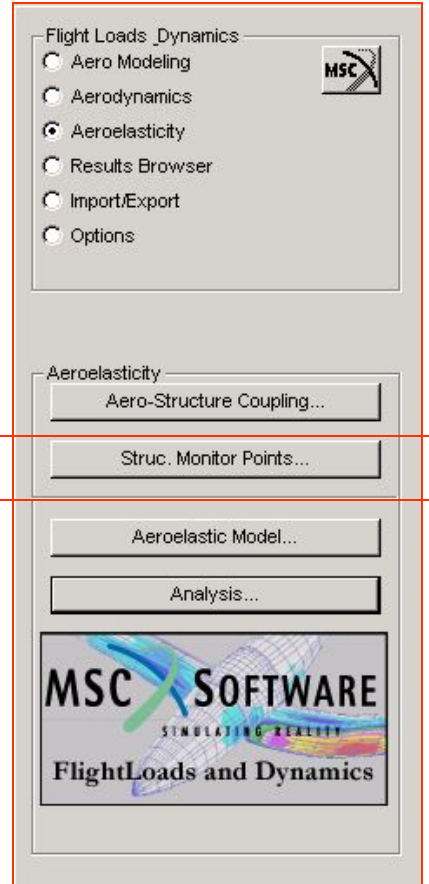


Определить контрольную точку, используя один из методов

Nodes: выбрать узлы

или

Component Names: ранее определенные группы

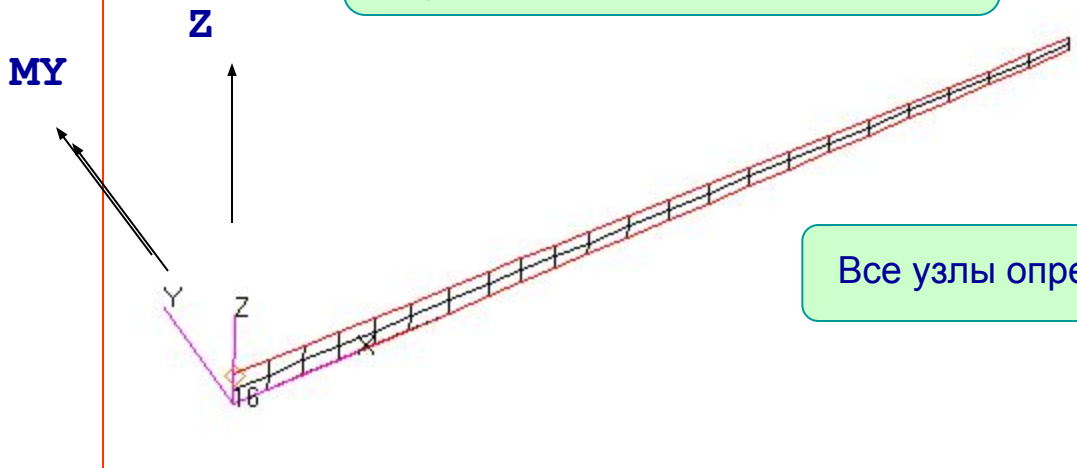


Объекты в Bulk Data, определяющие контрольную точку

```

$
$ Monitor Points:
MONPNT1 cl_spar cl_spar_loads
        35      cl_spar 16      0.      0.      0.
$
$ AECOMP:
SET1    103      37      39      41      43      45      47      106
        108      110      112      114      186      188      190      192
        196      198      200      202      267      268      269      270
        271      272      330      331      332      333      334      409
        410      411      412      419      420      421      422      589
        590      591      592      593      604      605      606      607
        619      620      621      622      635      636      637      638
        639      640      747      748      755      757      850      851
        860      861      928      929      930      940
AECOMP  cl_spar SET1    103
$
    
```

Компоненты 35, соответствуют Z и My в CID 16

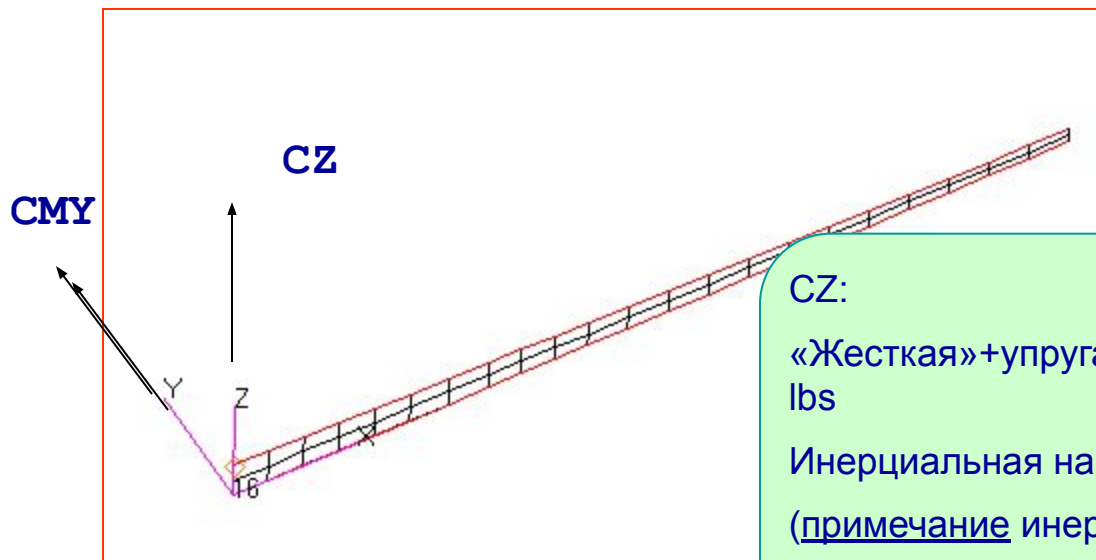


Все узлы определены в SET1 номер 103

Интерпретация результатов в .f06

```
MONITOR POINT NAME = CL_SPAR          COMPONENT = CL_SPAR          CLASS = GENERAL
LABEL = CL_SPAR_LOADS
CID = 16          X = 0.00000E+00          Y = 0.00000E+00          Z = 0.00000E+00

  AXIS          RIGID AIR          ELASTIC REST.          INERTIAL          RIGID APPLIED          REST. APPLIED
  ----          -
  CZ          1.862206E+02          2.380110E+02          9.070477E+01          0.000000E+00          0.000000E+00
  CMY         1.811955E+04          2.279054E+04          7.388569E+03          0.000000E+00          0.000000E+00
```



CZ:

«Жесткая»+упругая нагрузки = 238 lbs

Инерциальная нагрузка = - 91 lbs

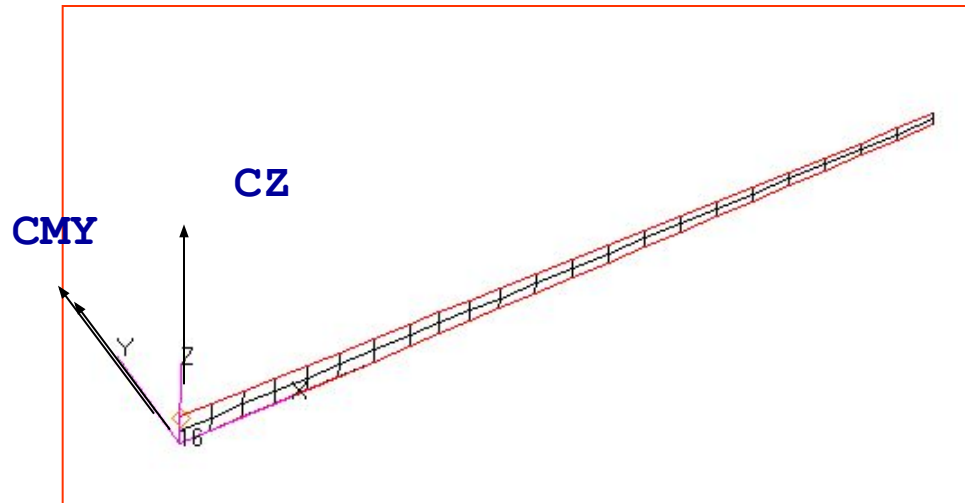
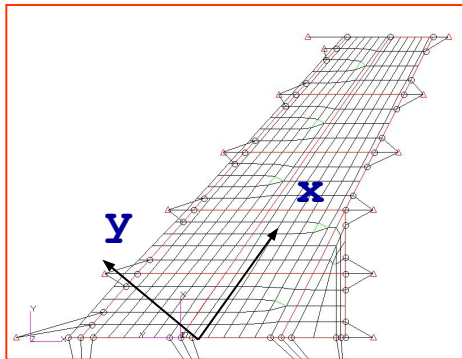
(примечание инерциальная нагрузка чувствительна к скорости)

Loads Browser (браузер нагрузок)

- Loads Browser позволяет отобразить поперечные силы (SF), изгибающие (BM) и крутящие моменты.
- Нагрузки могут быть обобщены по аэродинамической или структурной областям.
- Нагруженная область выбирается интерактивно.
- Ось суммирования определяется интерактивно.
- Регионы могут сцеплены в последовательные сложные схемы.

Пример: центральный лонжерон

- Объектом создания SF и BM диаграмм является лонжерон.
- Осью диаграммы будет ось x СК Coord 16.
Началом диаграммы будет начало СК Coord 16.





Выбрать Loads Browser

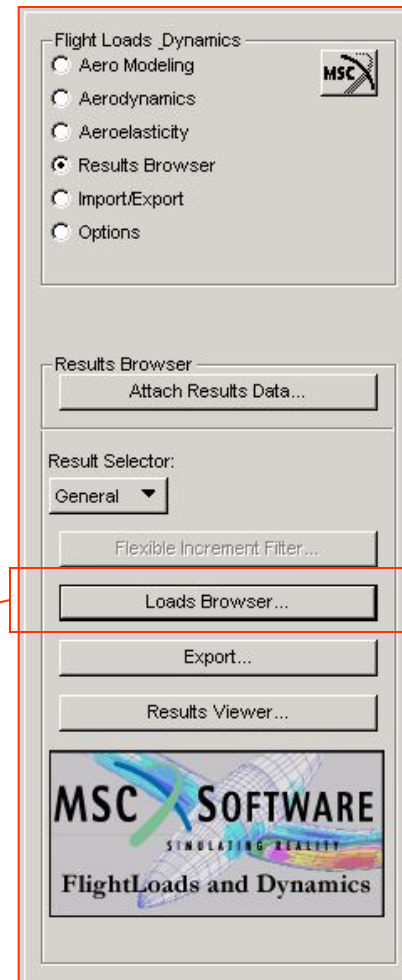
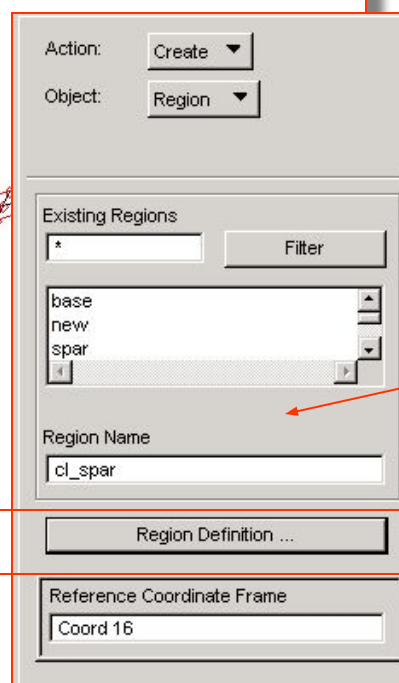
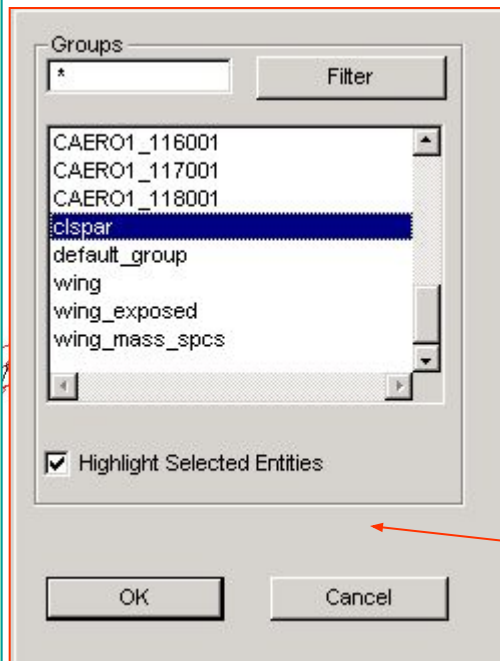
Использовать Create/Region

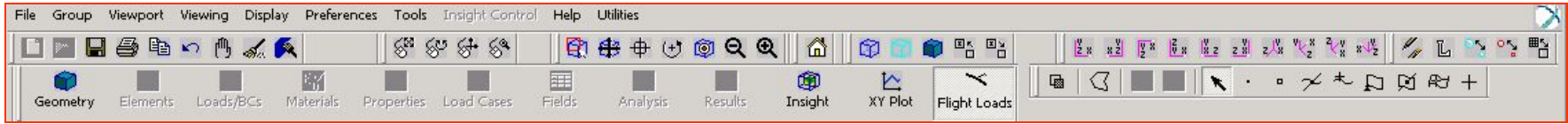
Задать Region Name
– в нашем случае cl_spar

Определить Reference Coordinate Frame
– в нашем случае Coord 16

Выбрать группу Group
– в нашем случае cl_spar

Поставить галочку Highlight Selected Entities





Выбрать **Loads Browser**

Использовать **Plot/Results/Running Loads**

Нажать **Region**

Выбрать ранее определенный регион **Region Name** – в нашем случае **cl_spar**

Определить в **Results Cases(s)** – случай **SC1 Structure Loads**

Pick the **Node Vector Results** – in this case **Aeroelastic Restrained Forces**

Определить **load Components** – использовать **Fz** и **My**

Load Components

Fx Fy Fz

Mx My Mz

Pressure to Load Algorithm

Default

Plot Settings

Evaluation Points

20

Integration Axis Range:

Auto

Minimum Value: 10.0

Maximum Value: 20.0

Multiple Curves Plotted:

Individually

Previously Created Curves:

As Is

Restore Default Values

OK Cancel

Action: Plot

Object: Results

Method: Running Loads

Option: Region

Select Region

Filter

Range_selected

base

cl_spar

Result Case(s)

SC1 AEROSG2DDEFAULT, A1:Static Su

SC1 StructureDEFAULT, A1:Static Subc

Nodal Vector Results

Aeroelastic Forces

Aeroelastic Moments

Aeroelastic Restrained Forces

Aeroelastic Restrained Moments

Options ...

Output to Text File

Select File Name ...

Delete existing plots

FlightLoads_Dynamics

Aero Modeling

Aerodynamics

Aeroelasticity

Results Browser

Import/Export

Options

Results Browser

Attach Results Data ...

Result Selector:

General

Flexible Increment Filter ...

Loads Browser ...

Export ...

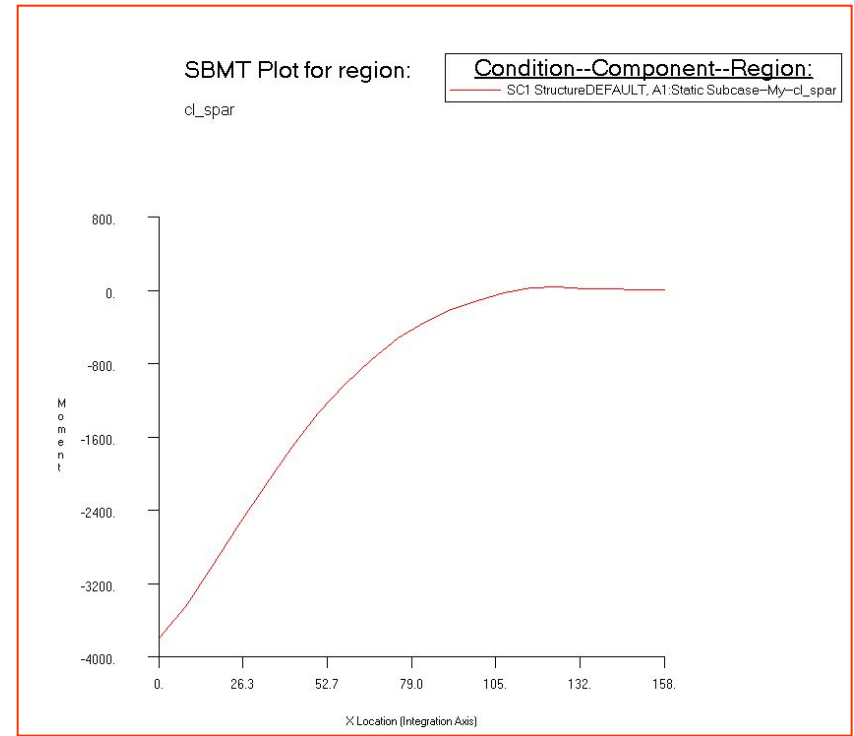
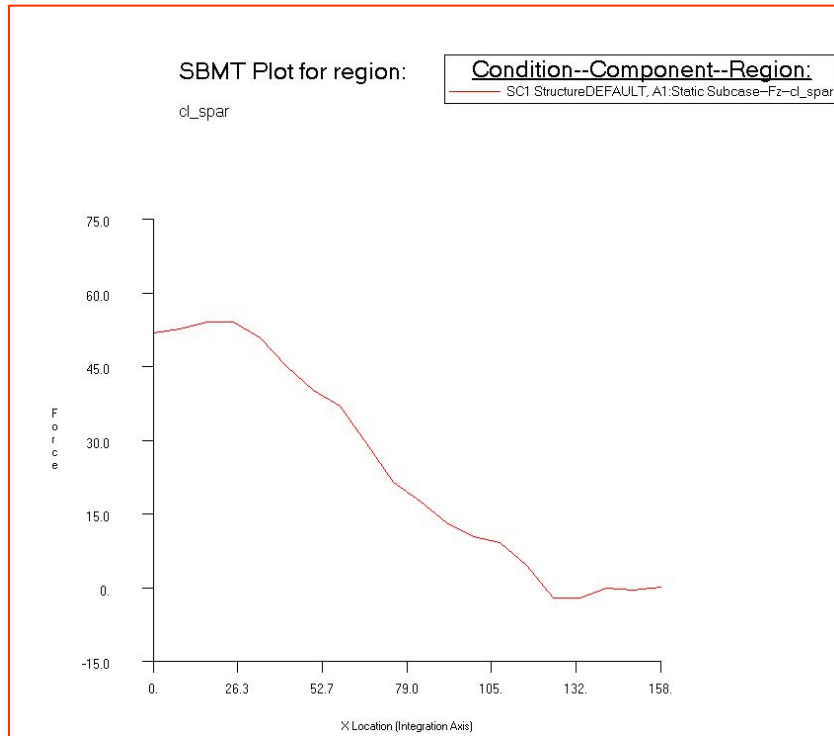
Results Viewer ...

MSC SOFTWARE

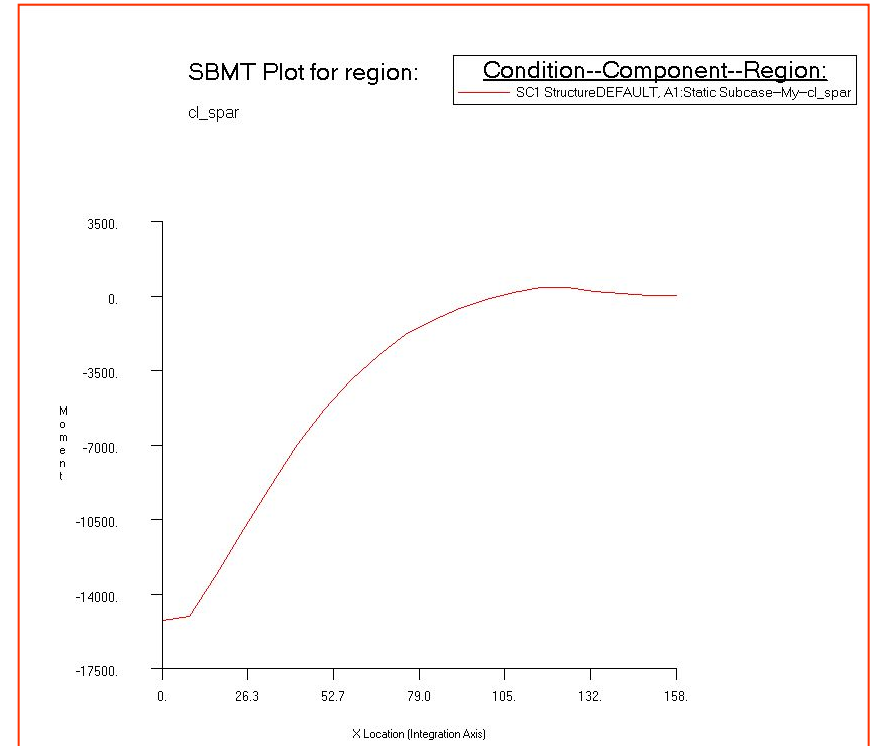
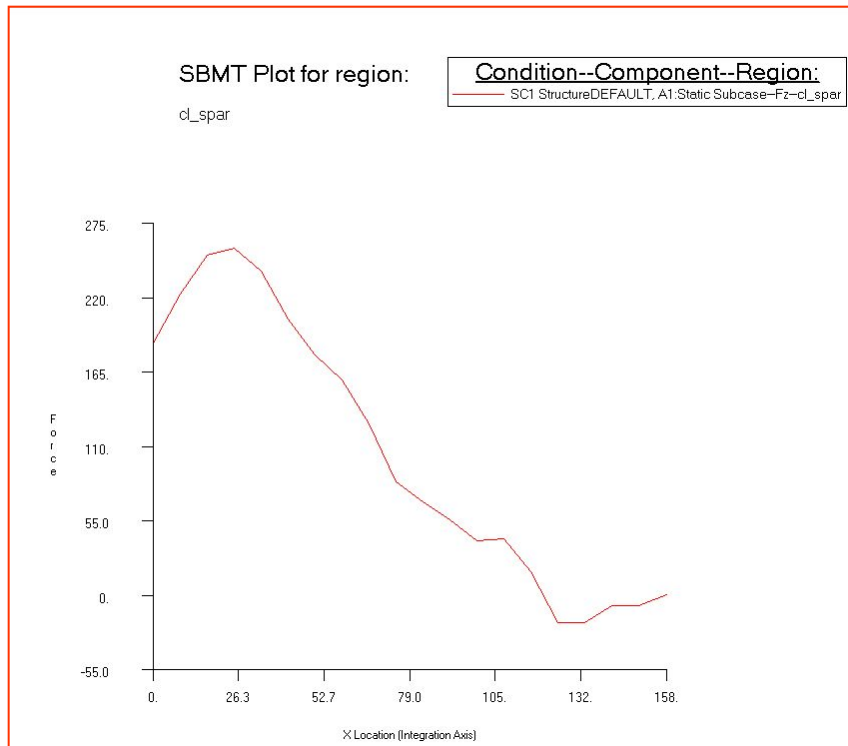
SIMULATING REALITY

FlightLoads and Dynamics

SF и BM диаграммы аэродинамических нагрузок (Rigid Aerodynamic Forces)

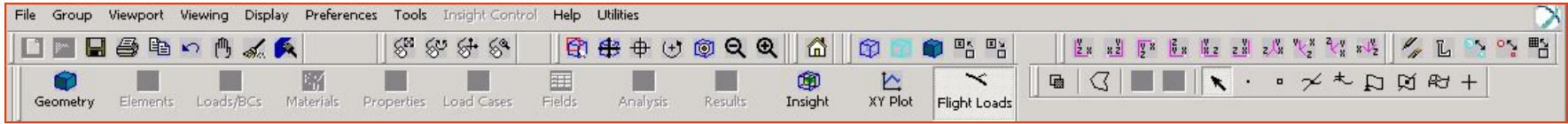


SF и BM диаграммы of Aeroelastic Restrained Forces (Elastic Increments)



Обобщенная нагрузка

- Обобщенная нагрузка позволяет контролировать баланс сил.



Выбрать **Loads Browser**

Использовать **Plot/Results/Load Summation**

Нажать **Region**

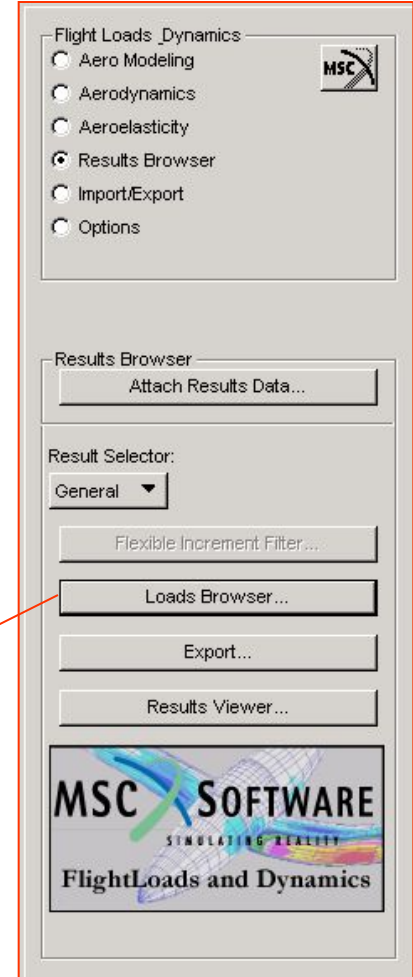
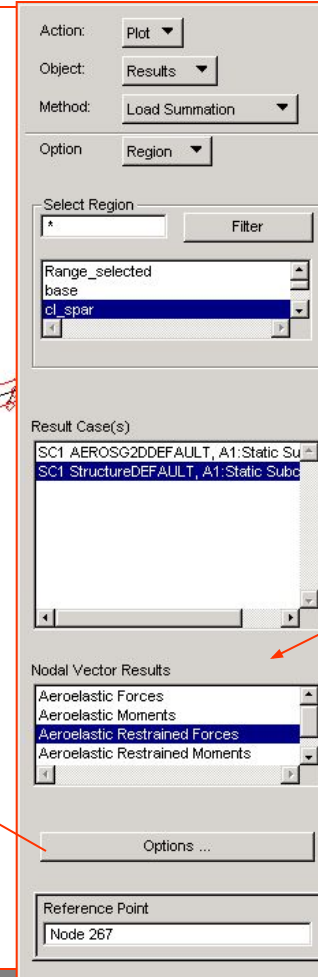
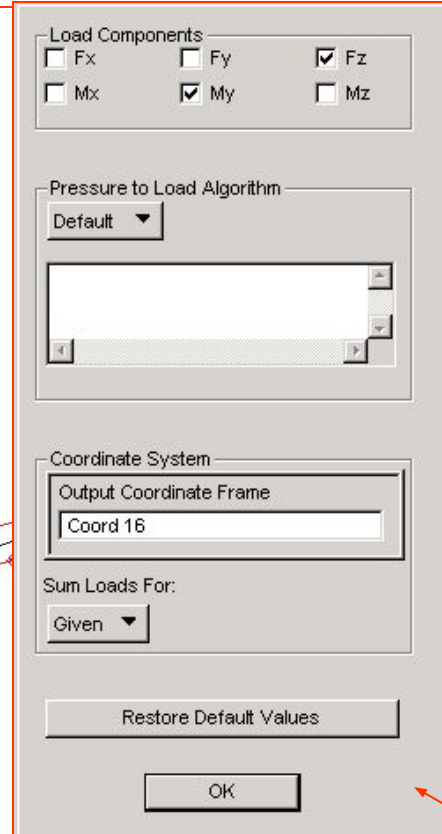
Выбрать ранее определенную область **Region Name** – cl_spar

Выбрать расчетный случай **Results Cases(s)** – SC1 Structure Loads

Выбрать в **Node Vector Results** – Aeroelastic Restrained Forces

Установить в **load Components** – Fz и My

Установить в **Output Coordinate Frame** – Coord 16



Обобщенная нагрузка: результат

Примечание суммарное значение компоненты $F_z = 238.01$, это значение для контрольной точки было подсчитано ранее.

Начало обобщенной СК отображается.

Rigid Aerodynamic Loads

Output Coordinate System: Coord 16
Ref Point (Coord 0): [105.25100, 30.03150, -23.61330]

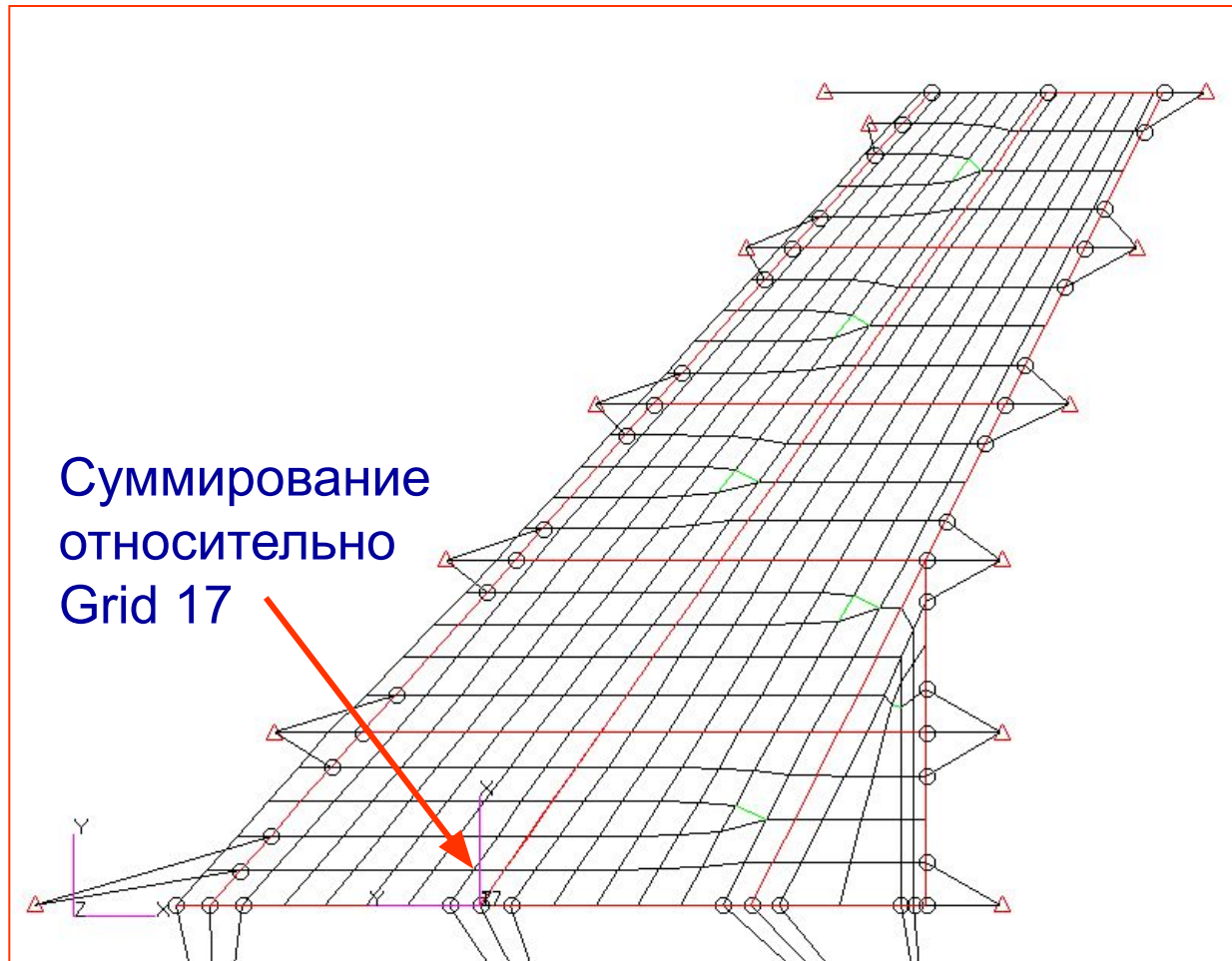
Case/Set	Fx	Fy	Fz	Mx	My	Mz
SC1 StructureDEFAU...	0.	0.	186.22	-0.035266	-15274.	0.

Case/Set	Fx	Fy	Fz	Mx	My	Mz
SC1 StructureDEFAU...	0.	0.	51.79	-0.0086159	-3798.9	0.

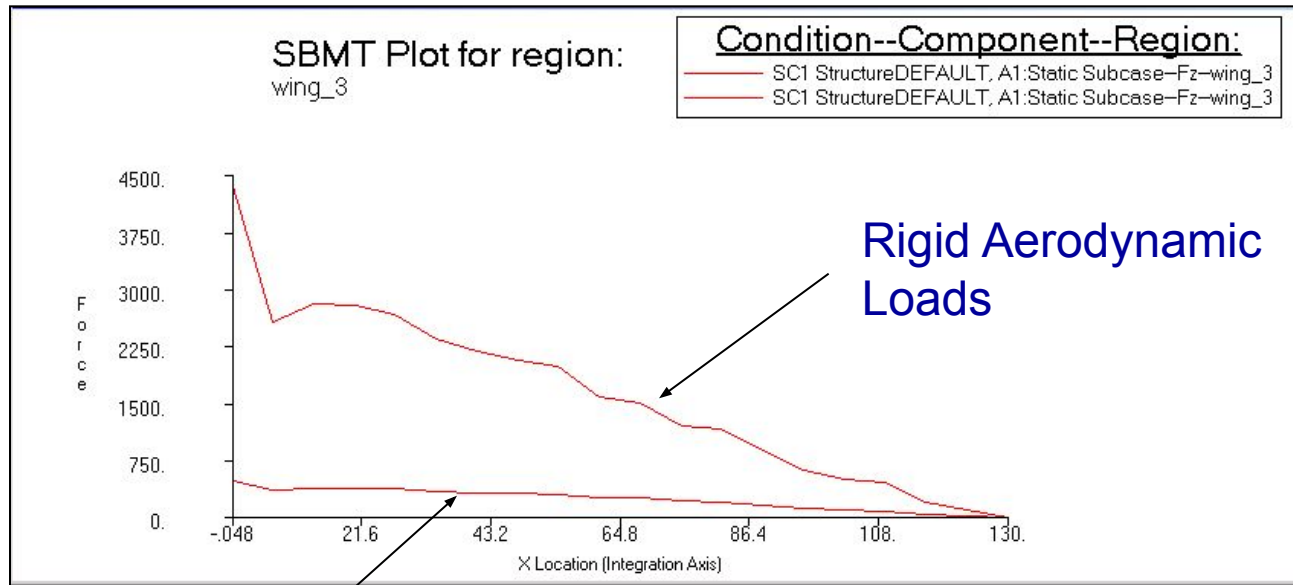
Elastic Increments

Cancel Save

Пример: конструкция крыла



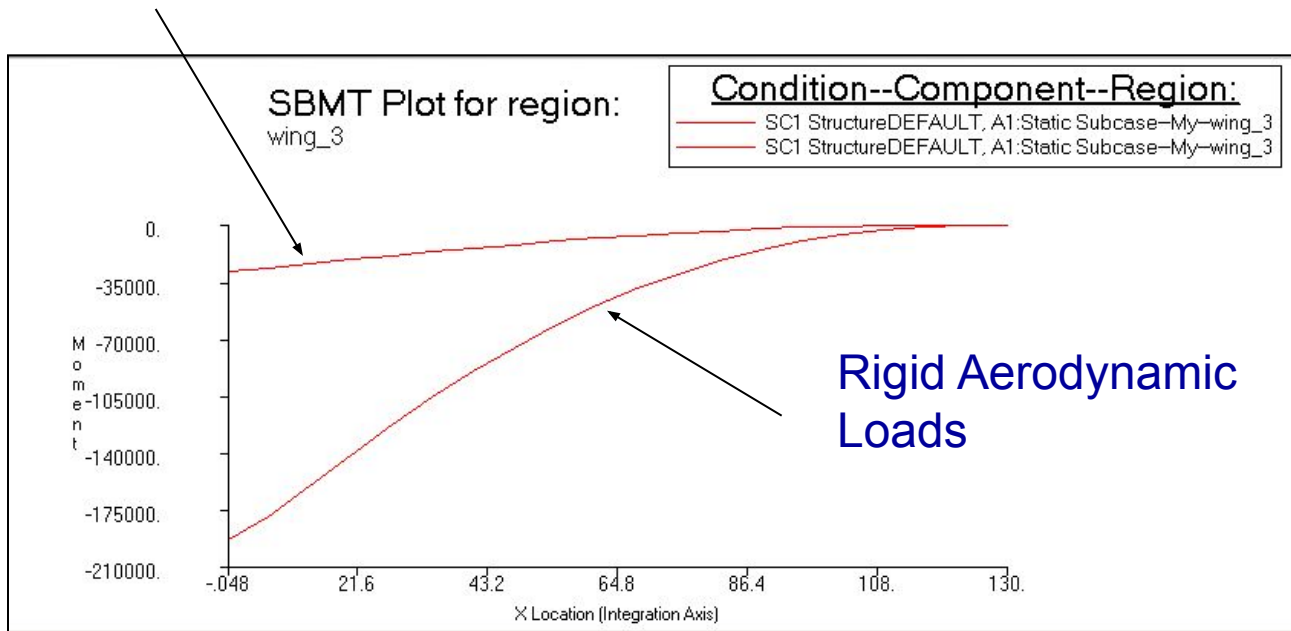
Конструкция крыла: поперечная сила вдоль лонжерона



Elastic Increments

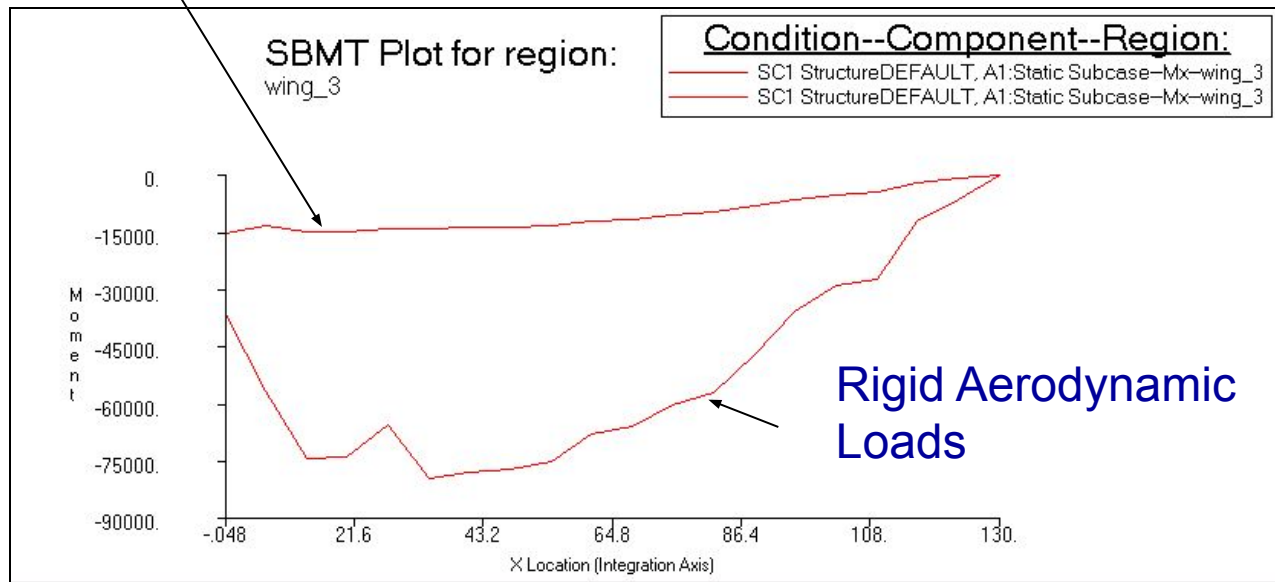
Конструкция крыла: изгибный момент вдоль лонжерона

Elastic Increments



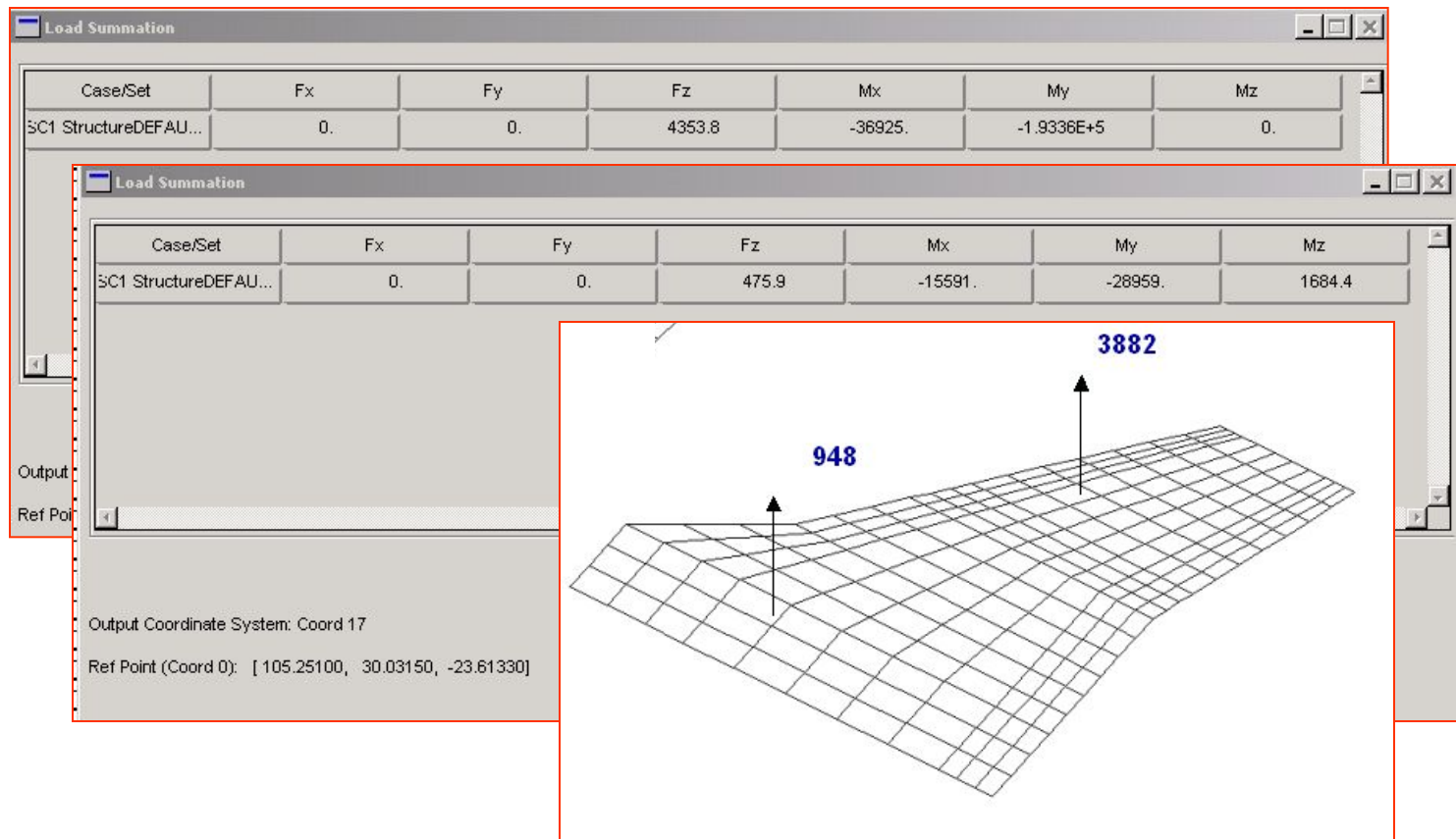
Конструкция крыла: крутящий момент вдоль лонжерона

Elastic Increments



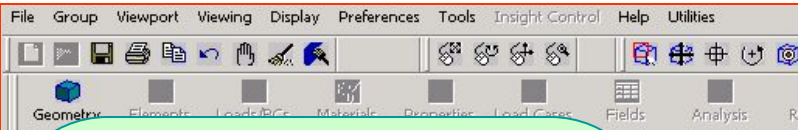
Конструкция крыла: обобщенная сила

«Жесткая» + «упругая» составляющая $F_z = 4829.7$ lbs, это значение соответствует ранее полученному значению для аэродинамической контрольной точки крыла.



Экспорт данных о нагруженном состоянии

- Опция **Import/Export** в главном меню позволяет экспортировать данные о всех структурных нагрузках, полученных при расчете на статическую аэроупругость.
- Фрагмент `.bdf` содержащий данные о нагруженном состоянии может быть использован для расчета статики (SOL 101).
- Могут быть экспортированы следующие нагрузки:
 - ◆ Rigid Component: Rigid aerodynamic loads
 - ◆ Elastic Component: Elastic increments
 - ◆ Inertia Component: Инерциальные нагрузки
- (Rigid + Elastic – Inertia) это уравновешанные нагрузки.



Выбрать Import/Export
выбрать Export...
Select Result Case(s)
Select Result Quantity
Моменты и/или солы
Rigid и/или Elastic и/или Inertial
Задать Output File Name ...
Убрать галочку Write Nodes
Apply

Action: Export

Object: Load Set

Method: Results

Select Result Case(s)

SCI StructureDEFAULT, A1-Static St

Select Result Quantity

Aeroelastic Forces, Nodal Rigid Comp
Aeroelastic Moments, Nodal Rigid Cor
Aeroelastic Restrained Forces, Nodal

Load Set ID List

1

Output File Name ...

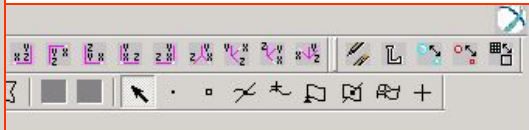
Selected File:

Write Nodes

Select Groups...

Number Selected: 0

Apply Cancel



Flight Loads_Dynamics

Aero Modeling
 Aerodynamics
 Aeroelasticity
 Results Browser
 Import/Export
 Options

Import/Export

Import...
Export...

MSC SOFTWARE
SIMULATING REALITY
FlightLoads and Dynamics

Select File

Look in: p2001_test

Files in directory:

- 2mass.bdf
- 2mass_freq.bdf
- 2mass_freq_rand.bdf
- course_check.db
- course_check.db.jou
- dynamics.txt
- Rds.bdf
- Rds.db
- Rds.db.jou
- Rds_flutter.db
- Rds_flutter.db.jou
- Flds_FSWin
- Flds_FSWir
- Flds_FSWir
- Flds_FSWir
- Flds_xdbAtt
- fswtwo.dat
- fswtwo.dat

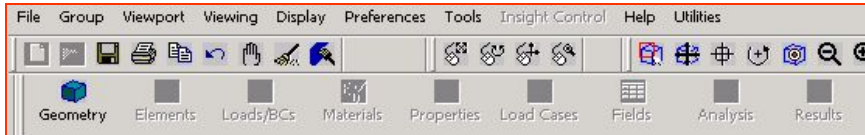
File name: balanced_loads.bdf

Files of type: Files (*.*)

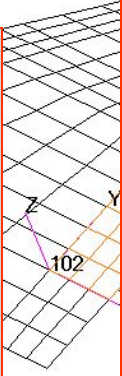
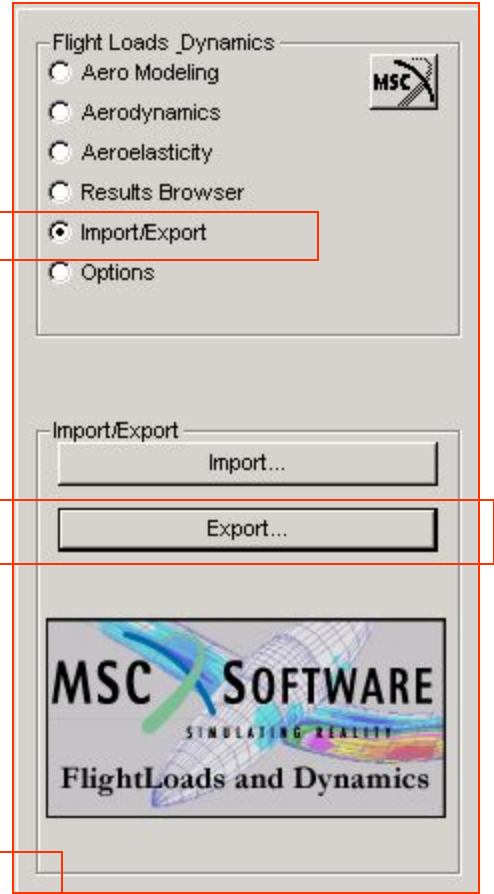
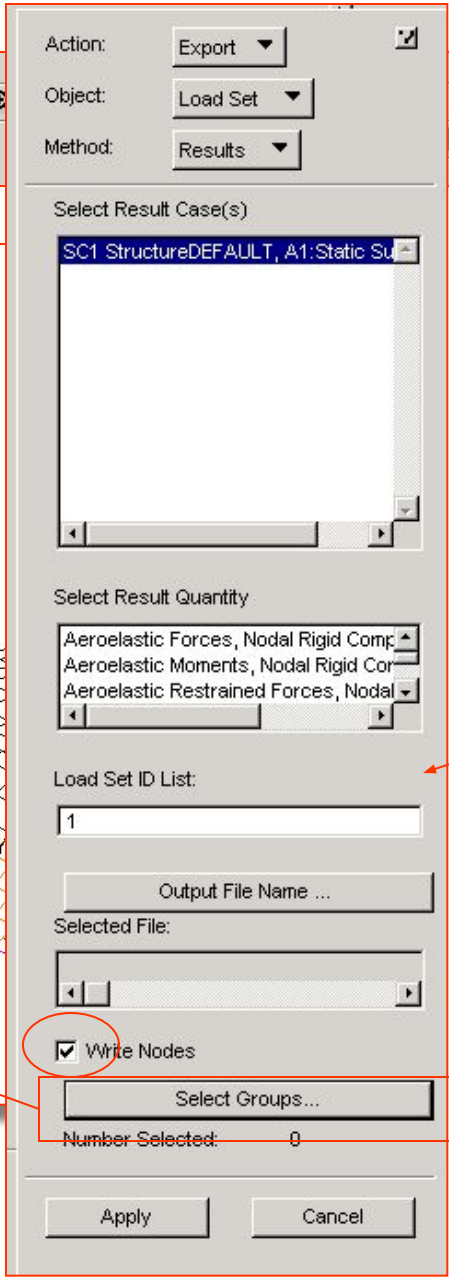
OK Cancel

Экспорт нагрузок: пример .bdf

```
$ - - - - -  
$ MSC.Nastran External Loads File created by MSC.FlightLoads  
$ version 2001.0.2 on 18:46:38 at 17-Aug-01.  
$ Extracted from MSC.Patran database:  
$ C:\tony_abbey\training_material\FLDS\trainer_ac\ja_flutt_pk.db  
$ MSC.Patran 2001 r2  
$ - - - - -  
CEND  
SUBCASE 1  
SUBTITLE=A1:Static Subcase  
LOAD = 1  
BEGIN BULK  
$ ( Aeroelastic Forces, Nodal Rigid Component )  
FORCE 2 510 0 1. 0.+0 0.+0 6.710197  
FORCE 2 531 0 1. 0.+0 0.+0 4.787435  
FORCE 2 546 0 1. 0.+0 0.+0 12.40505  
FORCE 2 561 0 1. 0.+0 0.+0 9.190941  
...  
$ ( Aeroelastic Restrained Forces, Nodal Elastic Component )  
FORCE 3 510 0 1. 0.+0 0.+0 .7241759  
FORCE 3 531 0 1. 0.+0 0.+0 .3625956  
FORCE 3 546 0 1. 0.+0 0.+0 1.388873  
FORCE 3 561 0 1. 0.+0 0.+0 .8576363  
..  
$ ( Aeroelastic Restrained Forces, Nodal Inertial Component )  
FORCE 4 1 0 1. 4.0520-90.+0 425.0656  
FORCE 4 2 0 1. 0.+0 0.+0 211.9077  
FORCE 4 3 0 1. -9.53-110.+0 300.0463  
FORCE 4 4 0 1. -2.38-110.+0 75.01158  
..  
LOAD 1 1. 1. 2 1. 3 -1. 4  
ENDDATA
```



Если установлена галочка **Write Nodes**
То становится доступной опция **Select Groups**
Узлы этих групп будут тоже добавлены в фрагмент файла.bdf



Использование экспортированных данных о нагруженном состоянии

- Этапы использования экспортированных данных о нагруженном состоянии :
 - ◆ Создать новую базу данных MSC.Patran
 - ◆ Выбрать Structural Preference
 - ◆ Импортировать структурную сетку из файла .bdf, использованного для расчета аэроупругости
 - ◆ Импортировать данные о нагруженном состоянии из фрагмента .bdf (Примечание: не допускать сдвиг узлов или создание новых)
 - ◆ Задать новые граничные условия (это могут быть любые произвольные статически определенные связи, так как нагрузки сбалансированы по определению)
 - ◆ Запустить линейный статический расчет (SOL 101) который содержит «жесткие», «упругие» и инерциальные составляющие и агрузок

Использование экспортированных данных о нагруженном состоянии

- Другие возможности:
 - ◆ Нагрузки могут быть приложены и на переопределенную структурную сетку, содержащую такие же номера нагруженных узлов. Этот технический прием может быть удобен для развития конструкции.
 - ◆ Инерциальные составляющие могут быть The inertia terms can be left out to assess the effect of ignoring inertia relief.
- Care must be taken not to invalidate the idealisations made in the initial analysis.

Аэродинамическая и аэроупругая базы данных

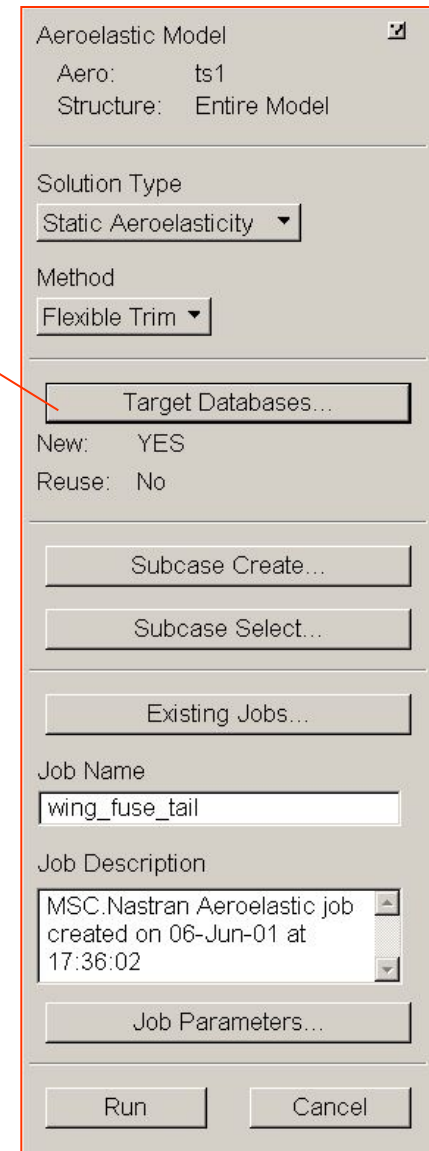
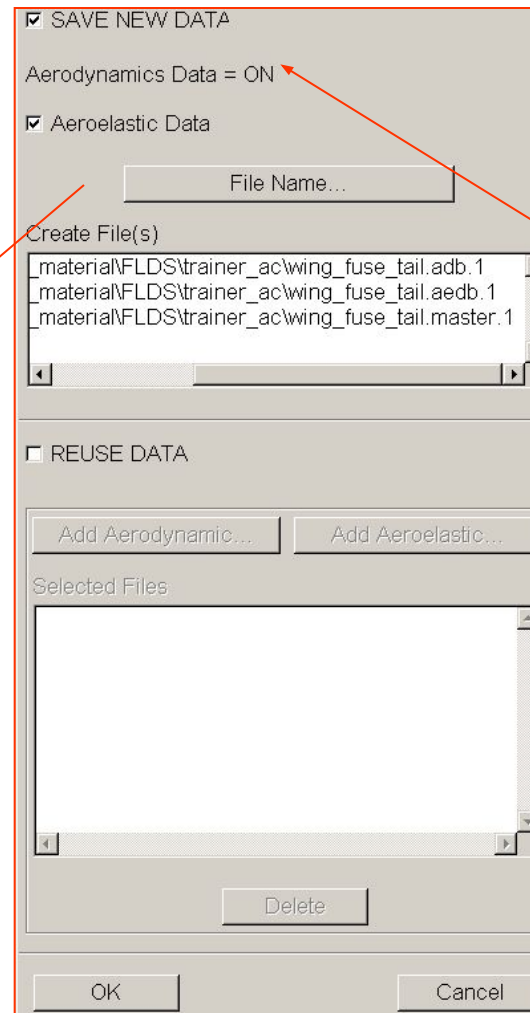
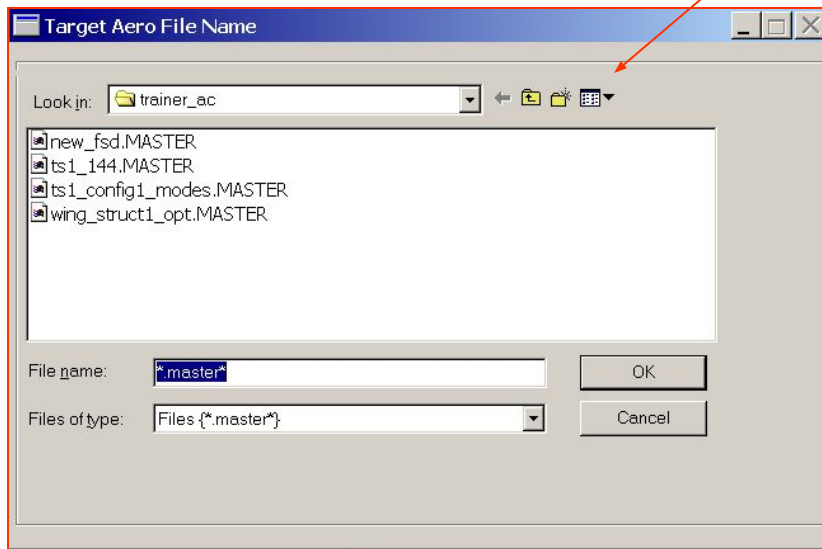
- При дальнейший расчете балансировочных случаев можно повторно использовать существующие аэродинамические и аэроупругие базы данных. Это сделает расчет значительно дешевле.
- Существующую аэродинамическую базу данных можно повторно использовать с конечной или недоработанной структурной моделью.
- Аэроупругую базу данных можно использовать если изменилось распределение масс, которое незначительно влияет на изменение приращения аэродинамических сил.

Создание баз данных

Допустим мы нуждаемся в повторном использовании баз данных.

Установите галочку SAVE NEW DATA и Aeroelastic Data перед началом расчета

Теперь, когда будет запущен расчет, будут созданы ADB и AEDB файлы



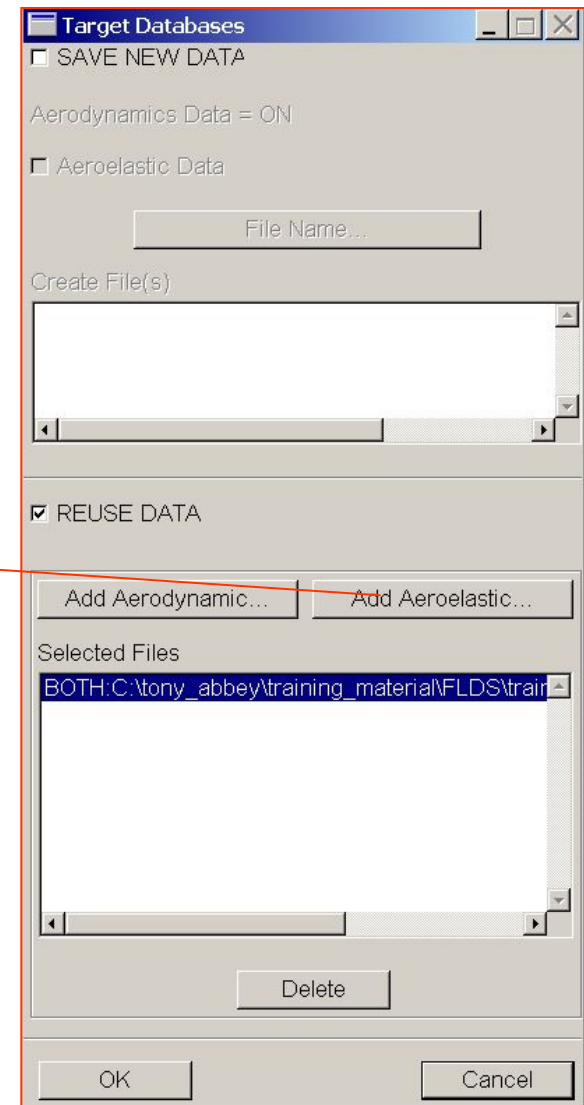
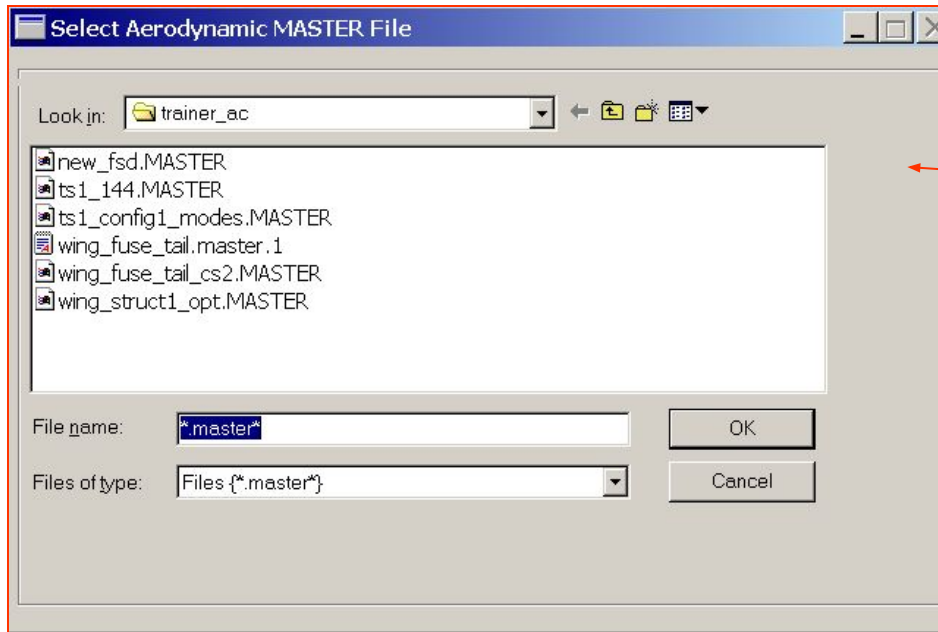
Создание баз данных: команды FMS

```
$ Aero DB FMS Statements
ASSIGN MASTER='wing_use_tail.master.1'
ASSIGN ADB='wing_fuse_tail.adb.1'
INIT ADB
ASSIGN AEDB='wing_fuse_tail.aedb.1'
INIT AEDB
$ Static AeroElastic Analysis
SOL 144
TITLE = MSC.Nastran Aeroelastic job created on 06-Jun-01 at 17:36:02
ECHO = NONE
AECONFIG = ts1
SUBCASE 1
$ Subcase name : level1
  SUBTITLE=Default
  SPC = 2
  DISPLACEMENT (SORT1, REAL)=ALL
  SPCFORCES (SORT1, REAL)=ALL
  STRESS (SORT1, REAL, VONMISES, BILIN)=ALL
TRIM = 1
AESYMXZ = Symmetric
AESYMX Y = Asymmetric
SUPORT1 = 1
AEROF = ALL
APRES = ALL
...
```

Операторы INIT и ASSIGN в FMS statements теперь определяют что будут созданы ADB и AEDB файлы с начала запуска

Повторное использование баз данных

Модель перезапускается с дополнительным расчетным случаем, предварительно установить галочку REUSE DATA ADD, в AEROELASTIC выбрать базу данных (подключаться сразу обе базы ADB и AEDB)



Повторное использование баз данных: команды FMS

```
$ Aero DB FMS Statements
ASSIGN ADB_1='wing_fuse_tail.master.1'
DBLOCATE LOGICAL=ADB_1 WHERE(DBSET='ADB' or DBSET='AEDB') $
$ Static AeroElastic Analysis
SOL 144
CEND
TITLE = MSC.Nastran Aeroelastic job created on 06-Jun-01 at 17:36:02
ECHO = NONE
AECONFIG = ts1
SUBCASE 1
$ Subcase name : level2_pullup
  SUBTITLE=Default
  SPC = 2
  DISPLACEMENT (SORT1, REAL) =ALL
  SPCFORCES (SORT1, REAL) =ALL
  STRESS (SORT1, REAL, VONMISES, BILIN) =ALL
TRIM = 1
AESYMXZ = Symmetric
AESYMXY = Asymmetric
SUPORT1 = 1
AEROF = ALL
APRES = ALL

...
```

Переменные DBLOCATE и ASSIGN в FMS statements теперь определяют что будут повторно использоваться базы ADB и AEDB

Повторное использование баз данных : снижение затрат

- Получить данные об времени затраченном CPU на расчет можно из файла .f04. Здесь отображено время, потраченное на расчет каждого модуля DMAP в Nastran.
- Время потраченное на расчет модуля в AESTAT первом случае значительно больше, чем во втором.
- Время потраченное на расчет AESTAT относится к затратам на каждый расчетный случай.

Initial Trim Case

```

12:01:19  0:14  269.0  0.0  7.8  0.0  AESTAT  91  (S)AESTATRSBEGN
12:01:19  0:14  269.0  0.0  7.8  0.0  AESTATRS58  AELOOP  BEGN
12:01:19  0:14  269.0  0.0  7.8  0.0  AESTATRS66  MAKETR  BEGN
12:01:19  0:14  271.0  2.0  7.8  0.0  AESTATRS77  TRNSP  BEGN
12:01:19  0:14  281.0  10.0  7.9  0.1  AESTATRS97  ADD
12:01:19  0:14  281.0  0.0  7.9  0.0  AESTATRS98  ADD
12:01:19  0:14  281.0  0.0  7.9  0.0  AESTATRS99  ADD
..

12:01:38  0:33  485.0  1.0  24.3  0.0  SEDRCVR 598  DBC
12:01:38  0:33  485.0  0.0  24.3  0.0  SEDRCVR 600  DBC
12:01:38  0:33  485.0  0.0  24.3  0.0  SEDRCVR 601  DBC
12:01:38  0:33  487.0  2.0  24.3  0.0  AESTAT  120 (S)PRTSUM
12:01:38  0:33  487.0  0.0  24.3  0.0  PRTSUM  27  PROJVER
12:01:38  0:33  487.0  0.0  24.3  0.0  PRTSUM  28  DBDICT  BEGN
12:01:38  0:33  487.0  0.0  24.3  0.0  PRTSUM  29  PRTPARM  BEGN
12:01:38  0:33  487.0  0.0  24.3  0.0  AESTAT  121  EXIT  BEGN

```

При первом расчете одного случая балансировки затраты CPU на AESTAT составили 24.3 – 7.8 = 16.5 secs

Reusing the aedb for 2nd trim case:

```

12:17:09  0:09  212.0  0.0  5.1  0.0  AESTAT  91  (S)AESTATRSBEGN
12:17:09  0:09  212.0  0.0  5.1  0.0  AESTATRS58  AELOOP  BEGN
12:17:09  0:09  212.0  0.0  5.1  0.0  AESTATRS66  MAKETR  BEGN
12:17:09  0:09  213.0  1.0  5.1  0.0  AESTATRS317  MPYAD  BEGN *
12:17:09  0:09  214.0  1.0  5.1  0.0  AESTATRS318  MPYAD  BEGN
12:17:09  0:09  214.0  0.0  5.1  0.0  AESTATRS319  TRNSP  BEGN
12:17:09  0:09  214.0  0.0  5.1  0.0  AESTATRS320  MATMOD  BEGN
...

12:17:11  0:11  242.0  0.0  6.8  0.0  AESTAT  120 (S)PRTSUM  BEGN *
12:17:11  0:11  242.0  0.0  6.8  0.0  PRTSUM  27  PROJVER  BEGN
12:17:11  0:11  242.0  0.0  6.8  0.0  PRTSUM  28  DBDICT  BEGN
12:17:11  0:11  242.0  0.0  6.8  0.0  PRTSUM  29  PRTPARM  BEGN
12:17:11  0:11  242.0  0.0  6.8  0.0  AESTAT  121  EXIT  BEGN

```

При втором расчете одного случая балансировки повторно использовались базы данных AEDB и ADB, и затраты CPU на AESTAT составили 6.8 – 5.1 = 1.7 c

Дополнительные маневры

- Для исследования реакции тангажа мы можем использовать новый набор случаев балансировки, повторно используя базы AEDB and ADB:

Случай	Угол атаки	Оперение	Угловая скорость по тангажу	Угловое ускорение по тангажу	Ускорение
Резкий подъем	free	35 deg	0.0	free	1g
Равномерный подъем	free	35 deg	free	0.0	1g
Мертвая петля с ускорением 6g	free	free	0.288 rad/s	0.0	6g

Дополнительные маневры: примечание к ВВОДИМЫМ ДАННЫМ

■ Резкий подъем:

- ◆ Оперение отклонено на 35 градусов, мгновенная скорость по тангажу 0.0

■ Постоянный подъем:

- ◆ Оперение отклонено на 35 градусов, мгновенное ускорение по тангажу 0.0

■ Мертвая петля с ускорением 6g:

- ◆ Скорость по тангажу вычисляется из предположения что движемся кругу с постоянной скоростью, известна нагрузка в нижней точке и скорость

$$\left. \begin{aligned} a &= q^2 R \\ V &= qR \end{aligned} \right\} \frac{a}{V} = (n-1) \frac{g}{V} = q$$

Петля: вводимые данные

- Используются следующие данные:
 - ◆ Скорость V : 6697in/s
 - ◆ Перегрузка: 6
 - ◆ Ускорение свободного падения: 386in/s^2
- Тогда:
 - ◆ Ускорение по тангажу: $q = 0.288\text{rad}$
 - ◆ Безразмерное ускорение по тангажу: $qc/2V = \text{PITCH} = 0.002$

Дополнительные маневры: результаты

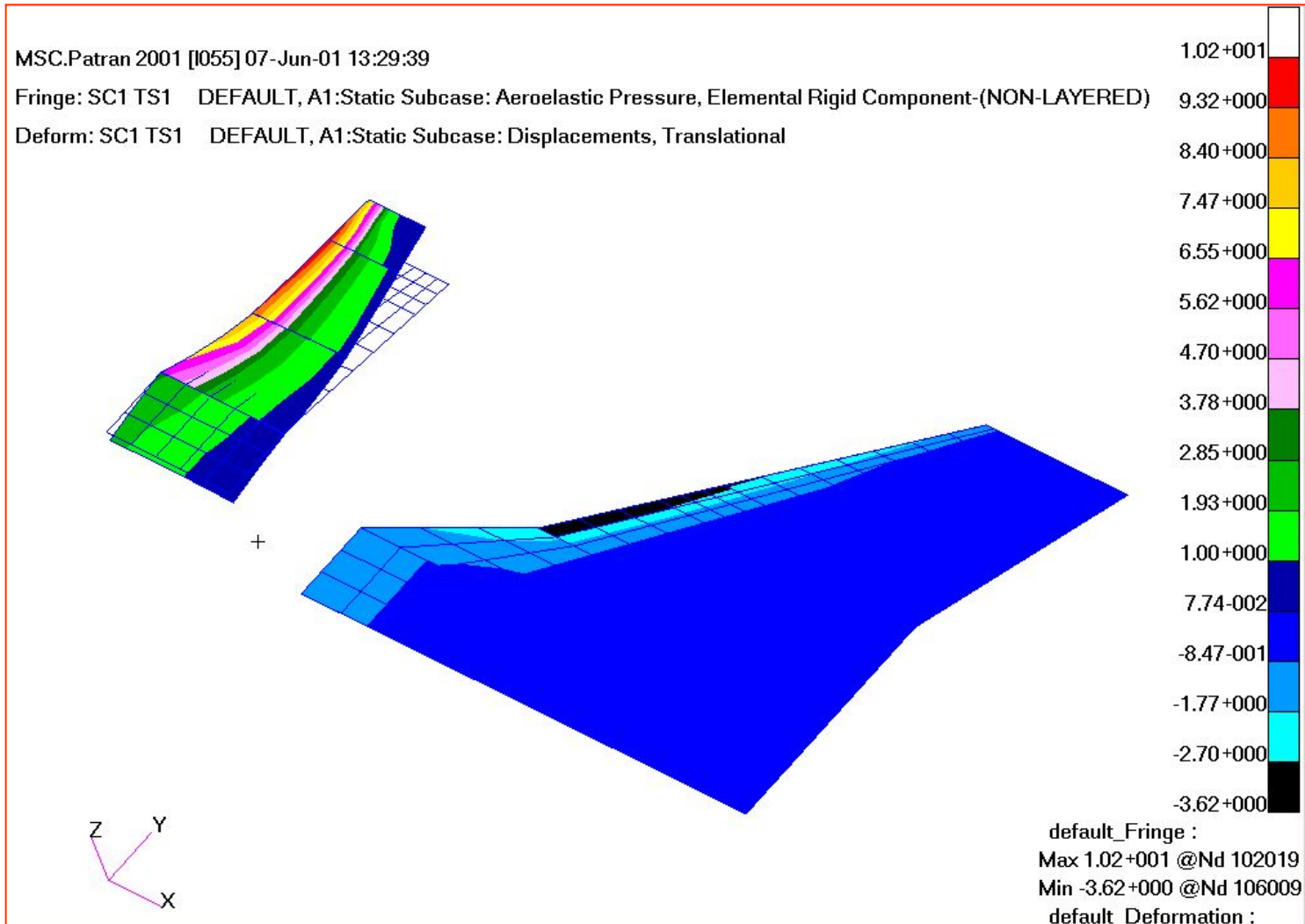
Случай	Угол атаки	Оперение	Угловая скорость по тангажу	Угловое ускорение по тангажу	Ускорение
Резкий подъем	-1.63 deg	35 deg	0.0	280 deg/s ²	1g
Равномерный подъем	-8.24 deg	35 deg	393 deg/s	0.0	1g
Мертвая петля с ускорением 6g	16.04 deg	-4.87	0.288 rad/s	0.0	6g

Резкий подъем: обсуждение

Расчет дает относительное значение ускорения по тангажу, которое отличается от нулевого значения. Это означает что представленный балансировочный режим не является мгновенным режимом. Таким образом мы видим что аэродинамическое нагружение уравновешено влиянием составляющей большой подъемной силы оперения. Балансировка получилась на отрицательном угле атаки и при практически полном отсутствии нагружения на крыле. Смотри следующую страницу.

Ясно, что It is obviously not realistic for the canard to be input so abruptly and the aero loading to redistribute so rapidly whilst maintaining 1g.

Резкий подъем: деформации и давление



Равномерный подъем: обсуждение

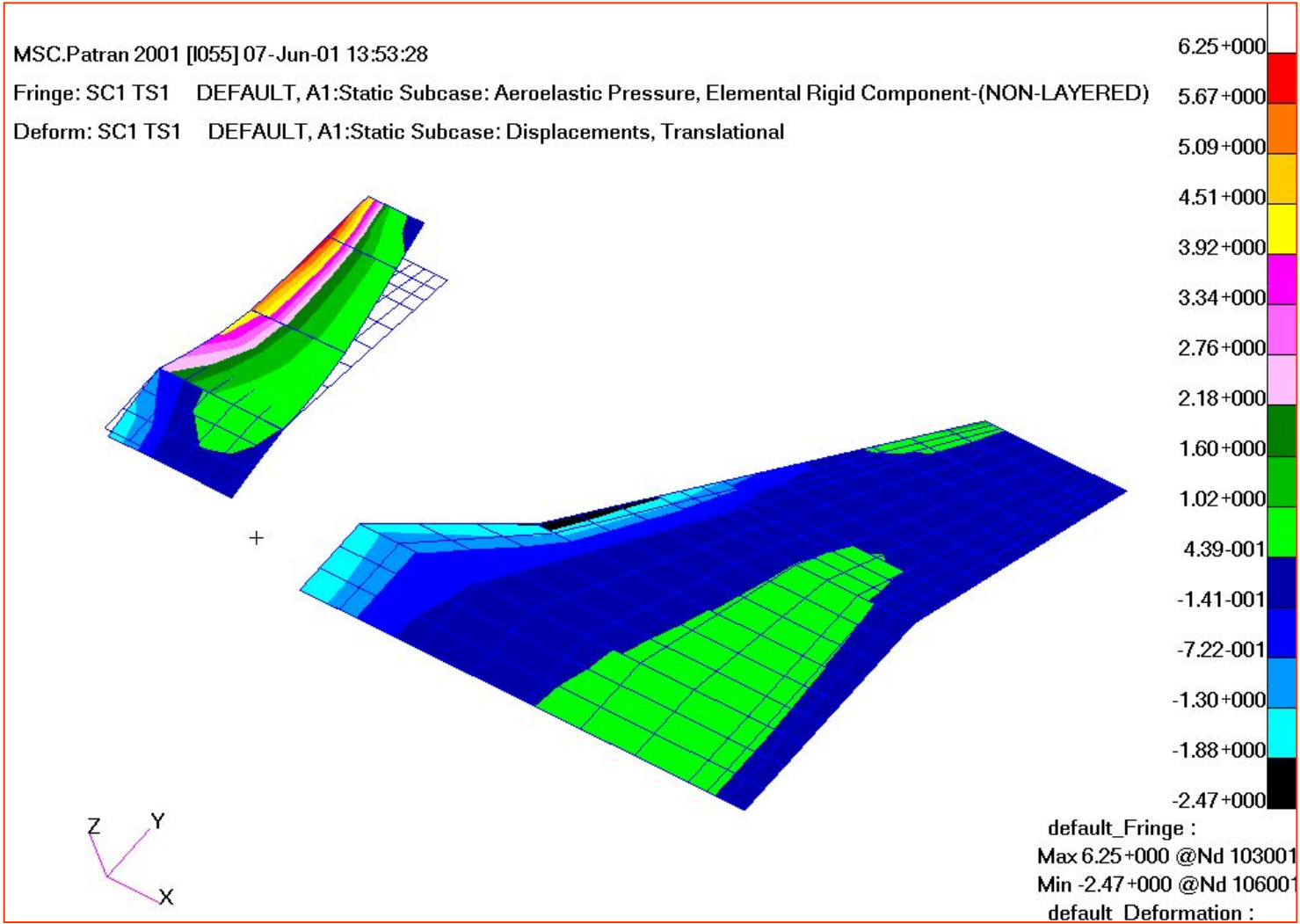
Угловая скорость по тангажу в безразмерном виде определялась из выше приведенной формулы.

$$\frac{\bar{q}\bar{c}}{2V} \quad \text{Угловая скорость по тангажу} = 0.0486 * 2 * 6697 / 95 \\ = 6.85 \text{ rad/s} = 393 \text{ deg/s}$$

Решение дало относительную угловую скорость по тангажу. Таким образом мы видим что аэродинамическое нагружение уравновешено влиянием составляющей большой подъемной силы оперения. Балансировка получилась на отрицательном угле атаки и при практически полном отсутствии нагружения на крыле

The trimmed state shows a large lift component from the canard balanced by the negative angle of attack and a net download on the wing. This is seen on the next page.

Steady Pull Up: деформации и давление



Петля: обсуждение

Таким образом мы видим что аэродинамическое нагружение уравновешено влиянием составляющей большой подъемной силы оперения. Балансировка получилась угле атаки равном 16 градусов и при практически полном отсутствии нагружения на крыле

The trimmed state shows a large lift component from the wing produced by 16 degrees angle of attack and a balancing –ve incidence on the canard. The high Cl term needed is reported, note the values are given in both Wind and Body axis

BODY	CZ	1.227798E+00
WIND	CL	1.180137E+00

Петля: деформации и давления

