

Раздел 5.2

Пример 1- ЛА с крылом обратной стреловидности в продольном полете

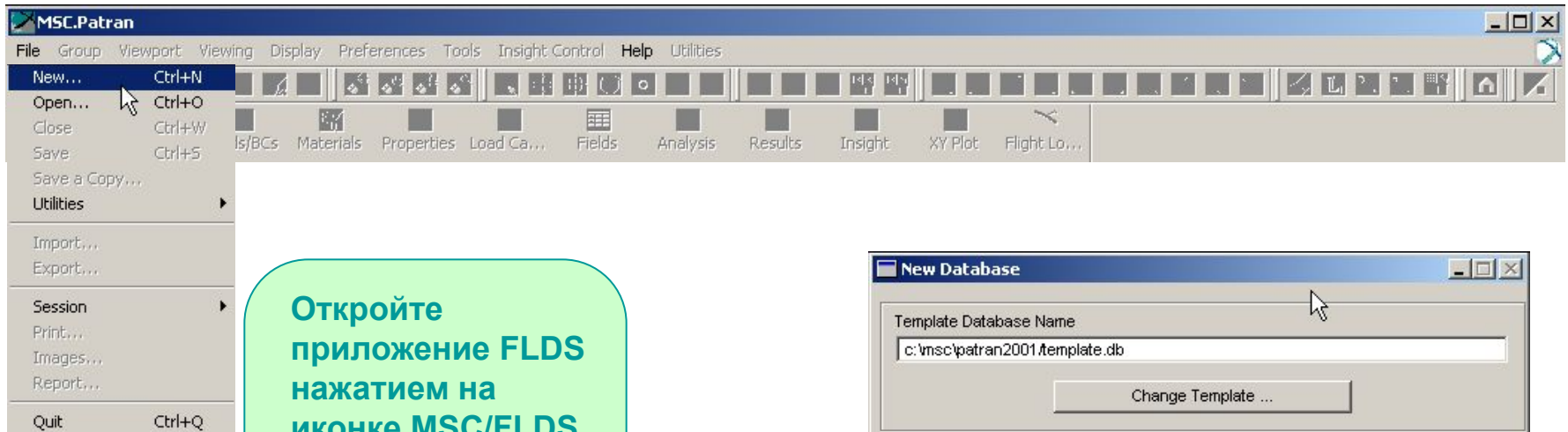
Этапы расчета

1. Импорт структурной модели из базы данных.
2. Создание групп узлов структурной модели для сплайнов.
3. Создание геометрии для аэродинамических поверхностей.
4. Задание граничных условий - условий симметрии модели.
5. Создание условий нагружения для граничных условий.
6. Создание аэродинамических поверхностей для крыла и оперения.
7. Задание оперения в качестве органа управления.
8. Связь структурных моделей крыла и оперения посредством сплайнов с аэродинамическими моделями.
9. Задание условий балансировки и запуск расчета.
10. Исследование полученных производных устойчивости.
11. Исследование полученной аэродинамической нагрузки и результирующей силы.

Описание задачи

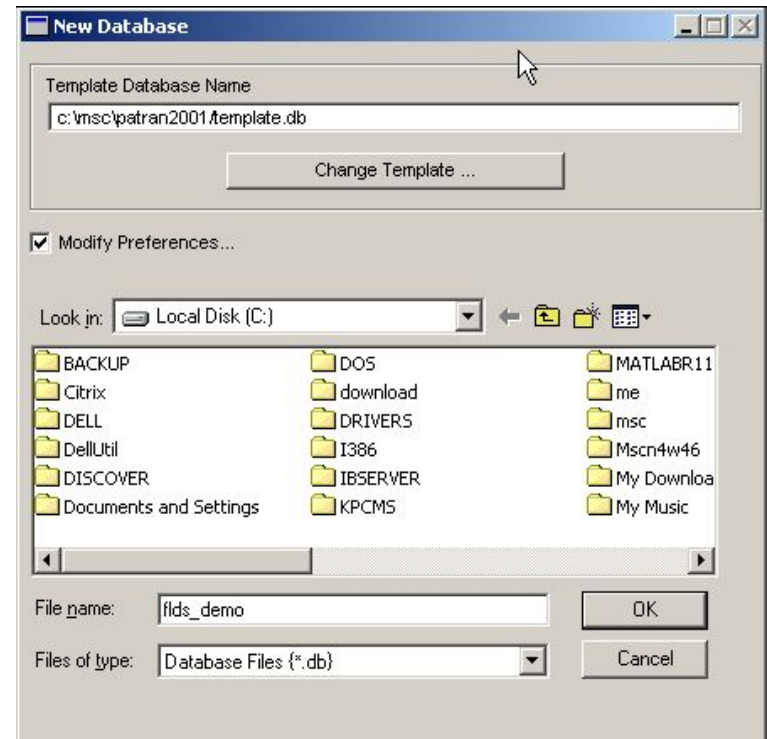
- Представлена модель ЛА с крылом обратной стреловидности и оперением, имеющая продольную симметрию. Похожая модель ЛА ha144a описана в NASTRAN Aeroelastic Handbook, Раздел 7. Основное отличие этой модели от ha144a заключается в том что крыло и оперение представлены в виде оболочек, что является более корректным, чем в виде балок.
- 4 расчетных случая для расчета упругой балансировки в плоскости тангажа приведены ниже:
 - Перегрузка 1G при полете на малой скорости и большой высоте
 - Перегрузка 1G при сверхзвуковом полете на малой высоте
 - Перегрузка 1G при сверхзвуковом полете на большой высоте
 - Перегрузка 4G при резком вертикальном маневре

Создание новой базы данных

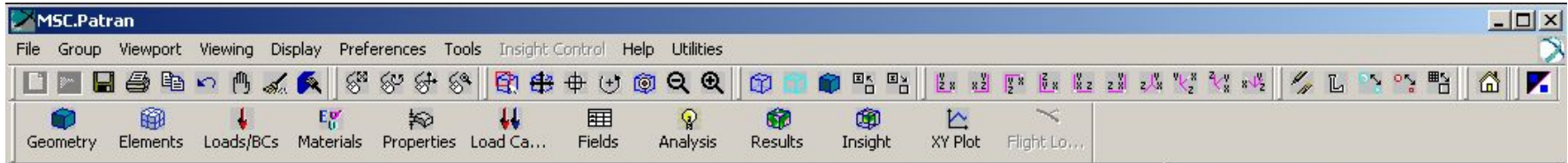


Откройте приложение FLDS нажатием на иконке MSC/FLDS 2001 .

- В меню “File”, выбрать “New...” для создание новой базы данных.
- Ввести имя новой базы данных, например flds_demo.



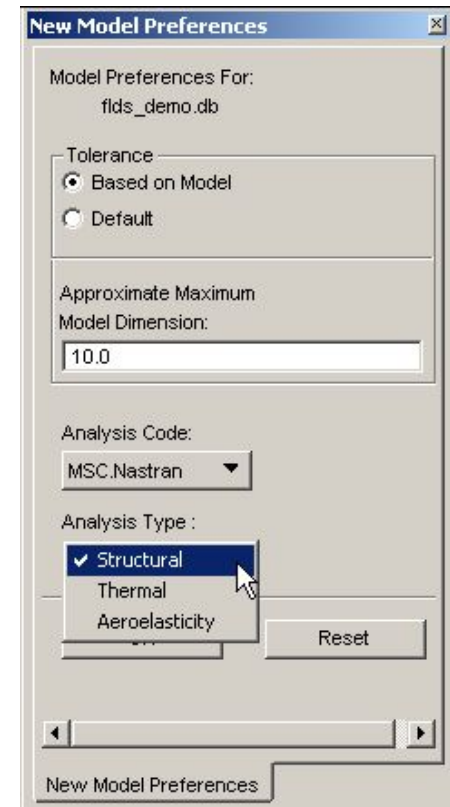
Настройки расчета



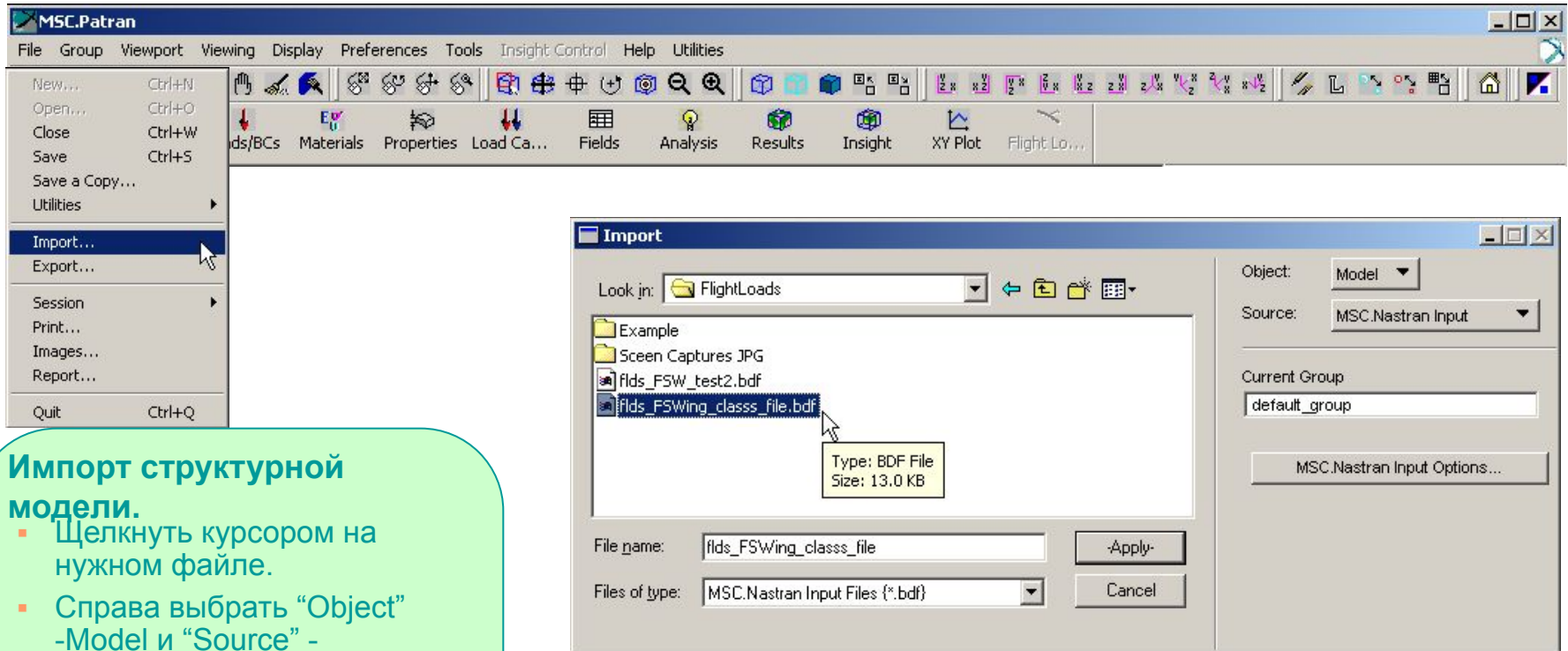
Зайдя в меню Preference выбрать Analysis .

- Выбрать "Analysis Code" в MSC/NASTRAN
- В "Analysis Type" выбрать Structural.

Для создания граничных условий, накладываемых на конструкцию необходимо выбрать тип расчета Structural



Импорт структурной модели





Импорт структурной модели.

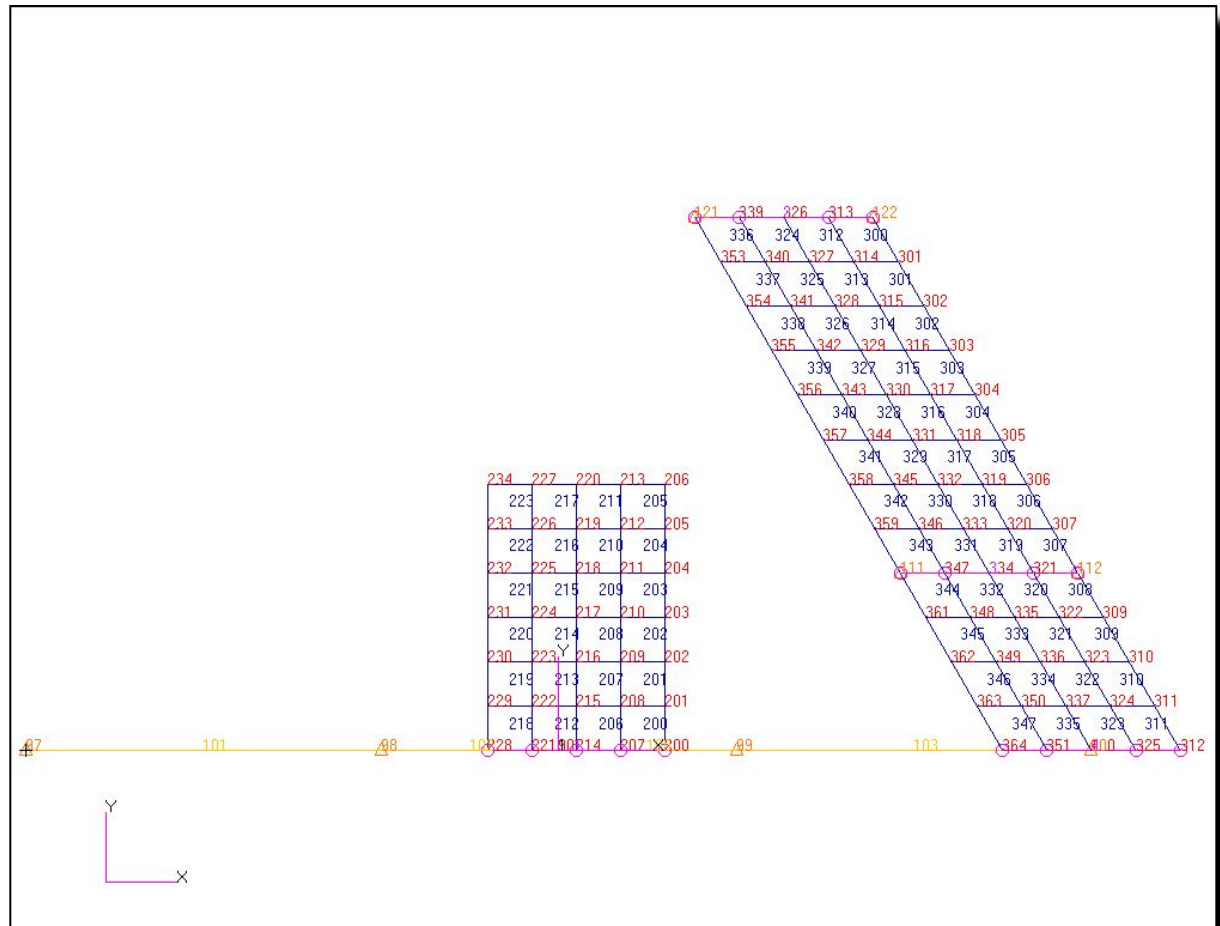
- Щелкнуть курсором на нужном файле.
- Справа выбрать “Object” -Model и “Source” - MSC/NASTRAN Input.
- Выбрать **Flds_FSWing_class_file.bdf**
- Apply

Структурная модель



После импорта модели вы должны увидеть такое же изображение.

Вы должны расположить модель посередине экрана при помощи ико-нки  и отобразить метки 



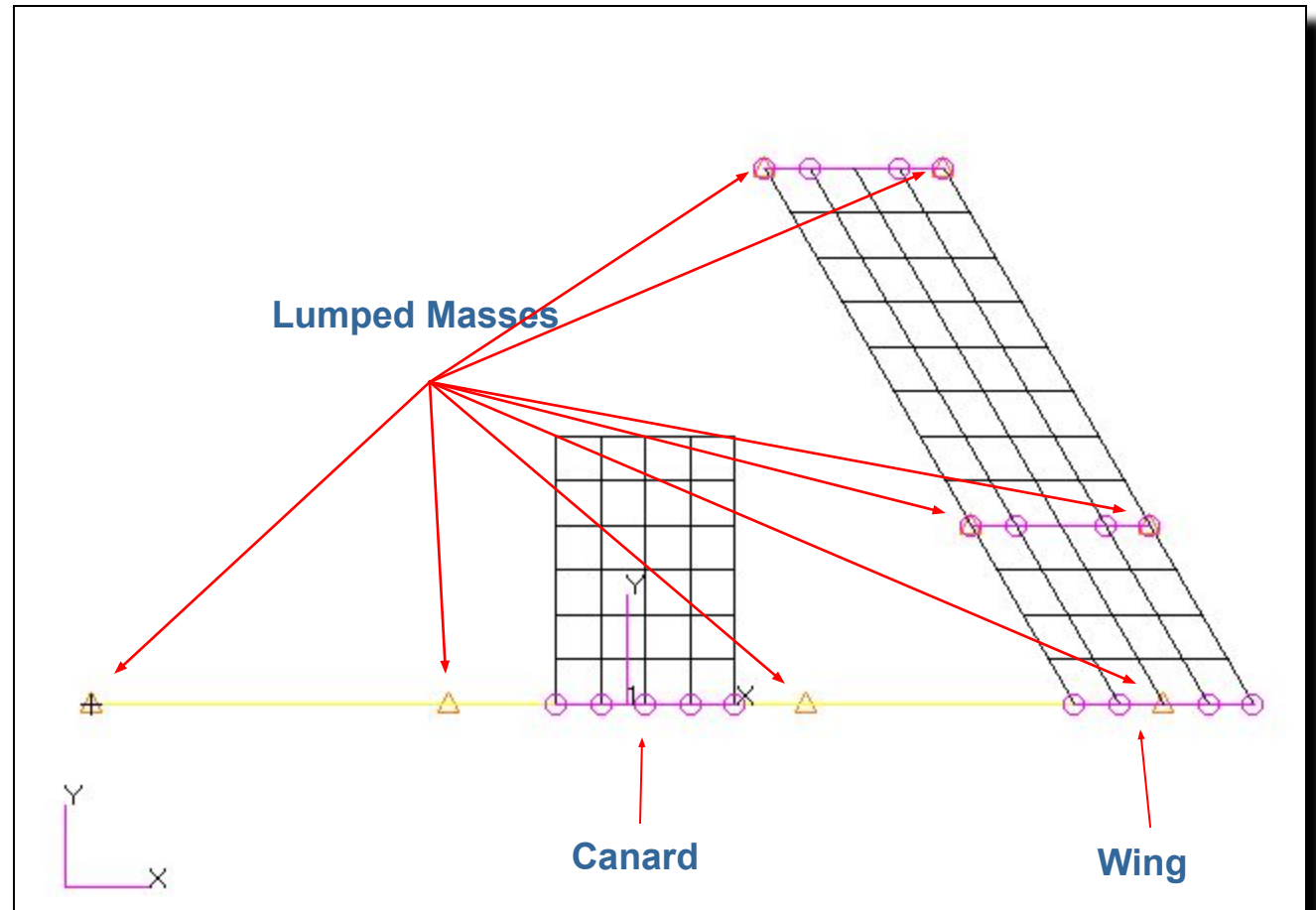
Структурная модель: пояснения

Здесь показана структурная модель, состоящая из консоли оперения (далее оперение), консоли крыла (далее крыло) и фюзеляжа.

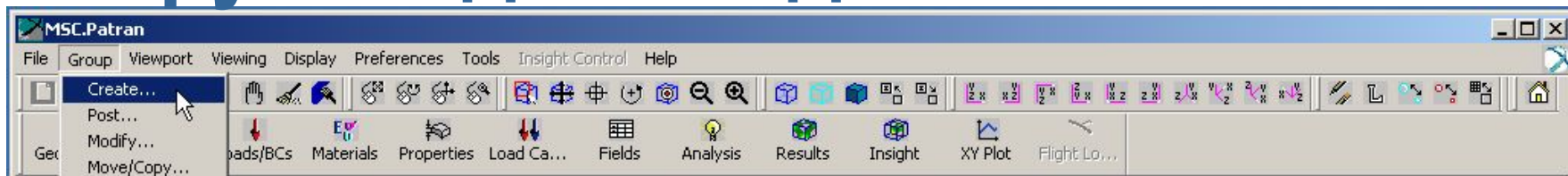
Оперение и крыло состоят из оболочечных элементов, а фюзеляж состоит из балочных элементов.

Точечные массы расположены на консоли крыла и фюзеляже.

Оперение имеет массу, выраженную через свойства оболочечных элементов.



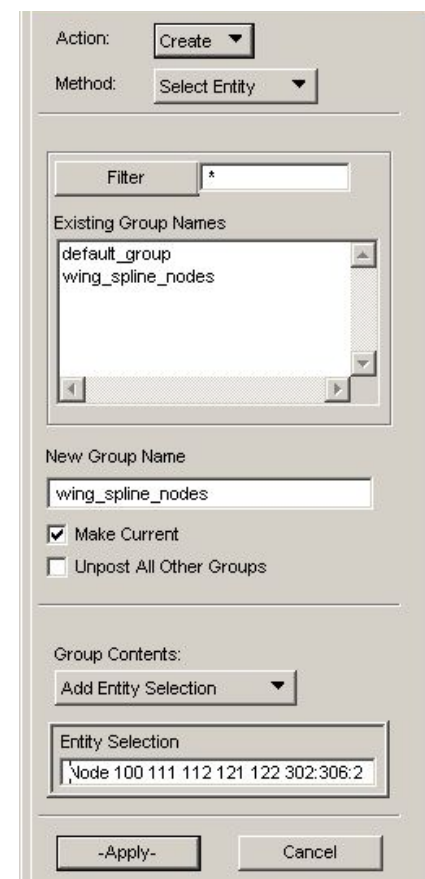
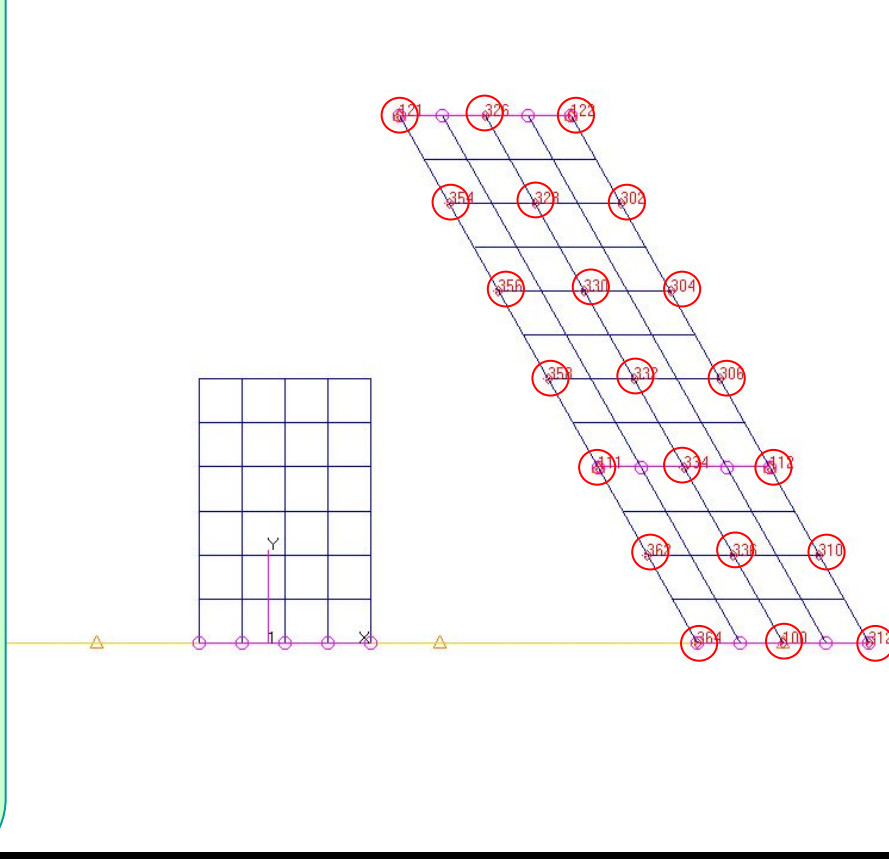
Группы для создания сплайнов



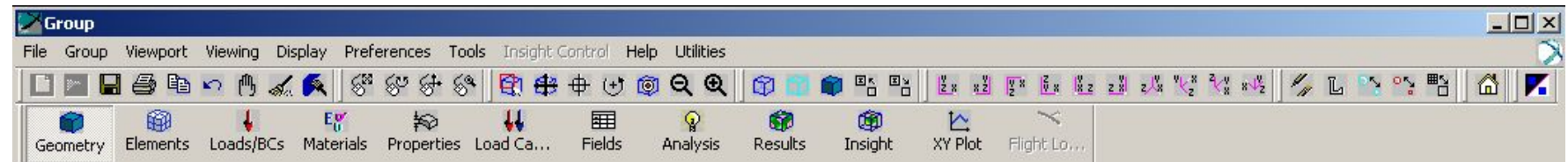
Для упрощения дальнейшей работы, создадим группу, необходимую для создания Splin-ов

- Выберите в выпадающем меню “Action” - Create.
- Введите имя новой группы wing_spline_nodes.
- Установите курсор на строке “Entity Selection” и выберите узлы, как показано на рисунке.

Примечание:
Нажмите клавишу Shift для непрерывного выбора узлов



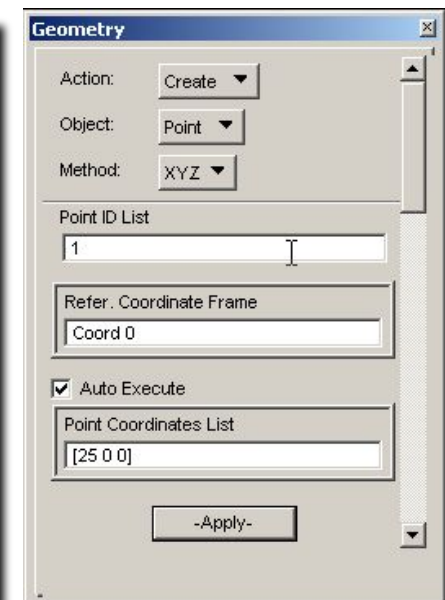
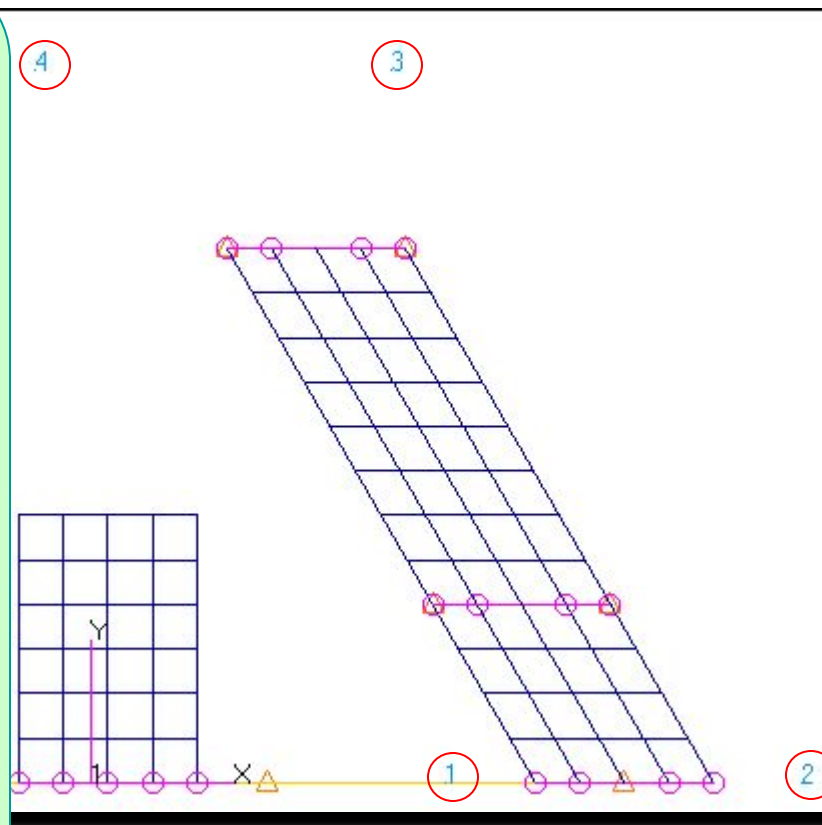
Аэродинамическая сетка: вершины



Создание геометрических плоскостей

Для начала создадим
точки для плоскости
крыла

- Войдите в меню "Geometry".
- Выберите "Action", "Object" и "Method" - Create, Point, and XYZ.
- Выберите "Refer. Coordinate Frame" - "Coord 0".
- Введите координаты [25, 0, 0] для первой точки.
- [35, 0, 0] - для второй точки.
- Для остальных точек крыла - [23.453, 20, 0], и [13.453, 20, 0].

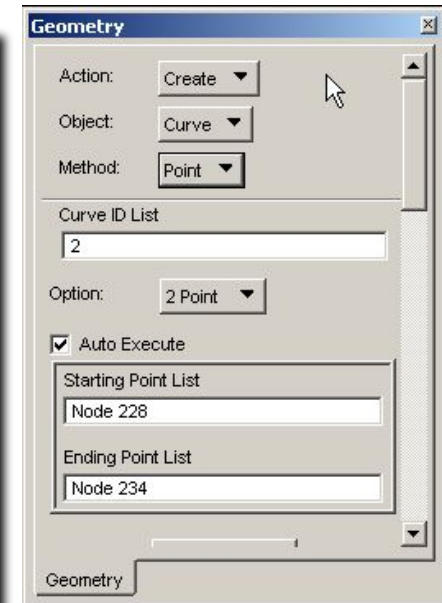
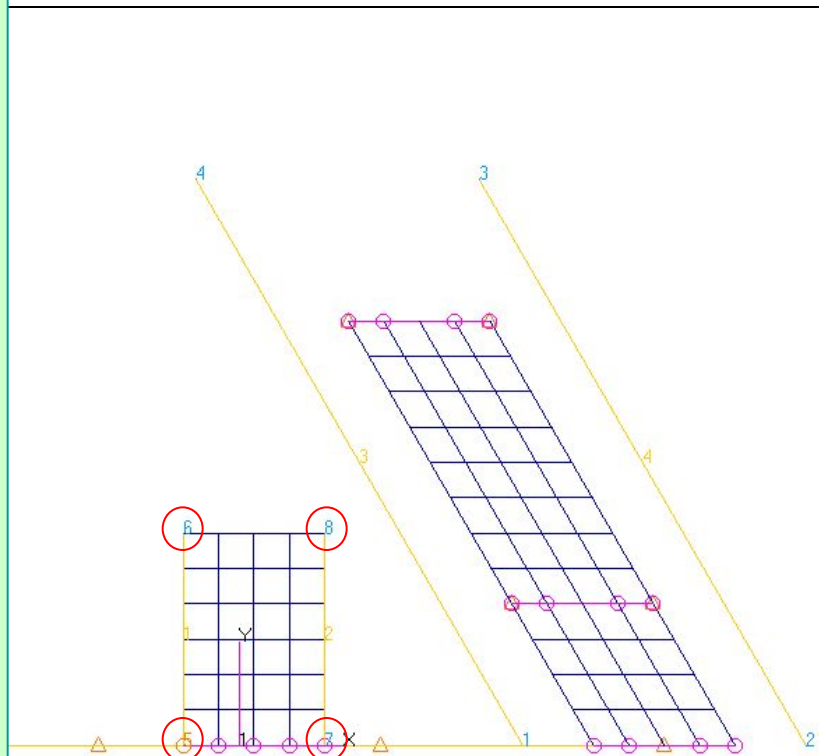


Аэродинамическая сетка: кривые

Следующий шаг –
соединение точек
прямыми.

Мы начнем с оперения, а
потом перейдем к крылу

- Выбрать “Action”, “Object” и “Method” - Create, Curve, и Point.
- Щелкнуть на Node 228 и 234 на оперении, для создания Curve 1. Затем на Node 200 и 206, для создания Curve 2.
- Для крыла: щелкните на Points 1 и 4, затем Points 2 и 3 - создание Curves 3 and 4.
- Изображение на вашем экране должно соответствовать изображению справа

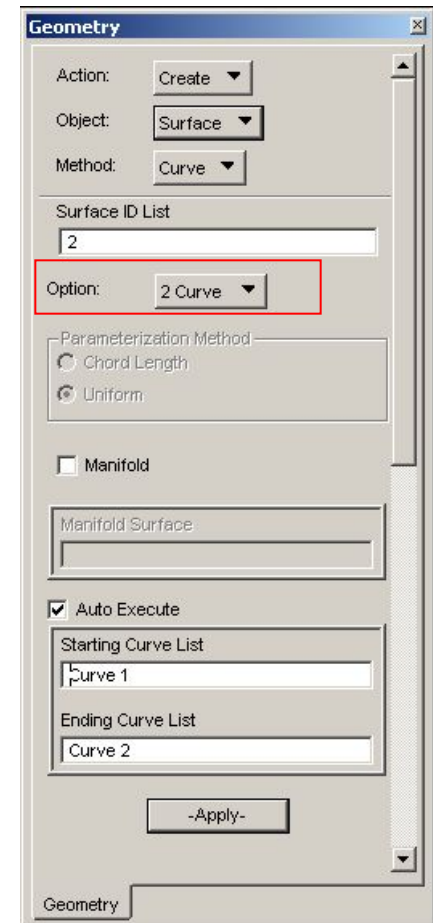
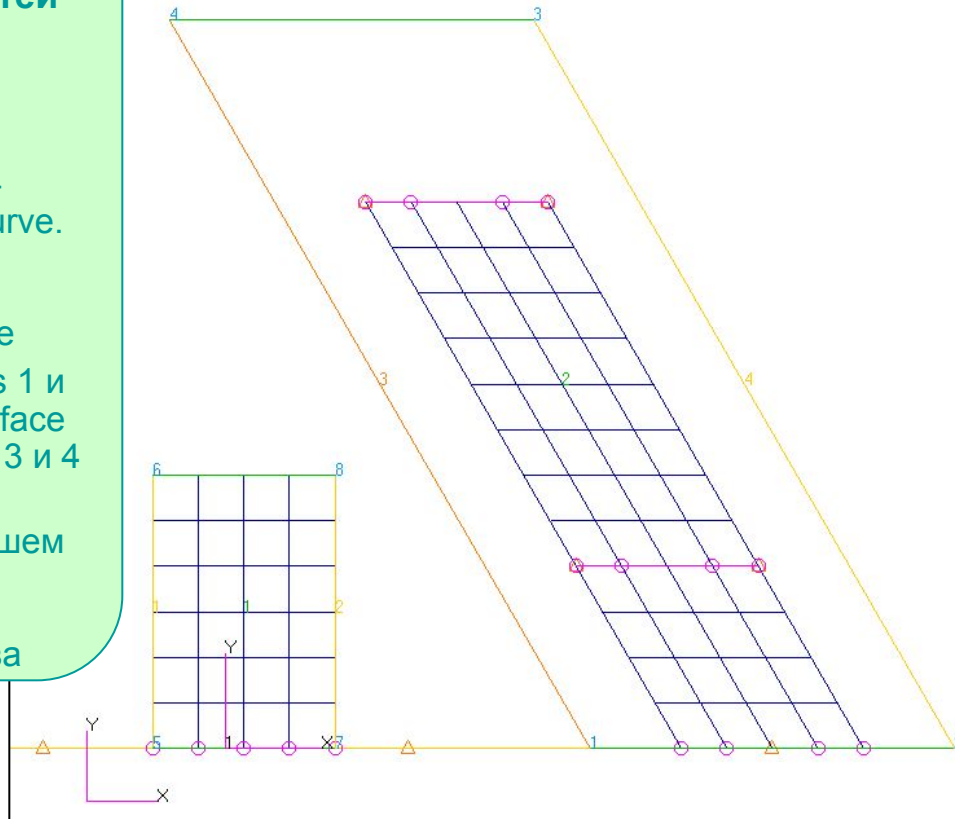


Аэродинамическая сетка: ПЛОСКОСТИ

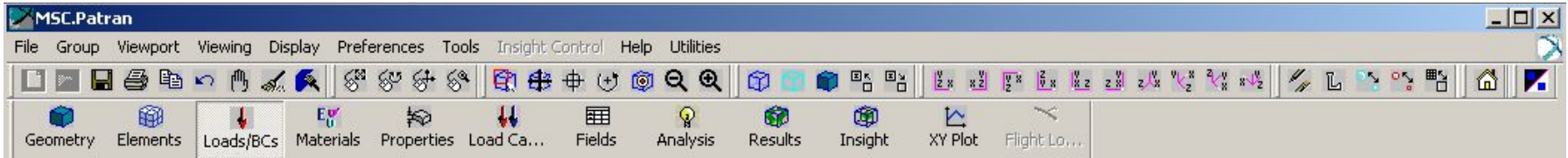


Последний шаг – создание плоскостей крыла и оперения

- Выберите “Action”, “Object” и “Method” - Create, Surface и Curve. Проверьте Option – должно быть установлено 2 Curve
- Щелкните на Curves 1 и 2, для создания Surface 1. Затем на Curves 3 и 4 - для Surface 2.
- Изображение на вашем экране должно соответствовать изображению справа

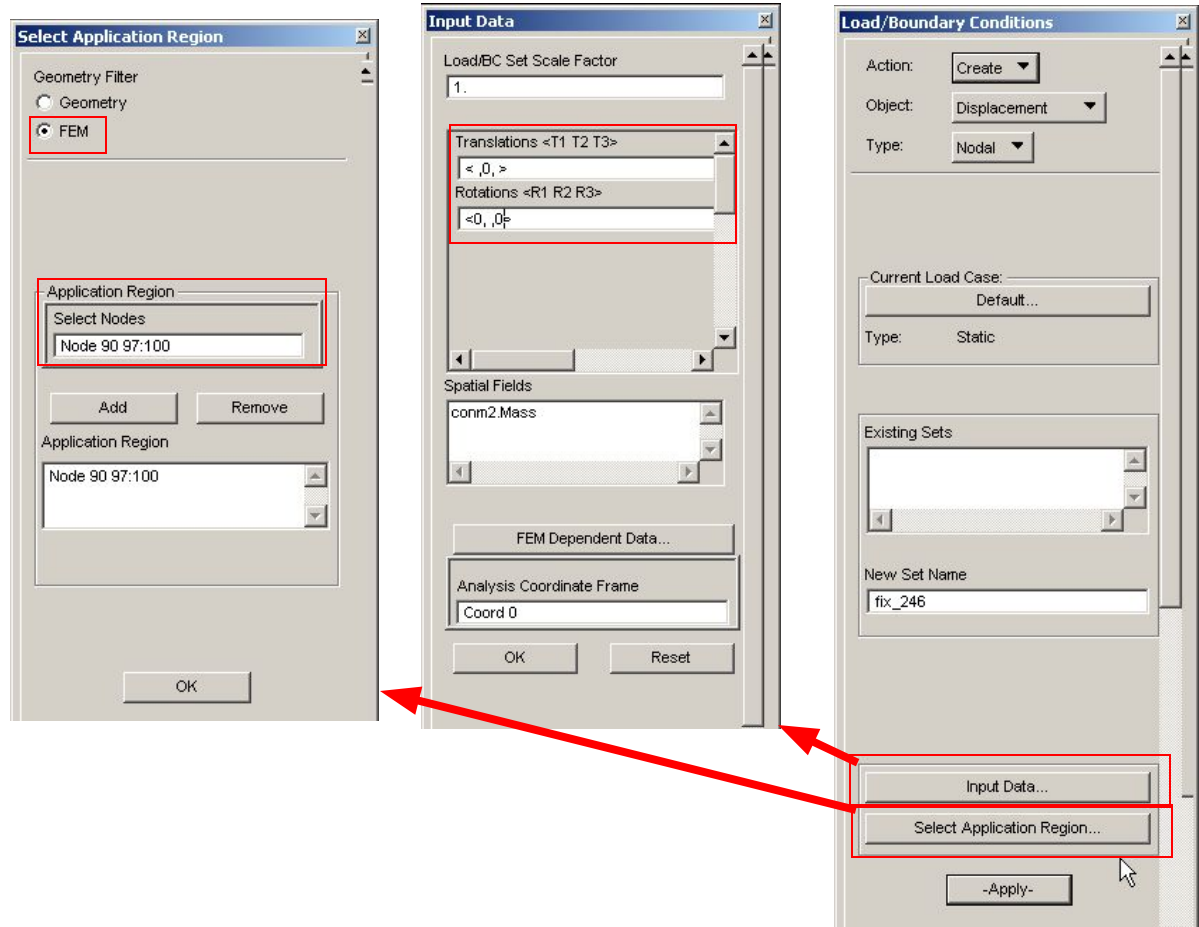


Условия симметрии



Нагрузки и граничные условия

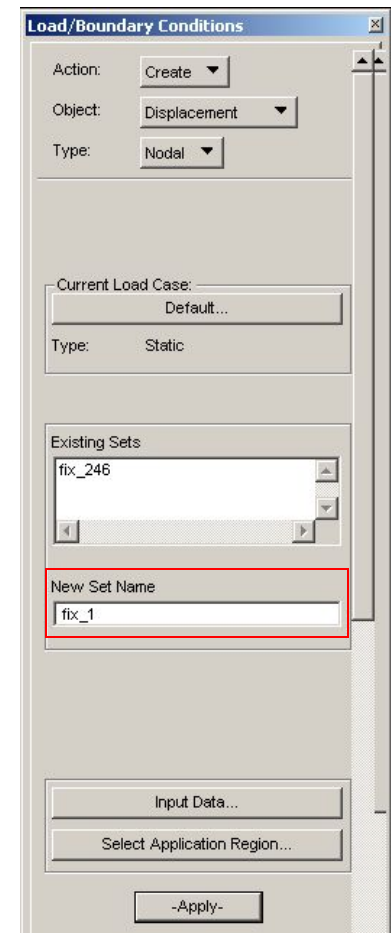
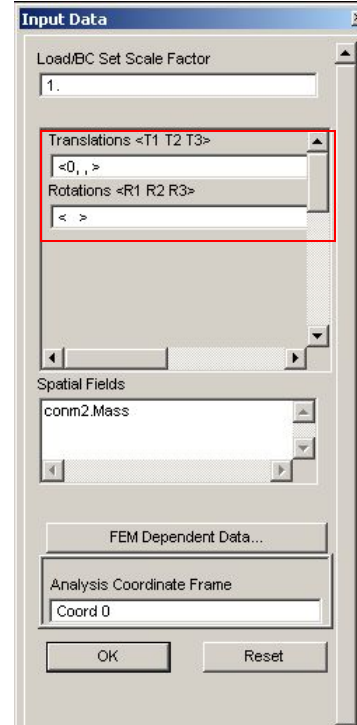
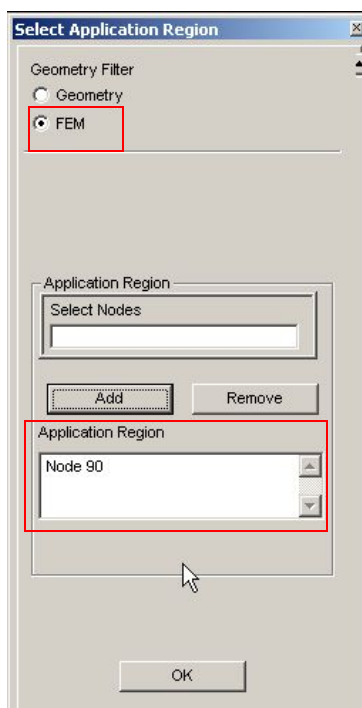
- Войти в меню "Loads/BCs".
- Выбрать "Action", "Object" и "Method" - Create, Displacement, и Nodal.
- Введите в New Set Name - fix_246.
- Нажать "Input Data" - должно появиться новое меню.
- Выбрать "Translations" и "Rotations" - $\langle ,0, \rangle$ и $\langle 0, ,0 \rangle$. Нажать OK.
- Теперь нажмите "Select Applications Region" – появилось другое меню.
- Выбрать "Geometry Filter" - FEM
- Выбрать "Application Region" только для Nodes 90, 97,98,99 и 100. Все эти узлы расположены на фюзеляже.
- Нажать Add, OK и Apply.



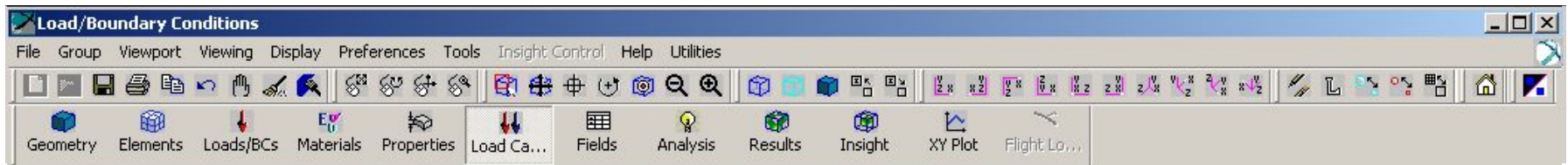
Ограничение на продольное перемещение

Нагрузки и граничные условия

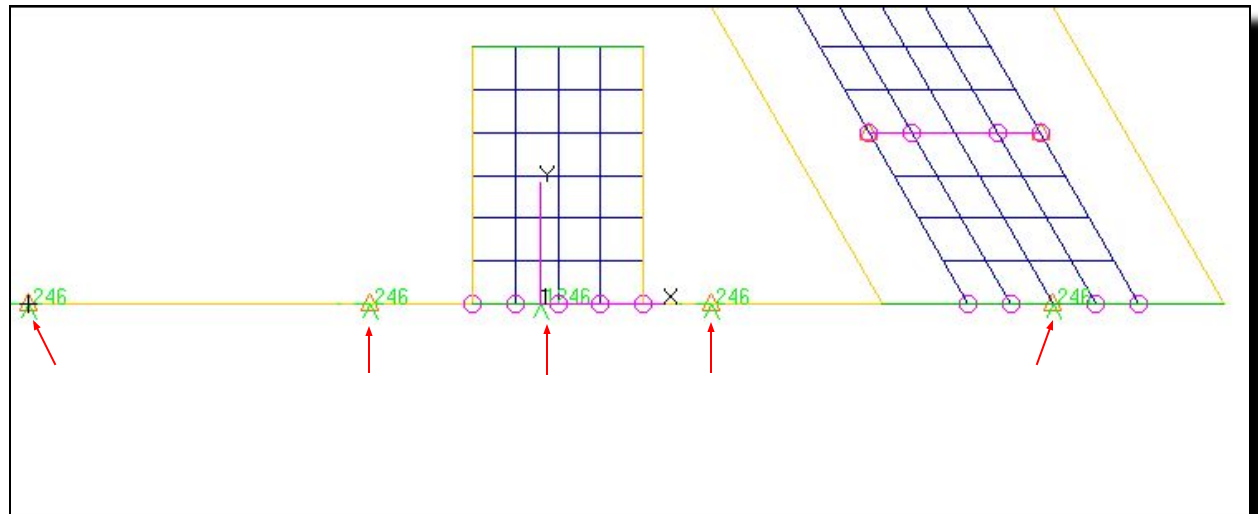
- Ввести в “New Set Name” -fix_1.
- Нажать кнопку “Input Data”.
- Выбрать “Translations” и “Rotations” - $\langle 0, , \rangle$ и $\langle \rangle$. Нажать OK.
- Теперь нажать кнопку “Select Applications Region”.
- Выбрать “Geometry Filter” - FEM.
- Выбрать в “Application Region” узел Node 90. Этот узел находится в начале СК, расположенной на фюзеляже.
- Нажать Add, OK и Apply.
- Два набора должно отобразиться в поле “Existing Sets”.



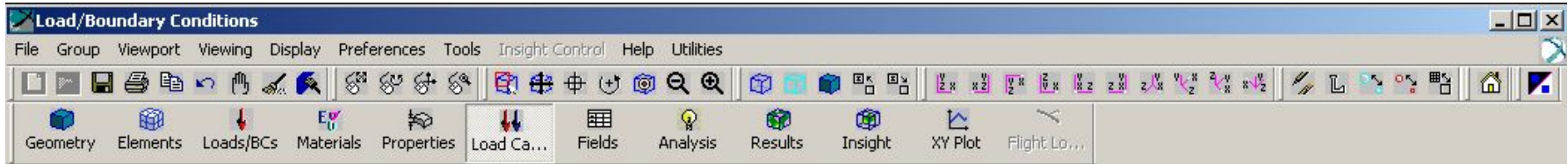
Отображение связей



Когда все будет готово, на экране появятся маркеры, как показано на рисунке справа

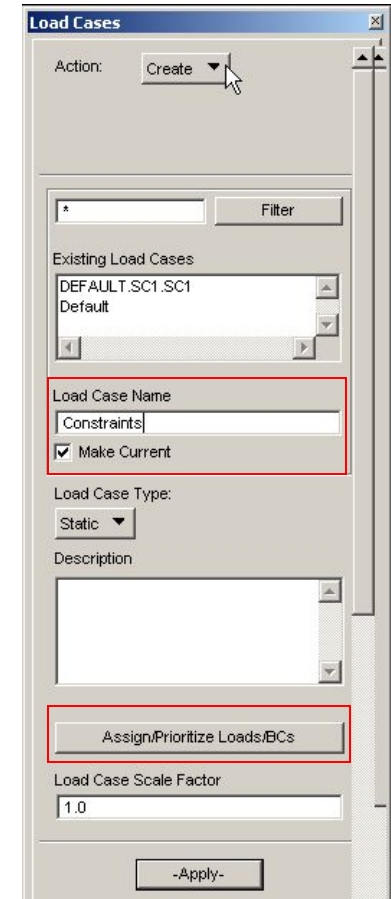
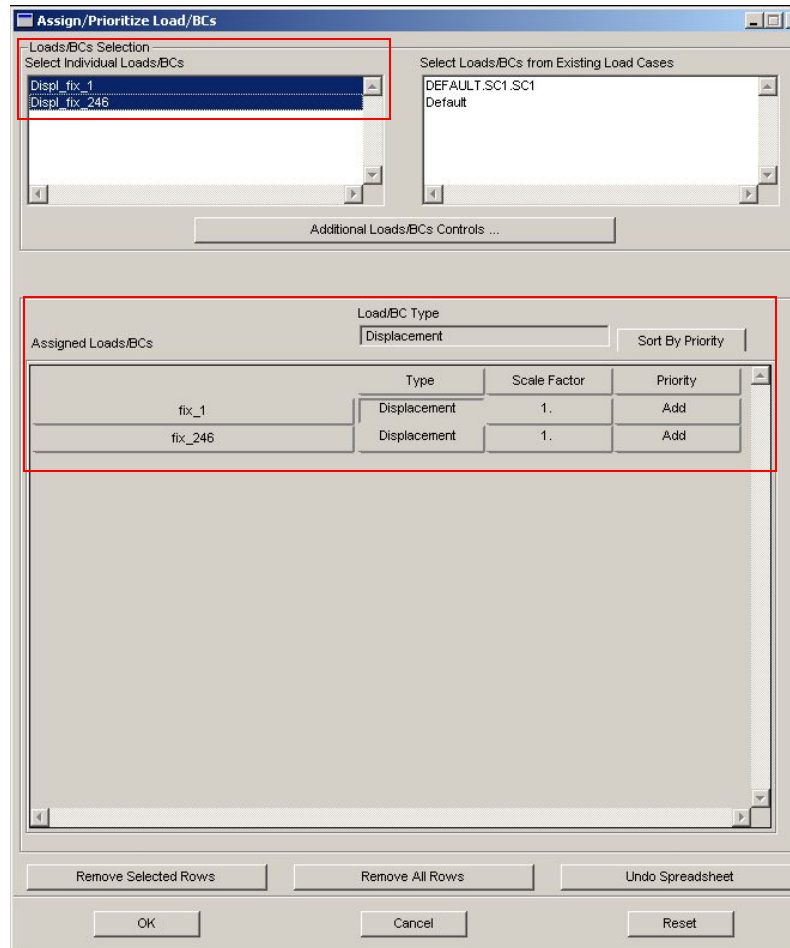


Расчетный случай



Создание расчетного случая

- Войти в меню "Load Cases".
- Выбрать "Load Case Name" - Constraints.
- Нажать "Assign/Prioritize Loads/BCs". Появится новое меню.
- Выбрать Displ_fix_1, и Displ_fix_246, в поле Select Individual Loads/BCs.
- Две нагрузки должны появиться в "Assigned Loads/BCs".
- Нажать Ok и Apply.
- Constraints теперь появилось в поле "Existing Load Cases".



Объекты Bulk Data : связи

Ниже приведена карта связей для NASTRAN, которая была создана в PATRAN.

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
SPC1	SID	C	G1	G2	G3	G4	-etc.-		
SPC1	4	246	90	97	98	99	100		

Карта **SPC1** определяет множество точечных связей. SID – порядковый номер, C – степени свободы и G# - номера узлов, на которые накладываются ограничения перемещений.

Часть входного файла для NASTRAN

```
GRID      363                26.7783 1.25    0.
GRID*    364                26.7783 1.25    27.5
          -5.57318-6
          *      0.
$ Loads for Load Case : Constraints
SPCADD    2      4      6
$ Displacement Constraints of Load Set : fix_246
SPC1     4      246     90     97     98     99     100
$ Displacement Constraints of Load Set : fix_1
SPC1     6      1      90
$ Loads for Load Case : constraints
$
$ Aeroelastic Model Parameters
PARAM  AUNITS  0.031081
$
```

Объекты Bulk Data : связи

Ниже приведена карта связей для NASTRAN, которая была создана в PATRAN.

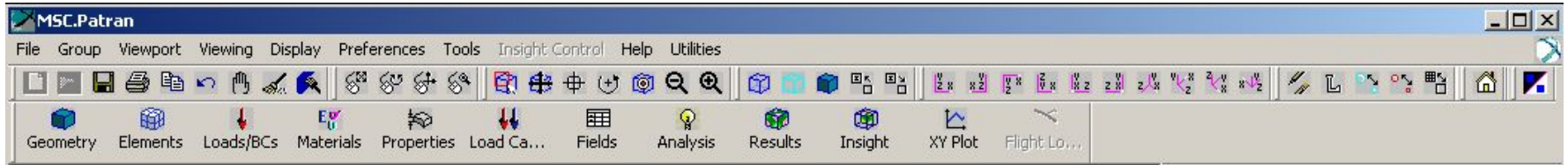
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
SPCADD	SID	S1	S2	S3	S4	S5	-etc.-		
SPCADD	2	4	6						

Карта **SPCADD** определяет множество точечных связей как совокупность множеств точечных связей, определенных в объектах SPC или SPC1. SID – порядковый номер, S#’ – номер объектов SPC или SPC1.

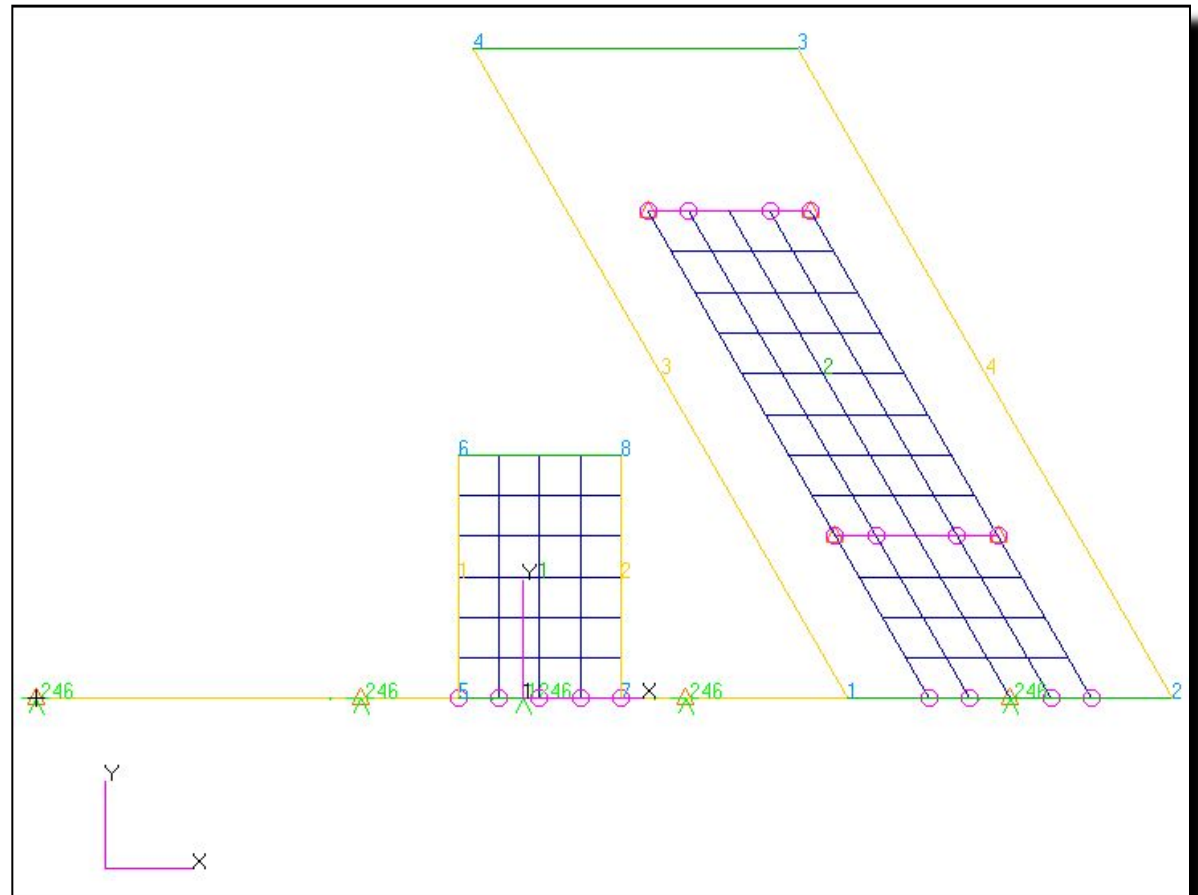
Часть входного файла для NASTRAN

```
GRID      363                26.7783 1.25      0.
GRID*    364                -5.57318-6 27.5
*
$ Loads for Load Case : Constraints
SPCADD    7      4      6
$ Displacement Constraints of Load Set : fix_246
SPC1      4      246      90      97      98      99      100
$ Displacement Constraints of Load Set : fix_1
SPC1      8      1      90
$ Loads for Load Case : constraints
$
$ Aeroelastic Model Parameters
PARAM    AUNITS 0.031081
$
```

То что получилось



Теперь мы можем двигаться далее.
Сверьте свою модель с картинкой справа



Новый тип расчета: аэроупругость

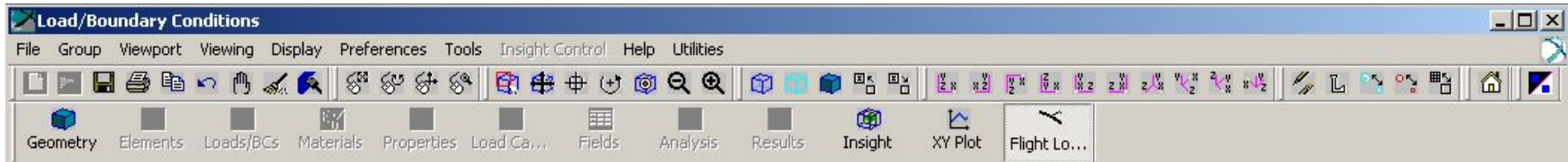
The image shows the MSC.Patran software interface. The 'Analysis' menu is open, showing options like 'Global...', 'Graphics...', 'Mouse...', and 'Picking...'. The 'Analysis Preference' dialog box is also open, showing 'Analysis Code' set to 'MSC.Nastran', 'Analysis Type' set to 'Aeroelasticity', and 'Output File Suffix' set to '.op2'. The main workspace displays a 3D model of a wing structure with a grid of elements and various boundary conditions.

Теперь мы завершили структурную часть и переходим к аэроупругости

В начале надо перейти от структурного анализа к анализу аэроупругости.

- Наведите курсор на Preferences нажмите и в выпадающем меню выберите "Analysis".
- В меню "Analysis Type" выберите Aeroelasticity.

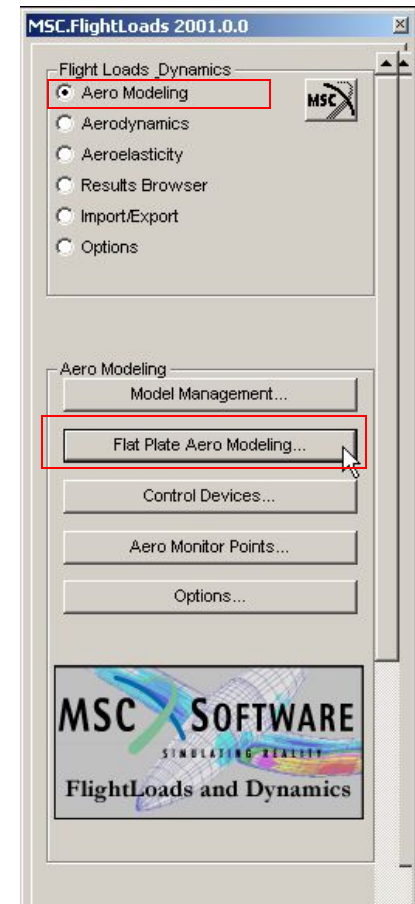
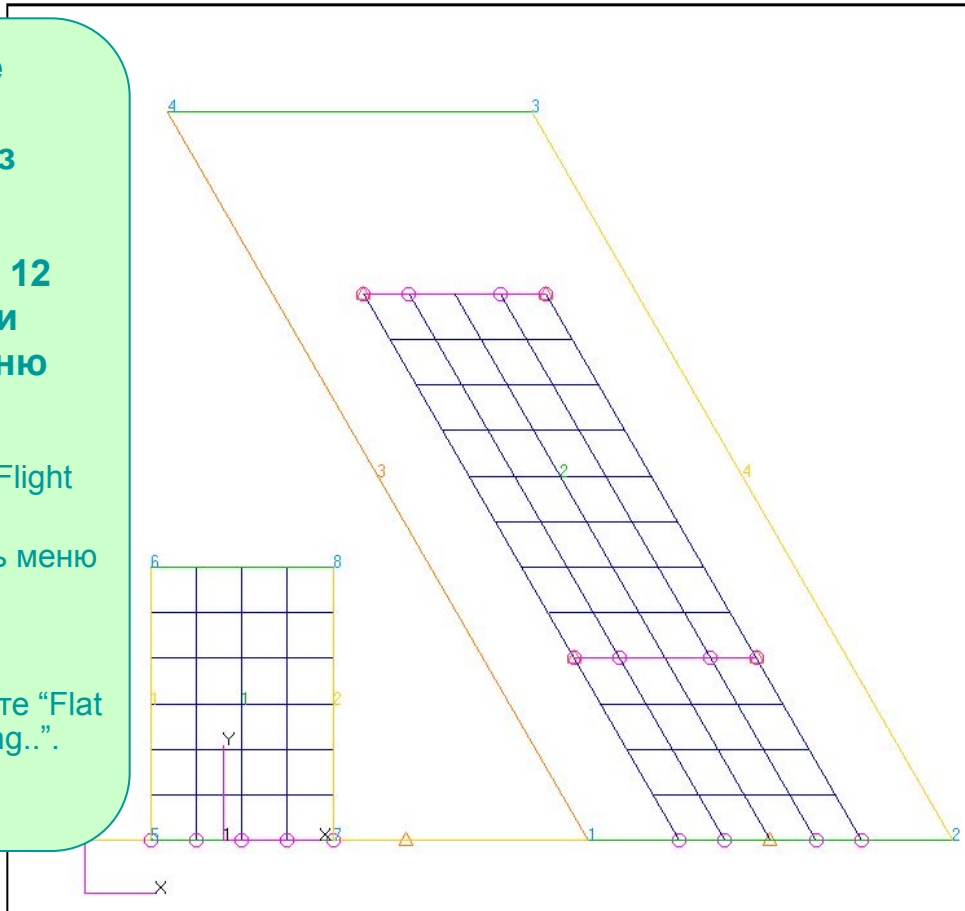
Последовательность использования иконо в FLDS



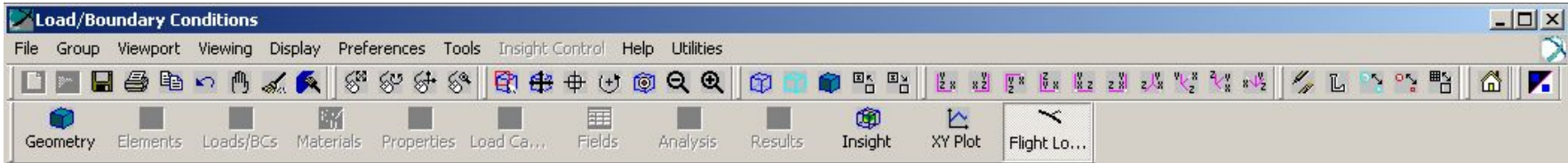
Все дальнейшие действия будут производиться из основного меню

В MSC/FLDS 5 из 12 кнопок активны и доступны из меню Flight Loads.

- Выберите меню "Flight Loads".
- Теперь появилось меню Flight Loads and Dynamic.
- В разделе "Aero Modeling" выберите "Flat Plate Aero Modeling..."

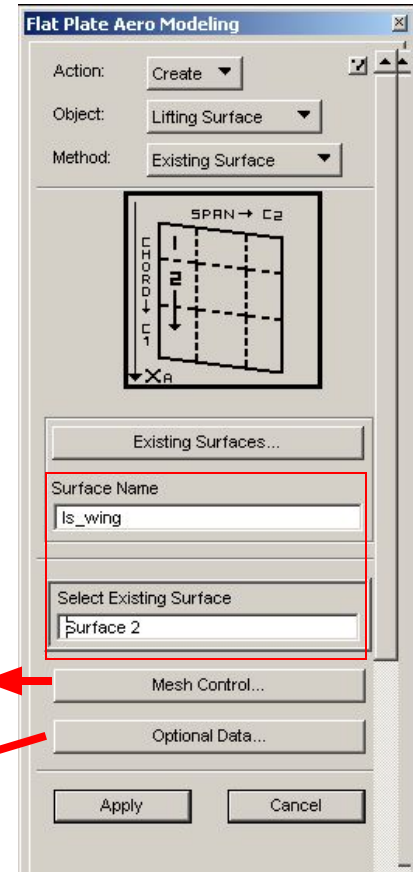
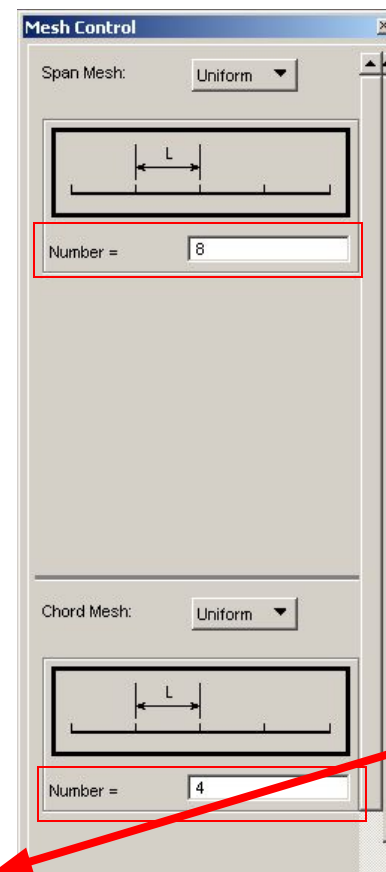
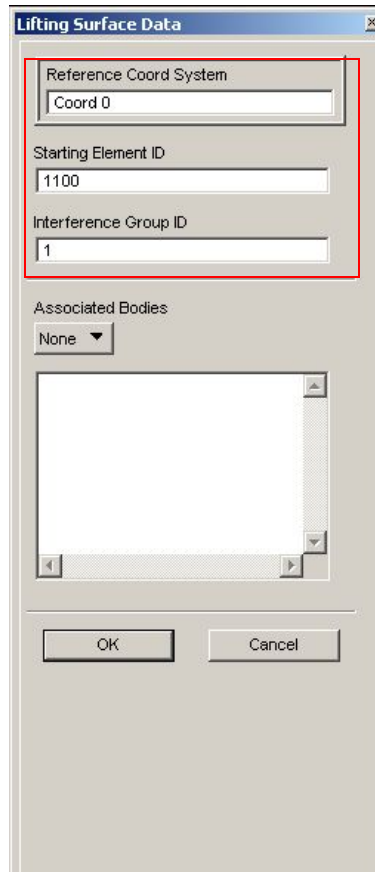


Несущие поверхности: Крыло

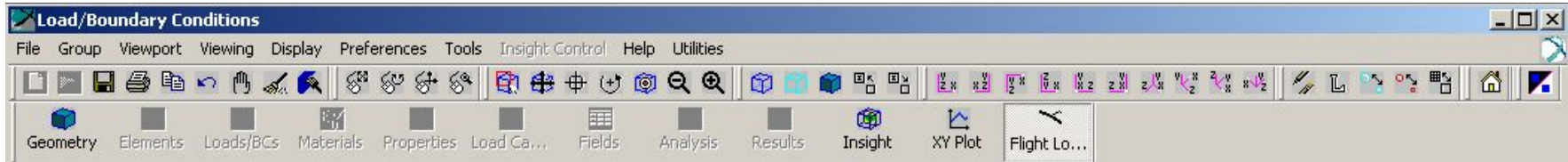


Создание аэродинамической сетки крыла.

- Введите "Surface Name" - "Is_wing."
- Теперь наведите курсор и щелкните на Surface 2, затем нажмите "Mesh Control".
- Выбрать сетку 8 x 4. Нажать Ok.
- Выбрать "Optional Data".
- Выбрать Coord 0 как "Reference Coord System" для крыла.
- Выбрать "Starting Element ID" - 1100
- Нажать Ok и Apply

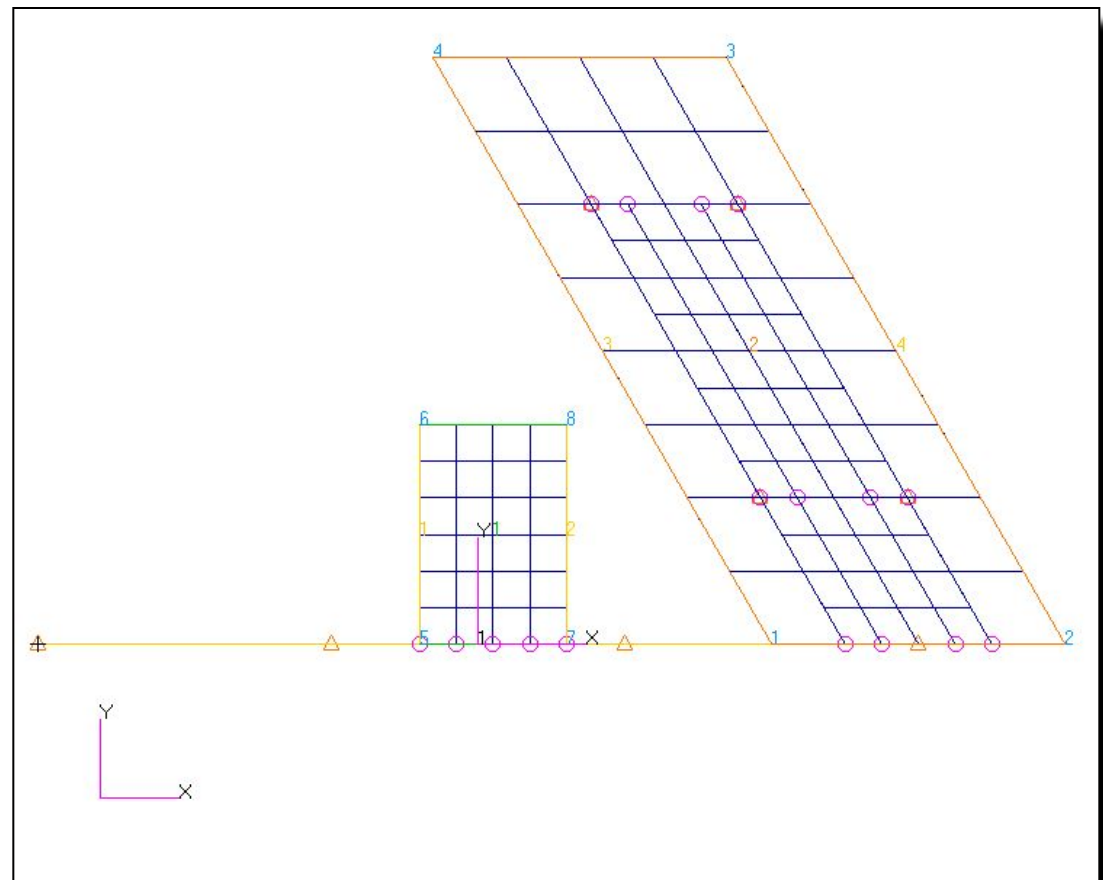


Готовая несущая поверхность крыла

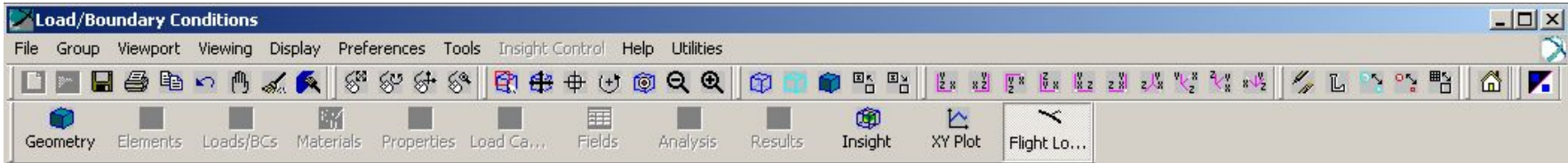


Аэродинамическая сетка теперь создана и должна соответствовать рисунку.

Теперь перейдем к созданию аэродинамической сетки на оперении.

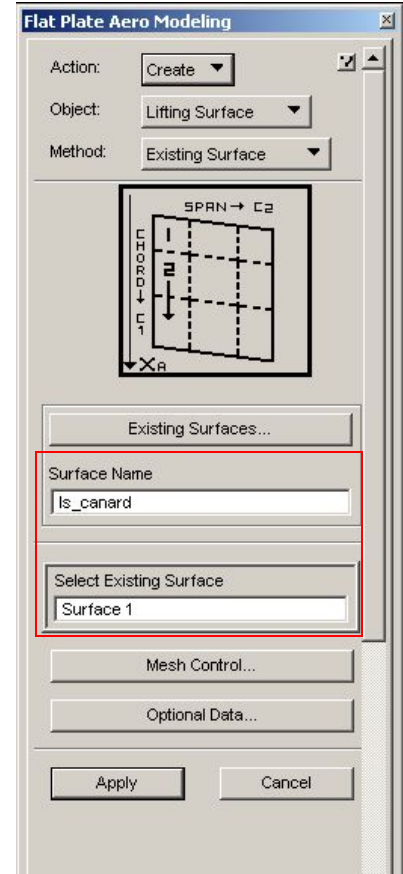
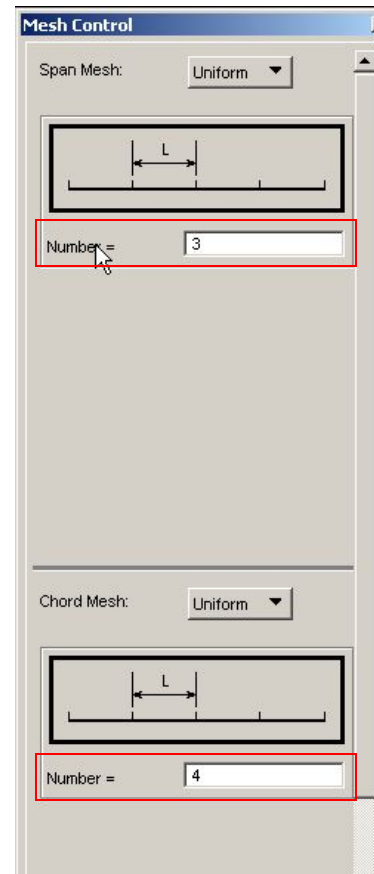
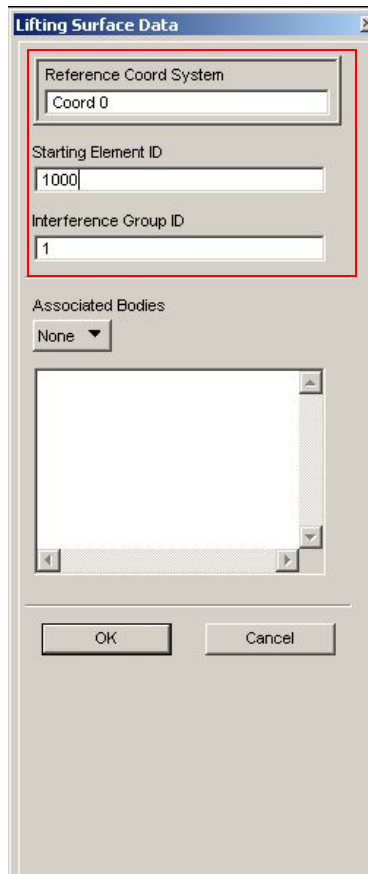


Несущая поверхность: оперение

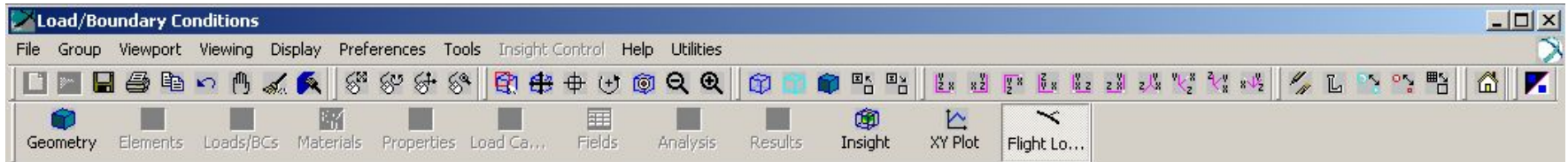


Создание аэродинамической сетки на оперении.

- Ввести в "Surface Name"- "Is_canard."
- Выбрать Surface 1 и нажать "Mesh Control".
- Установить сетку размером 3x4. Нажать Ok.
- Нажать на кнопку "Optional Data".
- Выбрать Coord 0 в "Reference Coord System".
- Выбрать "Starting Element ID" - 1000
- Нажать Ok, Apply и Cancel.

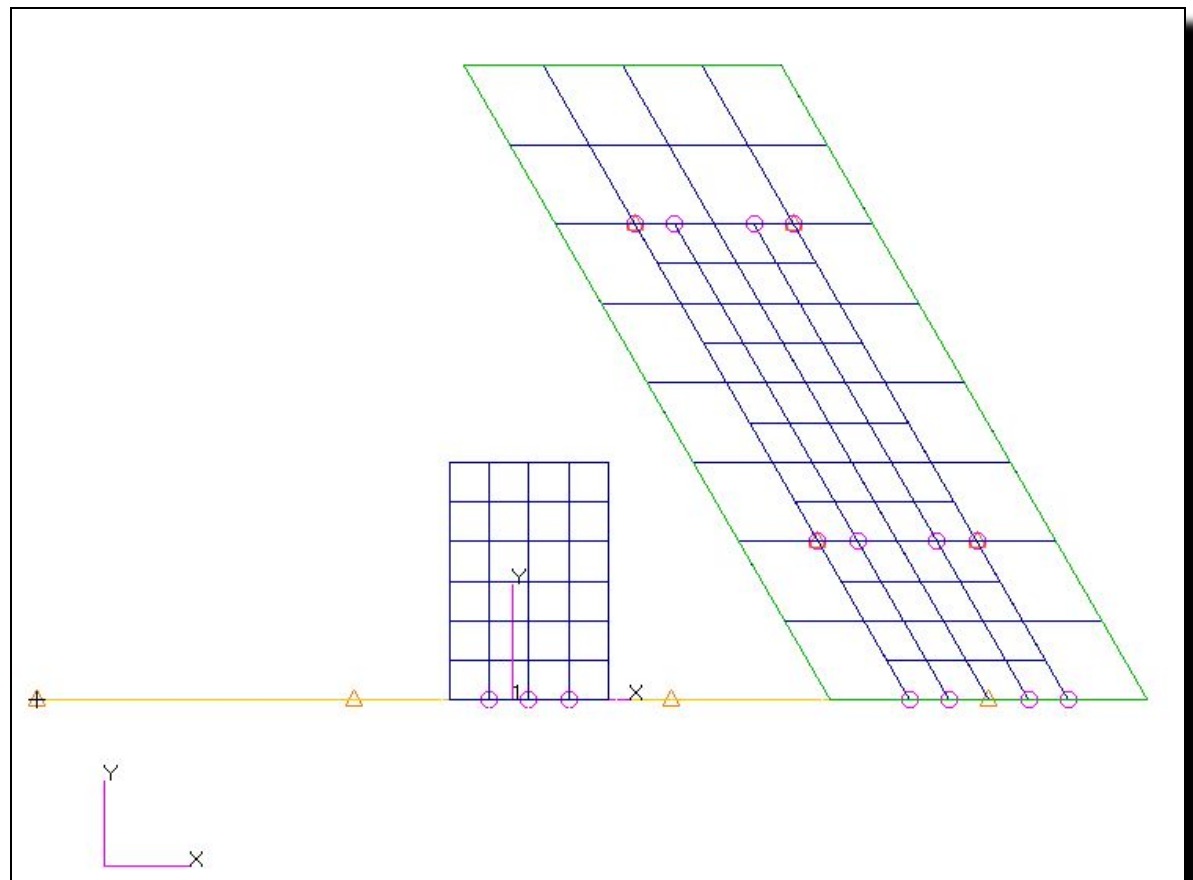


Готовые несущие поверхности



Теперь на оперении
создана
аэродинамическая
сетка

Примечание:
аэродинамическая
сетка оперения
совпадает со
структурной сеткой .
Эта часть завершена.



Объект Bulk Data: CAERO1

Ниже представлена карта NASTRAN которая была создана в предыдущих этапах в PATRAN.

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
CAERO1	EID	PID	CP	NSPAN	NCORD	LSPAN	LCHORD	IGID	
	X1	Y1	Z1	X12	X4	Y4	Z4	X43	
CAERO1	1000	1000	0	3	4			1	
	13.	0.	0.	5.	13.	7.5	0.	5.	

Объект
аэродинамический
Передняя кромка

объекта PAERO и СК для определения внутренней и внешней точек передней кромки крыла (1 и 4). NSPAN и NCHORD или LSPAN и LCHORD определяют разбиение крыла на однородно и неоднородно расположенные панели. IGID – номер ассоциативной интерференционной группы. Протяженность объекта определяется точками 1 и 4, корневой и концевой хордой. Панели формируются около линий сетки, начинающихся с номера EID таким образом выбирается уникальный номер, значение которого больше чем значение номеров структурных узлов, скалярных и особых точек.

Часть входного файла для NASTRAN

```
$ Aeroelastic Model Parameters
PARAM AUNITS 0.031081
$$$$
$ Global Data for Steady Aerodynamics
AEROS 0 0 10. 40. 200.
$$$$
$ Flat Aero Surface: ls_canard
PAERO1 1000
CAERO1 1000 1000 0 3 4 1
13. 0. 0. 5. 13. 7.5 0. 5.
$$$$
$ Flat Aero Surface: ls_wing
PAERO1 1100
CAERO1 1100 1100 0 8 4 1
25. 0. 0. 10. 13.453 20. 0.
9.999999
$$$$
$ Surface Spline: sp_wing
AELIST 1 1100 1101 1102
```

Объекты Bulk Data: PAERO1

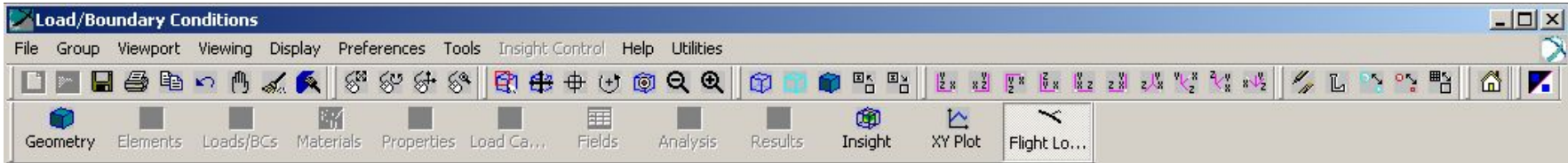
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
PAERO1	PID	B1	B2	B4	B5	B6			
PAERO1	1000								

Объект **PAERO1** требуется даже не смотря на нефункциональность (потому что в этом упражнении нет ассоциативных тел).

Часть входного файла для NASTRAN

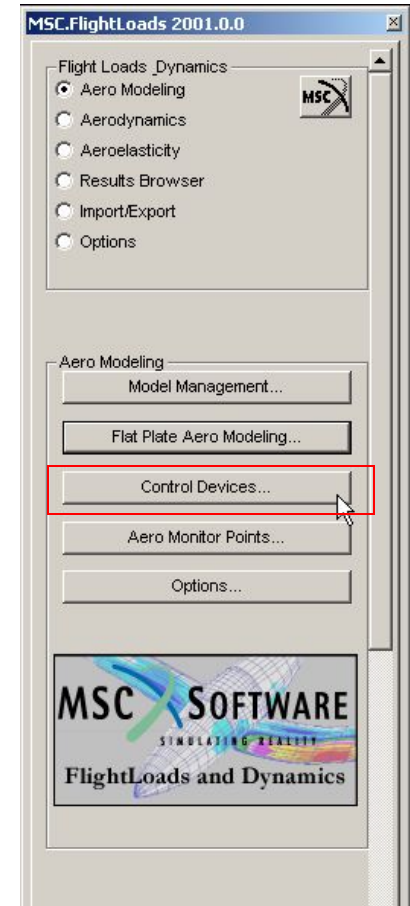
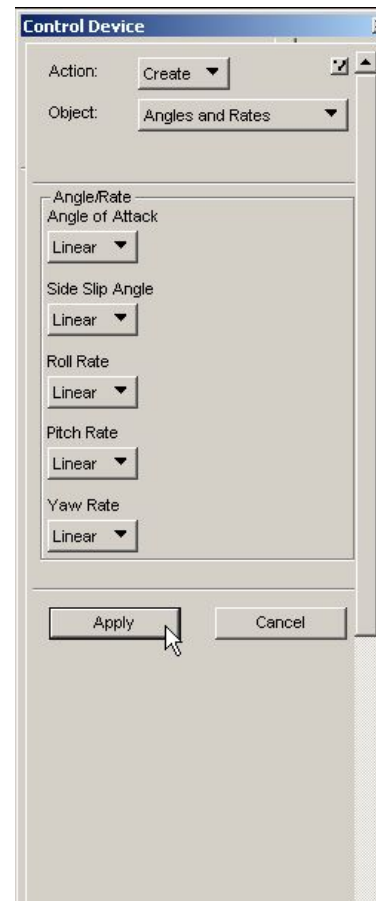
```
$ Aeroelastic Model Parameters
PARAM AUNITS 0.031081
$
$ Global Data for Steady Aerodynamics
AEROS 0 0 10. 40. 200.
$
$ Flat Aero Surface: ls_canard
PAERO1 1000
CAERO1 1000 1000 0 3 4 7.5 0. 1
13. 0. 0. 5. 13. 7.5 0. 5.
$
$ Flat Aero Surface: ls_wing
PAERO1 1100
CAERO1 1100 1100 0 8 4 20. 0. 1
25. 0. 0. 10. 13.453 20. 0.
9.999999
$
$ Surface Spline: sp_wing
AELIST 1 1100 1101 1102
```

Линейные регуляторы



Создание управляющих поверхностей (Control Surfaces)

- Вернитесь в меню Flight Loads.
- Нажмите "Control Devices". Появится новое меню.
- Выберите в "Action" и "Object"- Create и, Angles and Rates.
- Установить все настройки в Linear и нажать Apply.
- Переключить "Object" на Control Surface. Появится новое меню.

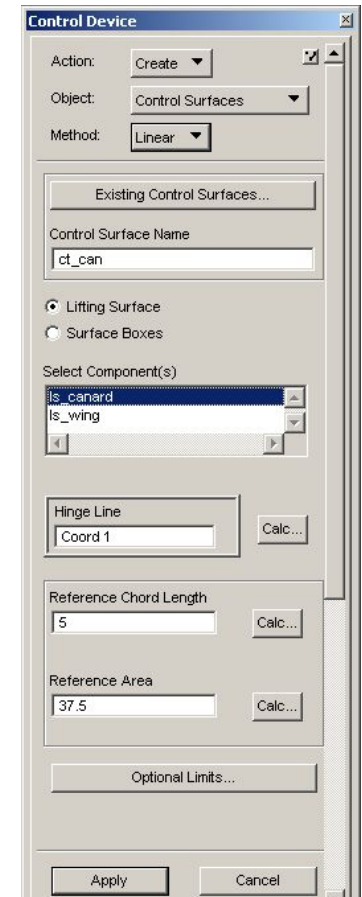
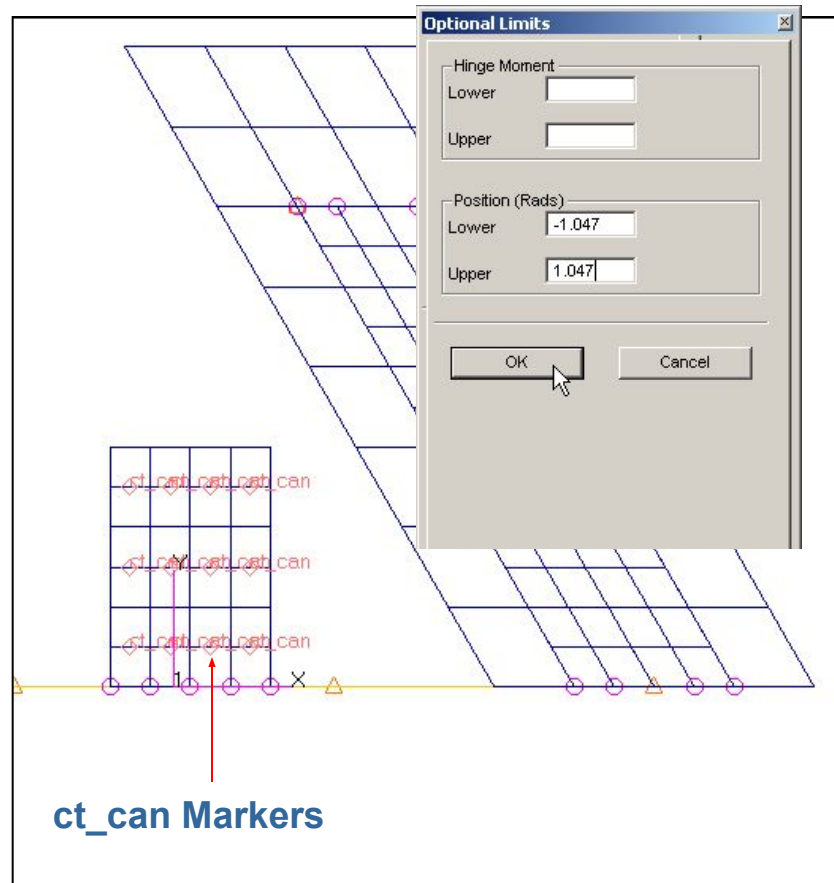


Управляющая поверхность: оперение



Создание управляющей поверхности

- Введите в "Control Surface Name" - "ct_can."
- Щелкните на "Lifting Surfaces" - высветится "ls_canard" под Select Components.
- Выберите "Hinge Line" - Coord 1, "Reference Chord Length" - 5, и "Reference Area" - 37.5
- Нажать "Optional Limits...".
- Выбрать в Position ± 1.047 .
- Нажать Ok, Apply и Cancel.
- Маркеры ct_can теперь появились на оперении.



Объекты Bulk Data: AESURF

Ниже представлена карта NASTRAN которая была создана в PATRAN.

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
AESURF	ID	LABEL	CID1	ALID1	CID2	ALID2	EFF	LDW	
	CREFC	CREFS	PLLM	PULM	HMLLIM	HMULIM	TQLLIM	TQULIM	
AESURF	1	ct_can	1	3	0		1		
	5	37.5	-1.047	1.047	Часть входного файла для NASTRAN				

Объект **AESURF** определяет управляющие аэродинамические поверхности.

Перечисляются в алфавитном порядке по именам поверхностей. CID1 – номер СК, определяющей шарнирную линию и ALID1 номер объекта AELIST.

```

AELIST 2      1000  1001  1002  1003  1004  1005  1006
        1007  1008  1009  1010  1011
SET1   11      200   201   202   203   204   205   206
        207   208   209   210   211   212   213   214
        215   216   217   218   219   220   221   222
        223   224   225   226   227   228   229   230
        231   232   233   234
SPLINE4 11     1000   2      11     0.     IPS     BOTH
$
$ Control Device: ct_can
AELIST 3      1000  1001  1002  1003  1004  1005  1006
        1007  1008  1009  1010  1011
AESURF 1      ct_can  1      3      0      1.
        5.     37.5  -1.047 1.047
$
$ FEM Rigid Body DOFs
SUPORT1 1      90      35
    
```

Объекты Bulk Data : AELIST

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
AELIST	SID	E1	E2	E3	E4	E5	-etc.-		
AELIST	3	1000	1001	1002	1003	1004	1005	1006	

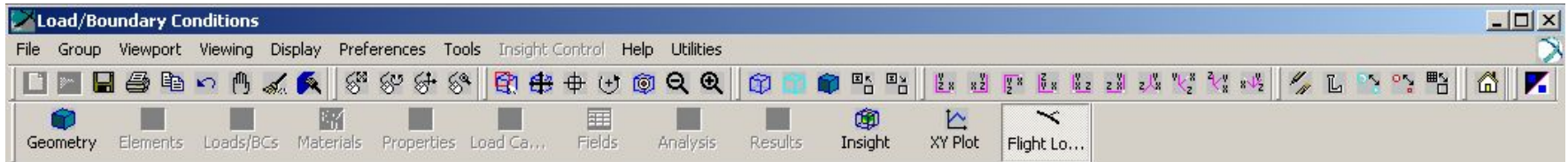
В объекте **AELIST** перечисляются аэродинамические панели, располагающиеся на управляющей поверхности.

Часть входного файла для NASTRAN

```

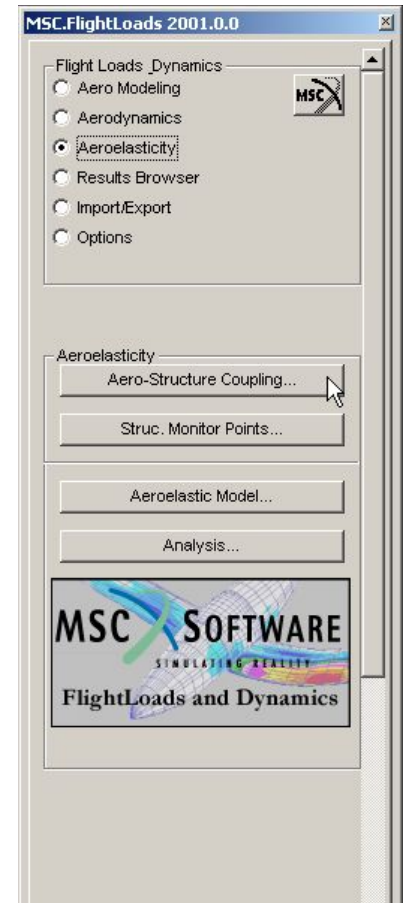
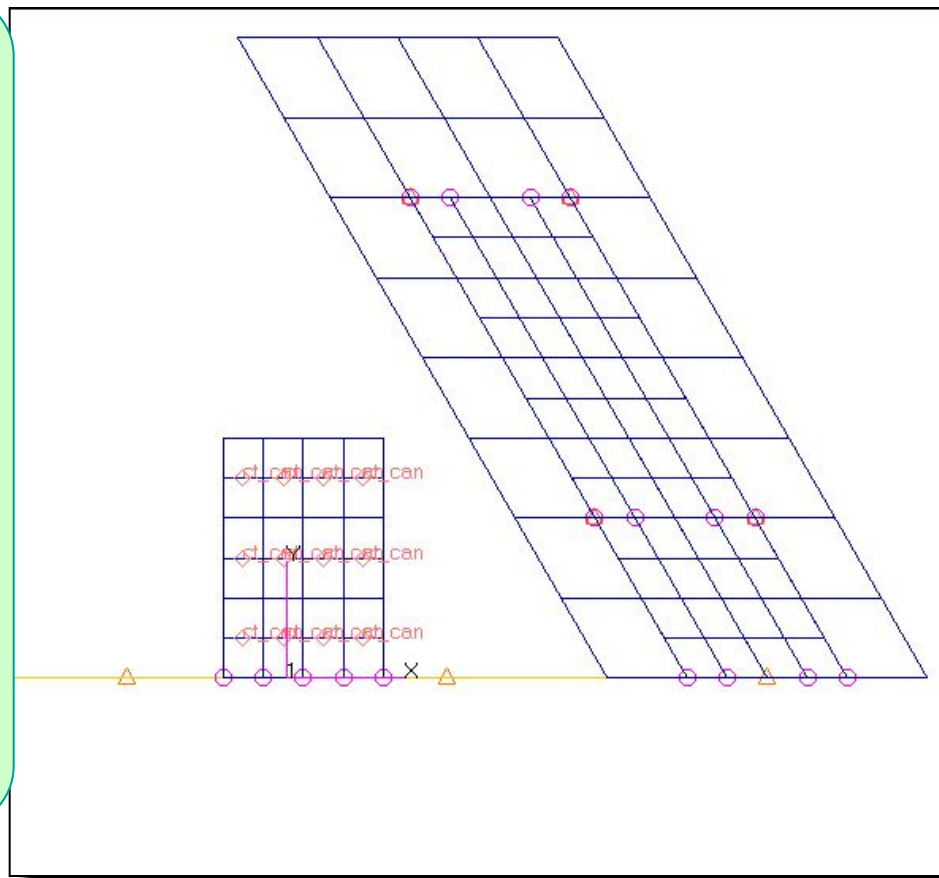
AELIST 2      1000  1001  1002  1003  1004  1005  1006
        1007  1008  1009  1010  1011
SET1   11     200   201   202   203   204   205   206
        207   208   209   210   211   212   213   214
        215   216   217   218   219   220   221   222
        223   224   225   226   227   228   229   230
        231   232   233   234
SPLINE4 11    1000   2      11     0.    IPS    BOTH
$
$ Control Device: ct can
AELIST 3      1000  1001  1002  1003  1004  1005  1006
        1007  1008  1009  1010  1011
AESURF 1      ct_can 1      3      0      1.
        5.    37.5  -1.047  1.047
$
$ FEM Rigid Body DOFs
SUPORT1 1      90      35
    
```


Объединение аэродинамической и структурной моделей



Теперь мы готовы к созданию сплайнов для крыла и оперения.

- В меню Flight Loads выбрать “Aeroelasticity”.
- Нажать “Aero-Structure Coupling..”. Появилось новое меню.

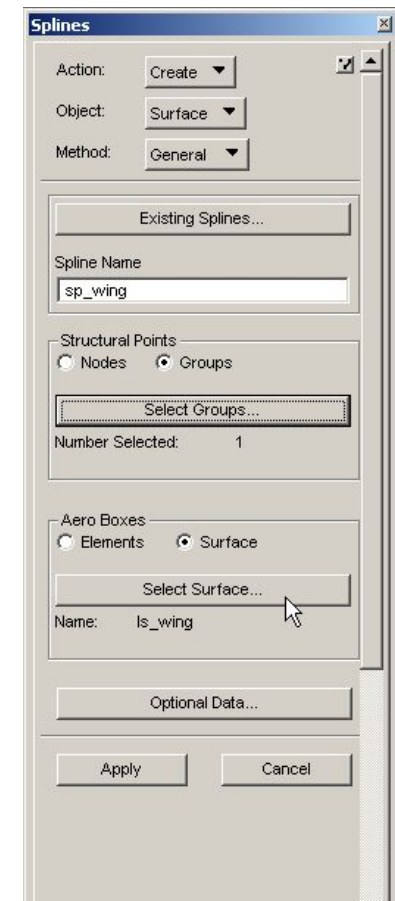
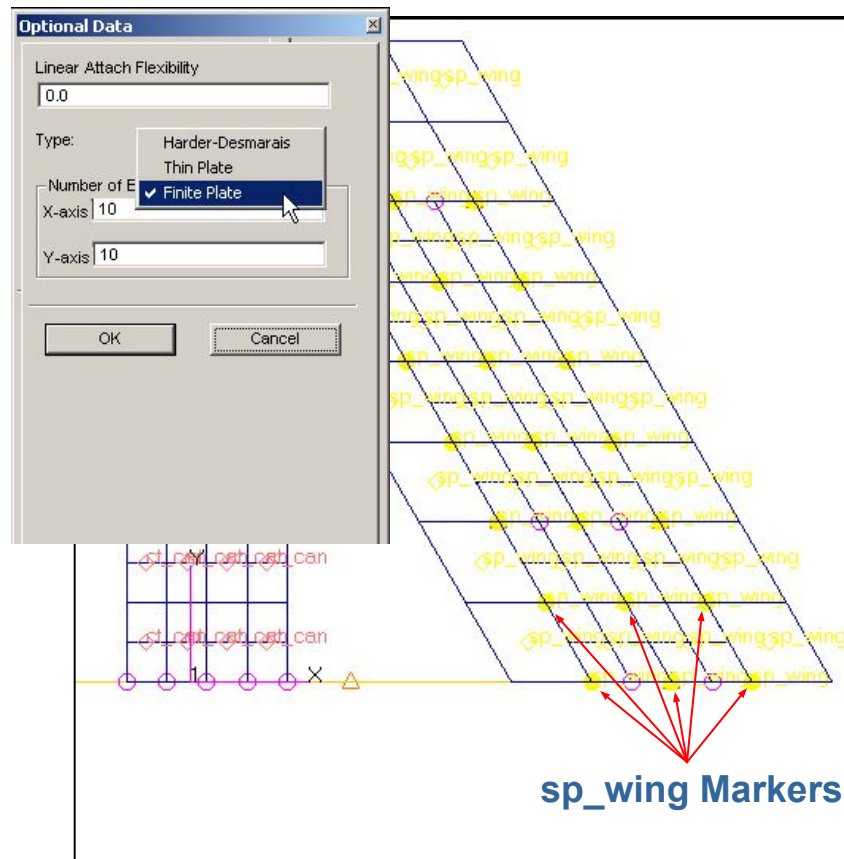


Сплайны крыла

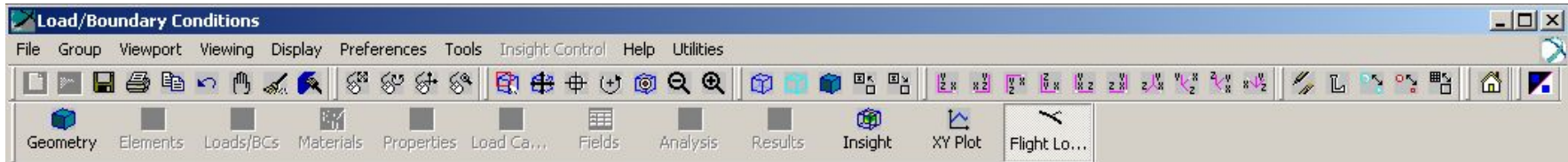


Создание сплайнов.

- Ввести в "Spline Name" - "sp_wing" и установить опцию "Groups".
- Нажать "Select Groups" и выбрать ранее созданную группу wing_spline_nodes.
- Выбрать в "Aero Boxes" - Surface и нажать "Select Surface".
- Выбрать плоскость "Is_wing". Нажать Close.
- Нажать "Optional Data".
- Выбрать "Type" - Finite Plate и ввести в "Number of Elements" - 10 в оба поля. Нажать Ok и Apply.
- Теперь на крыле появились маркеры сплайнов.

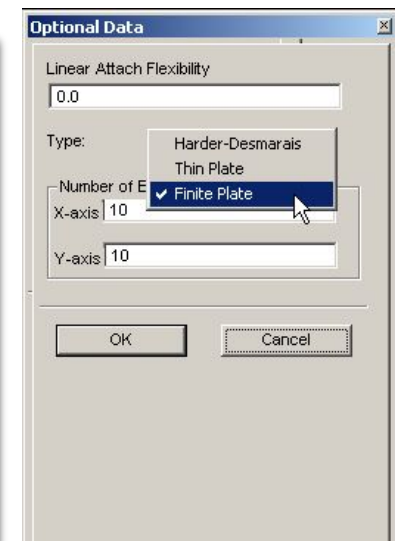
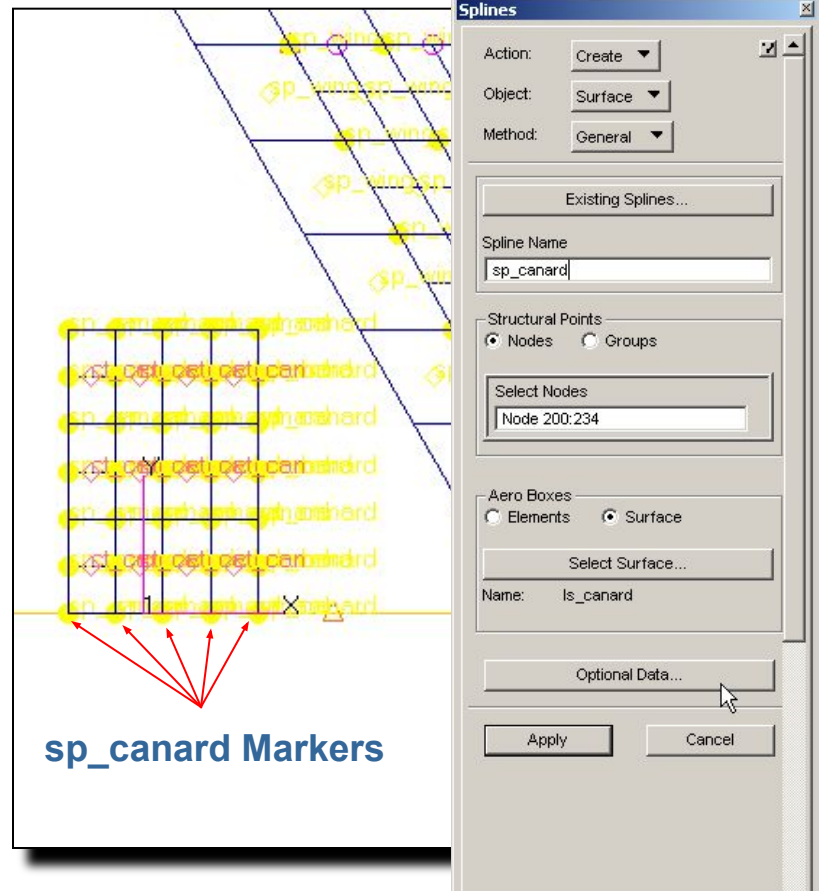


Сплайны оперения

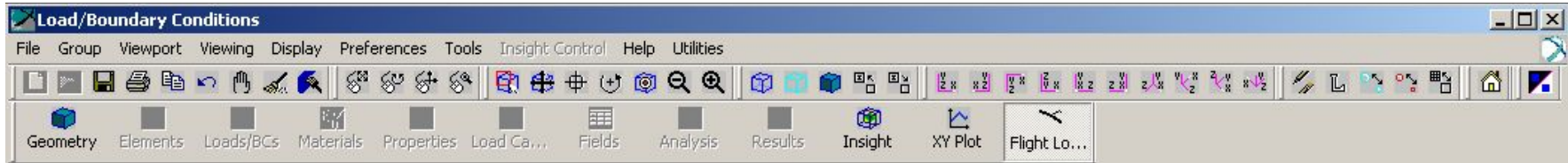


Создание сплайнов

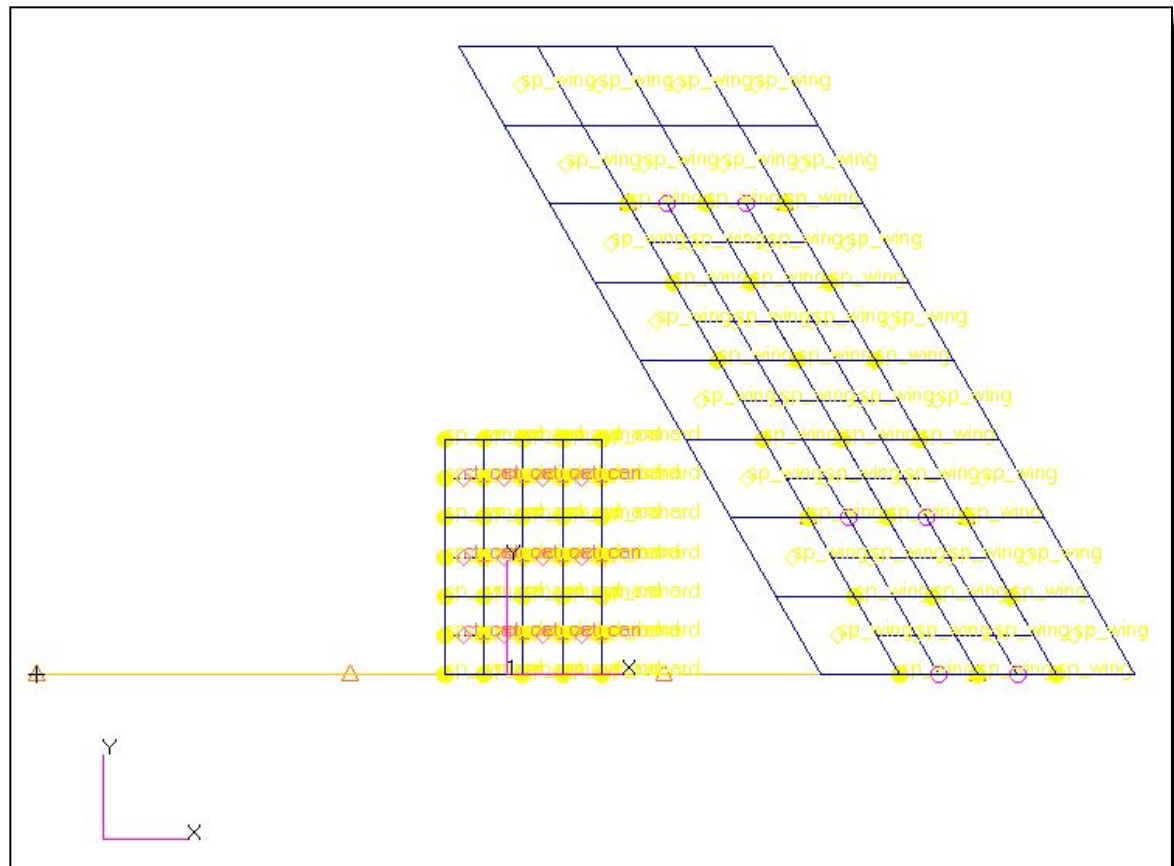
- Ввести в "Spline Name" - "sp_canard" и выбрать опцию "Nodes".
- Выбрать узлы с 200 по 234 на оперении.
- Выбрать в "Aero Boxes" - Surface и нажать "Select Surface".
- Выбрать плоскость "ls_canard". Нажать Close.
- Нажать "Optional Data".
- Выбрать в "Type" - Finite Plate и ввести в "Number of Elements"-10 в оба поля. Нажать Ok и Apply.
- Теперь маркеры сплайнов появились на оперении.



Готовые сплайны



Сплайны между структурной и аэродинамической сеткой теперь установлены. У вас должно быть такое же изображение как и на картинке справа. Эта часть упражнения завершена.



Объекты Bulk Data: SPLINE4

Ниже представлена карта NASTRAN которая была создана в PATRAN.

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
SPLINE4	EID	CAERO	AELIST		SETG	DZ	METH	USAGE	
	NELEM	MELEM							
SPLINE4	10	1100	1		10	0.	FPS	BOTH	
	10	10							

Часть входного файла для NASTRAN

Объект CAERO. SETG обращается к объекту SET 1, в котором определены структурные узлы. DZ линейная упругая связь. METH определяет метод установки сплайнов. Опция FPS для METH означает, что используются конечные плоские сплайны. USAGE показывает какое преобразование применяется: перемещений, усилий или оба. NELEM и MELEM показывают число КЭ вдоль осей x и y, для соответствующей опции FPS.

```

CAERO1 1100 1100 0 8 4 1 1
25. 0. 0. 10. 13.453 20. 0.
9.999999
$
$ Surface Spline: sp_wing
AELIST 1 1100 1101 1102 1103 1104 1105
1106
1114 1107 1108 1109 1110 1111 1112 1113
1122 1115 1116 1117 1118 1119 1120 1121
1130 1123 1124 1125 1126 1127 1128 1129
1131
SET1 10 100 111 112 121 122 302 304
306 310 312 326 328 330 332 334
336 354 356 358 362 364
SPLINE4 10 1100 1 10 0. FPS
BOTH 10 10
$
$ Surface Spline: sp_canard
AELIST 2 1000 1001 1002 1003 1004 1005
1006
SET1 1007 1008 1009 1010 1011
11 200 201 202 203 204 205 206
207 208 209 210 211 212 213 214
215 216 217 218 219 220 221 222
223 224 225 226 227 228 229 230
231 232 233 234
SPLINE4 11 1000 2 11 0.
BOTH
$
    
```

Объекты Bulk Data : SET1

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
SET1	SID	G1	G2	G3	G4	G5	G6	-etc.-	
SET1	10	100	111	112	121	122	302		

В объекте **SET1** указывается список структурных узлов для аэродинамического расчета. Эти узлы были использованы в карте **SPLINE4** и добавлены в группу **wing_spline_nodes**.

Часть входного файла для NASTRAN

```

$
$ Surface Spline: sp_wing
AELIST 1 1100 1101 1102 1103 1104 1105
1106
1107 1108 1109 1110 1111 1112 1113
1114
1115 1116 1117 1118 1119 1120 1121
1122
1123 1124 1125 1126 1127 1128 1129
1130
1131
SET1 10 100 111 112 121 122 302 304
306 310 312 326 328 330 332 334
336 354 356 358 362 364
SPLINE4 10 1100 1 10 0. FPS
BOTH
10 10

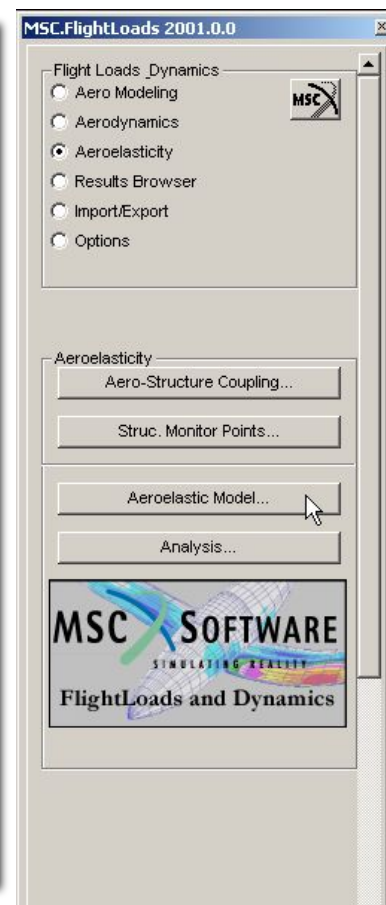
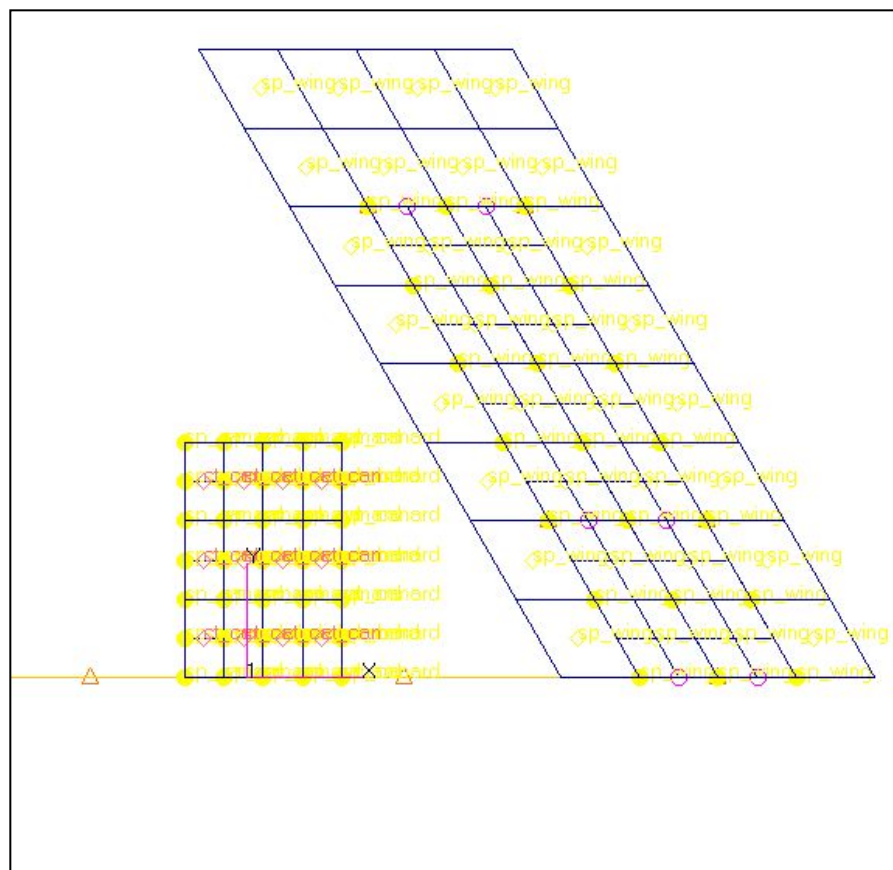
$
$ Surface Spline: sp_canard
AELIST 2 1000 1001 1002 1003 1004 1005
1006
1007 1008 1009 1010 1011
SET1 11 200 201 202 203 204 205 206
207 208 209 210 211 212 213 214
215 216 217 218 219 220 221 222
223 224 225 226 227 228 229 230
231 232 233 234
SPLINE4 11 1000 2 11 0. IPS
BOTH
$
    
```

Аэроупругая модель



В этой части упражнения вы познакомитесь с выбором сплайнов и заданием характеристик модели.

- Вернитесь в меню Flight Loads и нажмите “Aeroelastic Model..”.



Выбор сплайнов и конструктивных параметров

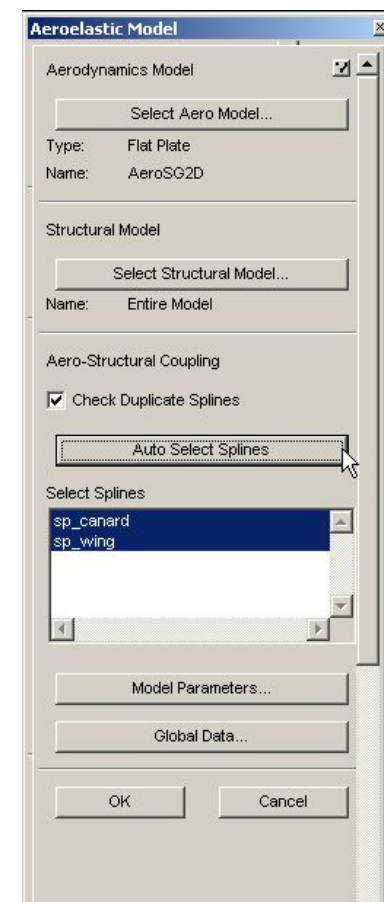
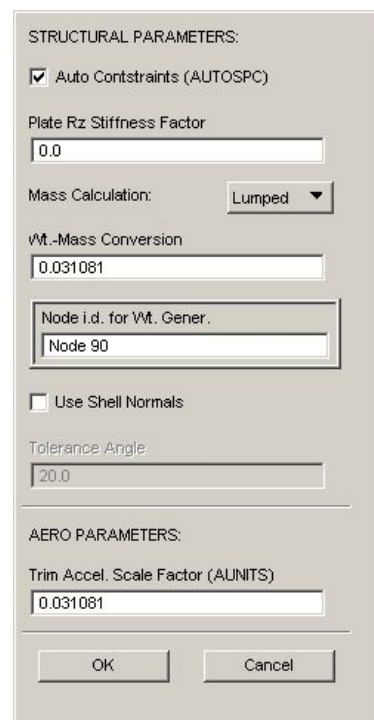


Доступные сплайны Выбор

- Нажать "Auto Select Splines".
- Нажать "Model Parameters".

**Коэффициент пересчета
веса в массу (Weight -
Mass conversion) в US
принимается равным
 $1/g = 1/32.17 \text{ (ft/ s}^2\text{)}$**

- Выбрать "Plate Rz. Stiffness Factor" - 0.0.
- Ввести в поле "Weight Mass Conversion" и "Trim Accel. Scale Factor" - 0.031081.
- Выбрать в "Node I.D for Wt. Gener." - Node 90.
- Нажать ОК.



Параметры GRDPNT и WTMASS

Ниже представлена карта NASTRAN которая была создана в PATRAN.

Объект PARAM, **GRDPNT** вызывает генератор весового коэффициента, в котором используется в качестве базисной точки узел 90. Затем матрица инерции преобразуется из основных в главные оси и печатаются дополнительные, относящиеся к делу инерциальные данные.

PARAM, **WTMASS**, ginv задавая этот параметр, все структурные массы и массовые плотности будут умножаться на ginv (т.е., на единицу ускорения свободного падения). Скоростной напор, применяемый для расчета аэродинамических сил не будет пересчитан.

Часть входного файла для NASTRAN

```
$  
PARAM GRDPNT 90  
$  
PARAM WTMASS .031081  
$  
PARAM AUNITS .031081  
$  
SUPPORT1 1 90 35  
$
```

AUNITS и SUPORT1

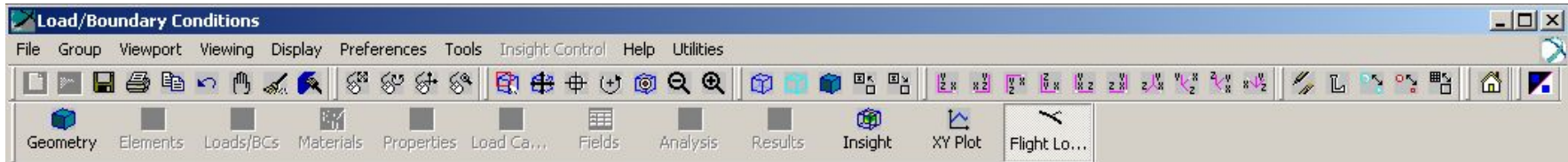
PARAM, **AUNITS**, ginv позволяет задавать ускорение в единицах перегрузки (т.е. в g)

Часть входного файла для NASTRAN

```
$  
PARAM GRDPNT 90  
$  
PARAM WTMASS .031081  
$  
PARAM AUNITS .031081  
$  
SUPORT1 1 90 35  
$
```

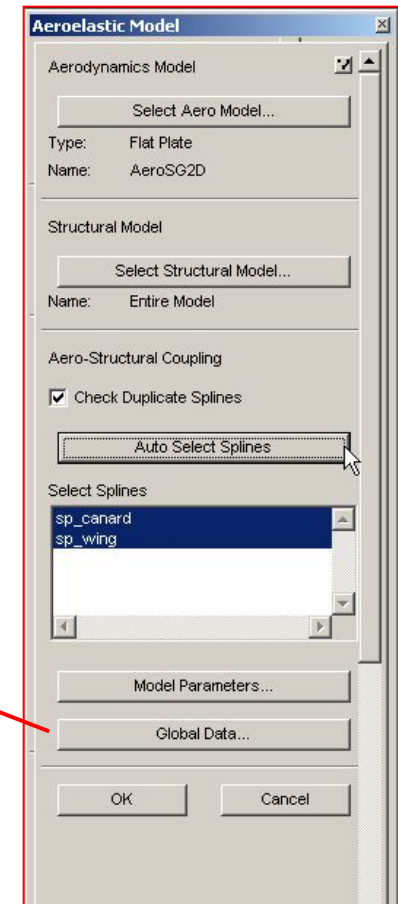
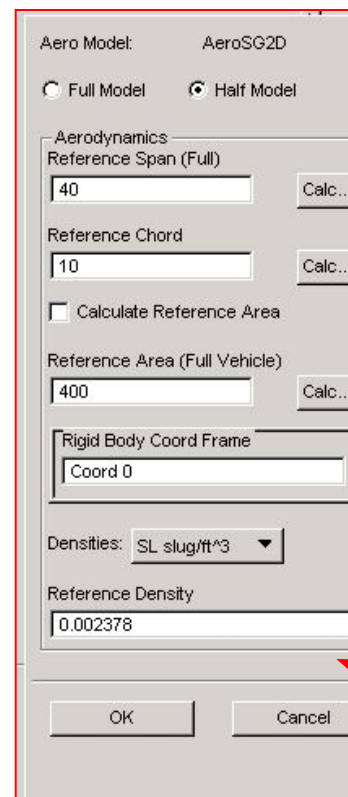
Объект **SUPPORT** определяет узел или скалярную точку и устанавливает компоненты степеней свободы, для которых пользователь хочет запретить перемещение как жесткого целого. Таким образом решается уравнение равновесия и определяются реакции. В расчете статической аэроупругости степень свободы может входить в определяемые параметры балансировки.

Характеристики модели



Определение параметров модели

- Нажать "Global Data..."
- В нашем расчетном случае мы используем полмодели, поэтому выбрать **half model**.
- Ввести "Reference Span" - 40, "Reference Cord" - 10.0 и "Reference Area" - 400.0
- Выбрать в "Rigid Body Coordinate Frame" - Coord 0 и оставить в "Reference Density" значение по умолчанию.
- Нажать ОК, и снова ОК .



Объекты Bulk Data : AEROS

Ниже представлена карта NASTRAN которая была создана в PATRAN.

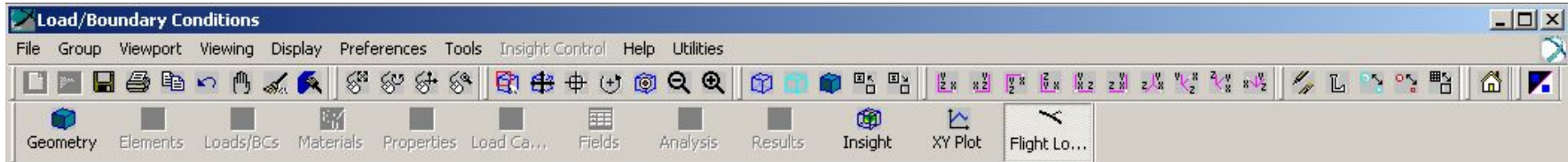
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
AEROS	ACSID	RCSID	REFC	REFB	REFS	SYMZX	SYMXY		
AEROS	0	0	10	40	200				

Часть входного файла для NASTRAN

```
$ Aeroelastic Model Parameters
PARAM AUNITS 0.031081
$
$ Global Data for Steady Aerodynamics
AEROS 0 0 10. 40. 200.
$
$ Flat Aero Surface: ls_canard
PAERO1 1000 $
```

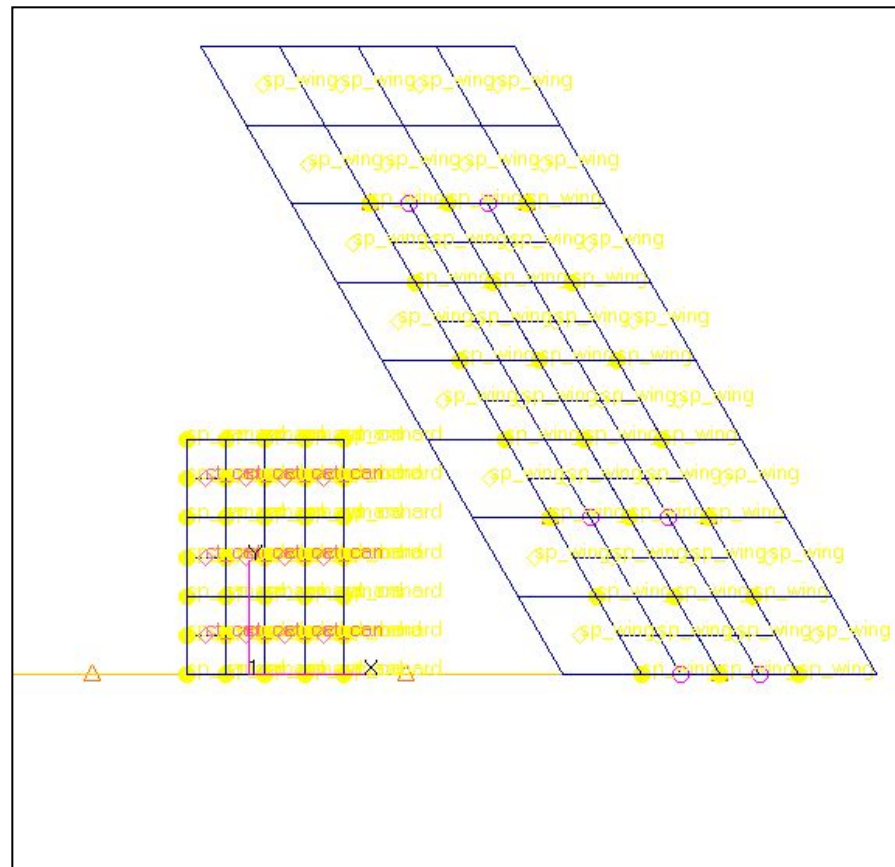
Объект **AEROS** единственный для расчета на статическую аэроупругость, SOL144. ACSID определяет аэродинамическую СК, RCSID определяет СК для твердотельных перемещений. REFB размах крыла. REFS характерная площадь крыла. SYMXZ и SYMXY параметры симметрии.

Настройка расчета



В последней части упражнения мы определим настройки для расчета.

- Вернитесь в меню Flight Loads и нажмите “Analysis”. Появилось новое меню.

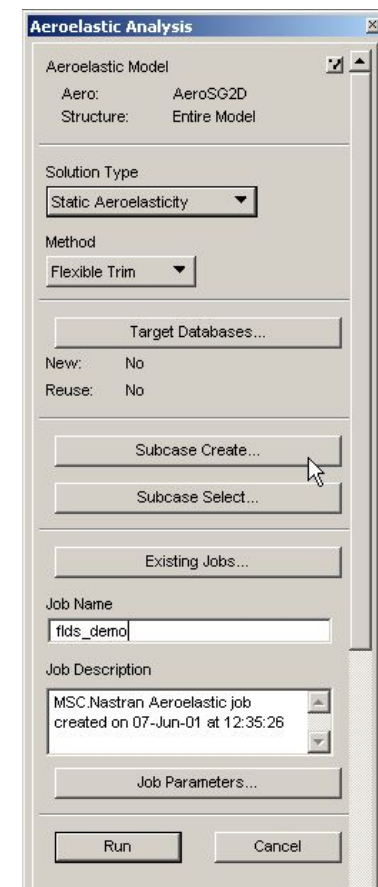
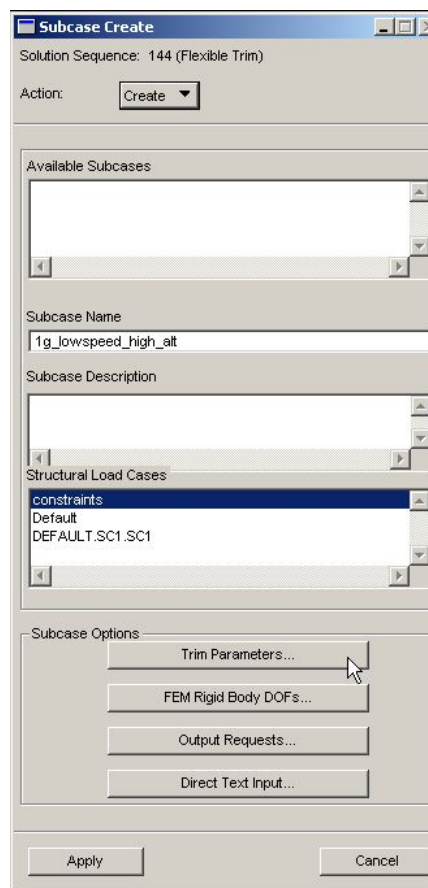


Настройка расчета: создание расчетного случая



Настройки расчета

- Выбрать в "Solution Type"- Static Aeroelasticity, и в "Method" - Flexible Trim.
- Оставить в "Target Databases.." значение No.
- Выбрать "Subcase Create..."
- Имя 1-го расчетного случая "1g_lowspeed_high_alt"
- Выбрать в "Structural Load Cases" -constraints.
- Теперь выбрать "Trim Parameters" – появится 3-е меню.

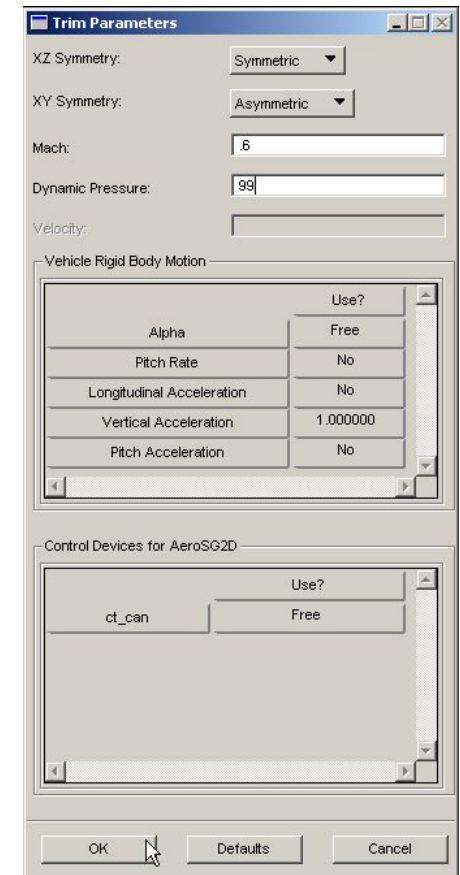
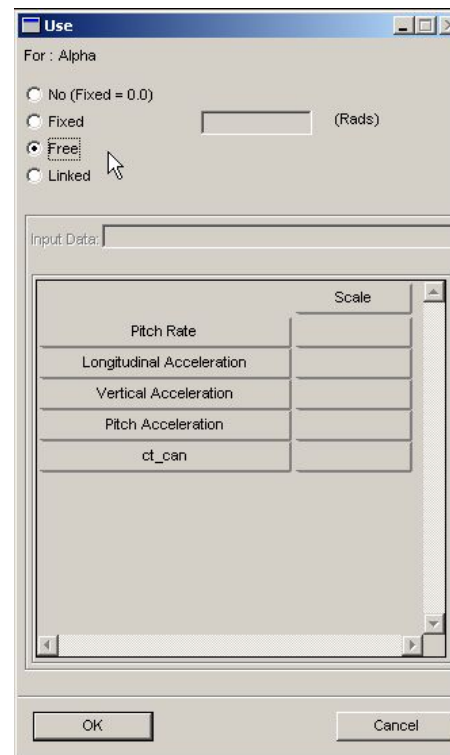


Создание расчетного случая: параметры балансировки



Настройки расчета

- Определить “Symmetry Conditions”, “Mach Number”, “Dynamic Pressure” и “Velocity.”
- В “Vehicle Rigid Body Motions”, у нас есть одна переменная для решения - установить для Alpha опцию “Free”. Для “Vertical Acceleration” установить 1G. Другие перемещения твердого тела установить как “No”, так как они не используются.
- В “Control Devices” мы имеем одну переменную для решения - ct_can – угол отклонения оперения.



Объекты Bulk Data: TRIM

Ниже представлена карта данных для NASTRAN, созданная в PATRAN.

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
TRIM	ID	MACH	Q	LABEL1	UX1	LABEL2	UX2	AEQR	
	LABEL3	UX3	-etc.-						
TRIM	1	.6	99.	SIDES	0.	ROLL	0.		
	PITCH	0.	YAW	0.	URDD1	0.	URDD2	0.	
	URDD3	1.	URDD4	0.	URDD5	0.	URDD6	0.	

Объекты
балансировочные
AES

число Маха, скоростной напор, балансировочные параметры и их значения. Если что не указаны, должны быть привязаны к силам реакции, обуславливающим удержание объекта. Более детально смотри в разделе 3.5.3 теоретического руководства.

```

AESTAT 7 URDD1
AESTAT 8 URDD2
AESTAT 9 URDD3
AESTAT 10 URDD4
AESTAT 11 URDD5
AESTAT 12 URDD6
$
$ Trim Parameters for Subcase: 1
TRIM 1 .6 99. SIDES 0. ROLL 0.
PITCH 0. YAW 0. URDD1 0. URDD2 0.
URDD3 1. URDD4 0. URDD5 0. URDD6 0.
$
$ Trim Parameters for Subcase: 2
TRIM 2 1.2 395. SIDES 0. ROLL 0.
PITCH 0. YAW 0. URDD1 0. URDD2 0.
URDD3 1. URDD4 0. URDD5 0. URDD6 0.
$
$ Trim Parameters for Subcase: 3
TRIM 3 1.2 2057. SIDES 0. ROLL 0.
PITCH 0. YAW 0. URDD1 0. URDD2 0.
URDD3 1. URDD4 0. URDD5 0. URDD6 0.
$
$ Trim Parameters for Subcase: 4
TRIM 4 1.2 395. SIDES 0. ROLL 0.
PITCH .000682 YAW 0. URDD1 0. URDD2 0.
URDD3 4. URDD4 0. URDD5 0. URDD6 0.
    
```

Объект Bulk Data: AESTAT

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
AESTAT	ID	LABEL							
AESTAT	2	ANGLEA							

Segment of NASTRAN Input Deck

В объекте **AESTAT** перечисляются переменные из TRIM используемые для определения твердотельных преремещений. Эти переменные и углы поворота управляющих поверхностей являются неизвестными для уравнения движения.

```

$
$ Rigid Body Motion Trim Variables: AESTAT
AESTAT 2 ANGLEA
AESTAT 3 SIDES
AESTAT 4 ROLL
AESTAT 5 PITCH
AESTAT 6 YAW
AESTAT 7 URDD1
AESTAT 8 URDD2
AESTAT 9 URDD3
AESTAT 10 URDD4
AESTAT 11 URDD5
AESTAT 12 URDD6

$$$ Trim Parameters for Subcase: 1
TRIM 1 .6 99. SIDES 0. ROLL 0.
      PITCH 0. YAW 0. URDD1 0. URDD2 0.
      URDD3 1. URDD4 0. URDD5 0. URDD6 0.

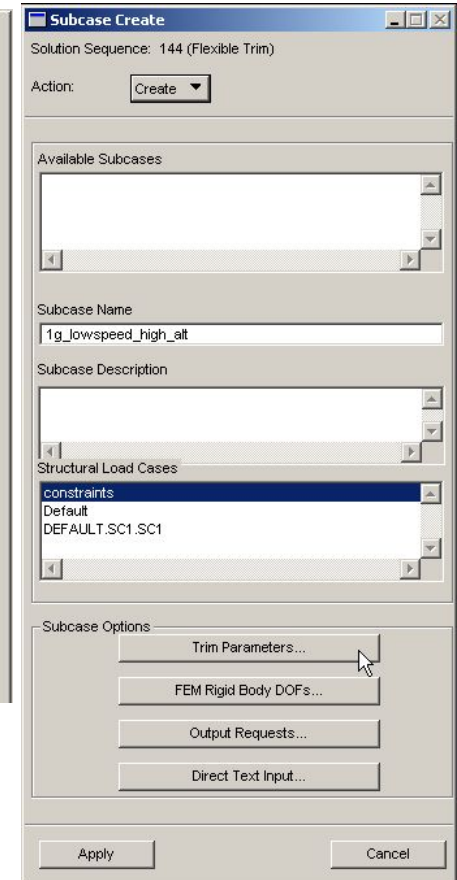
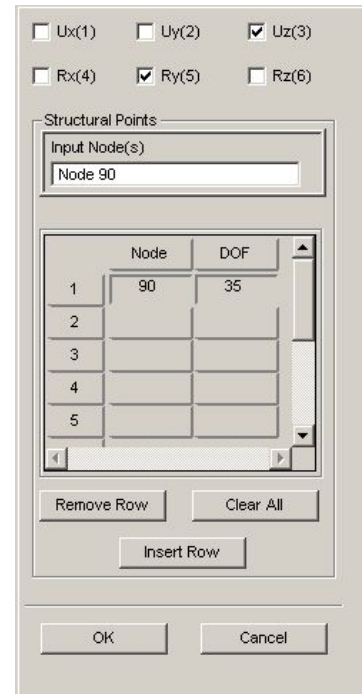
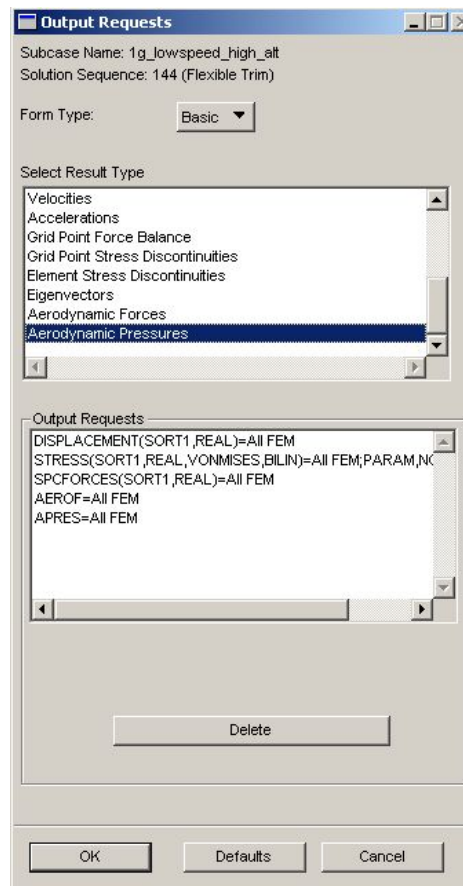
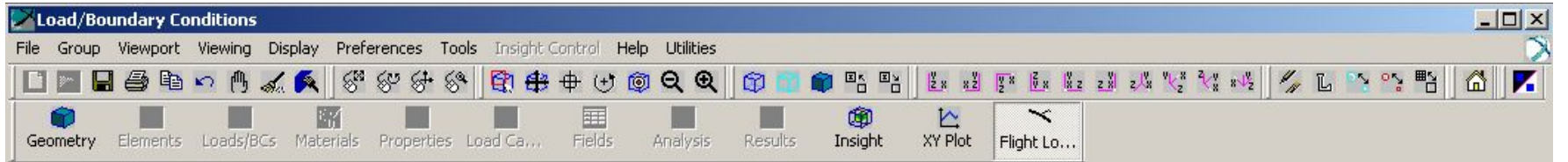
$
$ Trim Parameters for Subcase: 2
TRIM 2 1.2 395. SIDES 0. ROLL 0.
      PITCH 0. YAW 0. URDD1 0. URDD2 0.
      URDD3 1. URDD4 0. URDD5 0. URDD6 0.

$
$ Trim Parameters for Subcase: 3
TRIM 3 1.2 2057. SIDES 0. ROLL 0.
      PITCH 0. YAW 0. URDD1 0. URDD2 0.
      URDD3 1. URDD4 0. URDD5 0. URDD6 0.

$
$ Trim Parameters for Subcase: 4
TRIM 4 1.2 395. SIDES 0. ROLL 0.
      PITCH .000682 YAW 0. URDD1 0. URDD2 0.
      URDD3 4. URDD4 0. URDD5 0. URDD6 0.
    
```

Создание расчетного случая: Твердотельные перемещения

- Для каждого расчетного случая выбрать в “FEM Rigid Body DOFs.” - Node 90, DOF 3 and 5.
- Этот узел и компоненты используются для точки SUPORT в-NASTRAN. Эти параметры определяют перемещение данной точки.
- Теперь выберите “Output Requests..” Определите выходные параметры для структурного и аэроупругого расчета .

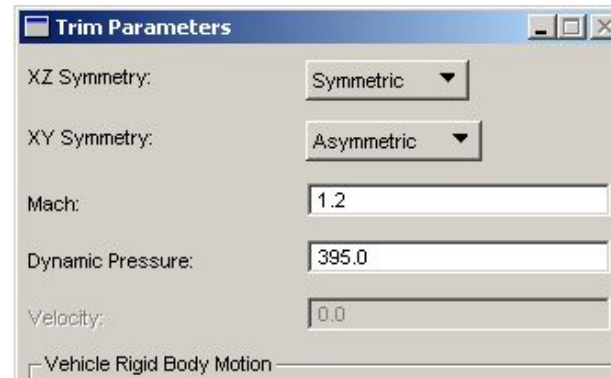
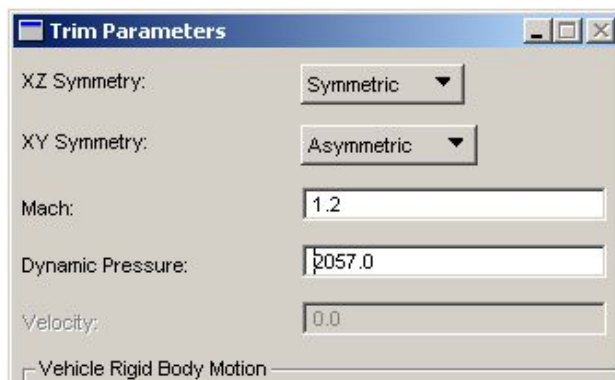


Настройки расчета: расчетный случай 2 and 3

Теперь создайте 2 дополнительных расчетных случая.

- Для второго и третьего измените только значение скоростного напора.

Название расчета	Число Маха	Скоростной напор	Высота
1g_supersonic_low_alt	1.2	2057 1,000 ft	
1g_supersonic_high_alt	1.2	395 40,000 ft	



Настройки расчета: расчетный случай 4

Четвертый расчетный случай отличается от предыдущих не только значением ускорения (4G), но и наличием постоянной производной по крену.

Название расчета	Число Маха	Скоростной напор
4g_supersonic_high_alt	1.2	395

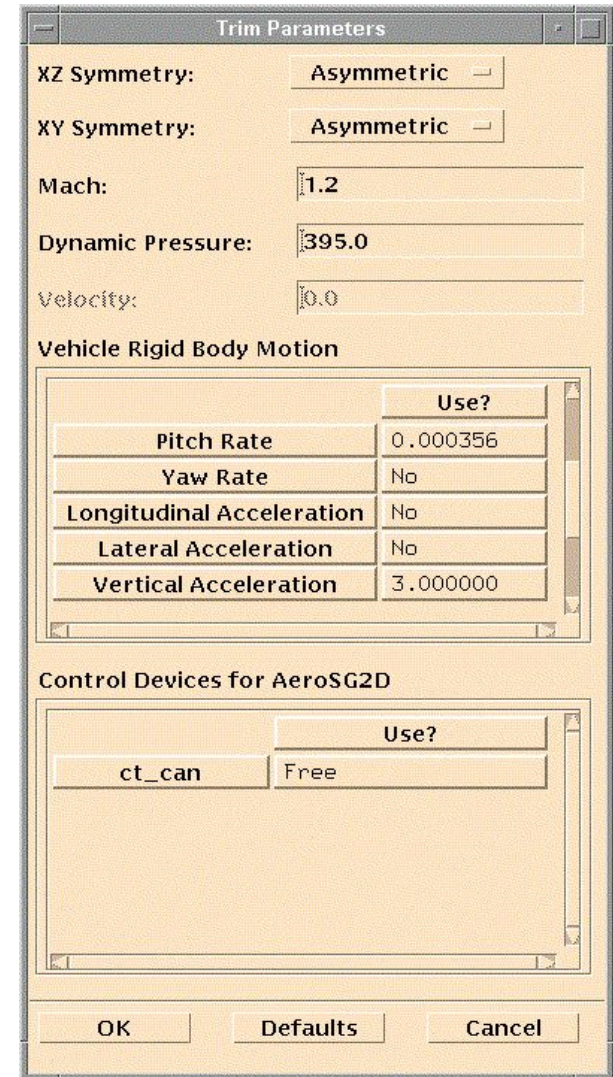
Значение производной по крену:

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

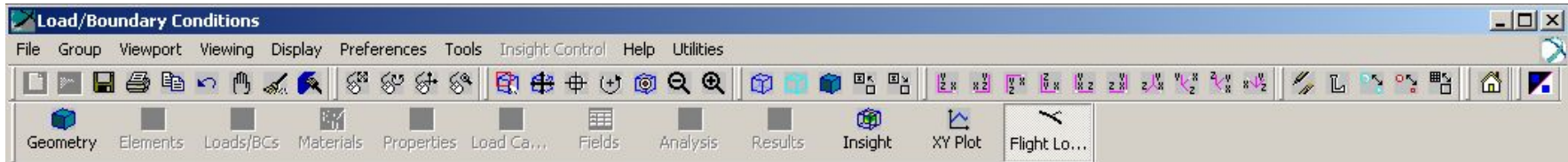
Где $V = 1165 \text{ft/s}$:

$$q = 0.08292 \text{rad/s}$$

$$\text{PITCH} = qc/2V = 0.000356$$

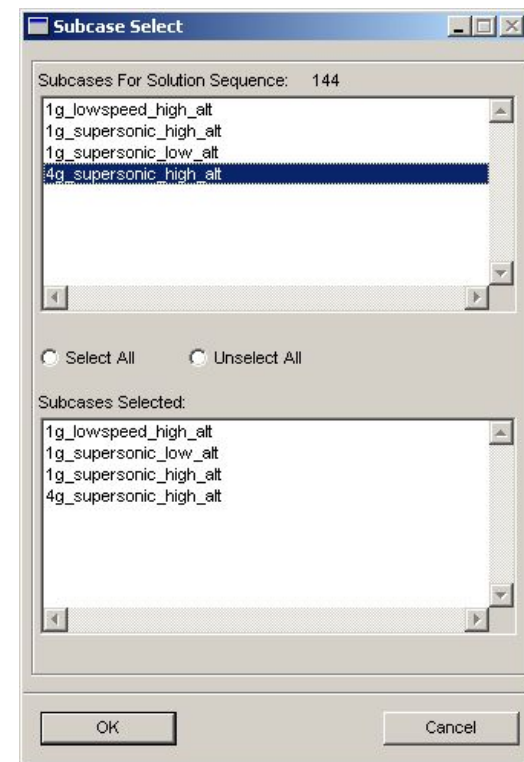
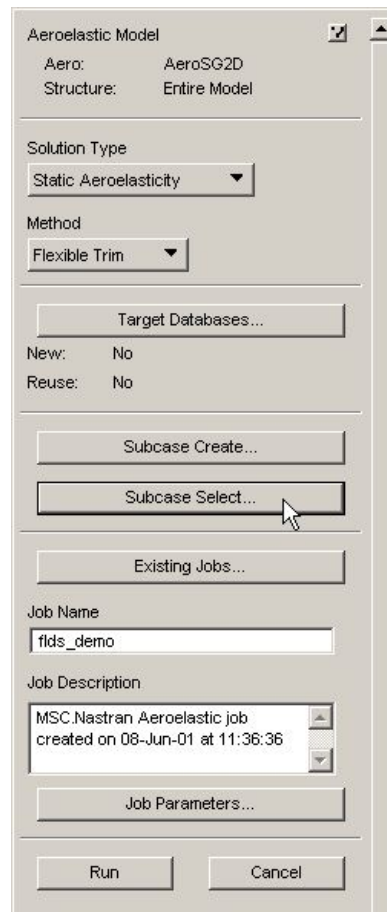


Настройка расчета: выбор расчетного случая



Теперь для расчета надо выбрать расчетные случаи.

- Нажать “Subcase Select...” и выбрать все ранее созданные расчетные случаи.
- Теперь посмотрите некоторые данные созданные NASTRAN.



Команды для Case Control

Ниже представлена карта данных для NASTRAN, созданная в PATRAN для выше описанного случая.

SUBCASE расположен в разделе Case Control. В каждом Subcase содержатся номер объекта Trim и желаемые виды выводимых результатов. Здесь же отображается и любая дополнительная информация для расчета.

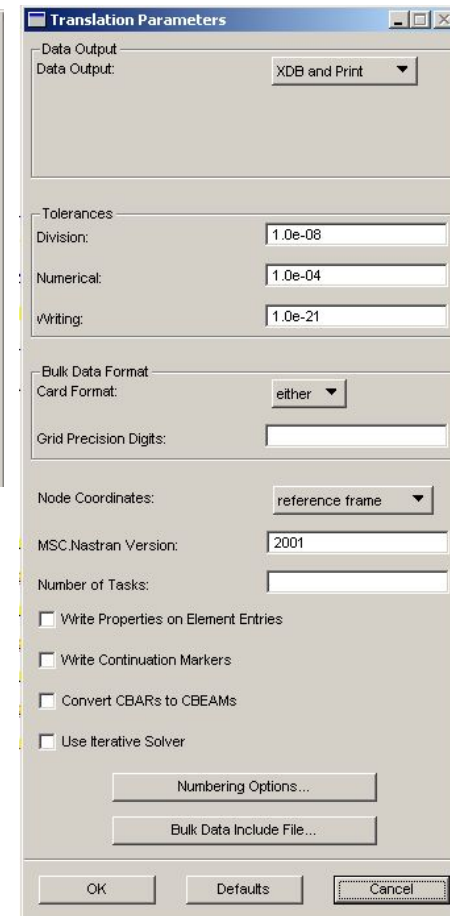
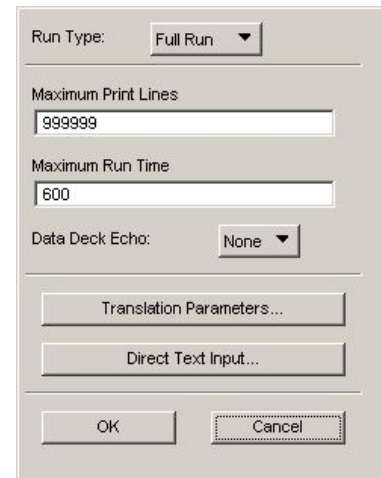
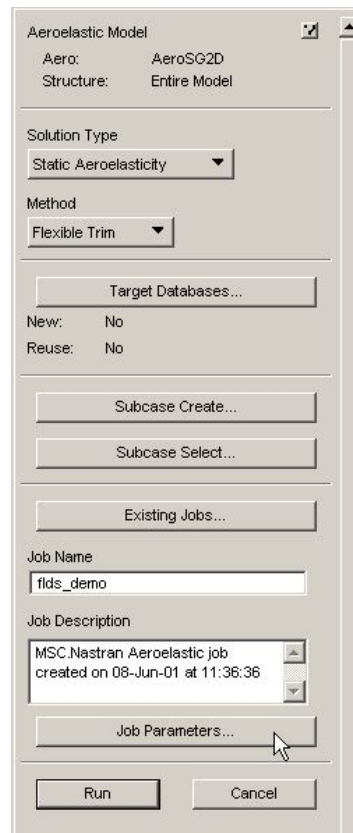
```
$ Direct Text Input for Global Case Control Data
SUBCASE 1
$ Subcase name : 1g_lowspeed_high_alt
  SUBTITLE=constraints
  SPC = 2
  DISPLACEMENT (SORT1,REAL)=ALL
  SPCFORCES (SORT1,REAL)=ALL
  STRESS (SORT1,REAL,VONMISES,BILIN)=ALL
  TRIM = 1
  AESYMxz = Symmetric
  AESYMxy = Asymmetric
  SUPORT1 = 1
  AEROF = ALL
  APRES = ALL
$ Direct Text Input for this Subcase
SUBCASE 2
$ Subcase name : 1g_supersonic_high_alt
  SUBTITLE=constraints
  SPC = 2
  DISPLACEMENT (SORT1,REAL)=ALL
  SPCFORCES (SORT1,REAL)=ALL
  STRESS (SORT1,REAL,VONMISES,BILIN)=ALL
  TRIM = 2
  AESYMxz = Symmetric
  AESYMxy = Asymmetric
  SUPORT1 = 1
  AEROF = ALL
  APRES = ALL
$ Direct Text Input for this Subcase
SUBCASE 3
$ Subcase name : 1g_supersonic_low_alt
  SUBTITLE=constraints
  SPC = 2
  DISPLACEMENT (SORT1,REAL)=ALL
  SPCFORCES (SORT1,REAL)=ALL
  STRESS (SORT1,REAL,VONMISES,BILIN)=ALL
  TRIM = 3
  AESYMxz = Symmetric
  AESYMxy = Asymmetric
  SUPORT1 = 1
  AEROF = ALL
  APRES = ALL
$ Direct Text Input for this Subcase
SUBCASE 4
$ Subcase name : 4g_supersonic_high_alt
  SUBTITLE=constraints
  SPC = 2
  DISPLACEMENT (SORT1,REAL)=ALL
  SPCFORCES (SORT1,REAL)=ALL
  STRESS (SORT1,REAL,VONMISES,BILIN)=ALL
  TRIM = 4
  AESYMxz = Symmetric
  AESYMxy = Asymmetric
  SUPORT1 = 1
  AEROF = ALL
  APRES = ALL
```

Настройка расчета: параметры Job



Заключительный шаг при создании модели. Войдите в меню Flight Loads и нажмите "Job Parameters.."

- "Run Type" установить в "Full Run" это означает что создается файл bdf для NASTRAN .
- Теперь выберите "Translation Parameters". В этом меню можно управлять основными настройками для расчета в NASTRAN.
- Нажмите "Run", и расчет начнется.



FlightLoads и Nastran

После расчета результаты будут представлены в двух видах. Первый – в виде результатов в файле *.F06, здесь содержатся результаты в текстовой форме. Второй – в виде бинарного файла *.xdb, в этом случае необходимо обратиться к Flight Loads.



Результаты: параметры балансировки

В этом фрагменте файла *.f06 представлена основная информация об углах атаки ЛА.

“case” ссылается на 4 расчетных случая (subcases), созданных во FLDS. Номер 1 в каждом case – угол атаки оперения. Номер 2 – угол атаки остальной конструкции ЛА. Эти значения сведены в таблицу.

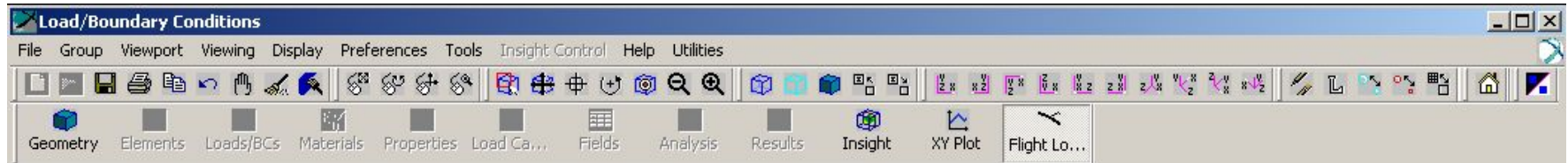
Фрагмент файла *.F06

AEROELASTIC TRIM VARIABLES

	ID	LABEL	TYPE	TRIM STATUS	VALUE OF UX
case 1	1	CT_CAN	CONTROL SURFACE	FREE	1.646823E-01 RADIANS
	2	ANGLEA	RIGID BODY	FREE	7.851344E-02 RADIANS
case 2	1	CT_CAN	CONTROL SURFACE	FREE	1.287052E-02 RADIANS
	2	ANGLEA	RIGID BODY	FREE	-2.400998E-04 RADIANS
case 3	1	CT_CAN	CONTROL SURFACE	FREE	5.978550E-02 RADIANS
	2	ANGLEA	RIGID BODY	FREE	6.726912E-03 RADIANS
case 4	1	CT_CAN	CONTROL SURFACE	FREE	2.391420E-01 RADIANS
	2	ANGLEA	RIGID BODY	FREE	2.690765E-02 RADIANS

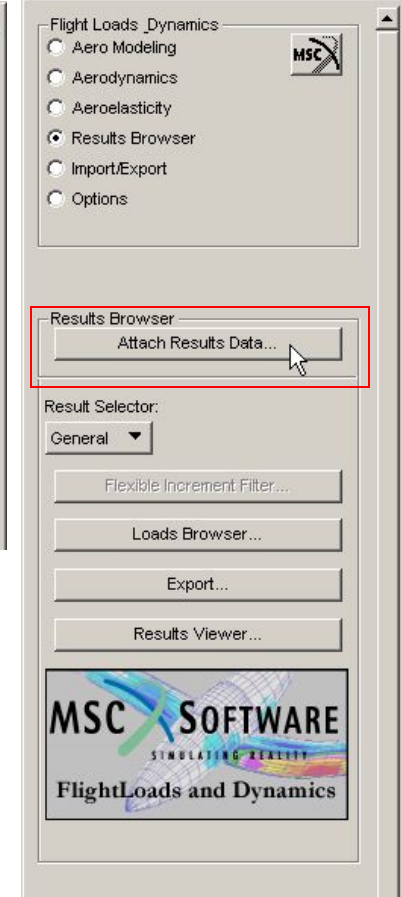
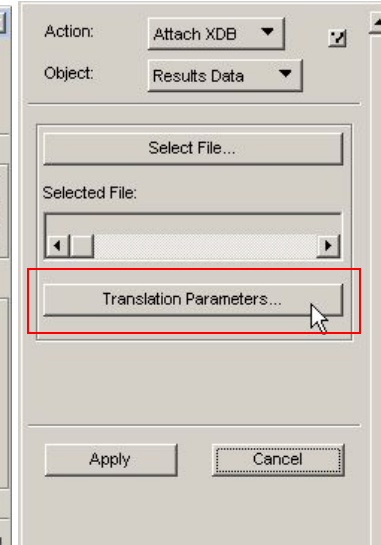
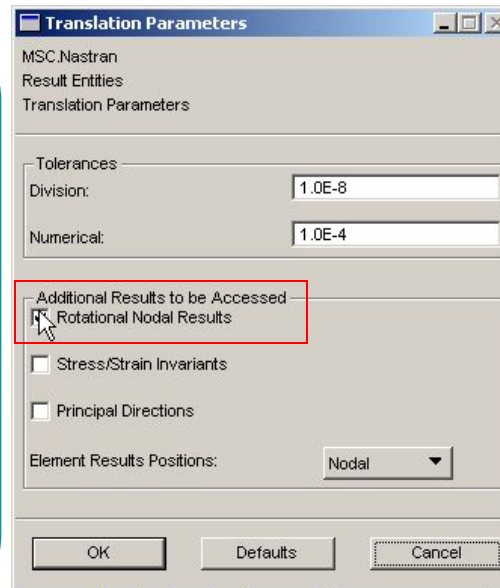
Номер расчетного случая	Конструкция	Угол атаки, °
1	Оперение	9.435
1	ЛА	4.498
2	Оперение	0.737
2	ЛА	-0.014
3	Оперение	3.426
3	ЛА	0.386
4	Оперение	13.70
4	ЛА	1.542

Подключение результатов

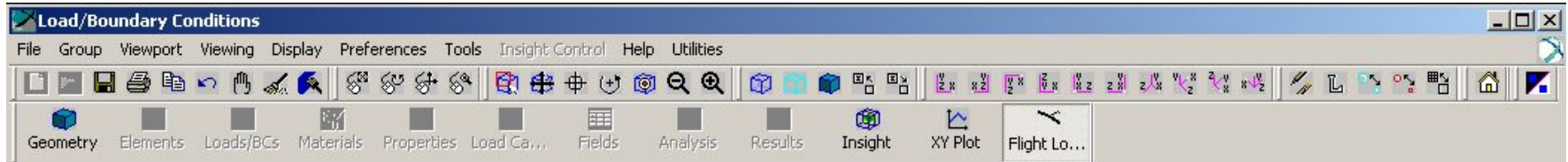


После расчета результаты надо подключить.

- В основном меню Flight Loads выбрать “Results Browser” нажать “Attach Results Data...”
- Нажмите на “Translation Parameters...”
- В этом меню поставьте галочку возле “Rotational Nodal Results”.
- Нажать ОК.

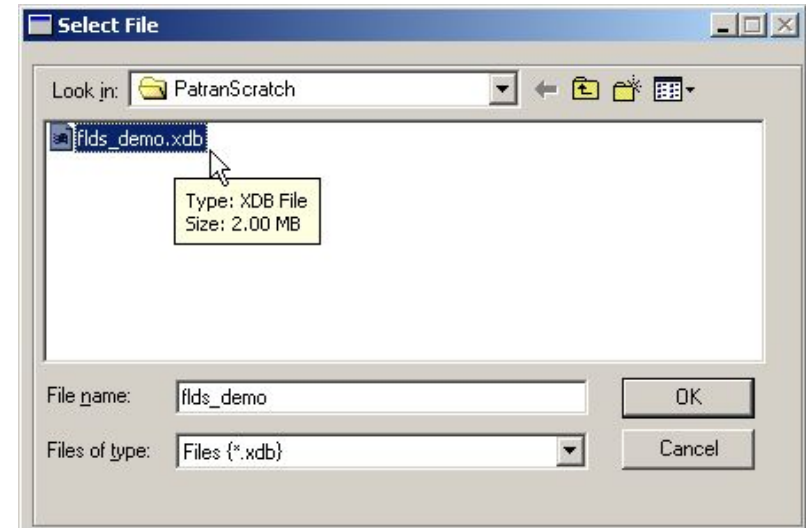
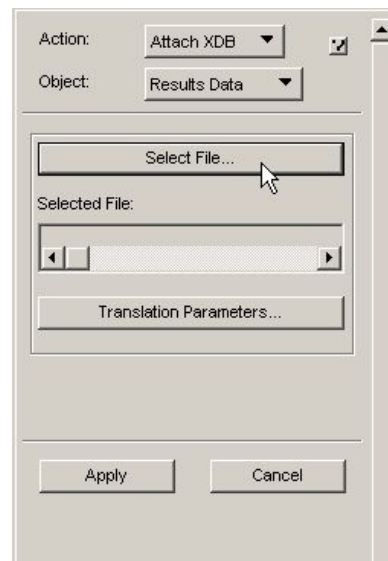


Подключение результатов : выбор файла

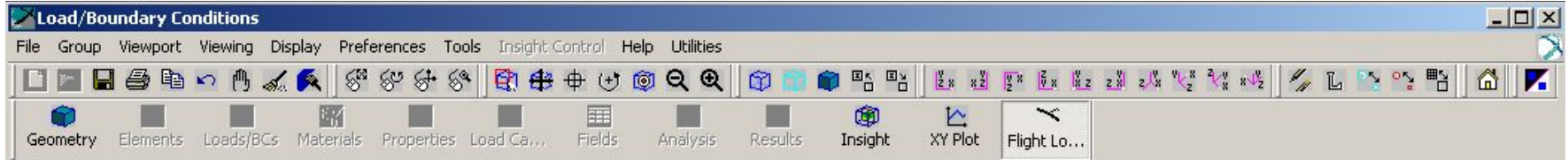


Теперь подключим файл результатов.

- Нажать Select File...
- Выбрать полученный *.xdb
- Нажать OK затем Apply.

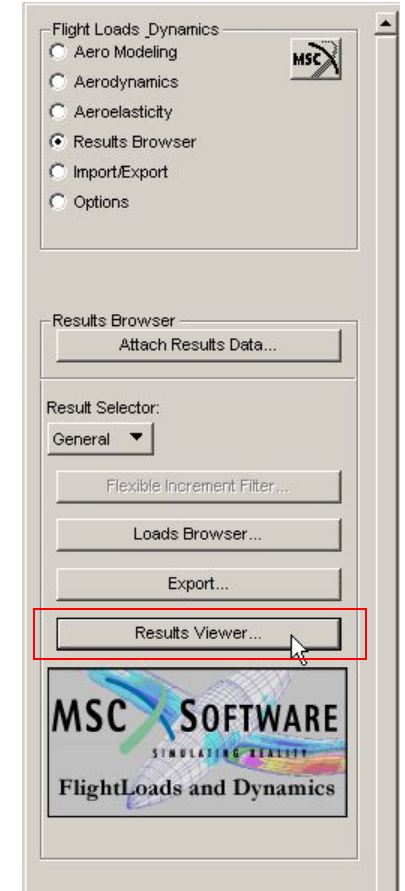
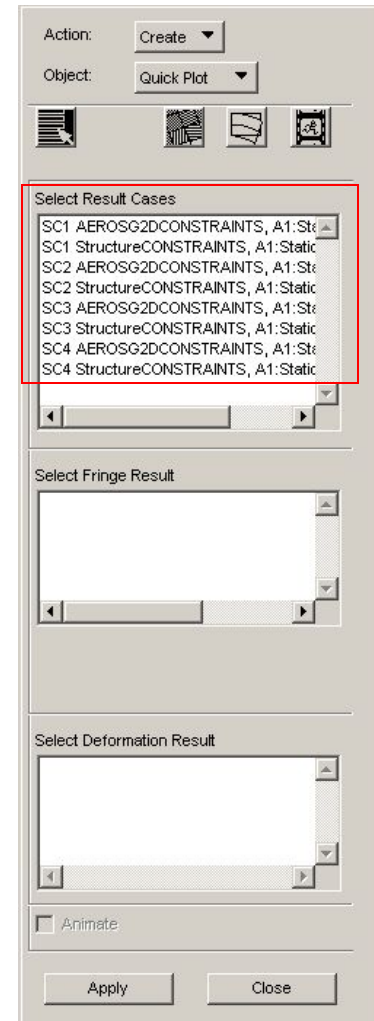


Просмотр результатов

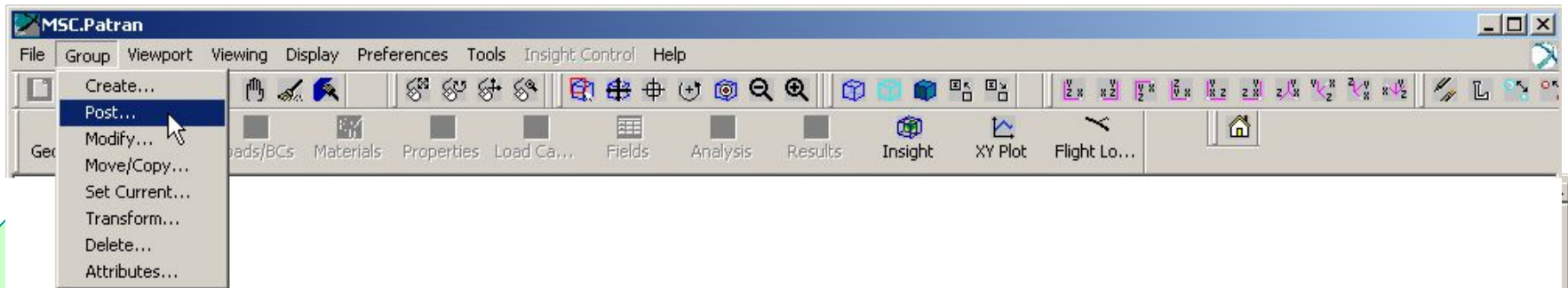


Для просмотра результатов нажать Results Viewer...

В поле "Select Result Cases" вы найдете для каждого расчетного случая результаты для структурной и аэро- модели. SC# обозначает для какого расчетного случая получен результат.



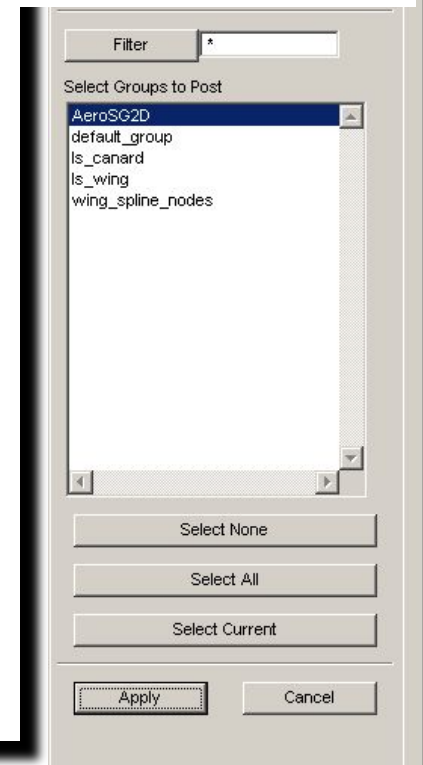
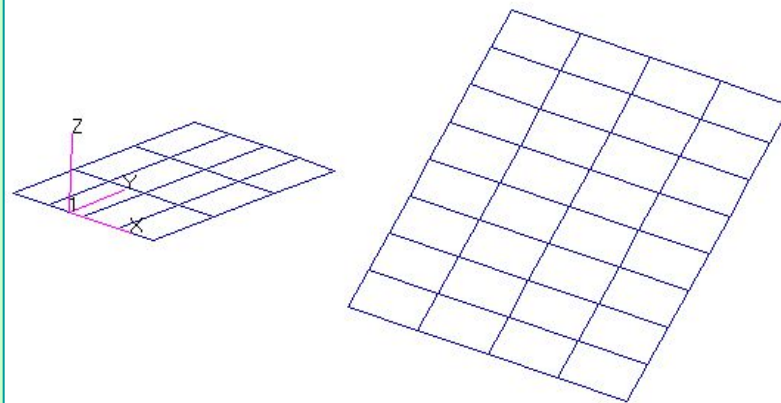
Отображение аэродинамической модели



В этом простом примере не используется опция Model Management для создания супергруппы, так как она была определена по умолчанию - AeroSG2D.

Для просмотра результатов надо отобразить супергруппу AeroSG2D

- Нажмите на меню Group и выберите Post.
- Выберите "AeroSG2D" и нажмите Apply.



Деформации аэродинамической сетки

Первым результатом будет прогиб Aero Mesh.

- В "Select Result Cases" выбрать "SC1 AEROSG2DCON...."
- В "Select Deformation Result" выбрать "Displacements, Translational".

Теперь нажмите Apply и увидите прогиб aero mesh

Все 4-е расчетных случая Displacement, Translations изображены на следующей странице.

Load/Boundary Conditions

File Group Viewport Viewing Display Preferences Tools Insight Control Help Utilities

Geometry Elements Loads/BCs Materials Properties Load Ca... Fields Analysis Results Insight XY Plot Flight Lo...

50] 11-Jun-01 15:48:36

SG2DCONSTRAINT, A1:Static Subcase: Displacements, Translational

4.41-002

default_Deformation :
Max 4.41-002 @Nd 1140

Action: Create

Object: Quick Plot

Select Result Cases

- SC1 AEROSG2DCONSTRAINT, A1:Stat
- SC1 StructureCONSTRAINT, A1:Static
- SC2 AEROSG2DCONSTRAINT, A1:Stat
- SC2 StructureCONSTRAINT, A1:Static
- SC3 AEROSG2DCONSTRAINT, A1:Stat
- SC3 StructureCONSTRAINT, A1:Static
- SC4 AEROSG2DCONSTRAINT, A1:Stat
- SC4 StructureCONSTRAINT, A1:Static

Select Fringe Result

- Aeroelastic Forces, Elemental Rigid Cor
- Aeroelastic Moments, Elemental Rigid C
- Aeroelastic Pressure, Elemental Rigid C
- Aeroelastic Restrained Forces, Elemerr
- Aeroelastic Restrained Moments, Eleme

Select Deformation Result

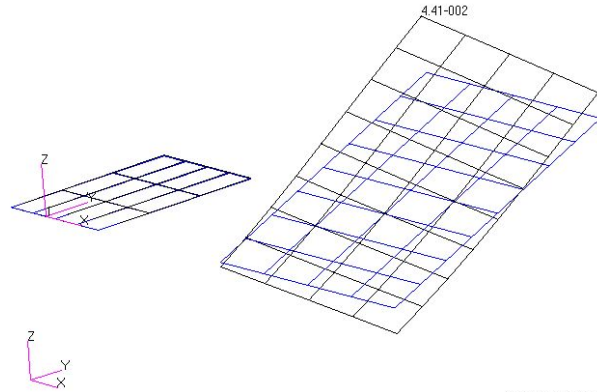
- Displacements, Rotational
- Displacements, Translational

Animate

Apply Close

MSC.Patran 2001 [050] 11-Jun-01 15:48:36

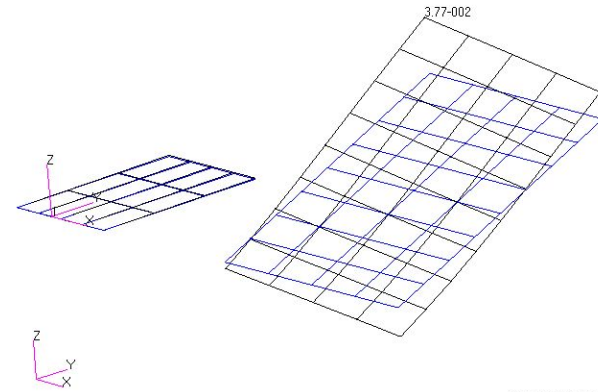
Deform: SC1 AEROSG2DCONSTRAINT, A1:Static Subcase: Displacements, Translational



default_Deformation :
Max 4.41-002 @Nd 1140

MSC.Patran 2001 [050] 11-Jun-01 15:52:51

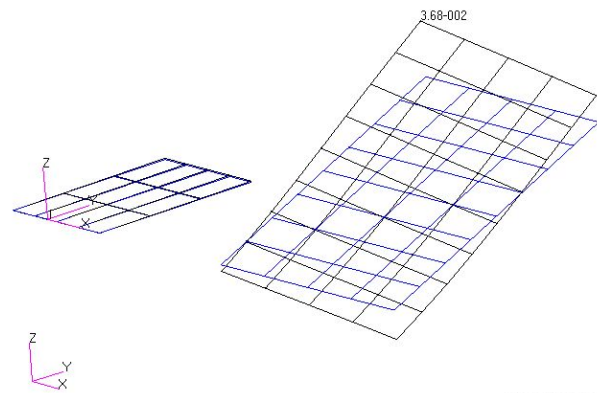
Deform: SC2 AEROSG2DCONSTRAINT, A1:Static Subcase: Displacements, Translational



default_Deformation :
Max 3.77-002 @Nd 1140

MSC.Patran 2001 [050] 11-Jun-01 15:53:29

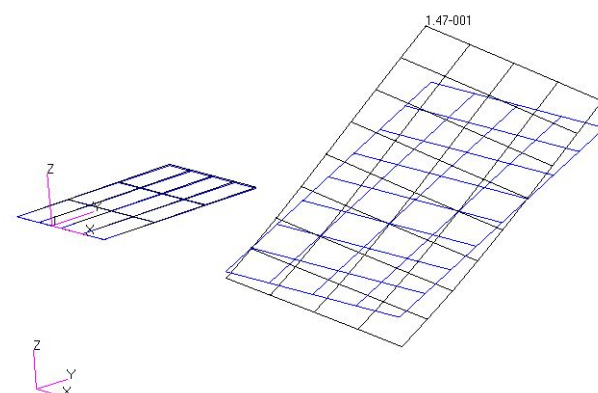
Deform: SC3 AEROSG2DCONSTRAINT, A1:Static Subcase: Displacements, Translational



default_Deformation :
Max 3.68-002 @Nd 1140

MSC.Patran 2001 [050] 11-Jun-01 15:53:57

Deform: SC4 AEROSG2DCONSTRAINT, A1:Static Subcase: Displacements, Translational



default_Deformation :
Max 1.47-001 @Nd 1140

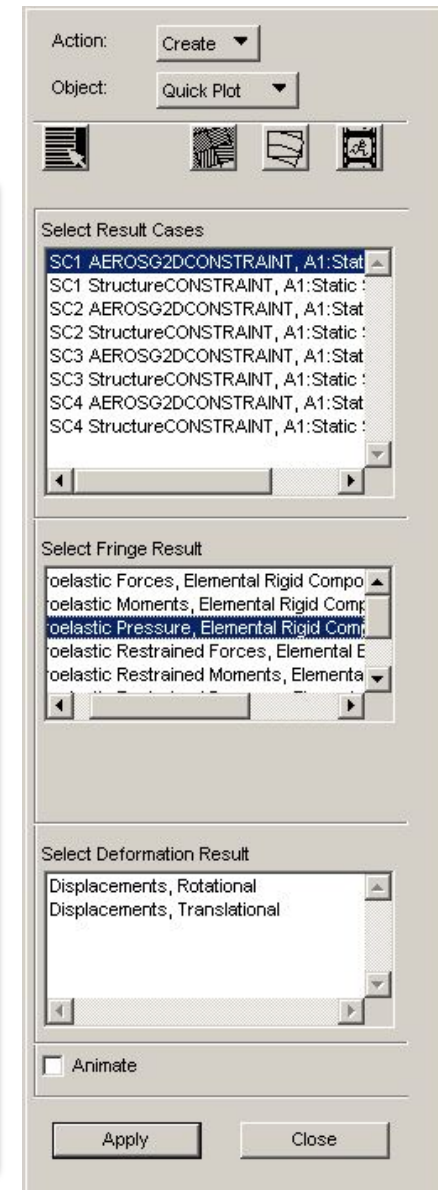
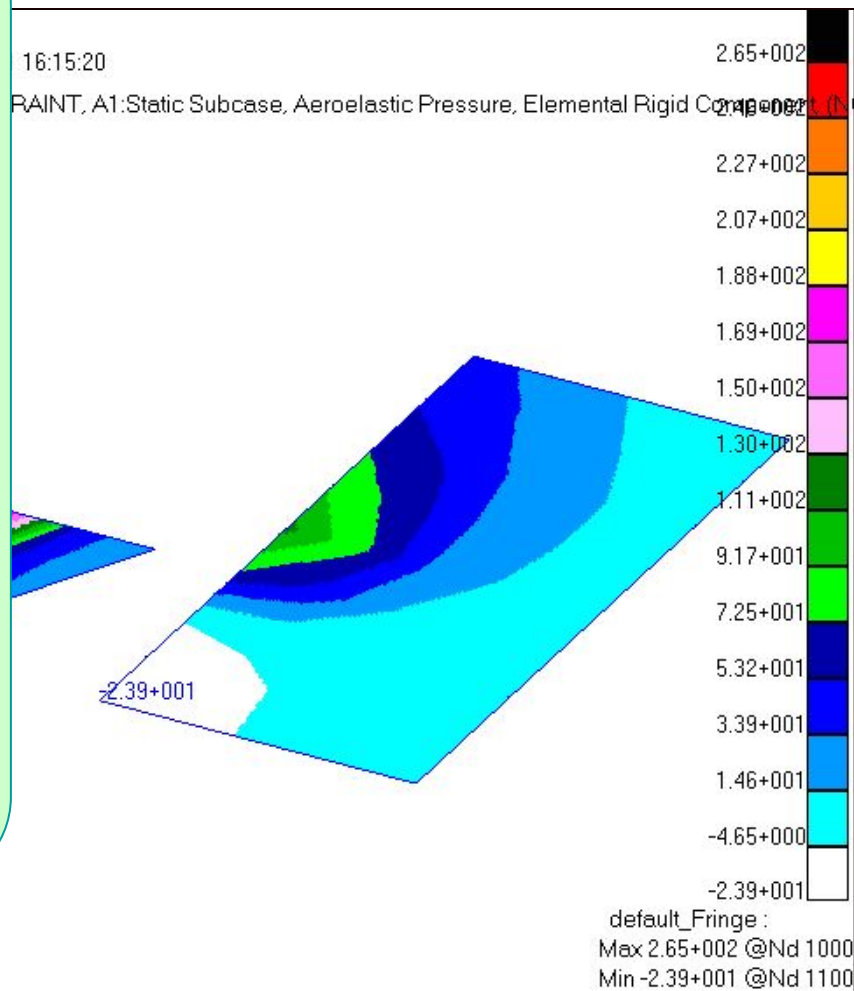
Распределение давления на «жесткий» ЛА

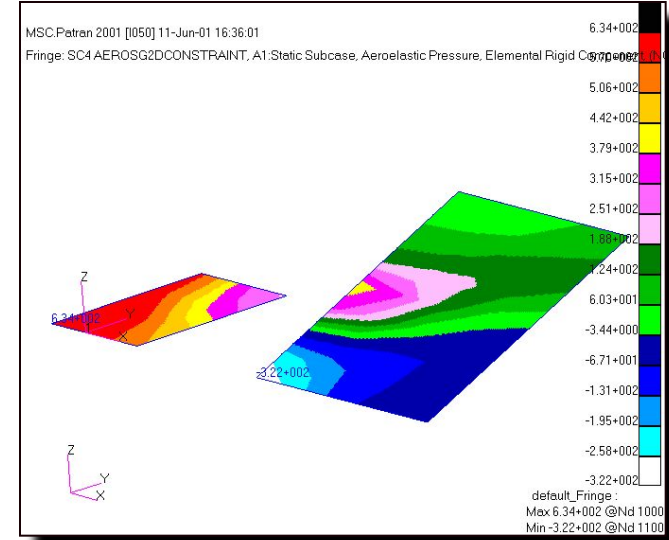
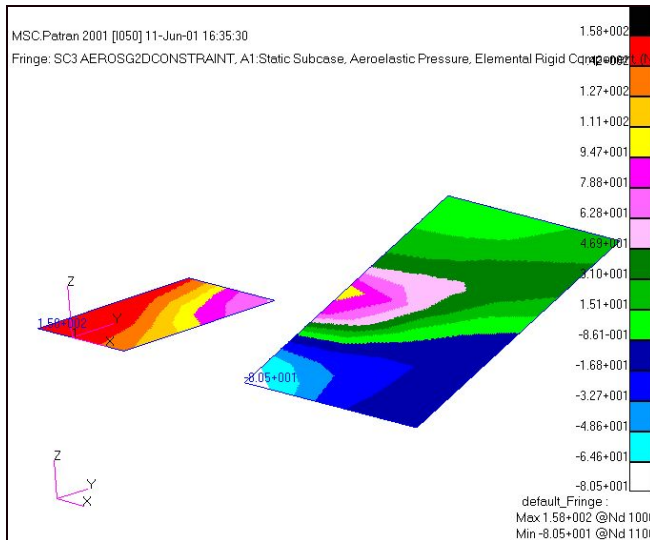
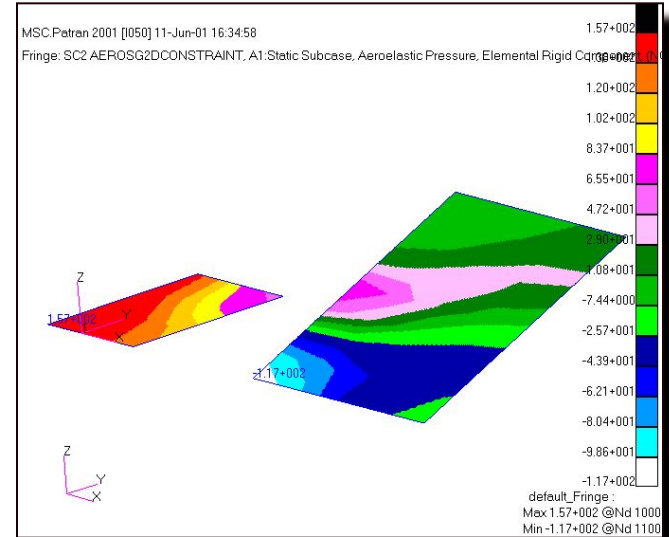
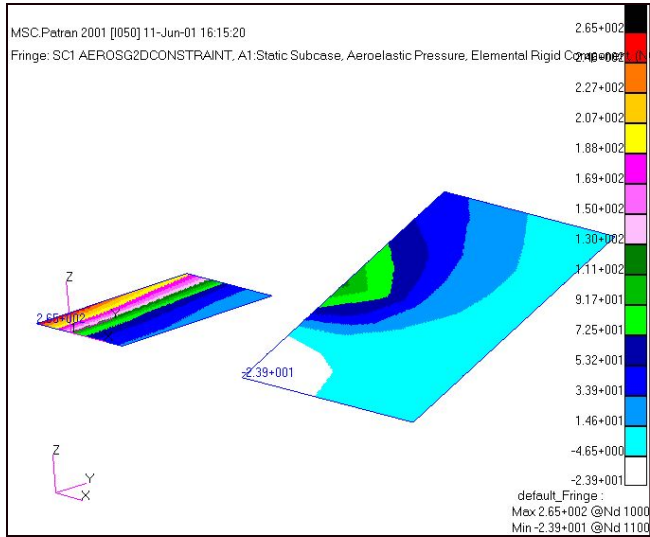
Второй результат – распределение давления по аэродинамическим поверхностям.

- В “Select Result Cases” выбрать “SC1 AEROSG2DCON...”
- В “Select Fringe Result” выбрать “Aeroelastic Pressure, Elemental Rigid Comp...”.

Теперь вы видите распределение давления по аэродинамической сетке

Распределение давления для каждого расчетного случая показано на следующей странице.





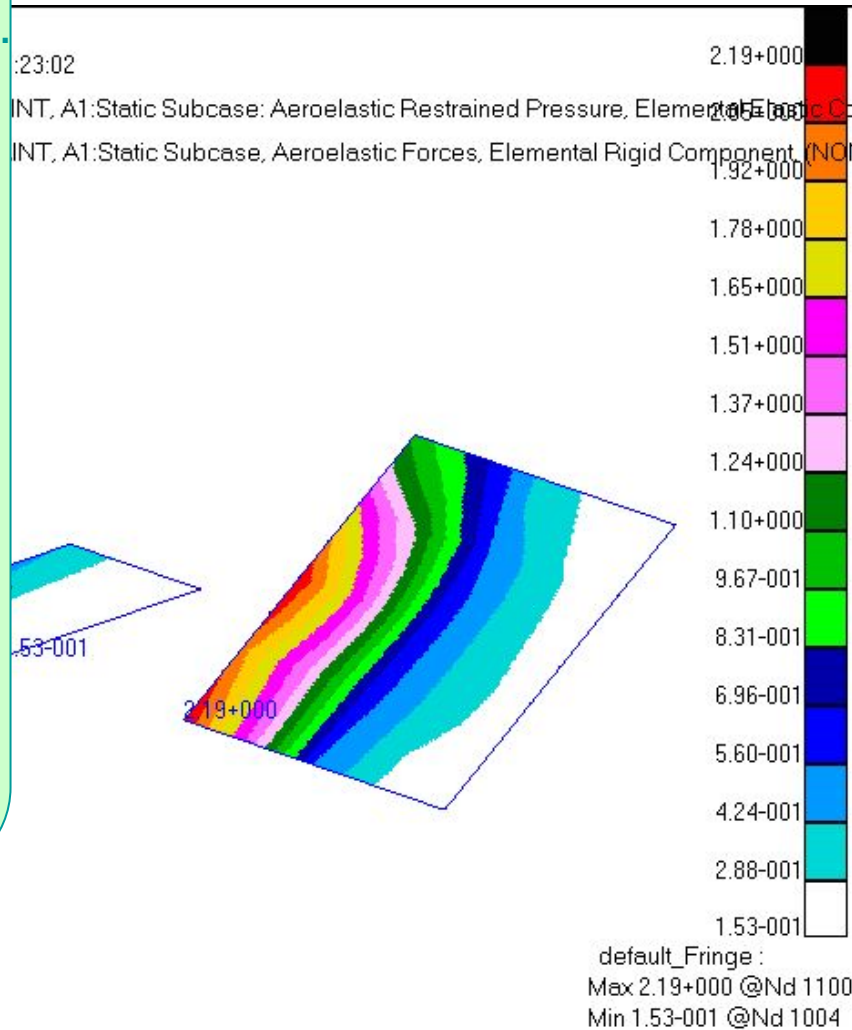
Распределение давления через деформации

Третий результат –
распределение давления
через упругие деформации.

- В “Select Result Cases”
выбрать “SC1
AEROSG2DCON....”
- В “Select Fringe Result”
выбрать “Aeroelastic Pressure,
Elemental Elastic Comp...”.

Теперь вы можете увидеть
распределение давления
на аэродинамической
сетке

На следующей странице
представлены результаты
каждого расчетного
случая.



Action: Create
Object: Quick Plot

Select Result Cases

- SC1 AEROSG2DCONSTRAINT, A1:Static
- SC1 StructureCONSTRAINT, A1:Static
- SC2 AEROSG2DCONSTRAINT, A1:Static
- SC2 StructureCONSTRAINT, A1:Static
- SC3 AEROSG2DCONSTRAINT, A1:Static
- SC3 StructureCONSTRAINT, A1:Static
- SC4 AEROSG2DCONSTRAINT, A1:Static
- SC4 StructureCONSTRAINT, A1:Static

Select Fringe Result

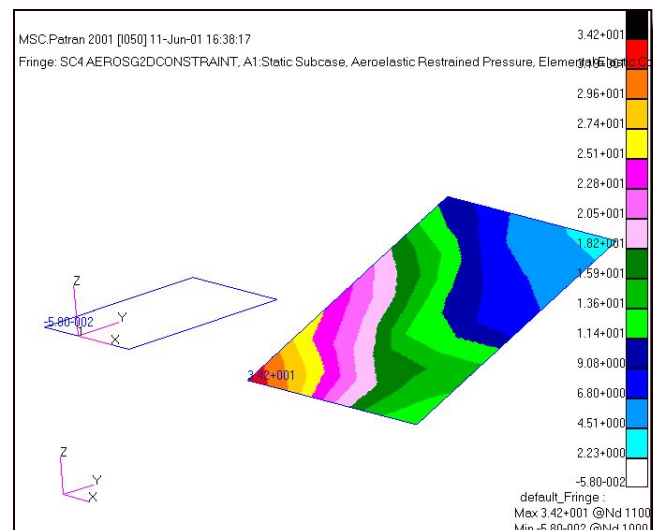
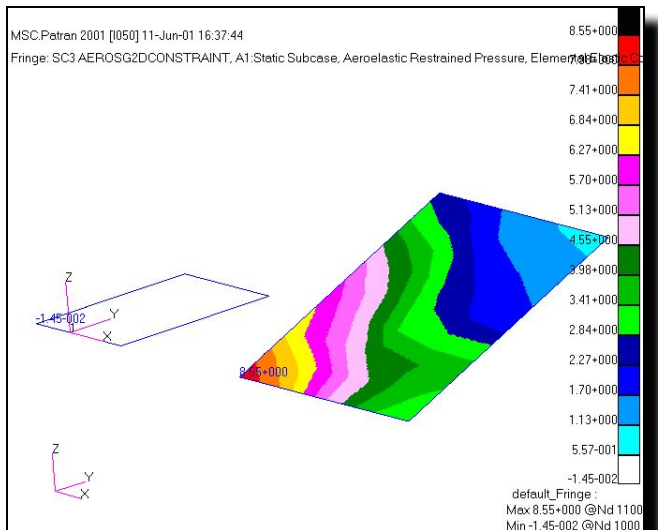
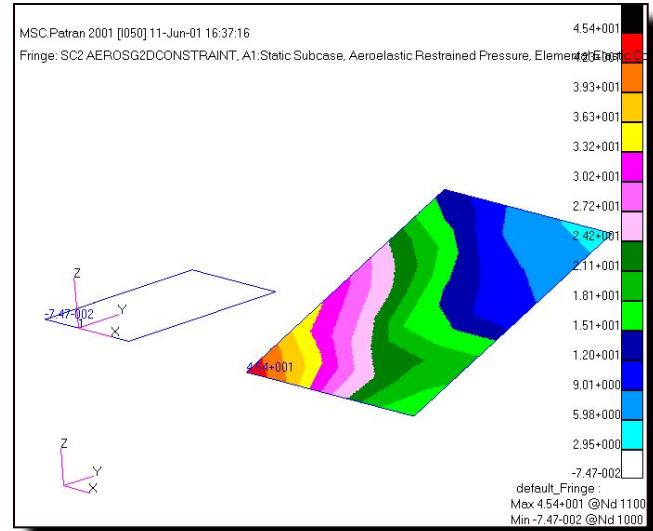
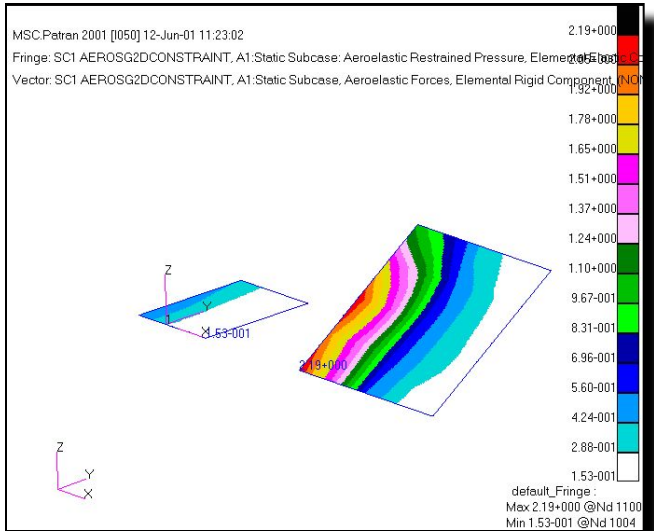
- Elemental Rigid Component
- Forces, Elemental Elastic Component
- Moments, Elemental Elastic Component
- Pressure, Elemental Elastic Component

Select Deformation Result

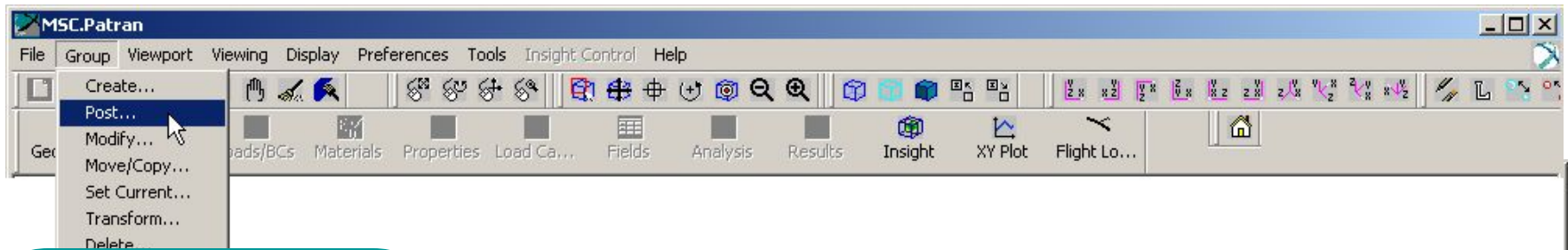
- Displacements, Rotational
- Displacements, Translational

Animate

Apply Close

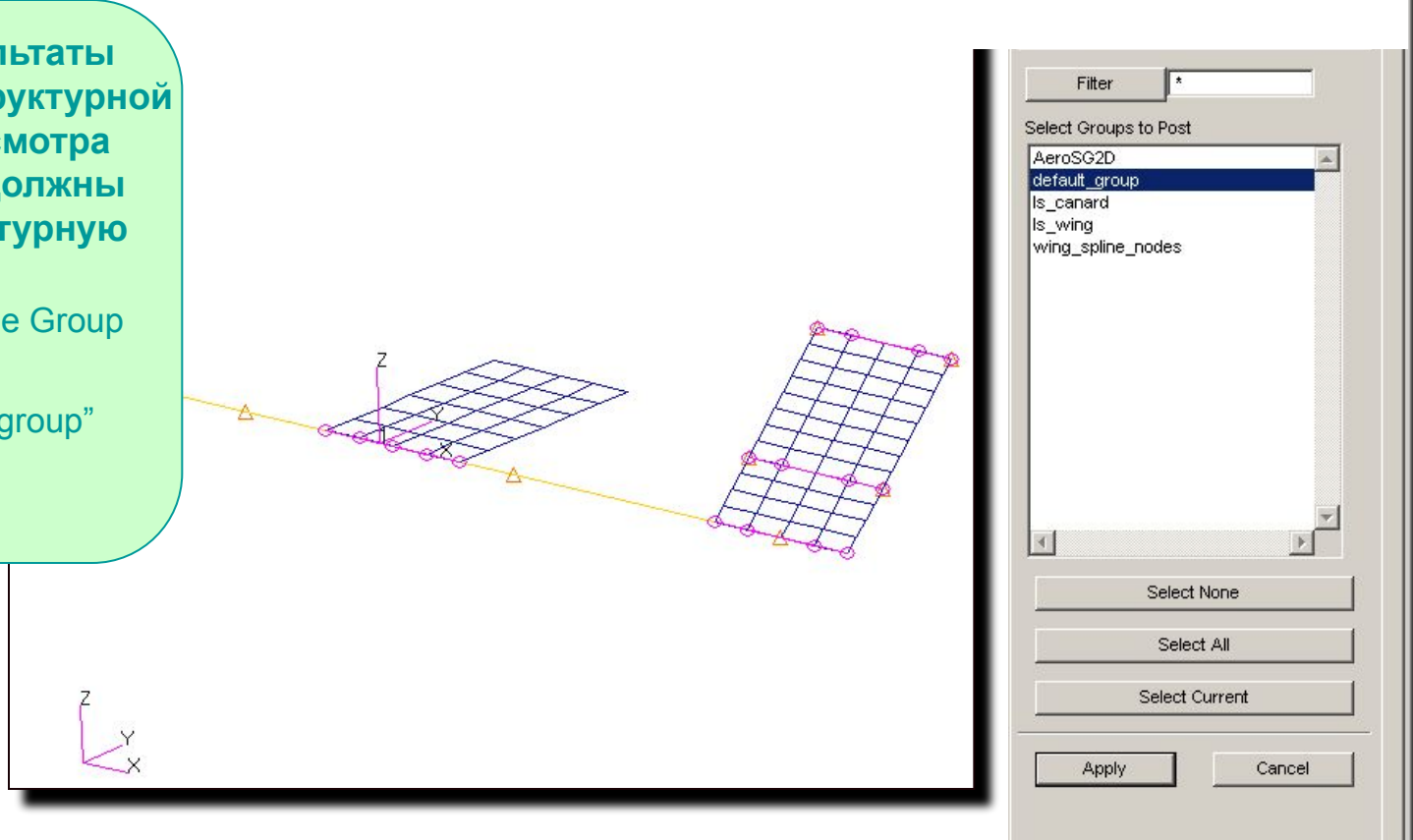


Отображение структурной модели



Следующие результаты получены для структурной модели. Для просмотра результатов мы должны отобразить структурную группу.

- Выбрать в разделе Group меню Post.
- Выбрать "default_group" и нажать Apply.



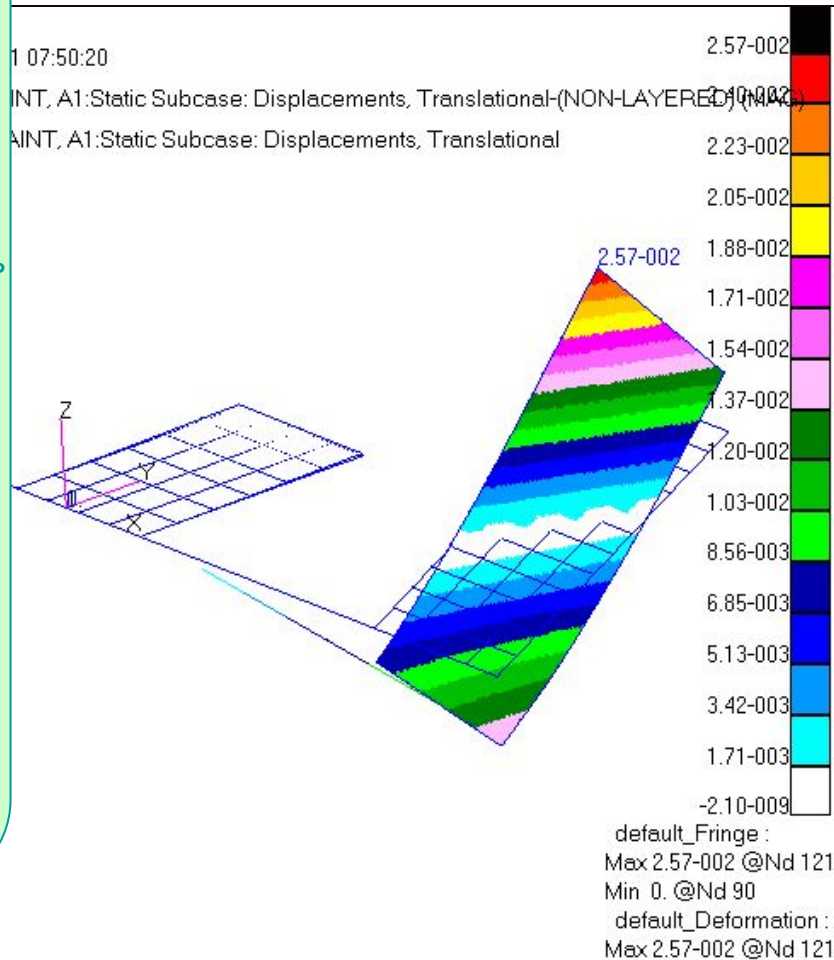
Деформации конструкции

Пятый результат – структурные деформации через аэроагрузки.

- В “Select Result Cases” выбрать “SC1 StructureCONSTRAINT....”
- In “Select Fringe Result” выбрать “Displacements, Translational”.
- In “Select Deformation Result” выбрать “Displacements, Translational”.

Теперь мы можем видеть прогибы структурной сетки

Структурные прогибы каждого расчетного случая представлены на следующем листе



Action: Create

Object: Quick Plot

Select Result Cases

- SC1 AEROSG2DCONSTRAINT, A1:Static
- SC1 StructureCONSTRAINT, A1:Static
- SC2 AEROSG2DCONSTRAINT, A1:Static
- SC2 StructureCONSTRAINT, A1:Static
- SC3 AEROSG2DCONSTRAINT, A1:Static
- SC3 StructureCONSTRAINT, A1:Static
- SC4 AEROSG2DCONSTRAINT, A1:Static
- SC4 StructureCONSTRAINT, A1:Static

Select Fringe Result

- Displacements, Rotational
- Displacements, Translational
- Stress Tensor
- Stress Tensor, Axial
- Stress Tensor, Bending

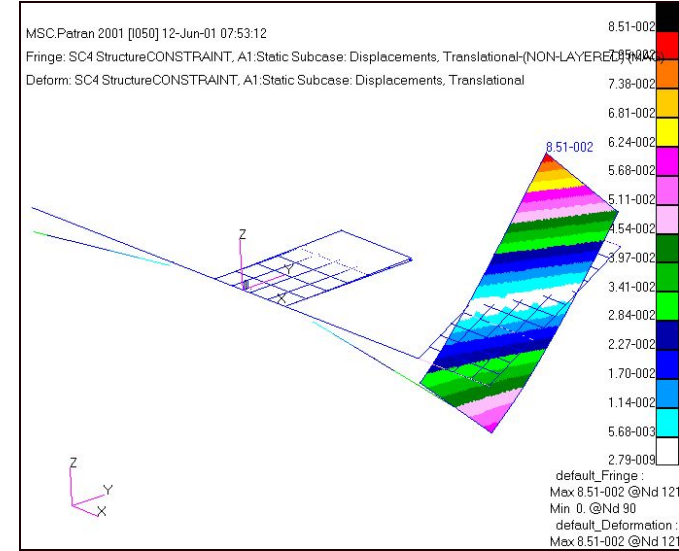
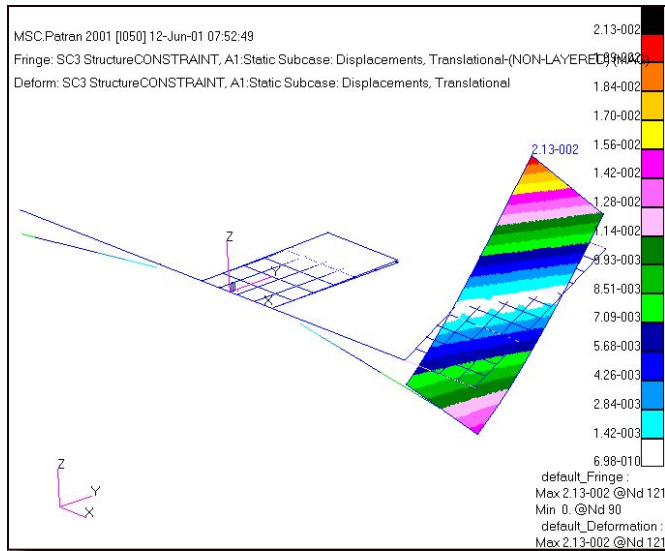
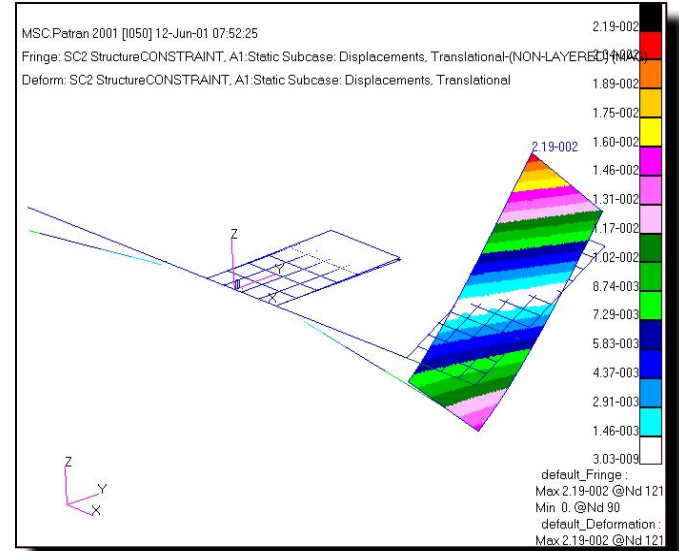
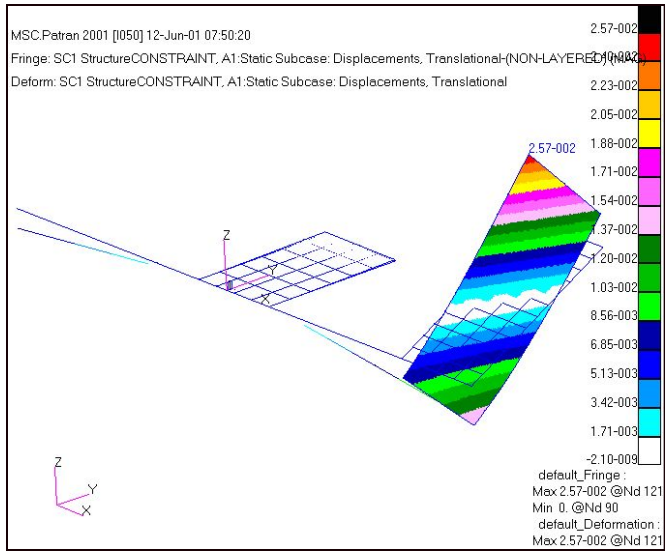
Quantity: Magnitude

Select Deformation Result

- Aeroelastic Restrained Moments, Nodal
- Constraint Forces, Rotational
- Constraint Forces, Translational
- Displacements, Rotational
- Displacements, Translational

Animate

Apply Close



Распределение аэродинамических нагрузок на «жестком» ЛА

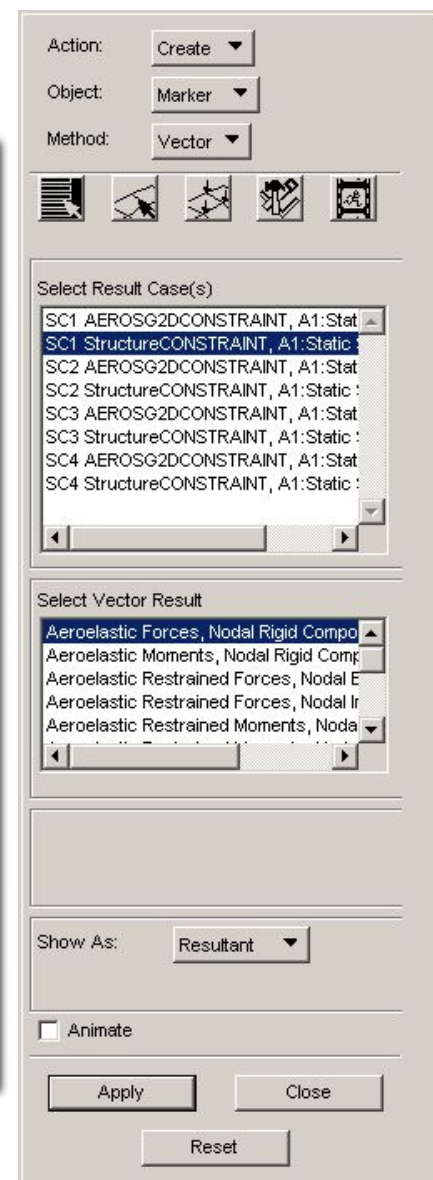
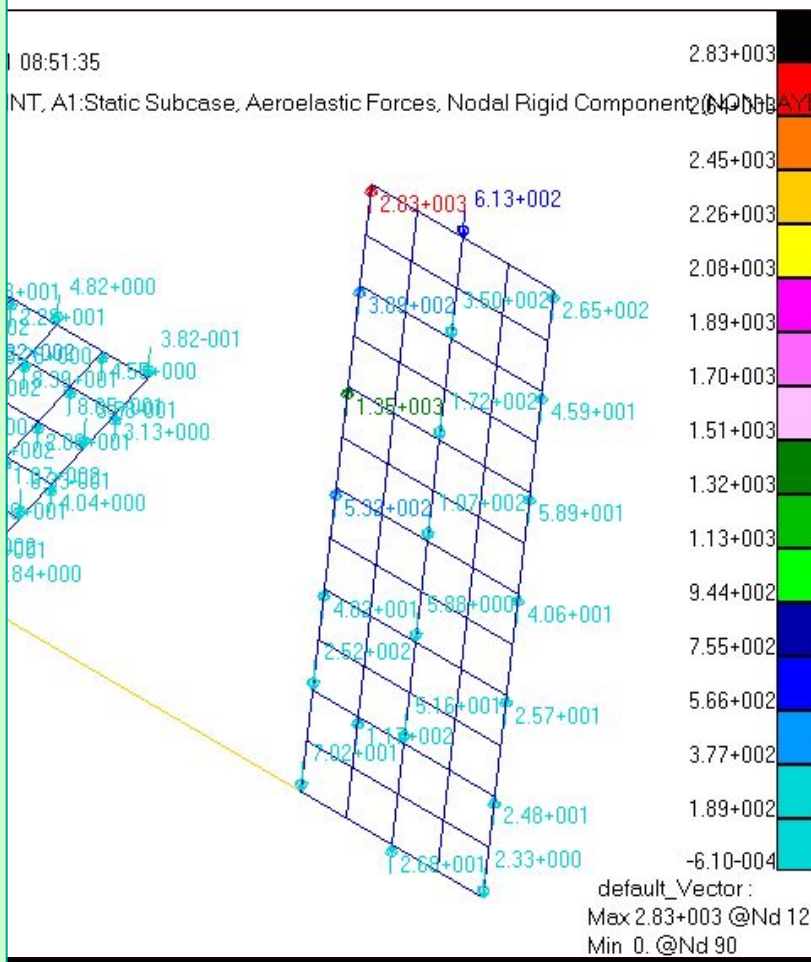
В шестом результате мы получаем распределение сил. При этом конструкция считается жесткой.

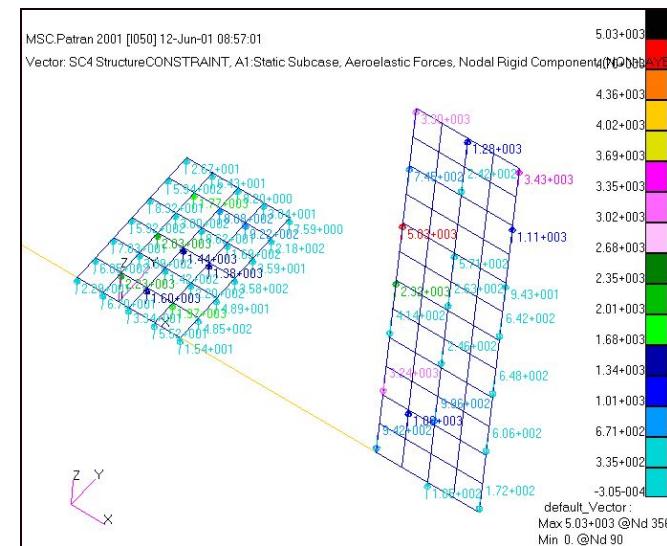
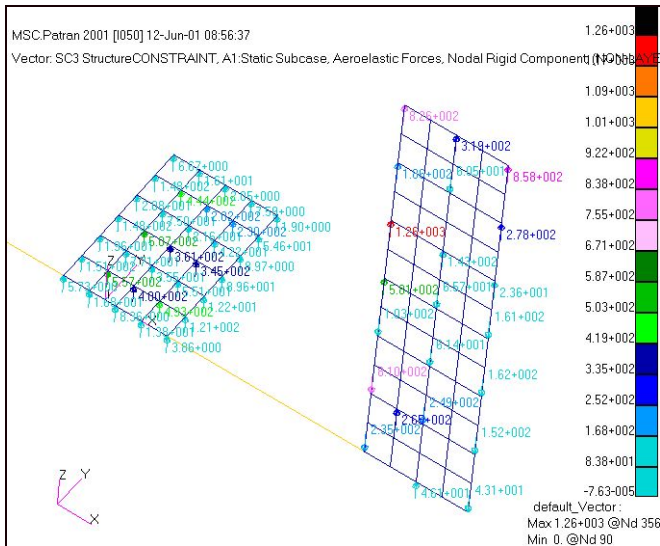
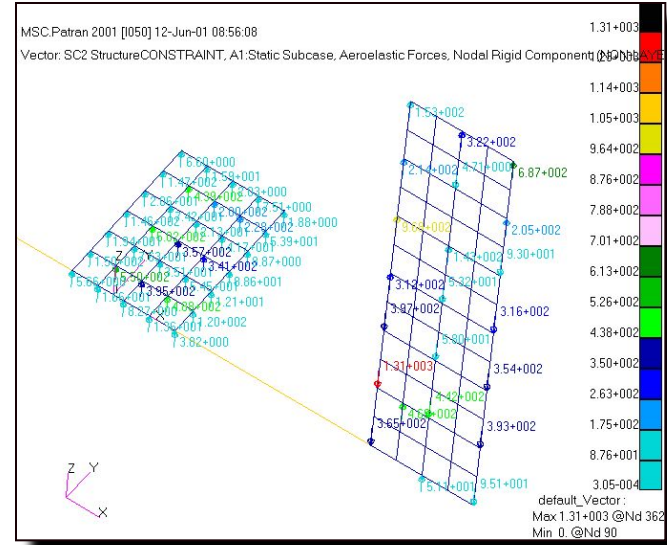
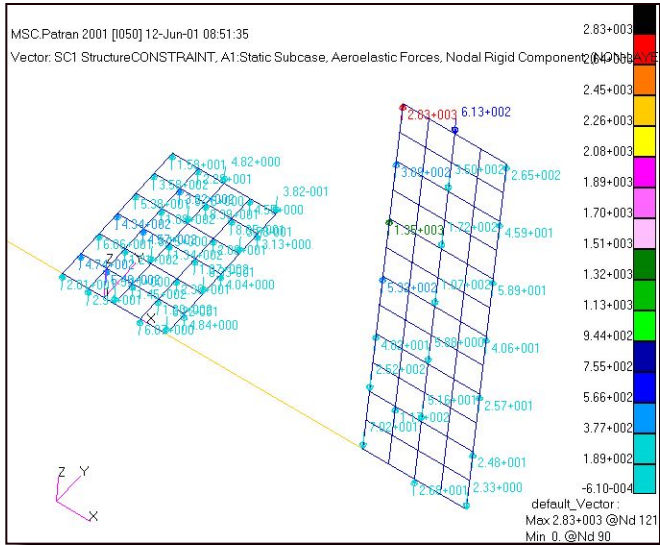
- Установить для “Action”, “Object” и “Method” - Create, Marker, и Vector.
- В “Select Result Case(s)” выбрать “SC1 StructureCONSTRAINT....”
- В “Select Vector Result” выбрать “Aeroelastic Forces, Nodal Rigid Component”.

Теперь мы можем видеть вектора сил и их значение .

Вектора отображаются только в узлах со spline-ами.

Все результаты приведены ниже.





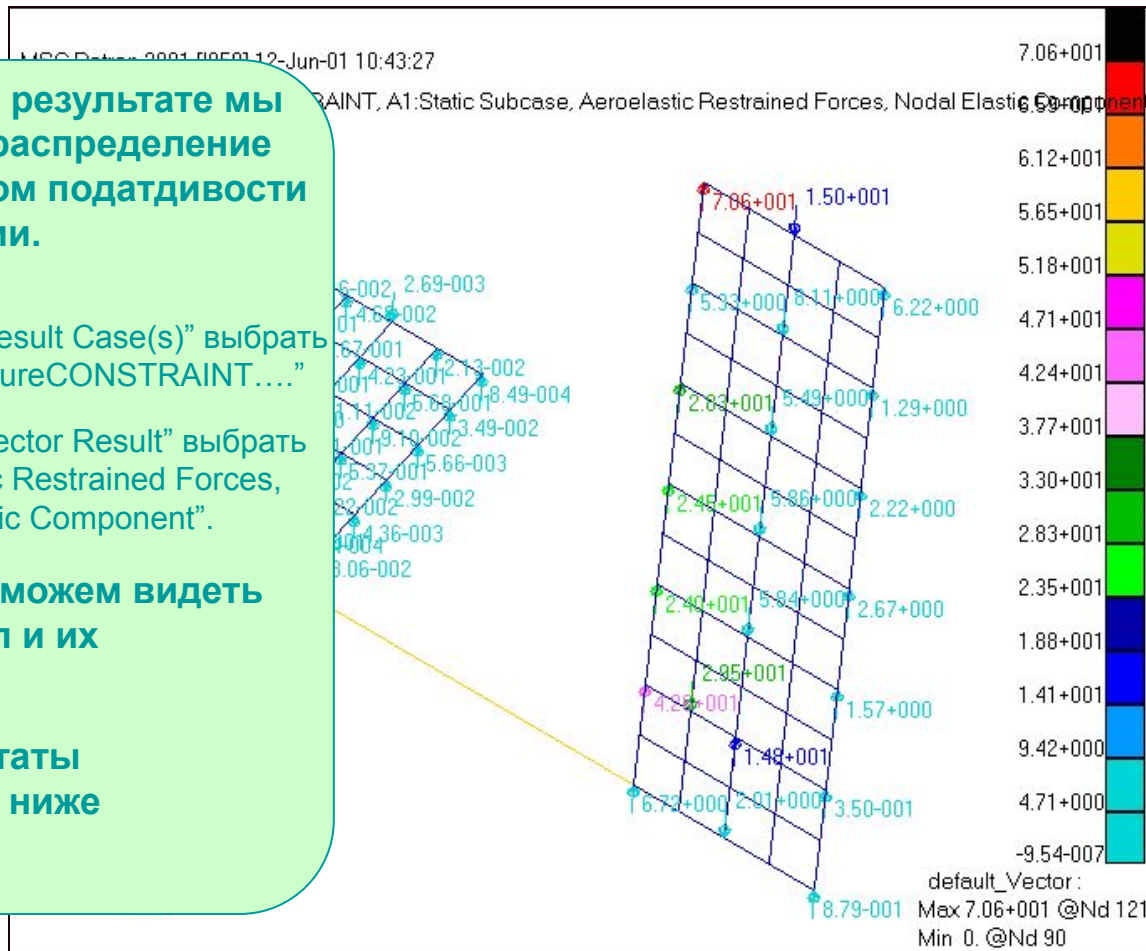
Прирост аэродинамических нагрузок

В седьмом результате мы получаем распределение сил с учетом податливости конструкции.

- В "Select Result Case(s)" выбрать "SC1 StructureCONSTRAINT...."
- В "Select Vector Result" выбрать "Aeroelastic Restrained Forces, Nodal Elastic Component".

Теперь мы можем видеть вектора сил и их значение .

Все результаты приведены ниже



Action: Create

Object: Marker

Method: Vector

Select Result Case(s)

SC1 AEROSG2DCONSTRAINT, A1:Stat
SC1 StructureCONSTRAINT, A1:Static
 SC2 AEROSG2DCONSTRAINT, A1:Stat
 SC2 StructureCONSTRAINT, A1:Static
 SC3 AEROSG2DCONSTRAINT, A1:Stat
 SC3 StructureCONSTRAINT, A1:Static
 SC4 AEROSG2DCONSTRAINT, A1:Stat
 SC4 StructureCONSTRAINT, A1:Static

Select Vector Result

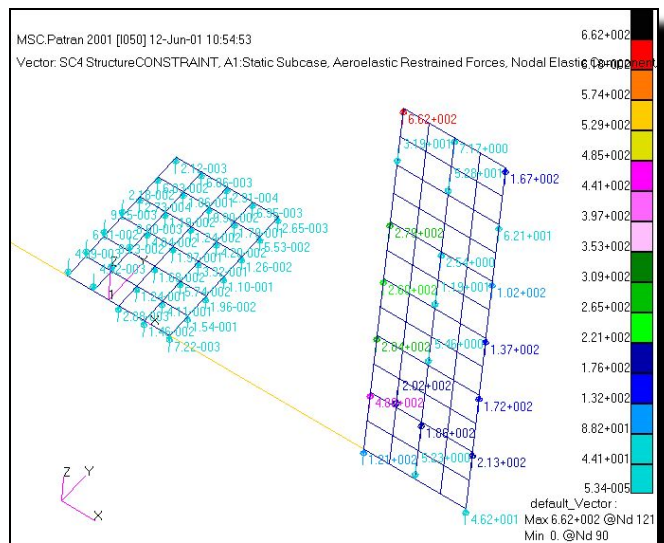
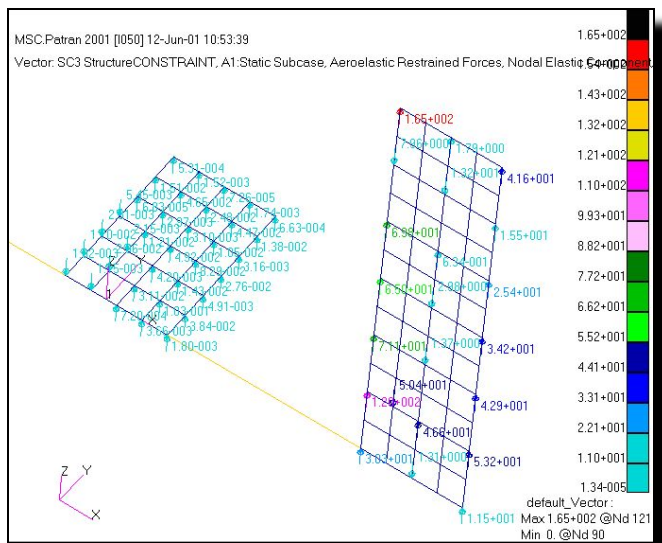
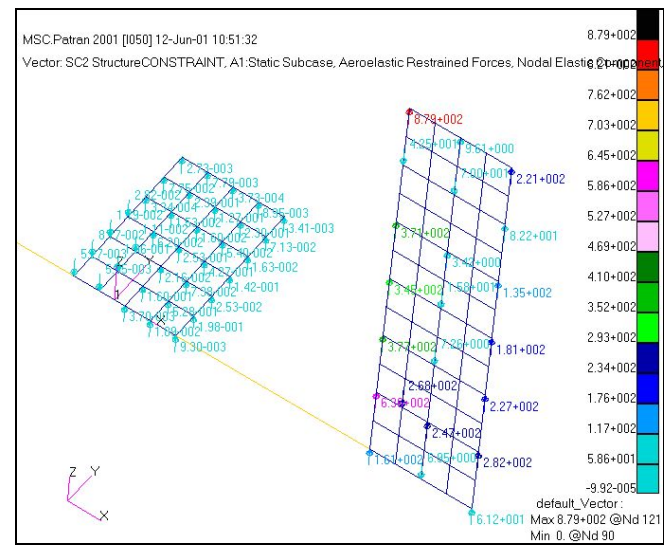
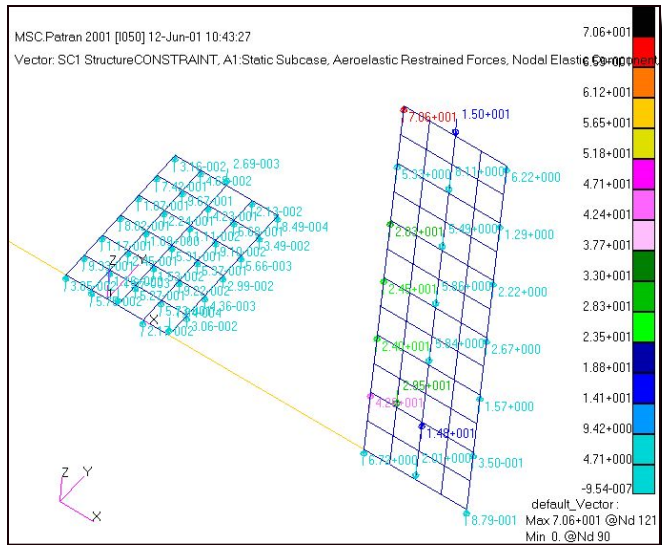
Aeroelastic Forces, Nodal Rigid Compo
 Aeroelastic Moments, Nodal Rigid Com
Aeroelastic Restrained Forces, Nodal E
 Aeroelastic Restrained Forces, Nodal Ir
 Aeroelastic Restrained Moments, Noda

Show As: Resultant

Animate

Apply Close

Reset



Инерциальные нагрузки

В восьмом результате представлено распределение инерциальных сил, действующих на конструкцию.

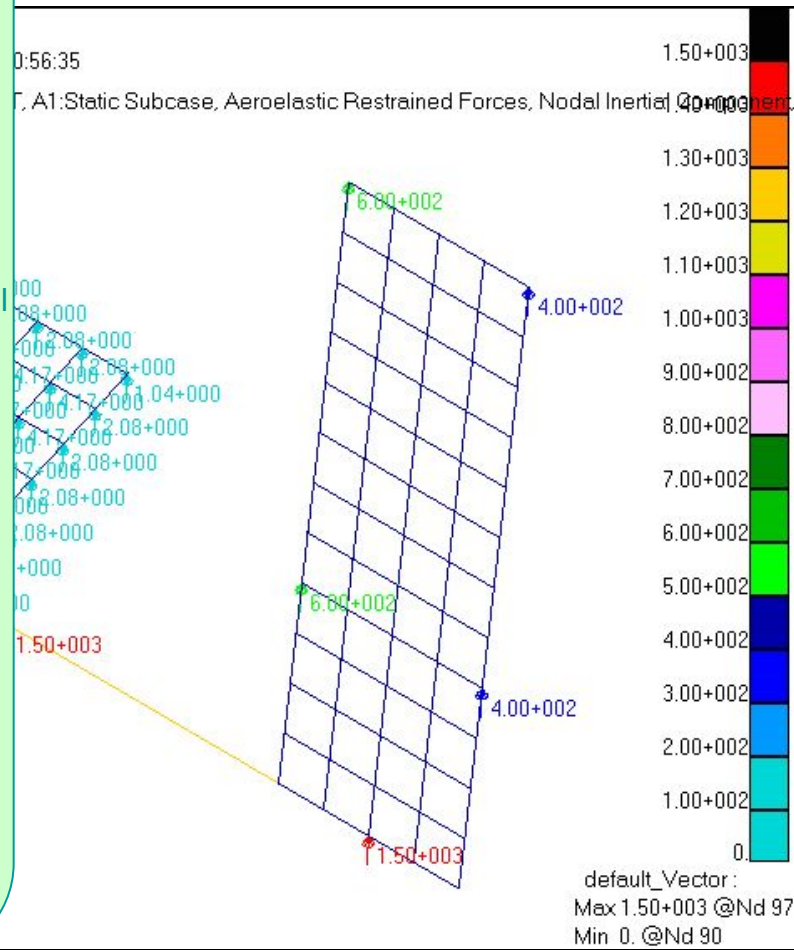
В “Select Result Case(s)” выбрать “SC1 StructureCONSTRAINT...”

В “Select Vector Result” выбрать “Aeroelastic Restrained Forces, Nodal Inertial Component”.

Теперь мы можем видеть вектора сил и их значение .

Действие инерциальных сил, обусловлено влиянием точечных масс и массой оперения, заданной через свойства материала.

Все результаты приведены ниже



Action: Create

Object: Marker

Method: Vector

Select Result Case(s)

- SC1 AEROSG2DCONSTRAINT, A1:Static
- SC1 StructureCONSTRAINT, A1:Static
- SC2 AEROSG2DCONSTRAINT, A1:Static
- SC2 StructureCONSTRAINT, A1:Static
- SC3 AEROSG2DCONSTRAINT, A1:Static
- SC3 StructureCONSTRAINT, A1:Static
- SC4 AEROSG2DCONSTRAINT, A1:Static
- SC4 StructureCONSTRAINT, A1:Static

Select Vector Result

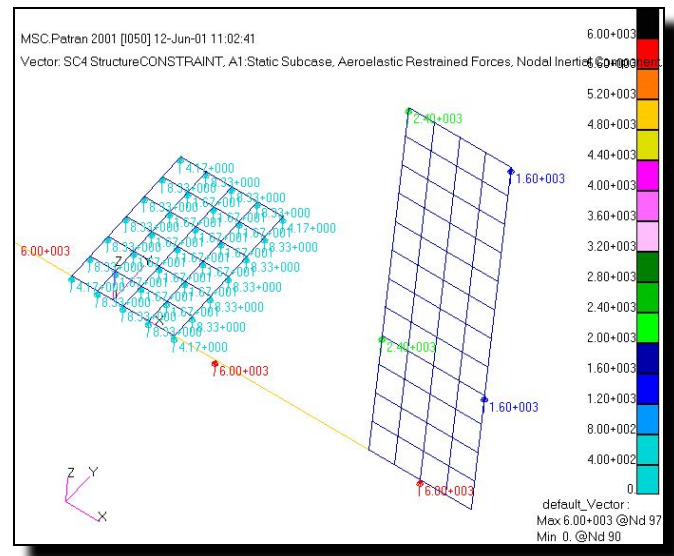
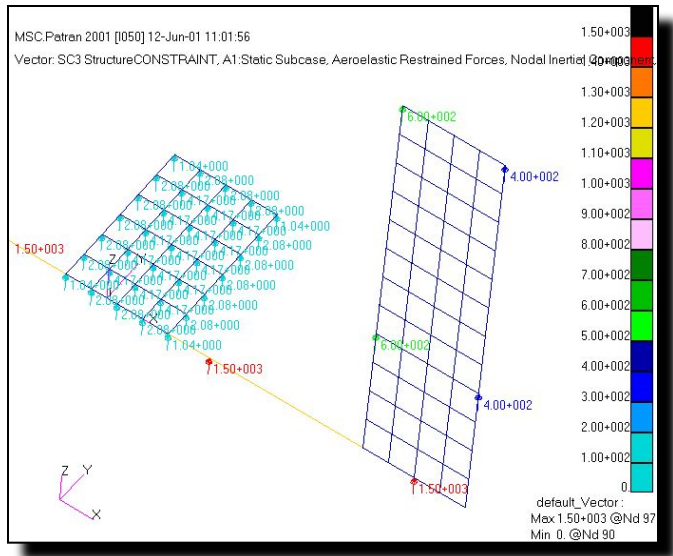
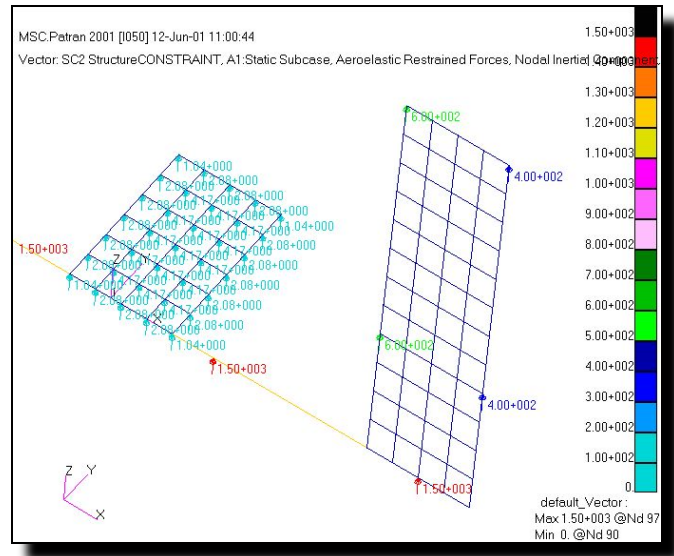
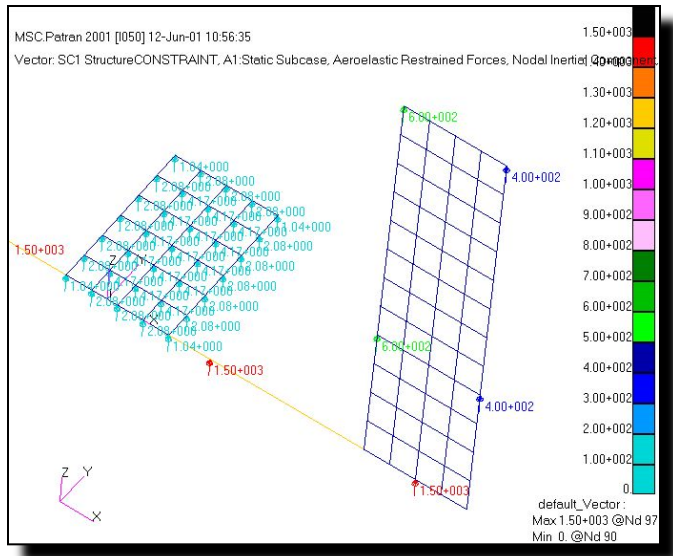
- Aeroelastic Forces, Nodal Rigid Component
- Aeroelastic Moments, Nodal Rigid Component
- Aeroelastic Restrained Forces, Nodal Component
- Aeroelastic Restrained Forces, Nodal Inertial Component
- Aeroelastic Restrained Moments, Nodal Component

Show As: Resultant

Animate

Apply Close

Reset



Упражнение 1: режимы полета

Наименование расчетного случая	Число Маха	Скоростной напор	Высота
1g_subsonic_high_alt	0.6	99	40,000 ft
1g_supersonic_low_alt	1.2	2057	1,000 ft
1g_supersonic_low_alt	1.2	395	40,000 ft
4g_supersonic_high_alt	1.2	395	40,000 ft

- Во всех расчетных случаях угол атаки и отклонения оперения являются свободными переменными.
- В 4-ом расчетном случае для уравнивания тяги в 4G используется вращательная производная по тангажу равная 0.000356

Упражнение 1: параметры модели

- Размах крыла (для целого ЛА) = 40 ft
- Площадь крыла (для целого ЛА) = 400 ft²
- Корневая хорда = 10 ft

Упражнение 1 : задание

- Создать модель во Flight Loads, как описано в примере. Попробуйте увеличить точность аэродинамической сетки для получения лучших результатов распределения аэродинамического давления.
- В выполнении данного задания вам поможет последовательность, приведенная на следующей странице.

Упражнение 1: этапы расчета

1. Из файла **Flds_FS_Wing_class_file.bdf** импортируйте структурную модель.
2. Группы узлов структурной модели используйте для создания сплайнов по группам.
3. Геометрия для аэродинамических поверхностей уже создана.
4. Условия симметрии конструкции уже заданы.
5. Load case для граничных условий уже создан.
6. Аэродинамические поверхности крыла и оперения созданы.
7. Оперение определено как управляющая плоскость.
8. Аэродинамические сетки крыла и оперения связаны посредством сплайнов со структурной моделью.
9. Задайте условия балансировки и запустите расчет.
10. Исследуйте полученные производные устойчивости.
11. Исследуйте полученные аэродинамическую и результирующую конструкционную нагрузки.