

## Раздел 7.1

# Расчет реакции на аэродинамическое воздействие



© Hugues Beslier

# Цель

- Расчет реакции на аэродинамическое воздействие – это расчет отклика при воздействии на сбалансированный ЛА малых возмущений.
- Возмущения могут вноситься приложенными нагрузками или порывом.
- Отклик может быть временным, гармоническим или случайным.

# Ограничения

- Расчет нагрузки от порыва поддерживается методом Зона51 (сверхзвук) и методом дипольных решеток (дозвук).
- Всегда необходима модальная редукция.
- Для восстановления данных применяется метод модальных перемещений.
- Поддерживается только один расчетный случай.
  - Однако, может быть добавлен расчетный случай для определения собственных частот (ANALYSIS = MODES).

# Уравнение динамики

- В модальных координатах уравнение динамики выглядит как

$$\mathbf{M}_{hh} \ddot{\mathbf{u}}_h + \mathbf{B}_{hh} \dot{\mathbf{u}}_h + \mathbf{K}_{hh} \mathbf{u}_h = \mathbf{p}_h(t) + \int_{-\infty}^t \mathbf{a}_{hh}(t-\tau) \mathbf{u}_h(\tau) d\tau$$

Приложенная нагрузка или

нагрузка от порыва на «жесткий» ЛА

«Упругое» приращение

- Для аэродинамической нагрузки удобнее иметь дело с уравнением трансформированным в частотную область.

# Уравнение динамики для частотной области

- Преобразование Фурье дает нам следующее уравнение

$$\left(-\omega^2 \mathbf{M}_{hh} + i\omega \mathbf{B}_{hh} + \mathbf{K}_{hh} - \bar{q} \mathbf{Q}_{hh}(M, k)\right) \mathbf{U}_h = \mathbf{P}_h(\omega)$$

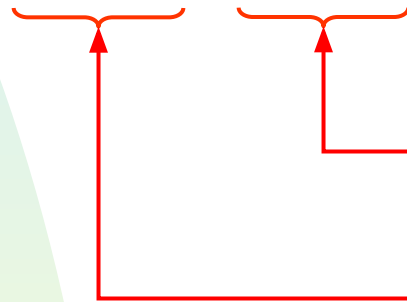
где  $\bar{q} \mathbf{Q}_{hh}(M, k) = \int_{-\infty}^{\infty} \mathbf{a}_{hh}(s) \exp(-i\omega s) ds$

- $\bar{q}$  набегающий поток.

# Нагрузки

- Нагрузка может представлять собой комбинацию приложенных нагрузок и нагрузок от порыва:

$$\mathbf{P}_h(\omega) = \mathbf{P}_h^A(\omega) + \mathbf{P}_h^G(\omega)$$



Нагрузки от порыва на «жесткий» ЛА

Приложенные нагрузки

# Вертикальный порыв: формулировка

- Нормальный поток, вызванный порывом, на  $j$ -ю аэродинамическую панель может быть записан как

$$w_j(t, x_j) = w_G g\left(t - \frac{x_j - x_0}{V}\right) \cos \gamma_j$$

где

$w_G$

Масштабный фактор для порыва: Скорость порыва / скорость полета

$g(t)$

Форма порыва, относительно точки  $x_0$

$\gamma_j$

Угол между нормалью аэродинамической панели и вертикальной осью



# Нагрузка от вертикального порыва на «жесткий» ЛА

- Преобразование Фурье для нормального обтекания

$$W_j(\omega) = w_G G(\omega) \exp(-i\omega(x_j - x_0)/V) \cos \gamma_j$$

- Отсюда, нагрузка от вертикального порыва на «жесткий» ЛА

$$\mathbf{P}_h^G(\omega) = \bar{q} w_G G(\omega) \mathbf{Q}_{hj}(M, k) \mathbf{W}_j(\omega)$$

где

$$\mathbf{W}_j(\omega) = \begin{bmatrix} \cos \gamma_1 \exp(-i\omega(x_1 - x_0)/V) \\ \square \\ \cos \gamma_n \exp(-i\omega(x_n - x_0)/V) \end{bmatrix}$$

# Боковой порыв

- В MSC.Nastran поддерживается только плоский вертикальный порыв, действующий в направлении оси z аэродинамической СК.
- Моделирование бокового порыва,
  - Необходимо повернуть аэродинамическую СК вокруг оси x, так что бы направление оси z совпало с направлением действия порыва.
  - Установить значение команды AESYMXZ в ASYMMETRIC
  - Установить значение команды AESYMXU в ANTISYMMETRIC
  - Метка ORIENT объекта PAERO2 должна быть установлена в соответствии с изменением аэродинамической СК

# Расчет частотного отклика

- Этот расчет может быть применен для всех видов расчета реакции на аэродинамическое воздействие.
- Динамическое уравнение в частотной области решается для заданных пользователем частот.
- Аэродинамические матрицы предварительно вычисляются для набора приведенных частот, определенных пользователем и необходима интерполяция для рабочих частот.

# Расчет частотного отклика : результаты

- Решением динамического уравнения в частотной области являются модальные перемещения  $U_h(\omega)$ .
- Физические перемещения  $U_g(\omega)$  находятся методом модального суммирования.
- При желании можно получить остальные результаты:
  - Скорости и ускорения
  - Силы, напряжения, деформации и т.д.
  - Силы на аэродинамических панелях

# Расчет частотного отклика: Комбинированный вертикальный и боковой порыв

- JAR 25.427 в соответствии с FAA 25.427 определяют направление порыва в расчетах по часовой стрелке
- В соответствии с этим, требуются расчеты в MSC.Nastran отдельного вертикального и бокового порыва, которые могут быть скомбинированы при заключительной обработке результатов.

- Для порыва под углом  $\theta$  суммарная реакция находится как

$$R_{\theta} = R_v \sin \theta + R_h \cos \theta$$

- Угол максимальной суммарной реакции вычисляется как

$$\tan \theta = R_v / R_h$$

- Модуль суммарной реакции

$$R = \sqrt{R_v^2 + R_h^2}$$

# Расчет отклика на случайное воздействие

- При расчете отклика на случайное воздействие вычисляется спектральная плотность энергии реакции в зависимости от спектральной плотности энергии возбуждения

$$S_R(\omega) = \mathbf{H}_{RE}(\omega) \mathbf{S}_E(\omega) \mathbf{H}_{RE}^*$$

- Матрица перехода  $\mathbf{H}_{RE}$  получается из расчета частотного отклика
- Таким образом, расчет отклика на случайное воздействие является следствием расчета частотного отклика

# Расчет отклика на случайное воздействие : выходные данные

- Могут быть получены: график ху спектральной плотности энергии и автокорреляционная функция.
- Среднеквадратичное действующее значение и мнимая частота печатаются в файле .f06.

- Автокорреляционная функция :

$$R_R(\tau) = \frac{1}{2\pi} \int_0^{\infty} S_R(\omega) \cos(\omega\tau) d\omega$$

- Среднеквадратичное действующее значение :

$$\psi_E^2 = R_E(0) = \frac{1}{2\pi} \int_0^{\infty} S_R(\omega) d\omega$$

- Средняя частота:

$$f_0^2 = \frac{\int_0^{\infty} (\omega/2\pi)^2 S_R(\omega) d\omega}{\int_0^{\infty} S_R(\omega) d\omega}$$

# Случайный порыв

- В MSC.Nastran доступны спектр порыва Вон-Кармана (von Karman) и Драйдена (Dryden) :

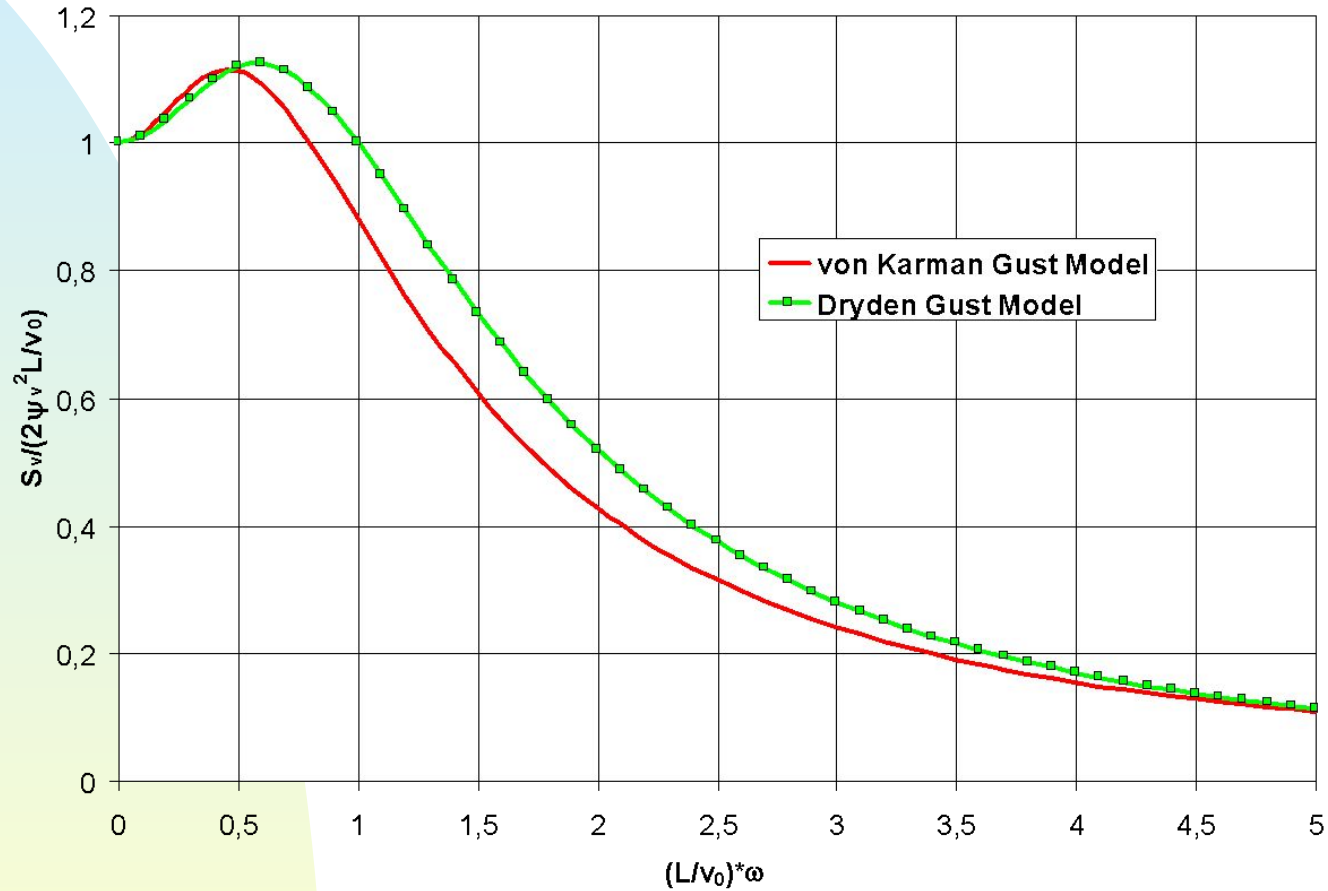
$$S_v(\omega) = 2\psi_v^2(L/v_0) \frac{1 + 2(p+1)k^2(L/v_0)^2\omega^2}{(1 + k^2(L/v_0)^2\omega^2)^{p+3/2}}$$

где

- $\psi_v^2$  среднеквадратичное значение скорости порыва
- $L$  масштаб турбулентности
- $v_0$  средняя скорость
- $p = 1/3$  (для модели Вон-Кармана) или  $1/2$  (для модели Драйдена)
- $k = 1.339$  (для модели Вон-Кармана) или  $1.0$  (для модели Драйдена)



# Случайный порыв



# Объект TABRNDG из Bulk Data

- Объект **TABRNDG** задает случайный порыв:

1	2	3	4	5
TABRNDG	TID	TYPE	L/U	WG

TID Табличный идентификационный номер (Целое число > 0)

TYPE Модель порыва: 1 - Вон-Кармана; 2 - Драйдена

L/U Масштаб турбулентности, отнесенный к средней скорости ( $L/v_o$ )

WG Корень из спреднеквдратичного значения скорости ( $\psi_v$ )

- Пример:

1	2	3	4	5
TABRNDG	3	1	1.3	0.1

# Расчет отклика на случайное воздействие : комбинированный вертикальный и боковой порыв

- Допустим, что вертикальная и боковая составляющая турбулентности являются некоррелированным стационарным случайным Гаусовским процессом, таким что спектр в направлении движения часовой стрелки будет

$$S_{\theta}(\omega) = S_v(\omega) + S_h(\omega)$$

- Следовательно, среднеквадратичное действующее значение суммарного отклика

$$A_{\theta}^2 = A_v^2 + A_h^2$$

- Средняя частота вычисляется как

$$f_{0\theta} = \sqrt{f_{0v}^2 A_v^2 + f_{0h}^2 A_h^2} / A_{\theta}$$

- $A_{\theta}$  и  $f_{0\theta}$  легко рассчитываются используя результаты , полученные при двух расчетах в MSC.Nastran

# Расчет переходной характеристики

- Нагрузки задаются во временной области:
  - Для структурных нагрузок в MSC.Nastran используются нагрузки зависящие от времени..
  - Для нагрузок, обусловленных воздействием порыва – форма порыва, зависящая от времени.
- Нагрузки в MSC.Nastran преобразуются в частотную область.
- Отклик рассчитывается в частотной области по заданным пользователем частотам.
- Отклик преобразуется обратно во временную область по заданному пользователем времени.

# Преобразование Фурье

- Преобразование Фурье производится аналитически.
- Обратное преобразование Фурье для отклика производится численным методом, основанном на частотном отклике по заданным пользователем частотам.
- В MSC.Nastran не используется быстрое преобразование Фурье, для того что бы не было ограничений по частотам.
- Это рекомендует использовать эквидистантные частоты.

# Руководящие принципы: частоты

- Задаваемый ряд частот должен перекрывать частотный ряд нагрузок.
- Шаг частоты  $\Delta f$  должен удовлетворять выражению

$$\Delta f < \frac{1}{T}$$

где  $T$  рассматриваемый временной интервал.

- Рассматриваемый временной интервал должен достаточным, что бы все реакции стремились к нулю.

# Руководящие принципы : область существования преобразования Фурье

- Преобразование Фурье существует только для функций, которые на бесконечности стремятся к нулю
- Таким образом, можно быть уверенным, что все интересующие отклики с ростом значения времени стремятся к нулю.
- Это может потребовать того, что бы фактическая нагрузка следовала за эквивалентной, с противоположным знаком.
- Эта эквивалентная нагрузка должна быть приложена во времени так, что бы отклик от начальной нагрузки был постоянным по времени.

# Руководящие принципы : твердотельные тона

- Отклик при  $t = 0$  равен площади под функцией преобразования Фурье.
- Если конструкция имеет твердотельные тона, то отклик соответствующий  $0\text{Hz}$  не будет вычислен.
- Следовательно обратное преобразование Фурье не учитывает возрастающую область, относящуюся к  $0\text{Hz}$ .
- В результате отклик начинается с ненулевого значения.
- Эта особенность может быть исключена, если эквивалентная нагрузка будет следовать за начальной нагрузкой, таким образом, преобразование Фурье будет начинаться с  $0\text{Hz}$ .



# Расчет переходной характеристики : ВЫХОДНЫЕ ДАННЫЕ

- Стандартные данные включают
  - Перемещения
  - Силы в заделках
  - Силы и напряжения в элементах
- Распечатываемые данные
  - Недеформированное изображение конструкции
  - Графики XY

# Параметры

- GUSTAERO: по умолчанию = 1
  - Нагрузка от порыва будет вычисляться только при GUSTAERO = -1
- MACH : по умолчанию число Маха принимает наименьшее значение
  - Вычисляемые аэродинамические матрицы включают параметр MACH, который используется в расчете реакции на аэродинамическое воздействие
- Q: по умолчанию = 0.0
  - Скоростной напор будет вычисляться обязательно. Поэтому этот параметр необходим.

# Пример 1: расчет отклика на воздействие порыва Executive и Case Control

```
SOL 146
CEND
TITLE      = Gust Response
SUBTITLE   = Short Gust, Elastic Glider
$
METHOD = 20          $ Modal Reduction
K2PP      = STIFF     $ STIFF enters a 1 into the column
                    $ and row of the EPOINT the dynamic
                    $ load is applied to
$
DISP(PLOT)=ALL
$
$ First Subcase to Get Normal Modes
$
SUBCASE 10
  LABEL=Normal Modes
  ANALYSIS=MODES
$
$ Second Subcase to Compute Gust Response
$
SUBCASE 20
  LABEL=Gust Response
  SDAMP   = 30        $ Modal Damping
  FREQ    = 40        $ Excitation Frequencies
  TSTEP   = 50        $ Time Steps
  GUST    = 1000      $ Gust
  DLOAD   = 1100      $ Dynamic load describing the time
                    $ dependence of the gust
$
```

# Пример 1: Bulk Data

```
BEGIN BULK
$
PARAM, POST, 0
PARAM, GRDPNT, 0
$
$ Structural Model
INCLUDE '../Models/structure.bdf,
$
$ Aeroelastic Model
INCLUDE '../Models/aero.bdf,
$
$ Modal Reduction
EIGRL, 20,, 60.
$
$ Modal Damping
TABDMP1, 30, CRIT
      , 0., 0.02, 2000., 0.02, ENDT
$
$ Basic Aerodynamic Parameters
$ Velocity: 108km/h = 30m/s
$   ACSID, V , REFC, RHO
AERO,    0, 30.,  1., 1.21
$
$ Activate Gust Response
PARAM, GUSTAERO, -1
$
$ Dynamic Pressure: Q = 0.5 * 1.21 * 30**2
PARAM, Q, 544.5
```

# Пример 1: Bulk Data

```
$ Define a gust:      Vg=A*(1-cos)
$ Length of gust:    L=6m
$ Time to pass gust: T=L/V=0.2s
$ Frequency of cos : f=1/T=5Hz
$ Amplitude of gust: A=2m/s
$ Scale Factor:      WG=A/V=0.0667
$
$      SID , DLOAD, WG,      X0, V
GUST,  1000, 1100, 0.0667, 0., 30.
DLOAD,  1100, 1., 1., 1101, -1., 1102, -1., 1111,
      , 1., 1112
TLOAD2, 1101, 1110,,, 0., 0.2, 0.
TLOAD2, 1102, 1110,,, 0., 0.2, 5.
TLOAD2, 1111, 1110,,, 5., 5.2, 0.
TLOAD2, 1112, 1110,,, 5., 5.2, 5.
$
$ The TLOAD2s reference EPOINT 1000. The DMIG entries place a 1 onto
$ the diagonal of the stiffness at the position of the EPOINT. Thus,
$ the response of the EPOINT is the time history of the dynamic load.
$
EPOINT, 1000
DAREA,  1110, 1000,, 1.
$
DMIG, STIFF, 0, 6, 1, 0
DMIG, STIFF, 1000, 0,, 1000, 0, 1.
```

# Пример 1: Bulk Data

```
$ Aerodynamic Matrix Calculations:
$
MKAERO1, 0.
      , 0.0419, 0.0838, 0.1257
MKAERO1, 0.
      , 0.0105, 0.2094, 0.4189, 0.6283, 0.8378, 1.0472, 1.2566, 1.4661
MKAERO1, 0.
      , 1.6755, 1.8850, 2.0944
$
$ Frequencies for Fourier Transform: 0.1Hz to 20Hz
FREQ1, 40, 0.1, 0.1, 199
$
$ Time Steps: 1.5s, Step=0.01
TSTEP, 50, 150, 0.01
$
ENDDATA
```

# Пример 2: отклик на управляемую нагрузку

- В примере используется модель ha144a FSW с поворачивающимся в зависимости от времени оперением, на которой примере будет проведен расчет отклика.
- Движение задается через особую точку (EPOINT 115)
- Особая точка связана с шарнирной точкой оперения (grid 90) через элемент DMIG.

# Пример 2: Executive и Case Control

```
SOL 146 $ response to a unit canard command
CEND
TITLE = EXAMPLE HA144A: 30 DEG FWD SWEPT WING WITH CANARD HA14 HA144A
$
  set 101 = 90, 97, 112
$
DISP          = 101 $ PRINT ALL DISPLACEMENTS
accel         = 101
STRESS(plot) = ALL $ PRINT ALL STRESSES
FORCE(plot)  = ALL $ PRINT ALL FORCES
SPCF          = ALL
AESYMXZ      = SYMM
SUBCASE 1
  SPC         = 1   $ SYMMETRIC CONSTRAINTS
  METHOD      = 10
  K2PP = ENFORCE          $ EPOINT ADDED VIA DMIG
  dload      = 1001
  freq       = 40
  tstep      = 41
```



# Пример 2: Bulk Data

```
BEGIN BULK
$
$ Canard Command
$
epoint      115
DMIG        ENFORCE 0      1      1      0
DMIG        ENFORCE 90     5      115    0      1.
DMIG        ENFORCE 115    0      90     5      -1.
$
$          TLOAD1 DEFINES A TIME DEPENDENT DYNAMIC LOAD OR ENFORCED MOTION.
$          LISTED ARE THE ID, DAREA ID, DELAY ID, TYPE OF DYNAMIC EXCITATION,
$          AND TABELDi ID.
$
$          SID      DAREA  DELAY  TYPE  TID
TLOAD1  1001      1002
$
$          DAREA DEFINES THE DOF WHERE THE LOAD IS APPLIED AND A SCALE FACTOR.
$
$          SID      P      C      A
DAREA   1002      115    0      1.
$
$          TABLED1 DEFINES A TABULAR FUNCTION OF A TIME-DEPENDENT LOAD.
$
$          SID
TABLED1 1003
          0.      1.      1.      1.      1.      -1.      2.      -1.0
          2.0  0.      3.0  0.0  endt
```

# Пример 2: Bulk Data

```
$      PARAM,MACH SPECIFIES DYNAMIC PRESSURE.
PARAM  MACH      0.8
$
$      PARAM,Q SPECIFIES DYNAMIC PRESSURE.
PARAM  Q          948.096
$
$      FREQ1 DEFINES THE SET OF FREQUENCIES USED TO OBTAIN
$      THE FREQUENCY RESPONSE SOLUTION. LISTED ARE THE STARTING
$      FREQUENCY, FREQUENCY INCREMENT AND NUMBER OF INCREMENTS.
$
$      SID      F1      DF      NDF
FREQ1  40      0.      .125    300
$
$      TSTEP DEFINES TIME STEP INTERVALS AT WHICH THE TRANSIENT
$      RESPONSES ARE DESIRED. LISTED ARE THE NUMBER OF STEPS,
$      THE TIME INTERVAL AND SKIP FACTOR FOR OUTPUT.
$
$      SID      N      DT      NO
TSTEP  41      320    .025    1
$
ENDDATA
```

# Конец

