

# Раздел 6.1

## Расчет флаттера



# Что такое флаттер?

- Флаттер – это динамическая неустойчивость упругой конструкции в потоке газа.
- Неустойчивость конструкции проявляется в очень быстром нарастании амплитуд колебаний, которое как правило приводит к разрушению элемента конструкции, подверженного флаттеру.
- Каждый элемент упругой конструкции, обтекаемой потоком газа, совершает сложное колебательное движение. Эти движения часто не совпадают по фазе.
- При неблагоприятном сдвиге фаз упругий элемент ЛА начинает получать из набегающего потока значительно большее количество энергии, чем то, которое рассеивается внутри элемента.
- В результате амплитуды колебаний элемента быстро возрастают и в течение нескольких секунд наступает разрушение.

# Инженерный подход

- К конструкции прикладывается искусственная нагрузка, вызывающая гармонические колебания.
- Система является стабильной, если энергия искусственной нагрузки рассеивается в конструкции
- Если конструкции сообщается большее количество энергии, чем может рассеяться, то происходит флаттер

# Уравнение динамики

- Уравнение динамики имеет вид

$$\mathbf{M}_{aa} \ddot{\mathbf{u}}_a + \mathbf{B}_{aa} \dot{\mathbf{u}}_a + \mathbf{K}_{aa} \mathbf{u}_a = \mathbf{p}_a(t) + \mathbf{A}_a(t)$$

- Из-за наличия волнового следа, аэродинамическая нагрузка является зависимой от времени

$$\mathbf{A}_a(t) = \int_{-\infty}^t \mathbf{a}_{aa}(t-\tau) \mathbf{u}_a(\tau) d\tau$$

# Аэродинамическая нагрузка при гармонических колебаниях

- В случае установившихся гармонических колебаний перемещения вычисляются:

$$\mathbf{u}_a(t) = \mathbf{U}_a(\omega) \exp(i\omega t)$$

- Аэродинамическая нагрузка:

$$\mathbf{A}_a(t) = \bar{q} \mathbf{Q}_{aa}(M, k) \mathbf{U}_a \exp(i\omega t)$$

где

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

(следует помнить  $k = \omega \bar{c} / 2V$  )

# Гармонические колебания

- В случае установившейся гармонических колебаний уравнение динамики имеет вид:

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

- $\mathbf{P}_a$  - матрица искусственной нагрузки, необходимой для возбуждения гармонических колебаний.

# Изменение энергии

- Работа искусственной нагрузки за один период времени  $T$  может быть выражена как

$$\Delta E = \frac{T}{2} \operatorname{Re}(\mathbf{V}_a^* \mathbf{P}_a) = -\pi \operatorname{Re}(-i \mathbf{U}_a^* \mathbf{P}_a)$$

- Пусть  $\mathbf{P}_a = -ig \mathbf{K}_{aa} \mathbf{U}_a$ .

- Значит  $\mathbf{U}_a^* \mathbf{P}_a = -ig \mathbf{U}_a^* \mathbf{K}_{aa} \mathbf{U}_a = -2ig E_{pot}$   
что означает

$$\Delta E = -2\pi g E_{pot}$$



# Уравнения флаттера

- Уравнение флаттера имеет вид

$$\left[ -\omega^2 \mathbf{M}_{aa} + i\omega \mathbf{B}_{aa} + (1 + ig) \mathbf{K}_{aa} - \bar{q} \mathbf{Q}_{aa}(M, k) \right] \mathbf{U}_a = \mathbf{0}$$

- Система устойчива если нет действительных корней  $\omega$  при  $g > 0$ .
- Флаттер получаем если есть действительные корни  $\omega$  при  $g > 0$ .
- Поиск области устойчивости, для каждого действительного корня существует значение  $g$ , которое является функцией от скорости.

# Обсуждение уравнения флаттера

- Уравнение флаттера - нелинейная задача по определению комплексных собственных значений.
- Рассматриваются случаи, когда для комбинации параметров  $\omega$ ,  $g$ ,  $q$ ,  $k$  и  $M$  существует нетривиальное решение  $\mathbf{U}_a$ .
- Однако, значения параметров должны соответствовать выражениям:

$$k = \omega \bar{c} / 2V \qquad M = V / a(h)$$

$$\bar{q} = (1/2)\rho(h)V^2$$

где  $V$  – скорость полета,  $h$  – высота.

# Точки согласования

- Точки согласования – это такие комбинации скорости полета  $V$  и высоты  $h$ , для которых
  - ◆ Справедливы вышеупомянутые уравнения и
  - ◆ Существует действительная  $\omega$ , удовлетворяющая уравнению флаттера и
  - ◆ Для которой  $g = 0$ .
- В диапазоне эксплуатационных режимов не должно существовать точек согласования.

# Модальное преобразование

- По причине наибольшей эффективности, уравнение флаттера, после решения, всегда преобразовывается в модальные координаты

$$\left[ -\omega^2 \mathbf{M}_{hh} + i\omega \mathbf{B}_{hh} + (1 + ig) \mathbf{K}_{hh} - \bar{q} \mathbf{Q}_{hh}(M, k) \right] \mathbf{U}_h = \mathbf{0}$$

- Если требуется, то в преобразованное уравнение могут быть введены дополнительные точки.

# Методы решения

- В MSC.Nastran доступны четыре метода решения:
  - ◆ РК-метод – вычисляются собственные значения и собственные вектора для значения скоростей, определяемых пользователем.
  - ◆ PKNL-метод – похожий на РК-метод, но в этом расчете не используются все вариации плотности, чисел Маха и скорости. Расчет производится только для комбинаций параметров. Этот метод необходим для детального исследования точек флаттера.
  - ◆ К-метод – рассчитываются собственные значения и собственные вектора для заданной пользователем приведенной частоты.
  - ◆ KE-метод – более эффективный, чем К-метод, но в нем не учитывается вязкое демпфирование.

# K-метод: идея

- В аэродинамический коэффициент входит эквивалентная масса :

$$\left[ \left( \left( \frac{2k}{\bar{c}} \right)^2 \mathbf{M}_{hh} + \frac{\rho}{2} \mathbf{Q}_{hh} \right) (iV)^2 + \frac{2k}{\bar{c}} \mathbf{B}_{hh} (iV) + (1 + ig) \mathbf{K}_{hh} \right] \mathbf{U}_h = \mathbf{0}$$

- Коэффициент вязкого демпфирования вычисляется как  $\sqrt{1 + ig}$  .
- Следовательно, полученное уравнение эквивалентно исходному уравнению флаттера при  $g = 0$  .

# K-метод: задача на собственные значения

- Поделив на  $(1+ig)$  в итоге получаем

$$\left[ \left( \left( \frac{2k}{\bar{c}} \right)^2 \mathbf{M}_{hh} + \frac{\rho}{2} \mathbf{Q}_{hh} \right) p^2 + \frac{2k}{\bar{c}} \mathbf{B}_{hh} p + \mathbf{K}_{hh} \right] \mathbf{U}_h = \mathbf{0}$$

где  $p = iV / \sqrt{1+ig}$

- Эта задача на собственные значения решается для  $p$  при произвольных значениях  $M$ ,  $k$  и  $\rho$ .

# K-метод: результаты вычисления

- $V$  и  $g$  могут быть получены из  $p^2$ :

$$p^2 = -\frac{V^2}{1+g^2}(1-ig) = a+ib \quad \longrightarrow \quad \begin{array}{l} g = \frac{-b/a}{\sqrt{-(a^2+b^2)/a}} \\ V = \sqrt{-(a^2+b^2)/a} \end{array}$$

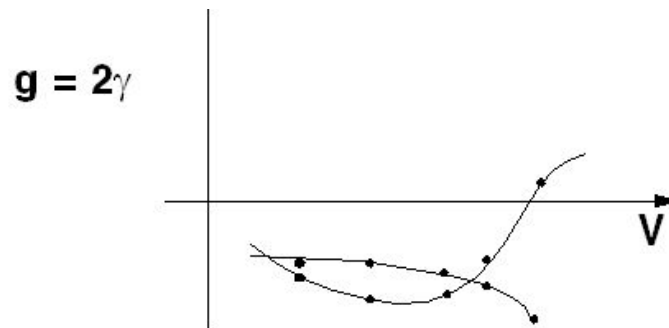
- Частота  $f$  может быть получена, если известны значения  $V$  и  $k$ :

$$k = \frac{\omega\bar{c}}{2V} = \frac{\pi f\bar{c}}{V} \quad \longrightarrow \quad f = \frac{kV}{\pi\bar{c}}$$



# К-метод: постпроцессинг

- Построив график зависимости  $g$  от  $V$  можно определить скорость при которой кривая  $g$  пересечет ось абсцисс, значения  $g$  изменяются от отрицательных к положительным.
- В конечном счете, этот метод позволяет проверить является ли высота  $h$  такой, что скорость  $V$  согласуется с заданными параметрами  $M$  и  $\rho$ .



# КЕ-метод

- КЕ-метод – метод, аналогичный К-методу, но
  - ◆  $B_{hh}$  не учитывается
  - ◆ Собственные вектора не вычисляются
  - ◆ Значения корней сортируются по скорости
- Этот метод лучше всего использовать когда нужен детальный анализ или если необходимо построить график  $V-g$ .

# РК-метод: идея

- Действительная часть коэффициента аэродинамической жесткости содержит жесткость.
- Мнимая часть коэффициента аэродинамической жесткости содержит вязкое демпфирование.
- Принимается  $g = 0$ .

# РК-метод: задача на собственные значения

$$\left[ \mathbf{M}_{hh} p^2 + \left( \mathbf{B}_{hh} - \frac{1}{4} \frac{\rho \bar{c} V}{k} \mathbf{Q}_{hh}^I \right) p + \left( \mathbf{K}_{hh} - \frac{1}{2} \rho V^2 \mathbf{Q}_{hh}^R \right) \right] \mathbf{U}_h = \mathbf{0}$$

где  $p = \omega(\gamma + i)$

- Все матрицы в этой задаче на собственные значения действительные.
- Задача на собственные значения решается для  $p$  при произвольных значениях  $M$ ,  $V$  и  $\rho$ .
- Для итераций необходимо согласование  $\omega$  и  $k$ .

# РК-метод: результаты вычислений

- $\omega$  и  $\gamma$  могут быть вычислены из  $p$ .
- Комплексный корень  $p$ :

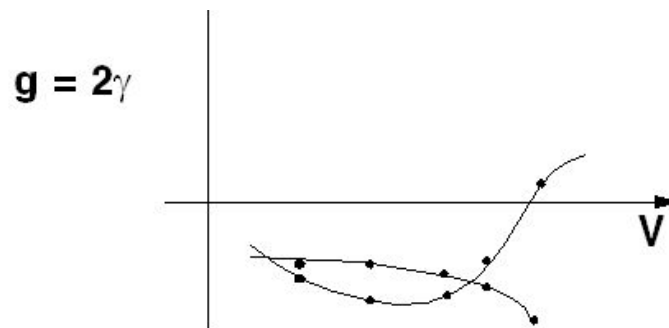
$$p = \omega(\gamma + i) \longrightarrow \begin{aligned} \omega &= \text{Im}(p) \\ \gamma &= \text{Re}(p)/\text{Im}(p) \end{aligned}$$

- Действительный корень  $p$ :

$$\begin{aligned} \omega &= 0 \\ \gamma &= \frac{p\bar{c}}{V \ln(2)} \end{aligned}$$

# РК-метод: постпроцессинг

- График зависимости  $\gamma$  от  $V$  позволяет определить скорость, при которой  $\gamma$  пересекает нуль, изменяя свои значения с отрицательных на положительные.
- Точка пересечения означает возможную скорость флаттера.
- В заключение, этот метод позволяет проверить, является ли высота  $h$ , такой что скорость  $V$ , соответствует определенным значениям  $M$  и  $\rho$ .



# Демпфирование в задачах флаттера

- К-метод учитывает все виды демпфирования.
- КЕ-метод учитывает только демпфирование конструкции :
  - ◆ GE в объекте MATi
  - ◆ PARAM, G
  - ◆ Модальное демпфирование (TABDMP1) с PARAM, KDAMP, -1
- РК-метод только вязкое демпфирование:
  - ◆ Демпфирующие элементы: VISC, CDAMPi
  - ◆ Прямой ввод матриц: B2GG, B2PP
  - ◆ Модальное демпфирование (TABDMP1) с PARAM, KDAMP, 1

# Решение задач на комплексные собственные значения

- К-метод:
  - ◆ Могут быть использованы все методы, реализованные в MSC.Nastran.
  - ◆ Для объекта EIGC из bulk data необходимо выбрать в control command переменную CMETHOD.
  - ◆ Рекомендуется использовать метод Хезенберга (Hessenberg method).
  
- KE-метод и РК-метод:
  - ◆ Используется метод Хезенберга.
  - ◆ Объект EIGC не требуется.



# Матричная интерполяция

- Для обеспечения наибольшей эффективности, аэродинамические матрицы для множества пар, заданных пользователем,  $(M, k)$  вычисляются заранее.
- Эти  $(M, k)$  пары определяются в объекте **МКАЕРОi** из bulk data.
- В действительности матрицам необходима интерполяция.
- В РК- и РКNL-методах не происходит интерполяции числа Маха.

# Объекты, задающие расчет флаттера

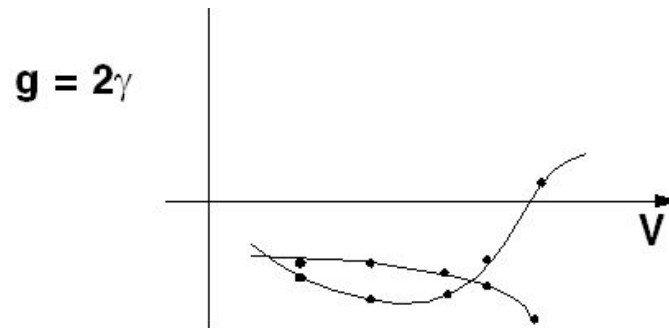
- Объект **FLUTTER** из bulk data entry:
  - ◆ Определяется метод расчета флаттера
  - ◆ Ссылается на множество объектов **FLFACT**
  - ◆ Если выбран **FMETHOD** в case control command
  
- Объект **FLFACT** из bulk data entries:
  - ◆ Для К- и КЕ-методов эти объекты определяют набор значений  $M$ ,  $k$  и  $\rho$ .
  - ◆ Для РК- и РКНЛ-методов – набор значений  $M$ ,  $V$  и  $\rho$ .

# Результаты расчета флаттера

- Результаты:
  - ◆ Приведенная частота  $k$  и приведенная скорость  $1/k$
  - ◆ Плотность и число Маха
  - ◆ Скорость и демпфирование
  - ◆ Частоты и комплексные собственные значения
- Формы флаттера:
  - ◆ К-метод: **DISPLACEMENT** (перемещения), задается в case control command
  - ◆ РК- и РКНЛ-методы: **DISPLACEMENT** (перемещения), задается в case control command и отрицательная скорость в объекте **FLFACT** в bulk data entry
- Графики:
  - ◆ Коэффициенты демпфирования и частоты, в зависимости от скорости

# Результаты вычислений

- График  $g-V$  позволяет определить точки пересечения:



- Точка пересечения может быть отображена для конкретного ряда  $V$ , для заданного  $M$  и коэффициента плотности (высоты).
- Как правило, исследуются точки пересечения для ряда констант  $M$  на различных высотах.

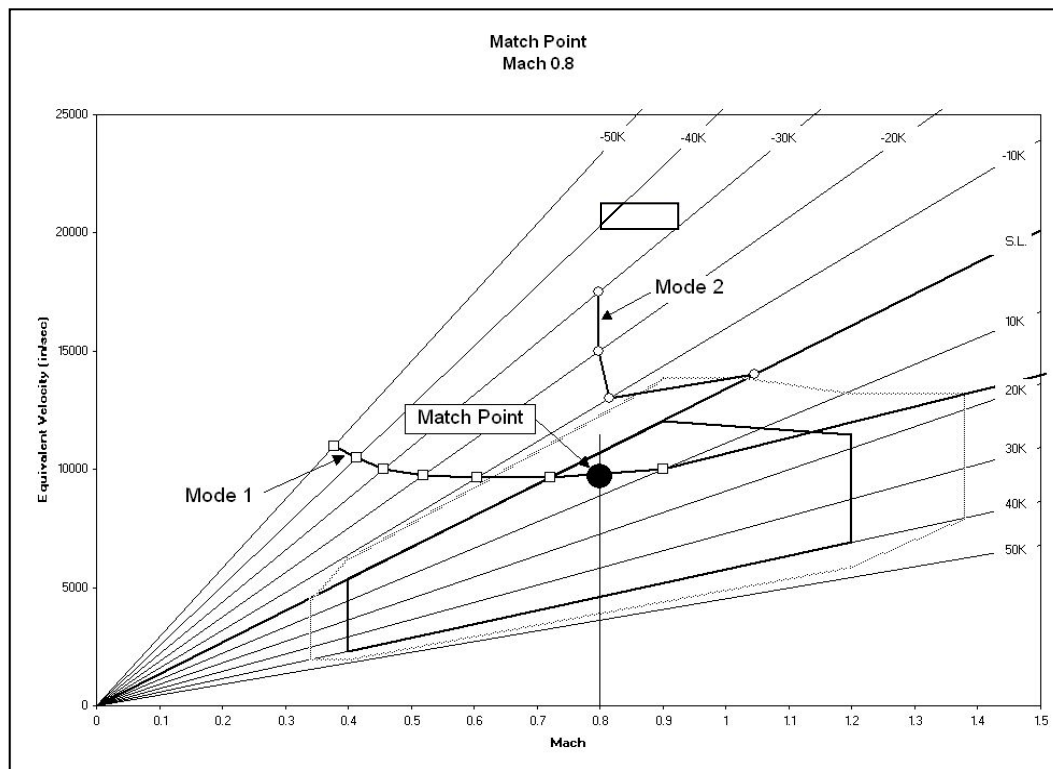
# Поиск точек согласования

Точки пересечения изображаются на диаграмме, которая представляет собой зависимость чисел Маха – ось абсцисс, от эквивалентной скорости воздуха (Equivalent Air Speed (EAS)) – ось ординат.

EAS:

$$V_E = V \sqrt{\rho / \rho_0}$$

Расположение точек определяется высотой и EAS.



# Поиск точек согласования

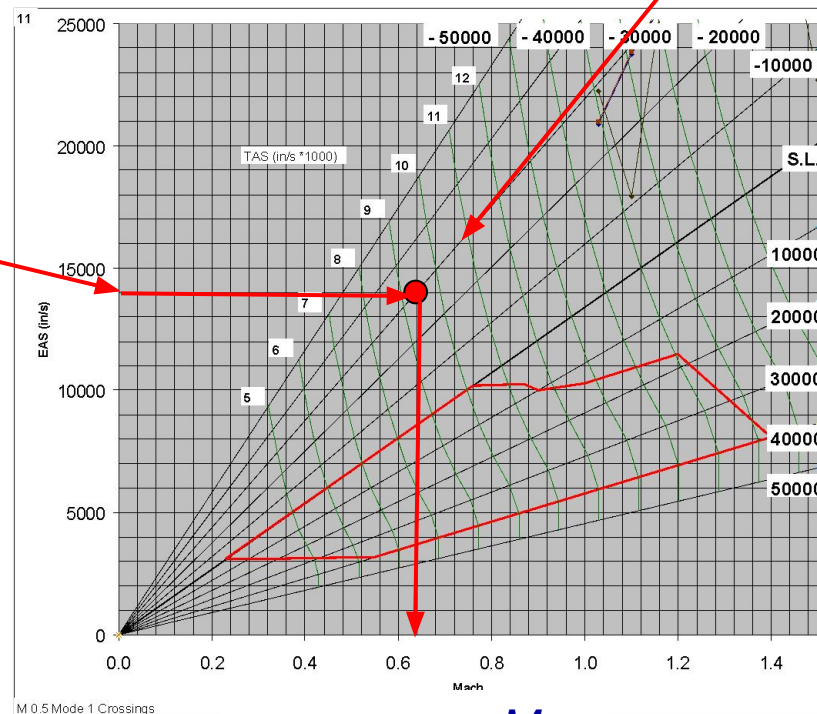
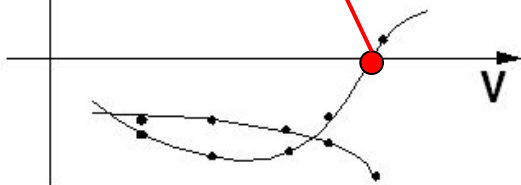
Определение высоты

$$\rho / \rho_0$$

$$V_E = V \sqrt{\rho / \rho_0}$$

$V$

$$g = 2\gamma$$

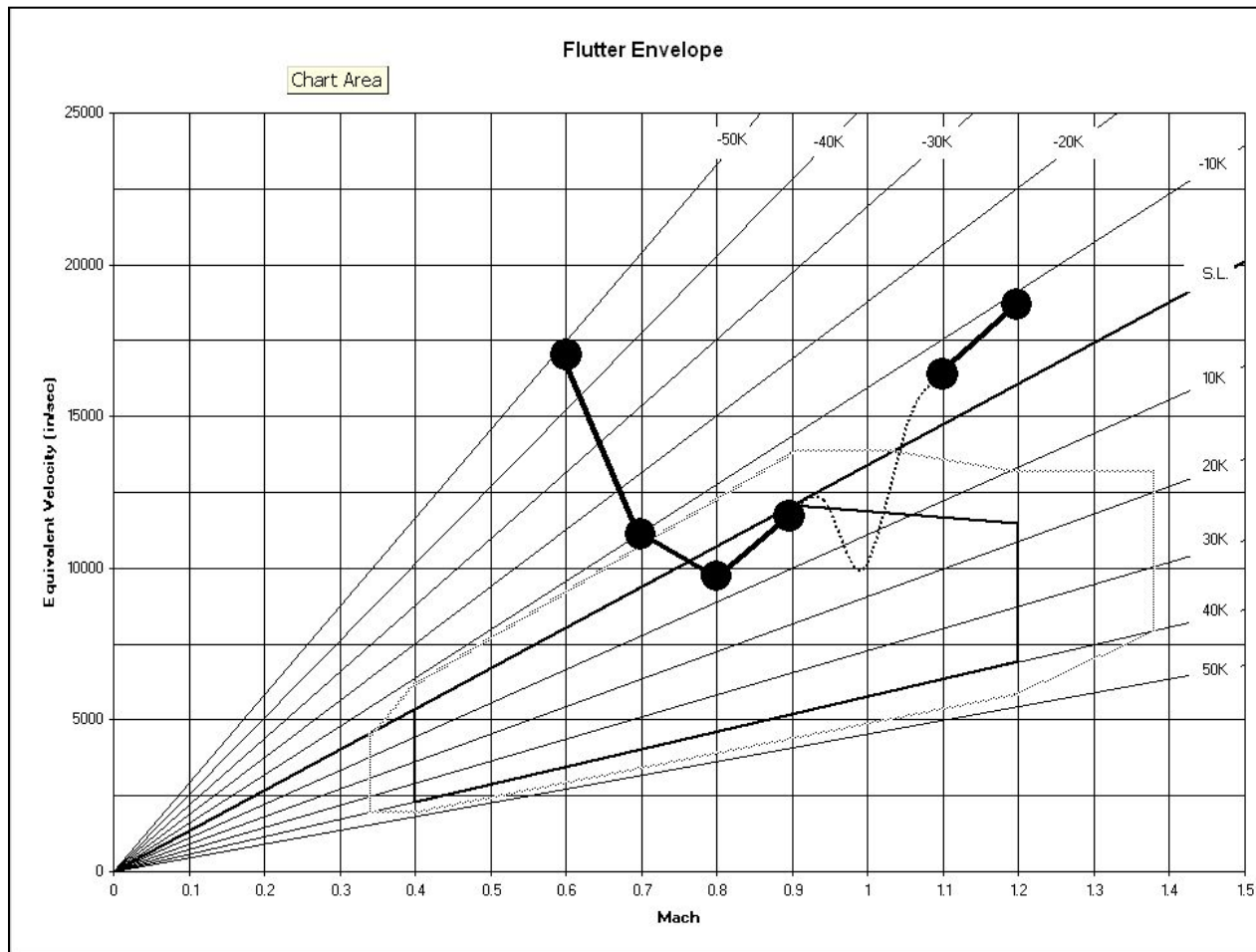


искомое  $M$

# Граница флаттера

- Множество точек согласования определяет границу флаттера.
- Обычно рассматривается 15% запас в диапазоне эксплуатационных режимов

# Граница флаттера: пример





# Пример

- На следующей странице представлен детальный пример расчета флаттера:
  - ◆ Отладка модели
  - ◆ Оценка параметров флаттера
  - ◆ Стратегия исследования
  - ◆ Расчет
  - ◆ Интерпретация результатов
- Используется модель TS1 – истребитель, который использовался в статической аэроупругости.
- Используется РК-метод.

# Отладка модели – собственные частоты

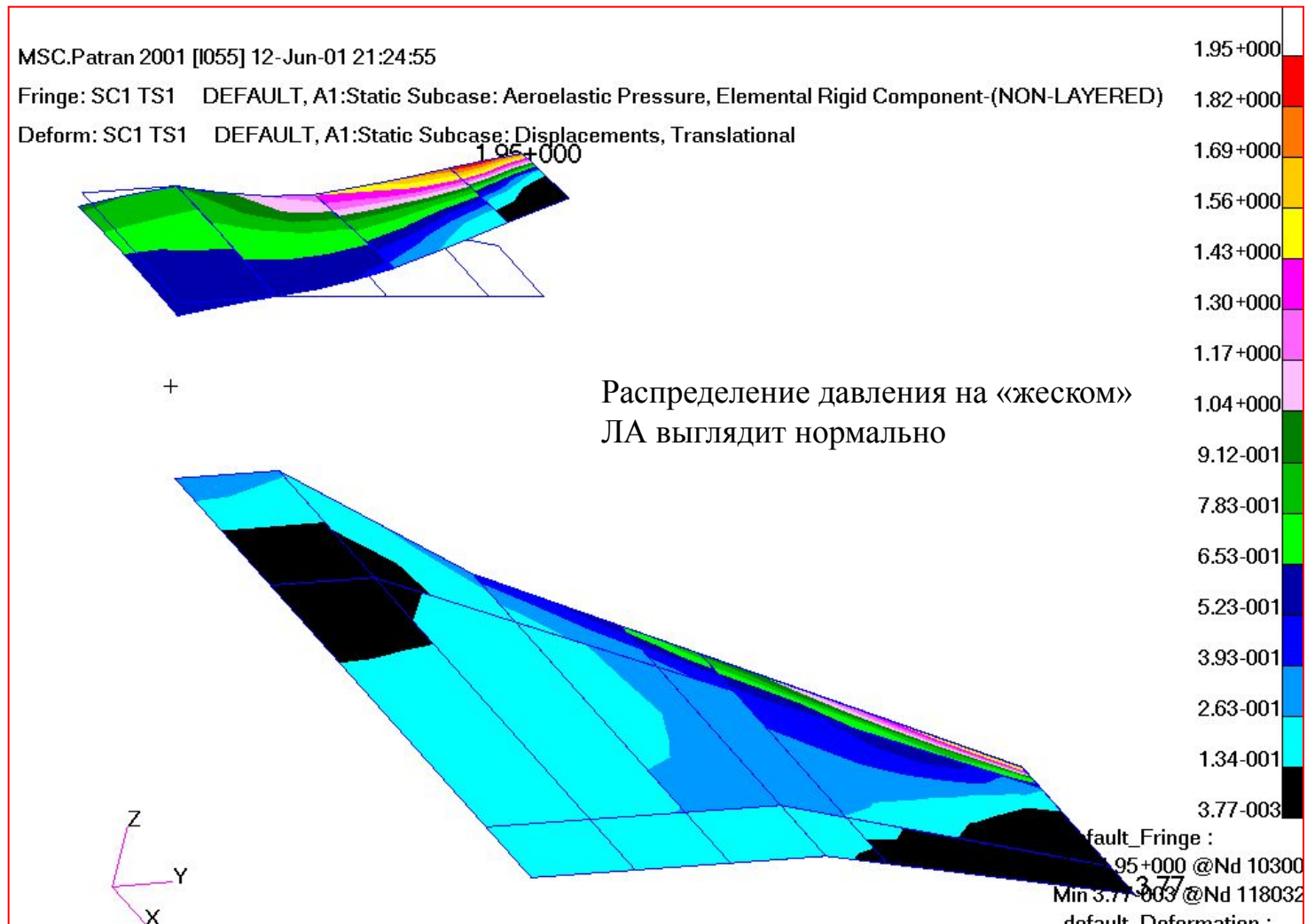
- В начале мы проведем расчет на собственные частоты для определения ряда частот, используемых для вычисления  $k$  и использования при проверке сплайнов.

REAL EIGENVALUES						
MODE	EXTRACTION	EIGENVALUE	RADIANS	CYCLES	GENERALIZED	
GENERALIZED NO.	ORDER				MASS	
STIFFNESS						
1	1	5.043725E+02	2.245824E+01	3.574340E+00	1.000000E+00	
5.043725E+02	2	1.501338E+03	3.874710E+01	6.166792E+00	1.000000E+00	
1.501338E+03	3	7.391656E+03	8.597474E+01	1.368330E+01	1.000000E+00	
7.391656E+03	4	1.264228E+04	1.124379E+02	1.789504E+01	1.000000E+00	
1.264228E+04	5	1.620496E+04	1.272987E+02	2.026022E+01	1.000000E+00	
1.620496E+04	6	2.936992E+04	1.713765E+02	2.727542E+01	1.000000E+00	
2.936992E+04	7	5.616377E+04	2.369890E+02	3.771796E+01	1.000000E+00	
5.616377E+04	8	6.062967E+04	2.462309E+02	3.918887E+01	1.000000E+00	
6.062967E+04	9	6.545772E+04	2.558471E+02	4.071933E+01	1.000000E+00	
6.545772E+04	10	8.709520E+04	2.951190E+02	4.696964E+01	1.000000E+00	
8.709520E+04						

# Отладка модели – расчет балансировки

- Далее мы проведем расчет статической аэроупругости для ряда значений числа Маха и высоты, необходимый для проверки качества модели (смотри предыдущий раздел)
- Результаты показывают, что в модели наблюдается отсутствие структурного определения сплайнов и «бедные» сплайны, расположенные на фюзеляжной части оперения.

# Результаты расчета балансировки



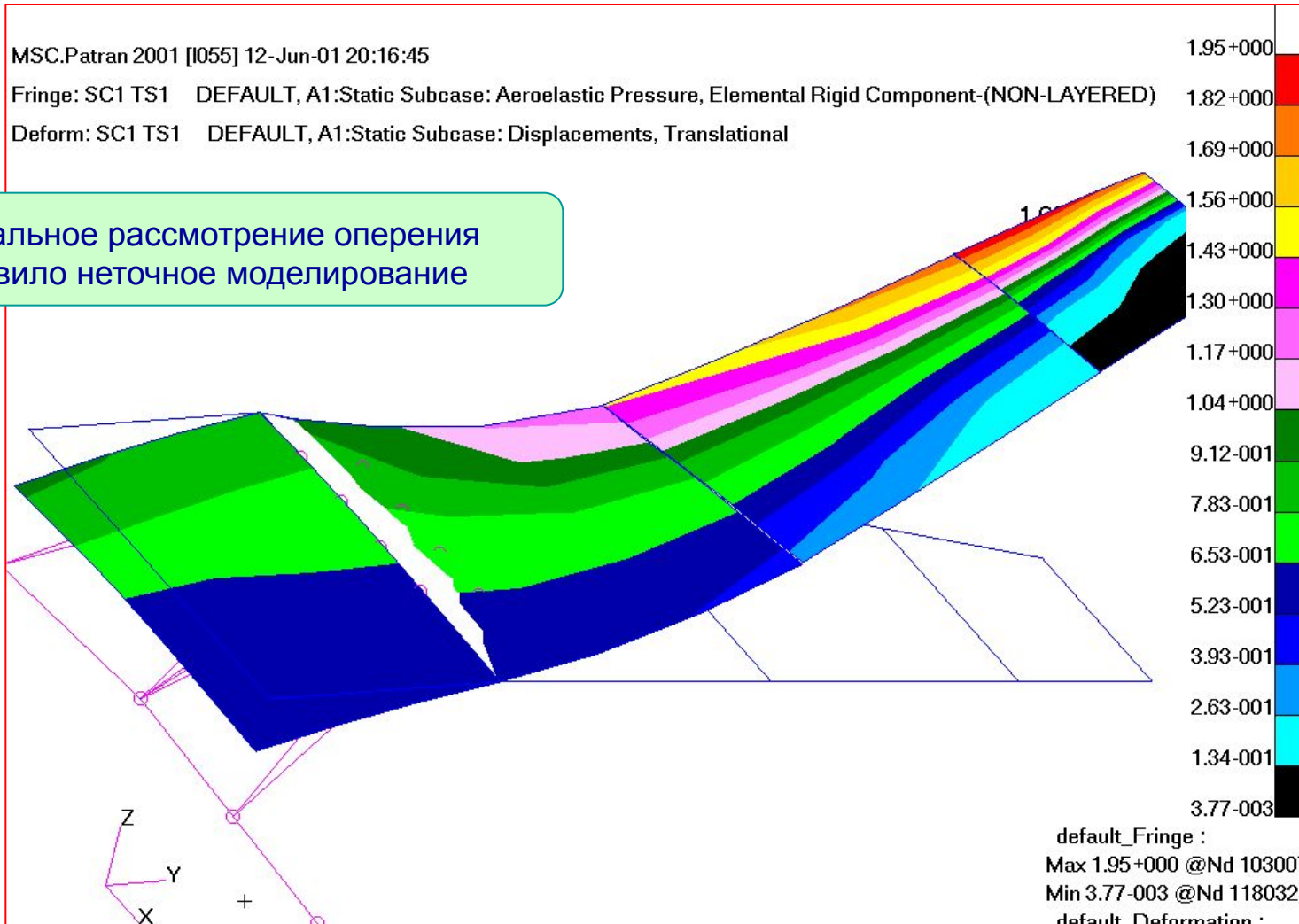
# Результаты расчета балансировки: вынесенное оперение

MSC.Patran 2001 [I055] 12-Jun-01 20:16:45

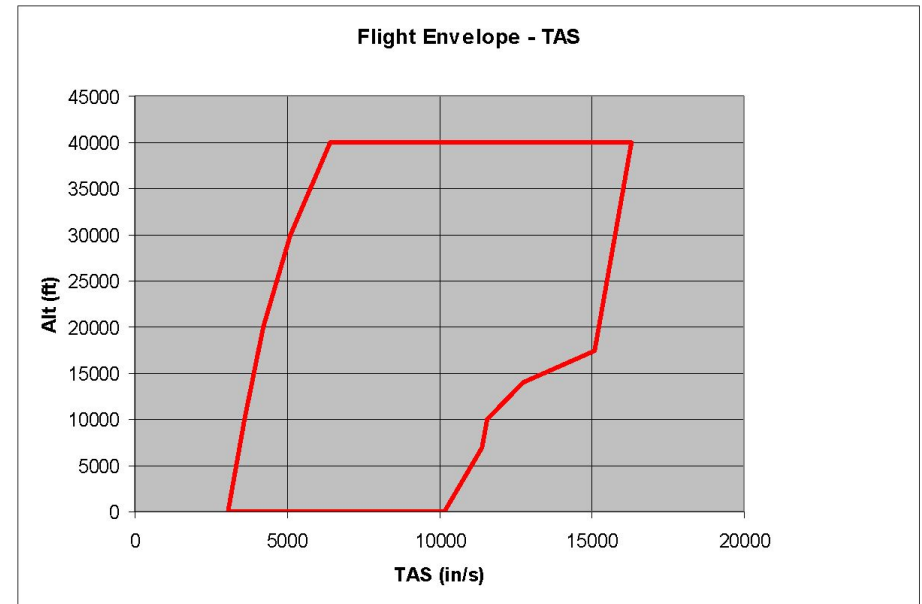
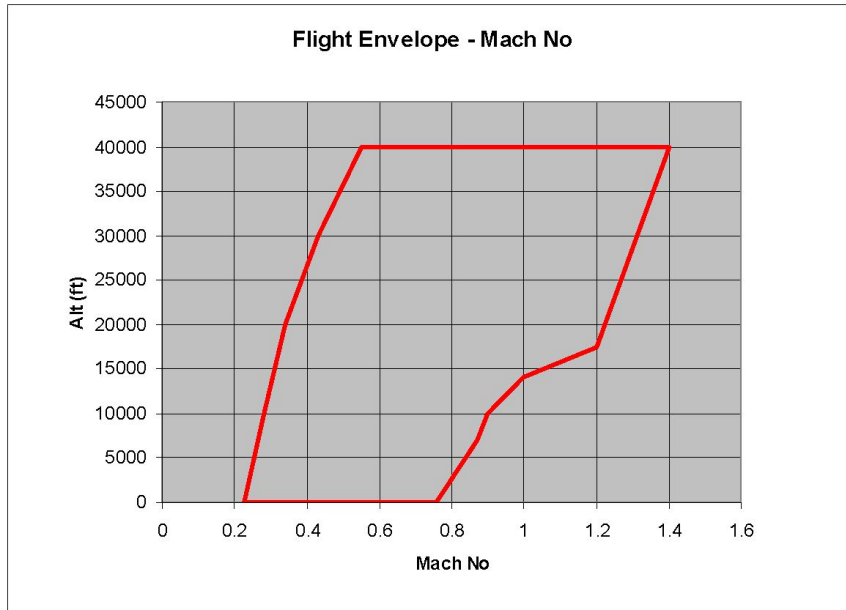
Fringe: SC1 TS1 DEFAULT, A1:Static Subcase: Aeroelastic Pressure, Elemental Rigid Component-(NON-LAYERED)

Deform: SC1 TS1 DEFAULT, A1:Static Subcase: Displacements, Translational

Детальное рассмотрение оперения  
выявило неточное моделирование



# Диапазон эксплуатационных режимов



# Оценка ряда M, k и V

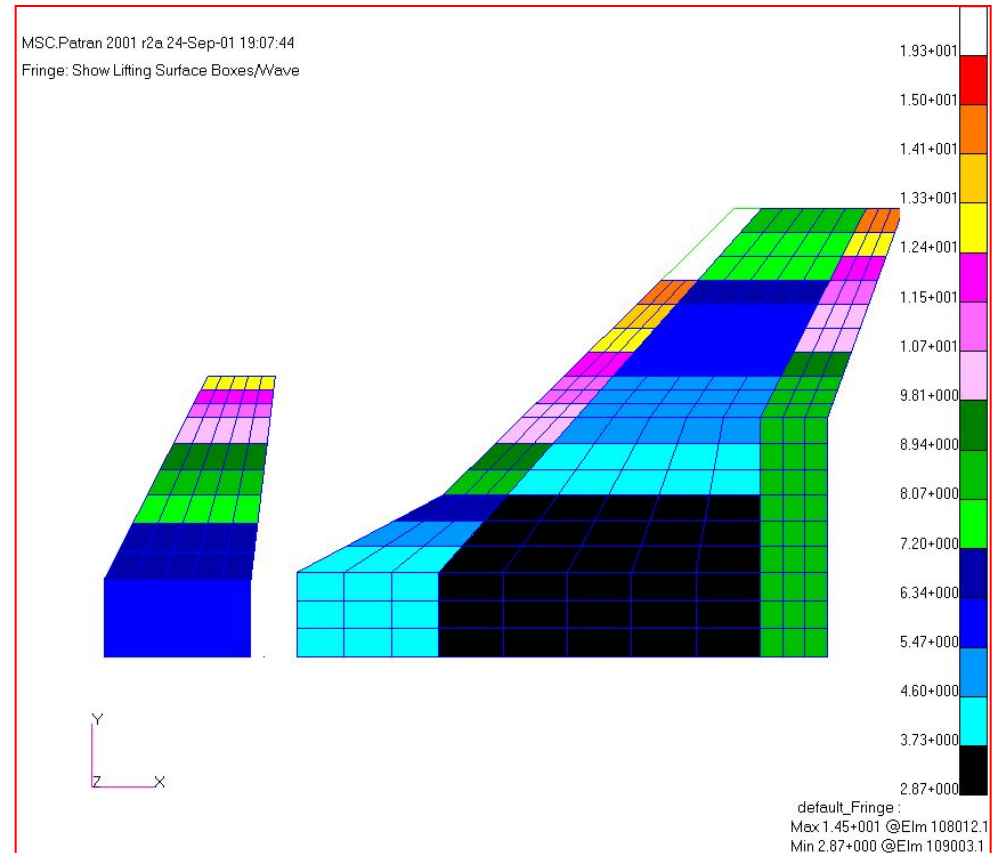
- Исходя из данных диапазона эксплуатационных параметров и собственных частот в неподвижном воздухе мы можем оценить значения ряда чисел Маха, приведенной частоты и скорости
- Скорости:
  - ◆ Минимальная скорость =  $3080 \text{ in/s}$  ( $M = 0.23$  на уровне моря)
  - ◆ Максимальная скорость =  $16314 \text{ in/s}$  ( $M = 1.4$  на высоте  $40000 \text{ ft}$ )
  - ◆ Примечание: скорость требуется вводить в TAS (истинная скорость полета)
- Частоты:
  - ◆ Минимальная частота =  $3.57 \text{ Hz}$  ( $22.5 \text{ rad/s}$ )
  - ◆ Максимальная частота =  $47.0 \text{ Hz}$  ( $295.1 \text{ rad/s}$ )
  - ◆ Длина хорды:  $c = 95 \text{ in}$

# Проверка плотности аэродинамической сетки

Если эти параметры проверяются прямо во FlightLoads, изображается картинка характеризующая параметр аэродинамических панелей к длине волны (Aero Boxes per Wavelength) =  $V/f*c$ , где мы видим, что большая часть аэродинамической сетки не удовлетворяет критерию минимума = 15.

Это означает что расчет аэроупругости на этой части сетки будет давать неверные результаты

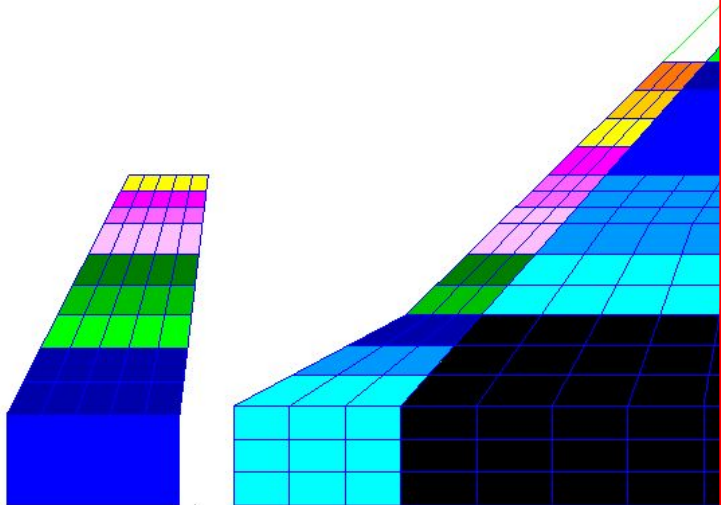
Следующая страница описывает как провести проверку в FlightLoads.





# Проверка плотности аэродинамической сетки

MSC.Patran 2001 r2a 24-Sep-01 19:07:44  
Fringe: Show Lifting Surface Boxes/Wave



**Dialog Box: Fringe: Show Lifting Surface Boxes/Wave**

Action: Show  
Object: Lifting Surface  
Info: Boxes/Wave

Boxes/Wavelength Criterion  
Minimum Boxes/Wavelength: 15.0

Dimensional (v and f)  
 Nondimensional (c and k)

Boxes/Wave =  $v/f \cdot \text{chord}$   
Minimum Velocity: 3080  
Maximum Cyclic Frequency: 47

Element Plot Options  
 Plot Failed Boxes Only

Fringe Attributes...  
Reset Graphics

Apply Cancel

**Flight Loads\_Dynamics Panel**

- Aero Modeling
- Aerodynamics
- Aeroelasticity
- Results Browser
- Import/Export
- Options

Aero Modeling

- Model Management...
- Flat Plate Aero Modeling...**
- Control Devices...
- Aero Monitor Points...
- Options...

MSC SOFTWARE  
SIMULATING REALITY  
FlightLoads and Dynamics

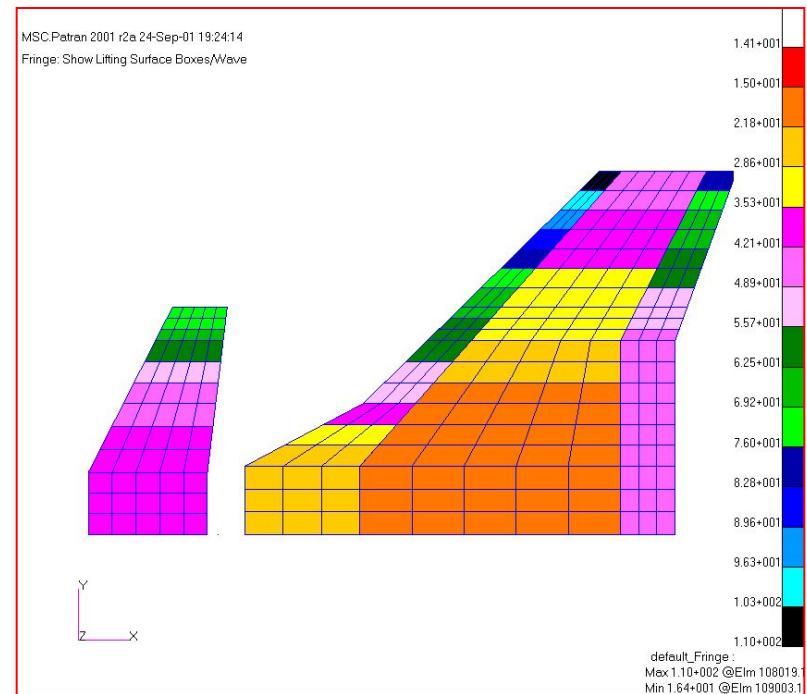
# Ограничения ряда M, k и V

Во-первых, примем что флаттер не существует на скоростях ниже  $M = 0.5$  на любой высоте. Тогда минимальная скорость будет 6697 in/s ( $M = 0.50$  на уровне моря).

Во-вторых, определим интересующий диапазон частот. Для расчета будут использоваться 4-е ненулевых тона, максимальная частота 17.90 Hz.

Пересчитав  $\text{boxes/wavelength}$  во FlightLoads, получили, что минимальное значение равно 16.4

**МЫ ДОЛЖНЫ БЫТЬ УВЕРЕНЫ  
ЧТО ЭТО ОГРАНИЧЕНИЕ НЕ  
ПОМЕШАЕТ ПОИСКУ КОРНЕЙ  
ПРИ РАСЧЕТЕ ФЛАТТЕРА**



# Стратегия исследования

- Эффективным путем поиска диапазона эксплуатационных режимов для точек флаттера является полет при одном значении числа Маха на различной высоте.
- Из этого вытекает, что нужно задать множество пар  $(M, k)$  и ряд различных скоростей для каждой исследуемой области.
- Рассмотрим исследуемые области:
  - ◆ Search 1:  $M = 0.5, 0.6, 0.7$
  - ◆ Search 2:  $M = 0.8, 0.9, 0.97$
  - ◆ Search 3:  $M = 1.03, 1.1, 1.2, 1.3, 1.4, 1.5$

# Стратегия исследования

- Для каждой исследуемой области выполняется один расчет. В качестве альтернативы мы можем в одном расчете объединить все исследуемые области.
- Преимущество множественного расчета заключается в том что мы можем получить выигрыш при дальнейшем расчете, т.е. используя полученные значения  $V$  и  $k$  мы можем прогнозировать область следующего исследования.
- В нашем случае, при первом расчете мы будем рассматривать значения чисел Маха от 0.5 до 0.7 и высоты от 50,000 ft до -50,000 ft с шагом 10000 ft.
- Использование отрицательной высоты может показаться странной идеей, но с точки зрения математики эти коэффициенты плотности правомерны. Эти значения дополняют значения реальной картины и позволяют нам определить все границы.

# Первоначальная область исследования

При первом расчете рассматриваются значения чисел Маха от 0.5 до 0.7 и высоты от 50,000 ft до -50,000 ft с шагом 10000 ft.

Полученная область показана вместе с диапазоном эксплуатационных режимов.

Для определения  $k$ , использовались собственные частоты в неподвижном воздухе, представленные в таблице.

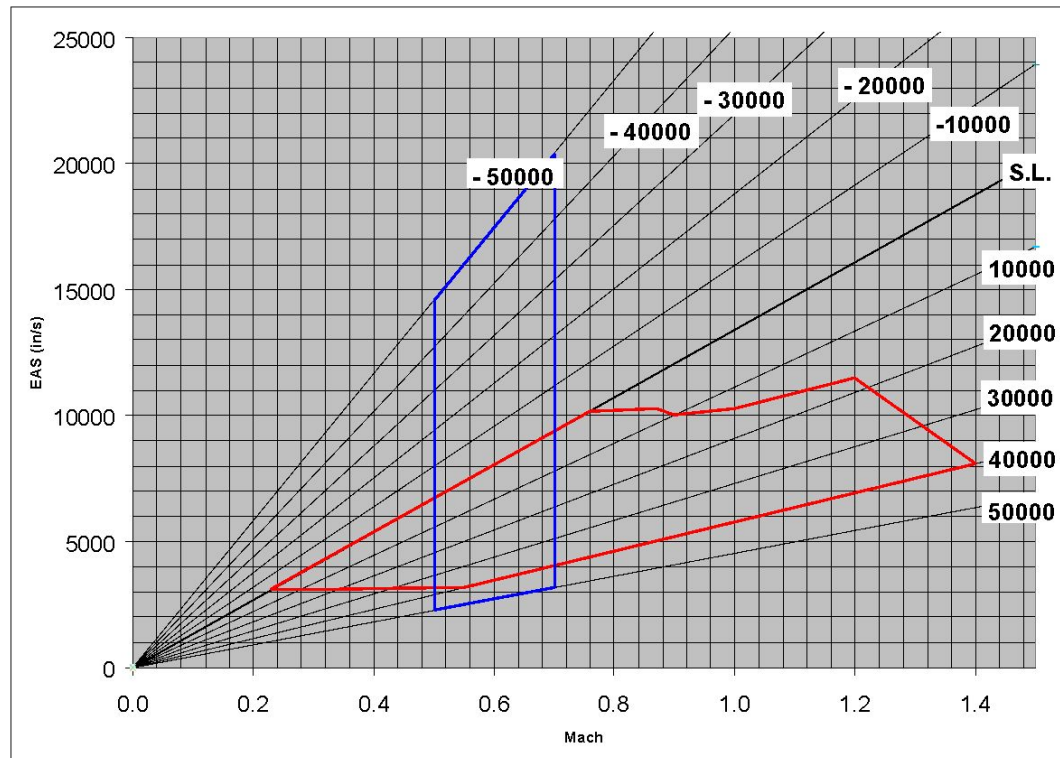
Таким образом ряд  $M, k$

$M = 0.5, 0.6, 0.7$

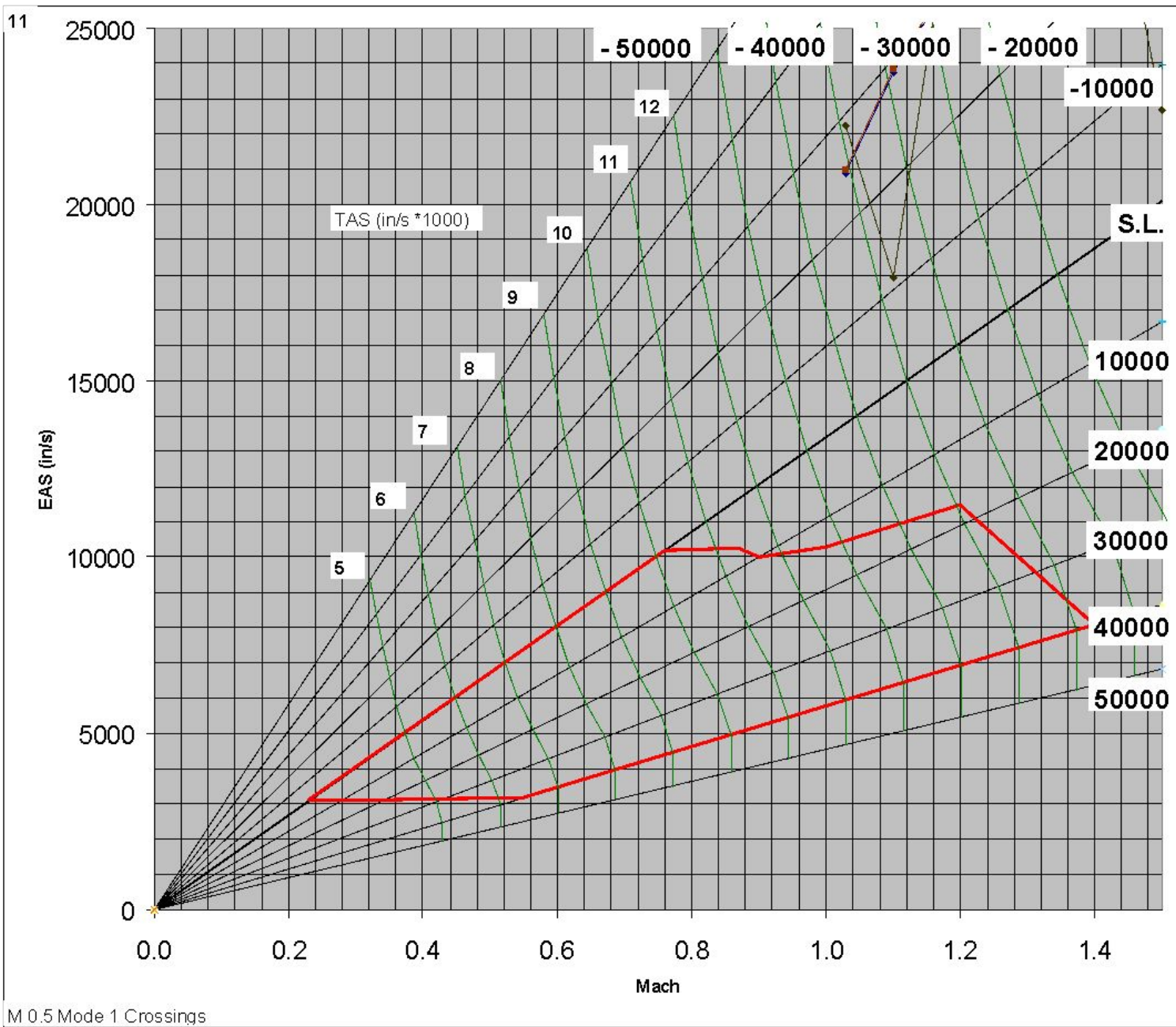
$k = 0.096 \dots 0.913$

$V = 5826 \dots 10869$  (TAS)

Возможно, полезно будет посмотреть диаграмму на ледующей странице для понимания зависимости между EAS, TAS, высотой и числом Маха



M	alt	TAS	EAS	K w min	k w max
0.5	50000	5826	2269	0.179368	0.913148
0.5	-50000	7763	14563	0.134613	0.685302
0.7	-50000	10869	20388	0.096145	0.489465
0.7	50000	8157	3177	0.128111	0.652201



M 0.5 Mode 1 Crossings

# Определение пары (M, k)

Для ввода пары МК мы используем **Unsteady Aerodynamics/Create MK Pair Set**

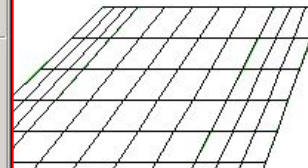
Задайте имя 'mk05\_07'

В **Mach Set** задается ряд M, ряд частот задается во **Frequency Set** через ряд K

Нажать **Add** для ввода данных в таблицу.

Нажать **OK** и **Apply**

	Mach	Reduced Freq.
1	0.5	0.096000001
2	0.5	0.18677777
3		



Action: Create  
Object: MK Pair Set

Existing MK Pair Sets

- mk1
- mk2

MK Pair Set Name: mk05\_07

Mach Frequency Pairs...  
Apply Cancel

Flight Loads\_Dynamics

- Aero Modeling
- Aerodynamics
- Aeroelasticity
- Results Browser
- Import/Export
- Options

Aerodynamics

Global Data...

Steady Aerodynamics...

Unsteady Aerodynamics...

MSC SOFTWARE  
SIMULATING REALITY  
FlightLoads and Dynamics

# Определение пары (M, k) используя значение частот

Альтернативный способ задания **Frequency Set** может быть определен через граничные параметры, если установлена галочка **Dimensional**

Fmin (Hz)

Vmax

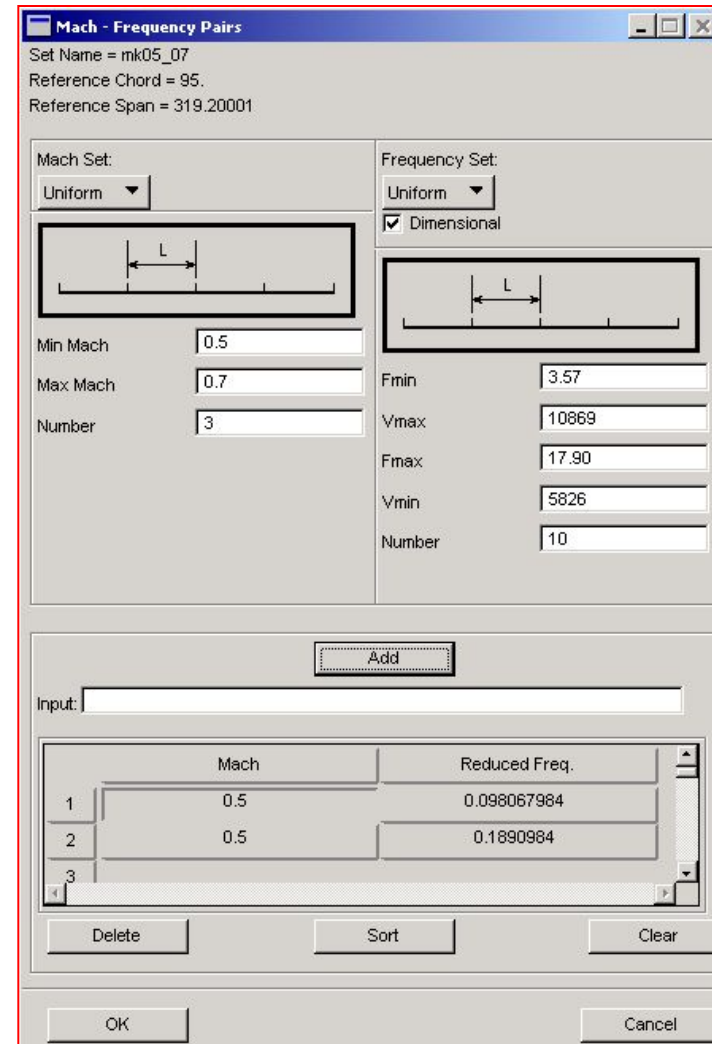
Fmax(Hz)

Vmin

Здесь приведенные частоты задаются как **Uniform** и их значения показаны в таблице

k values

0.098
0.189
0.280
0.371
0.462
0.553
0.644
0.735
0.826
0.917





# Определение «смещенных» приведенных частот

Для задани  
приведенных частот  
можно выбрать  
способ **Two Way Bias**  
полученные значения  
приведены в  
таблице.

$L1/L2 = 0.5$   
определяет  
концентрацию  
значений ряда  
относительно центра

Для расчетного  
случая мы будем  
использовать эти  
данные.

k values

0.089
0.233
0.355
0.457
0.543
0.615
0.701
0.803
0.924
1.069

Mach - Frequency Pairs  
Set Name = mk05\_07  
Reference Chord = 95.  
Reference Span = 319.20001

Mach Set: Uniform  
Frequency Set: Two Way Bias  
 Dimensional

Min Mach: 0.5  
Max Mach: 0.7  
Number: 3  
Fmin: 3.57  
Vmax: 12000  
Fmax: 17.90  
Vmin: 5000  
Number: 10  
L2/L1: .5

Input:

	Mach	Reduced Freq.
1	0.5	0.088825077
2	0.5	0.23326585
3	0.5	0.355

Delete Sort Clear  
OK Cancel

# Расчет флаттера для первой области исследований

- Мы создадим расчетный случай для каждого значения числа Маха : 0.5, 0.6 и 0.7
  - ◆ В настоящее время не все данные могут быть без труда установлены через графический интерфейс FlightLoads , исключая случая использования большого числа расчетных случаев.
  - ◆ Поэтому, для облегчения себе жизни, мы будем вручную править выходной .bdf файл FlightLoads Допустим, что аэродинамические плоскости и сплайны были созданы до расчена на статическую аэроупругость.
- В этом расчетном случае мы будем повторно использовать данные из базы данных FLDS .

# Установка параметров аэроупругой модели

Выполнять в такой же последовательности как и статической аэроупругости

**Global Data**

Aero Model: ts1

Aerodynamics  
Reference Span (Full)  
324.0 Calc...

Reference Chord  
95.0 Calc...

Calculate Reference Area

Reference Area (Full Vehicle)  
30780.0 Calc...

Rigid Body Coord Frame  
Coord 0

Densities: SL slug ft/in/in<sup>3</sup>

Reference Density  
1.1468e-007

OK Cancel

**Model Parameters**

STRUCTURAL PARAMETERS:

Auto Constraints (AUTOSPC)

Plate Rz Stiffness Factor

Mass Calculation: Lumped

Wt.-Mass Conversion  
.00259

Node i.d. for Wt. Gener.  
0

Use Shell Normals

Tolerance Angle  
20.0

AERO PARAMETERS:

Trim Accel. Scale Factor (AUNITS)  
1.0

OK Cancel

**Aeroelastic Model**

Aerodynamics Model

Select Aero Model...

Type: Flat Plate  
Name: ts1

Structural Model  
Select Structural Model...

Name: Entire Model

Aero-Structural Coupling  
 Check Duplicate Splines  
Auto Select Splines

Select Splines  
sp\_can1  
sp\_can2  
sp\_can3  
sp\_can4  
sp\_wing1  
sp\_wing10

Model Parameters...  
Global Data...

OK Cancel

**MSC.FlightLoads 2001.0.1**

Flight Loads Dynamics

- Aero Modeling
- Aerodynamics
- Aeroelasticity
- Results Browser
- Import/Export
- Options

Aeroelasticity  
Aero-Structure Coupling...  
Struc. Monitor Points...

Aeroelastic Model...

Analysis...

MSC SOFTWARE  
SIMULATING REALITY  
FlightLoads and Dynamics

# Создание расчетного случая

Теперь выберите **Flutter** в выпадающем меню **Solution Type**

И нажмите на **Subcase Create**, для задания параметров расчетного случая

Первый расчетный случай назовите **M05**, так как в данном расчетном случае  $M = 0.5$

**Примечание:** выбрать в **Structural Load Case**, граничные условия, учитывающие симметрию конструкции.

The screenshot displays the 'Subcase Create' dialog box in the MSC FlightLoads software. The 'Solution Sequence' is 145, and the 'Action' is 'Create'. The 'Available Subcases' list includes 'flutt1' and 'Untitled.SC1'. The 'Subcase Name' is 'm05' and the 'Subcase Description' is 'mach 0.5'. The 'Structural Load Cases' list includes 'A1:STATIC\_SUBCASE.SC1', 'Default', 'Load Case 1', and 'modes\_symm'. The 'Subcase Options' section includes buttons for 'Mach-Frequency Pairs...', 'Flutter Parameters...', 'Output Requests...', 'Direct Text Input...', 'Select Superelements...', 'Real Eigenvalue...', and 'Complex Eigenvalue...'. The 'Aeroelastic Model' section shows 'Aero: AeroSG2D' and 'Structure: Entire Model'. The 'Solution Type' is set to 'Flutter'. The 'Target Databases...' button is present. The 'New:' and 'Reuse:' options are both set to 'No'. The 'Subcase Create...' button is highlighted. The 'Job Name' is 'flutt\_m05\_07' and the 'Job Description' is 'MSC.Nastran Aeroelastic job created on 24-Sep-01 at 18:56:48'. The 'Job Parameters...' button is present. The 'Run' and 'Cancel' buttons are at the bottom. The 'Analysis...' button in the 'Aeroelastic Model...' section is highlighted.

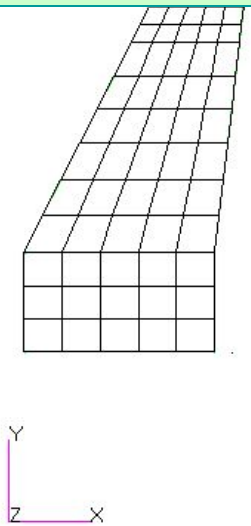
# Создание расчетного случая: выбор пары (M, k)

Выбрать в поле **Mach Frequency Pair Set** ранее созданный набор значений

Mach	Frequency
0.600	0.803
0.600	0.924
0.600	1.069
0.700	0.089
0.700	0.233
0.700	0.355
0.700	0.457
0.700	0.543
0.700	0.615
0.700	0.701
0.700	0.803
0.700	0.924
0.700	1.069

Subcase Name: m05  
Subcase Description: mach 0.5  
Structural Load Cases: A1-STATIC\_SUBCASE SC1, Default, Load Case 1, modes\_symm

Subcase Options: Mach-Frequency Pairs..., Flutter Parameters..., Output Requests..., Direct Text Input..., Select Superelements..., Real Eigenvalue..., Complex Eigenvalue...



# Создание расчетного случая: параметры расчета на флаттер

Установить в Flutter Parameters, один из стандартных методов (PK, PKNL, K, KE)



В поле Density задать высоту. Необходимо ввести значением плотности атмосферы на

В поле Velocity Input ввести расчетные точки для расчета на флаттер, Vector YES означает что мы хотим чтобы значения собственных векторов печатались в файле.XDB

Convergence Tolerance для PK и PKNL для определения какие значения корней флаттера будут найдены Default означает 1e-3

Number of Output Values число собственных частот, которые будут использоваться

**Flutter Parameters**

XZ Symmetry: Symmetric

XY Symmetry: Asymmetric

Method: PK

Mach: [ ]

Reference Density = 1.1468E-007 (SL slug ft/in/in^3)

Dens. Ratio [ ]

Input: [ ]

	Velocity	Vector
1	[ ]	NO
2	[ ]	NO
3	[ ]	NO
4	[ ]	NO

Add Row... Delete...

Convergence Tolerance: Default

Number of Output Values: Default

OK Cancel

**Subcase Create**

Solution Sequence: 145

Action: Create

Available Subcases

- flutt1
- Untitled.SC1

Subcase Name: m05

Subcase Description: mach 0.5

Structural Load Cases

- A1:STATIC\_SUBCASE.SC1
- Default
- Load Case 1
- modes\_symm

Subcase Options

- Mach-Frequency Pairs...
- Flutter Parameters...
- Output Requests...
- Direct Text Input...
- Select Superelements...
- Real Eigenvalue...
- Complex Eigenvalue...

Apply Cancel

# Виды задания расчета флатера

Flutter Parameters

XZ Symmetry: Symmetric ▾

XY Symmetry: Asymmetric ▾

Method: PK ▾

Mach:

Reference Density = 1.1468E-007 (SL slug ft/in/in^3)

Dens. Ratio

Input:

	Velocity	Vector
1		NO
2		NO
3		NO
4		NO

Add Row... Delete...

Convergence Tolerance: Default

Number of Output Values: Default

Flutter Parameters

XZ Symmetry: Symmetric ▾

XY Symmetry: Asymmetric ▾

Method: PKNL ▾

Mach:

Reference Density = 1.1468E-007 (SL slug ft/in/in^3)

Dens. Ratio

Input:

	Mach	Dens. Ratio	Velocity	Vector
1				NO
2				NO
3				NO
4				NO

Add Row... Delete...

Convergence Tolerance: Default

Number of Output Values: Default

Flutter Parameters

XZ Symmetry: Symmetric ▾

XY Symmetry: Asymmetric ▾

Method: K ▾

Mach:

Reference Density = 1.1468E-007 (SL slug ft/in/in^3)

Dens. Ratio

Input:

	Reduced Frequency
1	
2	
3	
4	

Add Row... Delete...

Interpolation Method: Linear ▾

Number of Output Values: Default

PK и PKNL не происходит интерполяция M в расчетном интервале MK, используется ближайшее значение M

K и KE делает интерполяцию M и использует **Linear** или **Surface** метод

# Выбор скоростей

- Диапазон эксплуатационных режимов показывает что наименьшее значение TAS получается на высоте  $-50,000\text{ft}$  при  $M = 0.5$  и скорости  $7763\text{in/s}$ .
- Значения  $k$ -ряда от  $0.089 \dots 1.069$ .  
Соответствующий ряд скоростей от  $1000\text{in/s}$  до  $60,000\text{in/s}$ .

$$V_{\min} = f_{\min} \pi \bar{c} / k_{\max}$$

$$V_{\max} = f_{\max} \pi \bar{c} / k_{\min}$$

- Рассмотрим ряд скоростей от  $2000\text{in/s}$  до  $15,000\text{in/s}$  с шагом  $1000\text{in/s}$ .



# Таблица данных для расчета флаттера

Зададим расчетные случаи для  $M = 0.6$  и  $M = 0.7$ , изменять необходимо только эти значения.

Коэффициент плотности, соответствующий высоте  $-50,000\text{ft}$  равен  $3.5185$ .  
Остальные коэффициенты введем непосредственно в файл `.bdf`.

Flutter Parameters

XZ Symmetry: Symmetric

XY Symmetry: Asymmetric

Method: PK

Mach: 0.5

Reference Density = 1.1468E-007 (SL slug ft/in<sup>3</sup>)

Dens. Ratio: 3.5185

Input: 15000

	Velocity	Vector
12	13000.00	NO
13	14000.00	NO
14	15000.00	NO
15		NO

Add Row... Delete...

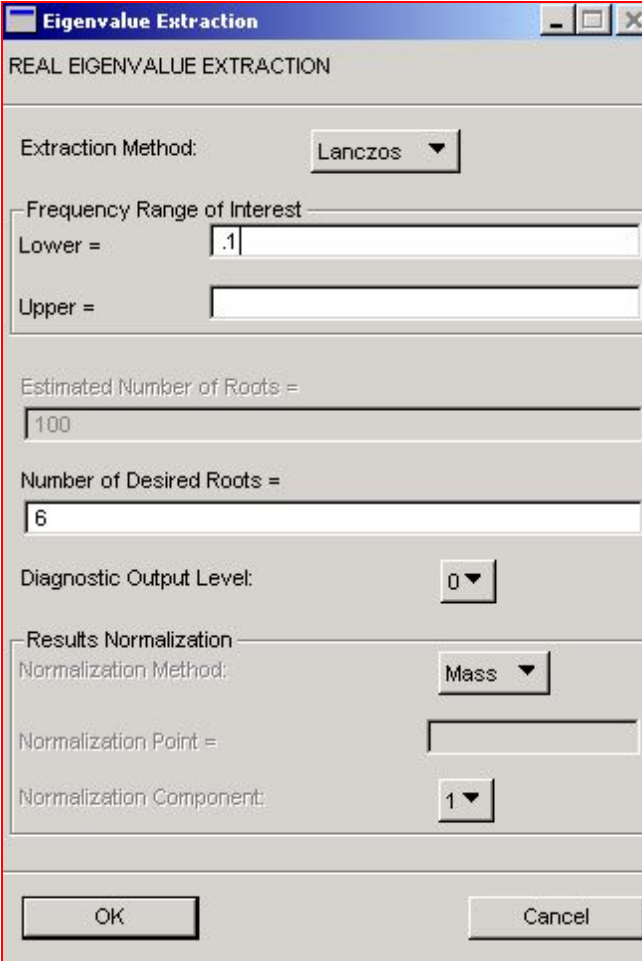
Convergence Tolerance: Default

Number of Output Values: 4

OK Cancel

# Параметры для действительный собственных значений

Параметры для действительный собственных значений задаются в Subcase Create.



**Eigenvalue Extraction**  
REAL EIGENVALUE EXTRACTION

Extraction Method: **Lanczos**

Frequency Range of Interest  
Lower = **.1**  
Upper =

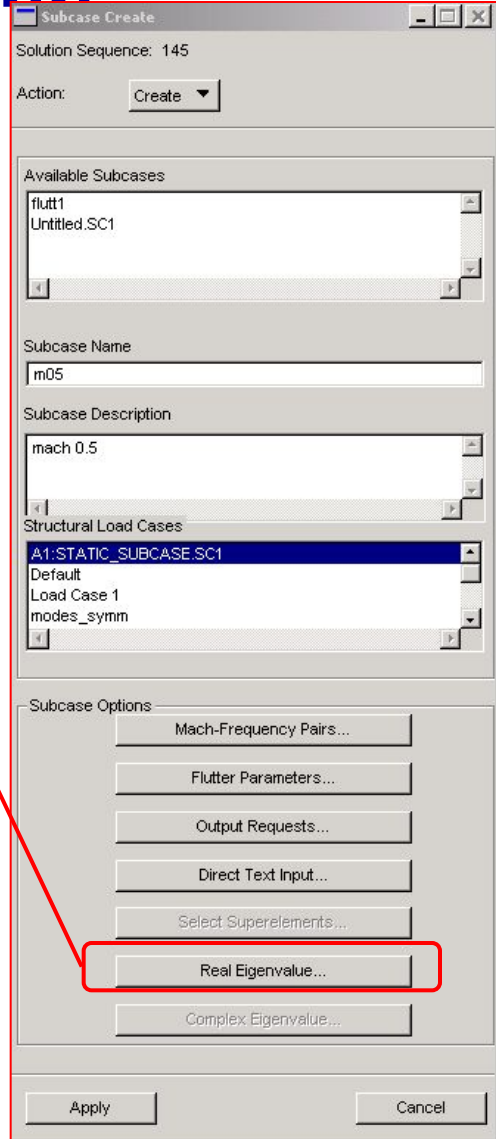
Estimated Number of Roots = **100**

Number of Desired Roots = **6**

Diagnostic Output Level: **0**

Results Normalization  
Normalization Method: **Mass**  
Normalization Point =  
Normalization Component: **1**

**OK** **Cancel**



**Subcase Create**  
Solution Sequence: 145  
Action: **Create**

Available Subcases  
flutt1  
Untitled.SC1

Subcase Name  
**m05**

Subcase Description  
mach 0.5

Structural Load Cases  
**A1:STATIC\_SUBCASE.SC1**  
Default  
Load Case 1  
modes\_symm

Subcase Options  
Mach-Frequency Pairs...  
Flutter Parameters...  
Output Requests...  
Direct Text Input...  
Select Superelements...  
**Real Eigenvalue...**  
Complex Eigenvalue...

**Apply** **Cancel**

# Выбор расчетных случаев и установка параметров расчета

The image displays three windows from the MSC Nastran software interface, illustrating the process of selecting subcases and setting job parameters for an aeroelastic analysis.

- Job Parameters Window:** Shows configuration options for the simulation, including:
  - Run Type: Full Run
  - Maximum Print Lines: 999999
  - Maximum Run Time: 600
  - Data Deck Echo: None
  - Buttons: Translation Parameters..., Direct Text Input..., OK, Cancel
- Subcase Select Window:** Shows the selection of subcases for the solution sequence (145).
  - Subcases For Solution Sequence: 145
  - Available subcases: m05, m05\_10, m05\_20, m05\_30, m05\_40, m05\_50, m05\_neg10, m05\_neg20, m05\_neg30
  - Selected subcases: m05, m05\_neg40, m05\_neg30, m05\_neg20, m05\_neg10, m05\_sl, m05\_10, m05\_20, m05\_30
  - Buttons: Select All, Unselect All, OK, Cancel
- Aeroelastic Model Window:** Shows the configuration for the aeroelastic model.
  - Aero: AeroSG2D
  - Structure: Entire Model
  - Solution Type: Flutter
  - Buttons: Target Databases..., Subcase Create..., Subcase Select..., Existing Jobs...
  - Job Name: flutt\_m05\_07
  - Job Description: MSC.Nastran Aeroelastic job created on 24-Sep-01 at 18:56:48
  - Buttons: Job Parameters..., Run, Cancel

Red boxes and arrows highlight the 'Subcase Select...' button in the Aeroelastic Model window, the 'Job Parameters...' button in the same window, and the 'Subcases Selected' list in the Subcase Select window.

# Исполняемые команды и команды для Case Control

```
SOL 145
CEND
SEALL = ALL
SUPER = ALL
TITLE = MSC.Nastran Aeroelastic job created on 25-Sep-01 at 15:25:36
ECHO = NONE
MAXLINES = 999999
AECONFIG = AeroSG2D
SUBCASE 1
$ Subcase name : m05
  SUBTITLE=A1:STATIC_SUBCASE.SC1
  METHOD = 1
  SPC = 2
  VECTOR (SORT1, REAL)=ALL
  SPCFORCES (SORT1, REAL)=ALL
  FMETHOD = 1
AESYMXX = Symmetric
AESYMY = Asymmetric
SUBCASE 2
$ Subcase name : m06
  SUBTITLE=A1:STATIC_SUBCASE.SC1
  METHOD = 1
  SPC = 2
  VECTOR (SORT1, REAL)=ALL
  SPCFORCES (SORT1, REAL)=ALL
  FMETHOD = 2
AESYMXX = Symmetric
AESYMY = Asymmetric
SUBCASE 3
$ Subcase name : m07
  SUBTITLE=A1:STATIC_SUBCASE.SC1
  METHOD = 1
  SPC = 2
  VECTOR (SORT1, REAL)=ALL
  SPCFORCES (SORT1, REAL)=ALL
  FMETHOD = 3
AESYMXX = Symmetric
AESYMY = Asymmetric
```

Как вы видите в Case Control определены три расчетных случая.

Каждый управляется картой **FMETHOD**

# Объект MKAERO2

```
$ MKAERO2 card
$
$ Mach-Frequency Pair .MRG_MK_7
MKAERO2 .5 .088825 .5 .233266 .5 .354726 .5 .456861
MKAERO2 .5 .542746 .5 .614966 .5 .700851 .5 .802986
MKAERO2 .5 .924446 .5 1.068887 .6 .088825 .6 .233266
MKAERO2 .6 .354726 .6 .456861 .6 .542746 .6 .614966
MKAERO2 .6 .700851 .6 .802986 .6 .924446 .6 1.068887
MKAERO2 .7 .088825 .7 .233266 .7 .354726 .7 .456861
MKAERO2 .7 .542746 .7 .614966 .7 .700851 .7 .802986
MKAERO2 .7 .924446 .7 1.068887
$
```

Карта переменной **MKAERO2** содержит значения пары М, К. Первое значение – М, второе – К.

# Объекты FLUTTER и FLFACT

```
$
$ Density Ratios
FLFACT 34      3.5185
$
$ Mach number sets
FLFACT 35      .5
$
$ Velocity sets
FLFACT 36      2000.  3000.  4000.  5000.  6000.  7000.  8000.
                9000. 10000. 11000. 12000. 13000. 14000. 15000.
FLUTTER 1      PK      34      35      36      4      .001
$
$ Density Ratios
FLFACT 37      3.5185
$
$ Mach number sets
FLFACT 38      .6
$
$ Velocity sets
FLFACT 39      2000.  3000.  4000.  5000.  6000.  7000.  8000.
                9000. 10000. 11000. 12000. 13000. 14000. 15000.
FLUTTER 2      PK      37      38      39      4      .001
$
$ Density Ratios
FLFACT 40      3.5185
$
$ Mach number sets
FLFACT 41      .7
$
```

Каждая карта **FMETHOD** in Case Control points to a **FLUTTER** card in Bulk Data

Карта **FLUTTER** содержит 3 карты **FLFACT** которые содержат коэффициент плотности, число маха и скорости.

# Редактирование коэффициентов ПЛОТНОСТИ

```
$
$ Density Ratios
FLFACT 34      3.5185  2.8135  2.2220  1.7308  1.3273  1.0      0.7384
          0.5326  0.3739  0.2446  0.1517

$
$ Mach number sets
FLFACT 35      .5

$
$ Velocity sets
FLFACT 36      2000.   3000.   4000.   5000.   6000.   7000.   8000.
          9000.  10000.  11000.  12000.  13000.  14000.  15000.
FLUTTER 1      PK      34      35      36      4      .001

$
$ Density Ratios
FLFACT 37      3.5185  2.8135  2.2220  1.7308  1.3273  1.0      0.7384
          0.5326  0.3739  0.2446  0.1517

$
$ Mach number sets
FLFACT 38      .6

$
$ Velocity sets
FLFACT 39      2000.   3000.   4000.   5000.
          9000.  10000.  11000.  12000.  13000.
FLUTTER 2      PK      37      38      39

$
$ Density Ratios
FLFACT 40      3.5185  2.8135  2.2220  1.7308  1.3273  1.0      0.7384
          0.5326  0.3739  0.2446  0.1517

$
```

Карта **FLFACT** может также содержать и список значений плотности.

Внимание: проверьте правильность ваших коэффициентов на соответствие параметрам атмосферы, данные значения приведены в качестве примера.

# Результаты

- На следующей странице обсуждаются результаты, выводимые в файл .f06.
- Графики  $V-g$  и  $V-f$  могут быть получены с помощью функций Nastran.
- Альтернативный метод предусматривает создание файла .rch для постпроцессинга в ином программном обеспечении.
- Значения комплексных собственных векторов для полученных корней уравнения флаттера могут быть записаны в файл .xdb. В Patran можно произвести анимацию этих векторов на соответствующих отрицательных скоростях.



# Результаты представленные в файле .f06

- Ниже представлены результаты полученные при  $M = 0.5$  и изменении высоты от  $-50000ft$  до  $-10000ft$ , для первого тона. При этом числе Маха не были найдены точки пересечения, соответствующие высоте равной уровню моря
- Результаты, аналогичные, полученным для первого тона, были получены и для всего исследуемого ряда ( $M = 0.5 \dots M = 0.7$ ).
- Точки пересечения выделены и обозначены как Point A ... Point E.
- Для второго тона тоже были найдены точки пересечения, но они не представлены здесь.

# Ton 1, M = 0.5: -50,000ft и -40,000ft

FLUTTER SUMMARY						
POINT =	1	CONFIGURATION = AEROSG2D	XY-SYMMETRY = ASYMMETRIC	XZ-SYMMETRY = SYMMETRIC		
		MACH NUMBER = 0.5000	DENSITY RATIO = 3.5185E+00	METHOD = PK		
KFREQ	1./KFREQ	VELOCITY	DAMPING	FREQUENCY	COMPLEX	EIGENVALUE
0.5248	1.9055228E+00	2.0000000E+03	-2.0015022E-02	3.5167568E+00	-2.2113031E-01	2.2096436E+01
0.3457	2.8925953E+00	3.0000000E+03	-3.3808935E-02	3.4750423E+00	-3.6909783E-01	2.1834335E+01
0.2549	3.9236519E+00	4.0000000E+03	-5.2377101E-02	3.4158282E+00	-5.6206608E-01	2.1462282E+01
0.1992	5.0196824E+00	5.0000000E+03	-7.8429960E-02	3.3374927E+00	-8.2234150E-01	2.0970085E+01
0.1610	6.2119079E+00	6.0000000E+03	-1.1671070E-01	3.2363296E+00	-1.1866245E+00	2.0334459E+01
0.1323	7.5598645E+00	7.0000000E+03	-1.7789914E-01	3.1024914E+00	-1.7339410E+00	1.9493528E+01
0.1085	9.2194691E+00	8.0000000E+03	-2.9281268E-01	2.9074390E+00	-2.6745479E+00	1.8267979E+01
0.0837	1.1942545E+01	9.0000000E+03	-5.9436864E-01	2.5250626E+00	-4.7149591E+00	1.5865437E+01
0.0160	6.2534874E+01	1.0000000E+04	-5.5602641E+00	5.3580189E-01	-9.3594332E+00	3.3665426E+00
0.0000	9.9999996E+24	1.1000000E+04	9.8607808E-02	0.0000000E+00	7.9140964E+00	0.0000000E+00
0.0000	9.9999996E+24	1.2000000E+04	1.9854583E-01	0.0000000E+00	1.7383585E+01	0.0000000E+00
0.0000	9.9999996E+24	1.3000000E+04	2.8284341E-01	0.0000000E+00	2.6827906E+01	0.0000000E+00
0.0000	9.9999996E+24	1.4000000E+04	3.5268661E-01	0.0000000E+00	3.6025860E+01	0.0000000E+00
0.0000	9.9999996E+24	1.5000000E+04	4.0851015E-01	0.0000000E+00	4.4708637E+01	0.0000000E+00
..						
POINT =	5	MACH NUMBER = 0.5000	DENSITY RATIO = 2.8135E+00	METHOD = PK		
KFREQ	1./KFREQ	VELOCITY	DAMPING	FREQUENCY	COMPLEX	EIGENVALUE
0.5265	1.8992833E+00	2.0000000E+03	-1.5656147E-02	3.5283105E+00	-1.7354079E-01	2.2169029E+01
0.3477	2.8761301E+00	3.0000000E+03	-2.5953239E-02	3.4949360E+00	-2.8495789E-01	2.1959332E+01
0.2572	3.8874772E+00	4.0000000E+03	-3.9249603E-02	3.4476142E+00	-4.2511243E-01	2.1661999E+01
0.2021	4.9485006E+00	5.0000000E+03	-5.7010908E-02	3.3855007E+00	-6.0636026E-01	2.1271729E+01
0.1645	6.0793328E+00	6.0000000E+03	-8.1416376E-02	3.3069057E+00	-8.4583080E-01	2.0777903E+01
0.1368	7.3119307E+00	7.0000000E+03	-1.1653098E-01	3.2076907E+00	-1.1743128E+00	2.0154516E+01
0.1148	8.7078142E+00	8.0000000E+03	-1.7134531E-01	3.0782745E+00	-1.6570264E+00	1.9341370E+01
0.0959	1.0422854E+01	9.0000000E+03	-2.6987198E-01	2.8932261E+00	-2.4529576E+00	1.8178677E+01
0.0764	1.3092381E+01	1.0000000E+04	-5.0049430E-01	2.5592217E+00	-4.0239906E+00	1.6080065E+01
0.0397	2.5170963E+01	1.1000000E+04	-1.6141845E+00	1.4642639E+00	-7.4254441E+00	9.2002420E+00
0.0000	9.9999996E+24	1.2000000E+04	6.3596070E-02	0.0000000E+00	5.5681233E+00	0.0000000E+00
0.0000	9.9999996E+24	1.3000000E+04	1.5564397E-01	0.0000000E+00	1.4762944E+01	0.0000000E+00
0.0000	9.9999996E+24	1.4000000E+04	2.3099893E-01	0.0000000E+00	2.3595835E+01	0.0000000E+00
0.0000	9.9999996E+24	1.5000000E+04	2.9502261E-01	0.0000000E+00	3.2288204E+01	0.0000000E+00

Pt A

Pt B

# Ton 1, M = 0.5: -30,000ft и -20,000ft

```

.....
POINT = 9 MACH NUMBER = 0.5000 DENSITY RATIO = 2.2220E+00 METHOD = PK

KFREQ      1./KFREQ      VELOCITY      DAMPING      FREQUENCY      COMPLEX      EIGENVALUE
0.5280     1.8940805E+00     2.0000000E+03     -1.2134661E-02     3.5380020E+00     -1.3487630E-01     2.2229923E+01
0.3494     2.8624496E+00     3.0000000E+03     -1.9787800E-02     3.5116396E+00     -2.1830180E-01     2.2064283E+01
0.2592     3.8576853E+00     4.0000000E+03     -2.9299384E-02     3.4742391E+00     -3.1979236E-01     2.1829288E+01
0.2045     4.8907447E+00     5.0000000E+03     -4.1477069E-02     3.4254808E+00     -4.4635406E-01     2.1522932E+01
0.1674     5.9752741E+00     6.0000000E+03     -5.7352629E-02     3.3644955E+00     -6.0621011E-01     2.1139750E+01
0.1403     7.1300001E+00     7.0000000E+03     -7.8594670E-02     3.2895389E+00     -8.1222808E-01     2.0668783E+01
0.1193     8.3846073E+00     8.0000000E+03     -1.0829032E-01     3.1969349E+00     -1.0876104E+00     2.0086935E+01
0.1021     9.7943335E+00     9.0000000E+03     -1.5276782E-01     3.0788898E+00     -1.4776648E+00     1.9345236E+01
0.0871     1.1486335E+01     1.0000000E+04     -2.2715050E-01     2.9170580E+00     -2.0816545E+00     1.8328417E+01
0.0721     1.3869401E+01     1.1000000E+04     -3.7700710E-01     2.6574280E+00     -3.1474650E+00     1.6697113E+01
0.0514     1.9460722E+01     1.2000000E+04     -8.1357807E-01     2.0660880E+00     -5.2807784E+00     1.2981614E+01
0.0000     9.9999996E+24     1.3000000E+04     2.3165774E-03     0.0000000E+00     2.1972905E-01     0.0000000E+00
0.0000     9.9999996E+24     1.4000000E+04     1.0236141E-01     0.0000000E+00     1.0455905E+01     0.0000000E+00
0.0000     9.9999996E+24     1.5000000E+04     1.7129967E-01     0.0000000E+00     1.8747576E+01     0.0000000E+00

```

Pt C

0.0000  
0.0000

1.0236141E-01  
1.7129967E-01

0.0000000E+00  
0.0000000E+00

```

.....
POINT = 13 MACH NUMBER = 0.5000 DENSITY RATIO = 1.7308E+00 METHOD = PK

KFREQ      1./KFREQ      VELOCITY      DAMPING      FREQUENCY      COMPLEX      EIGENVALUE
0.5292     1.8897933E+00     2.0000000E+03     -9.3038883E-03     3.5460286E+00     -1.0364697E-01     2.2280355E+01
0.3507     2.8511844E+00     3.0000000E+03     -1.4958534E-02     3.5255141E+00     -1.6567668E-01     2.2151459E+01
0.2609     3.8332427E+00     4.0000000E+03     -2.1747116E-02     3.4963925E+00     -2.3887558E-01     2.1968483E+01
0.2064     4.8440061E+00     5.0000000E+03     -3.0113488E-02     3.4585323E+00     -3.2719210E-01     2.1730600E+01
0.1697     5.8928776E+00     6.0000000E+03     -4.0556781E-02     3.4115388E+00     -4.3467402E-01     2.1435331E+01
0.1430     6.9915576E+00     7.0000000E+03     -5.3794511E-02     3.3546765E+00     -5.6694180E-01     2.1078054E+01
0.1226     8.1561832E+00     8.0000000E+03     -7.0996225E-02     3.2864690E+00     -7.3301810E-01     2.0649494E+01
0.1063     9.4115114E+00     9.0000000E+03     -9.4169609E-02     3.2041266E+00     -9.4791704E-01     2.0132122E+01
0.0926     1.0800510E+01     1.0000000E+04     -1.2707970E-01     3.1022887E+00     -1.2385350E+00     1.9492256E+01
0.0806     1.2410323E+01     1.1000000E+04     -1.7764316E-01     2.9698608E+00     -1.6574273E+00     1.8660187E+01
0.0692     1.4461029E+01     1.2000000E+04     -2.6533854E-01     2.7804081E+00     -2.3177083E+00     1.7469820E+01
0.0563     1.7746962E+01     1.3000000E+04     -4.5110229E-01     2.4544027E+00     -3.4783297E+00     1.5421468E+01
0.0353     2.8367121E+01     1.4000000E+04     -1.0730885E+00     1.6536337E+00     -5.5747414E+00     1.0390087E+01
0.0000     9.9999996E+24     1.5000000E+04     3.2813221E-02     0.0000000E+00     3.5911825E+00     0.0000000E+00

```

Pt D

# ToH 1, M = 0.5: -10,000ft

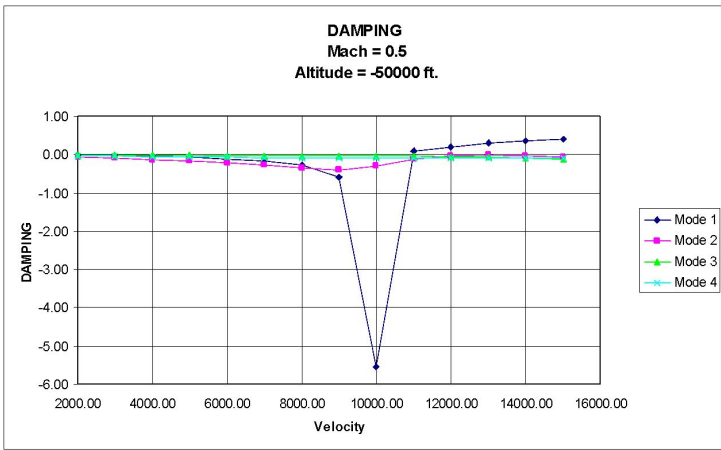
```
.....  
CONFIGURATION = AEROSG2D      XY-SYMMETRY = ASYMMETRIC      XZ-SYMMETRY = SYMMETRIC  
POINT = 17      MACH NUMBER = 0.5000      DENSITY RATIO = 1.3273E+00      METHOD = PK  
  
KFREQ      1./KFREQ      VELOCITY      DAMPING      FREQUENCY      COMPLEX      EIGENVALUE  
0.5301      1.8862758E+00      2.0000000E+03      -7.0417374E-03      3.5526409E+00      -7.8592487E-02      2.2321901E+01  
0.3519      2.8420136E+00      3.0000000E+03      -1.1186195E-02      3.5368907E+00      -1.2429507E-01      2.2222940E+01  
0.2622      3.8134005E+00      4.0000000E+03      -1.6010020E-02      3.5145853E+00      -1.7677295E-01      2.2082790E+01  
0.2081      4.8063788E+00      5.0000000E+03      -2.1754004E-02      3.4856079E+00      -2.3821418E-01      2.1900721E+01  
0.1716      5.8275118E+00      6.0000000E+03      -2.8659945E-02      3.4498055E+00      -3.1061316E-01      2.1675768E+01  
0.1453      6.8844190E+00      7.0000000E+03      -3.7044190E-02      3.4068835E+00      -3.9648545E-01      2.1406080E+01  
0.1252      7.9866099E+00      8.0000000E+03      -4.7379721E-02      3.3562479E+00      -4.9957010E-01      2.1087929E+01  
0.1093      9.1468325E+00      9.0000000E+03      -6.0378928E-02      3.2968433E+00      -6.2536502E-01      2.0714678E+01  
0.0963      1.0383610E+01      1.0000000E+04      -7.7175222E-02      3.2268453E+00      -7.8235871E-01      2.0274868E+01  
0.0853      1.1726433E+01      1.1000000E+04      -9.9699713E-02      3.1430643E+00      -9.8445767E-01      1.9748455E+01  
0.0756      1.3227665E+01      1.2000000E+04      -1.3152270E-01      3.0396569E+00      -1.2559582E+00      1.9098728E+01  
0.0667      1.4994147E+01      1.3000000E+04      -1.7995365E-01      2.9050128E+00      -1.6423231E+00      1.8252735E+01  
0.0578      1.7290926E+01      1.4000000E+04      -2.6216343E-01      2.7129159E+00      -2.2343867E+00      1.7045753E+01  
0.0476      2.1013844E+01      1.5000000E+04      -4.2792672E-01      2.3917305E+00      -3.2153745E+00      1.5027687E+01
```

Pt D

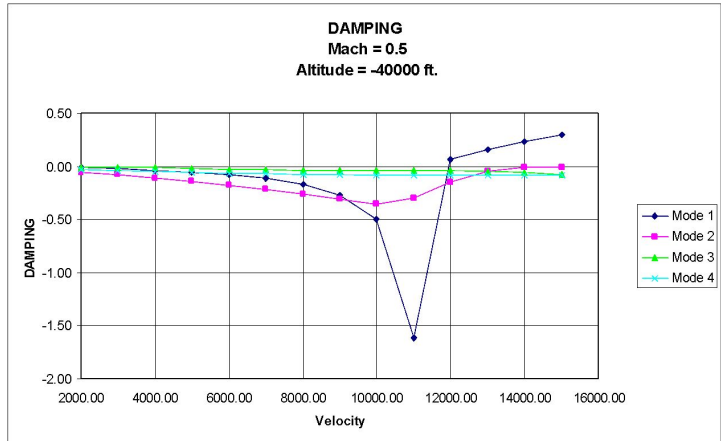
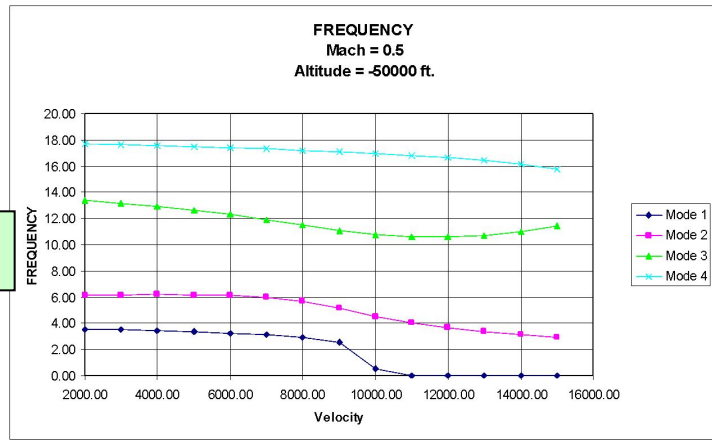


# Графики $V-g$ и $V-f$

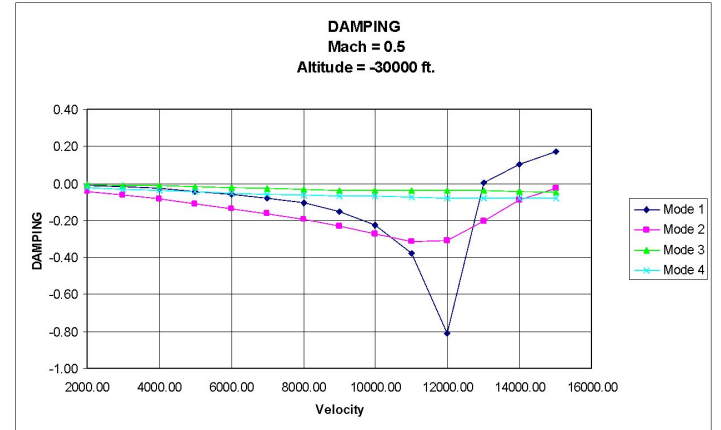
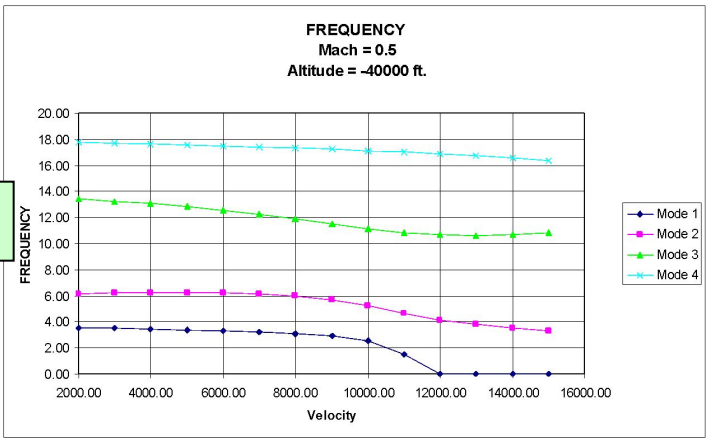
- На следующей странице представлены графики  $V-g$  и  $V-f$ , на которых изображены точки пересечения А ... Е.



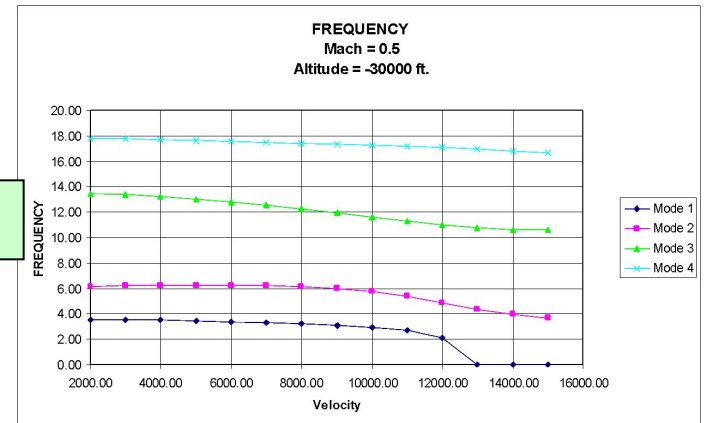
Pt A

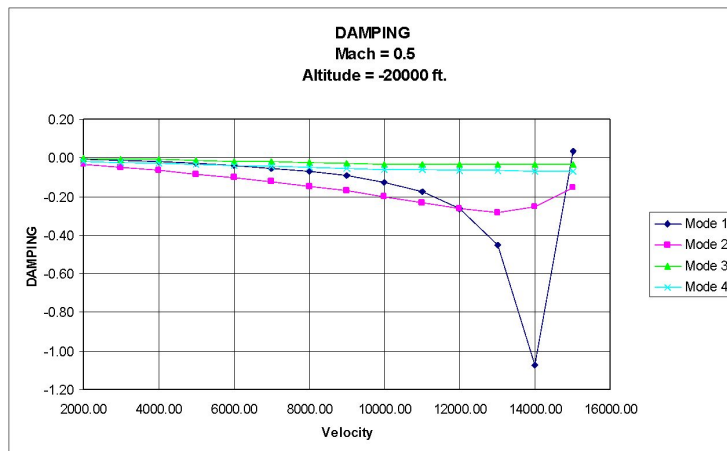


Pt B

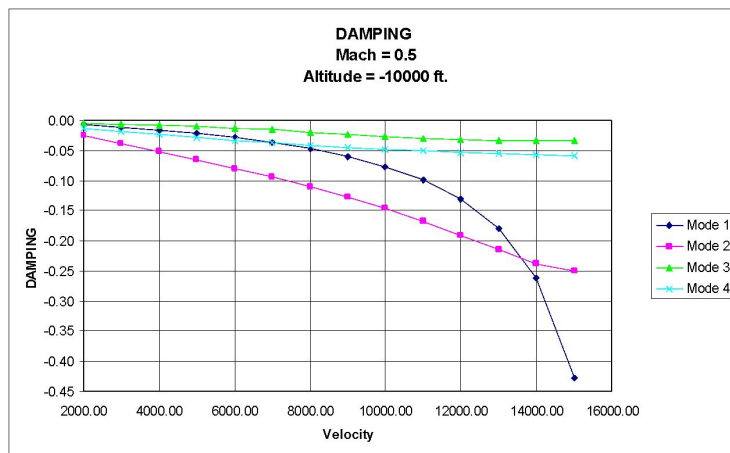
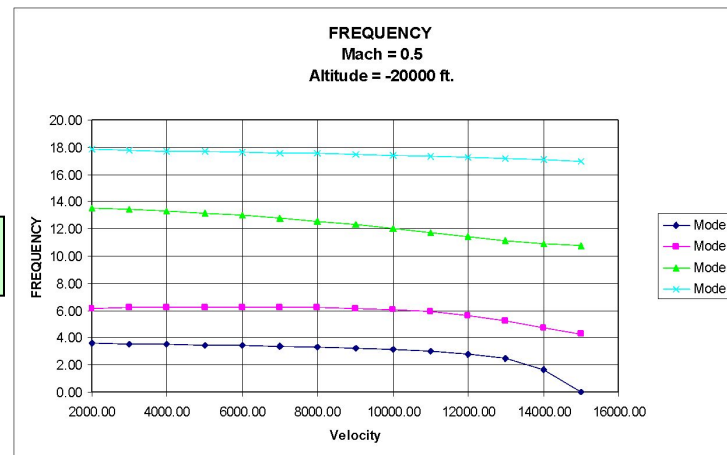


Pt C

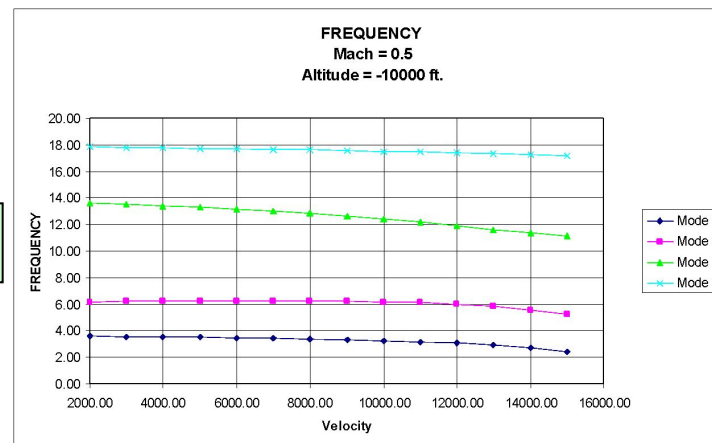




Pt D



Pt E



# Пояснения к графикам V-g и V-f

- Как видно из графиков для точек А ... D, для первого тона наблюдается сначала быстрый спад демпфирования, а потом резкий рост до положительных значений.
- Из графиков для точек А ... D видно, что частота, при пересечении значений демпфирования нуля, падает до нуля. Это означает статическую дивергенцию.
- В точке E наблюдается такая же тенденция, однако расчет ограничивается скоростью  $15000\text{ft/s}$ , что приводит к неполному отображению характера изменения кривых.

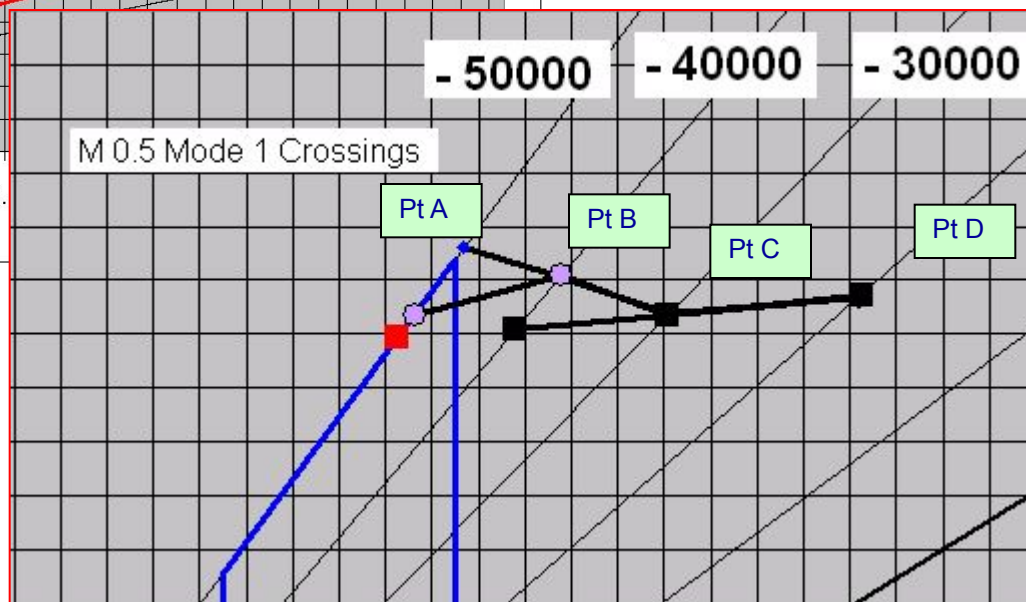
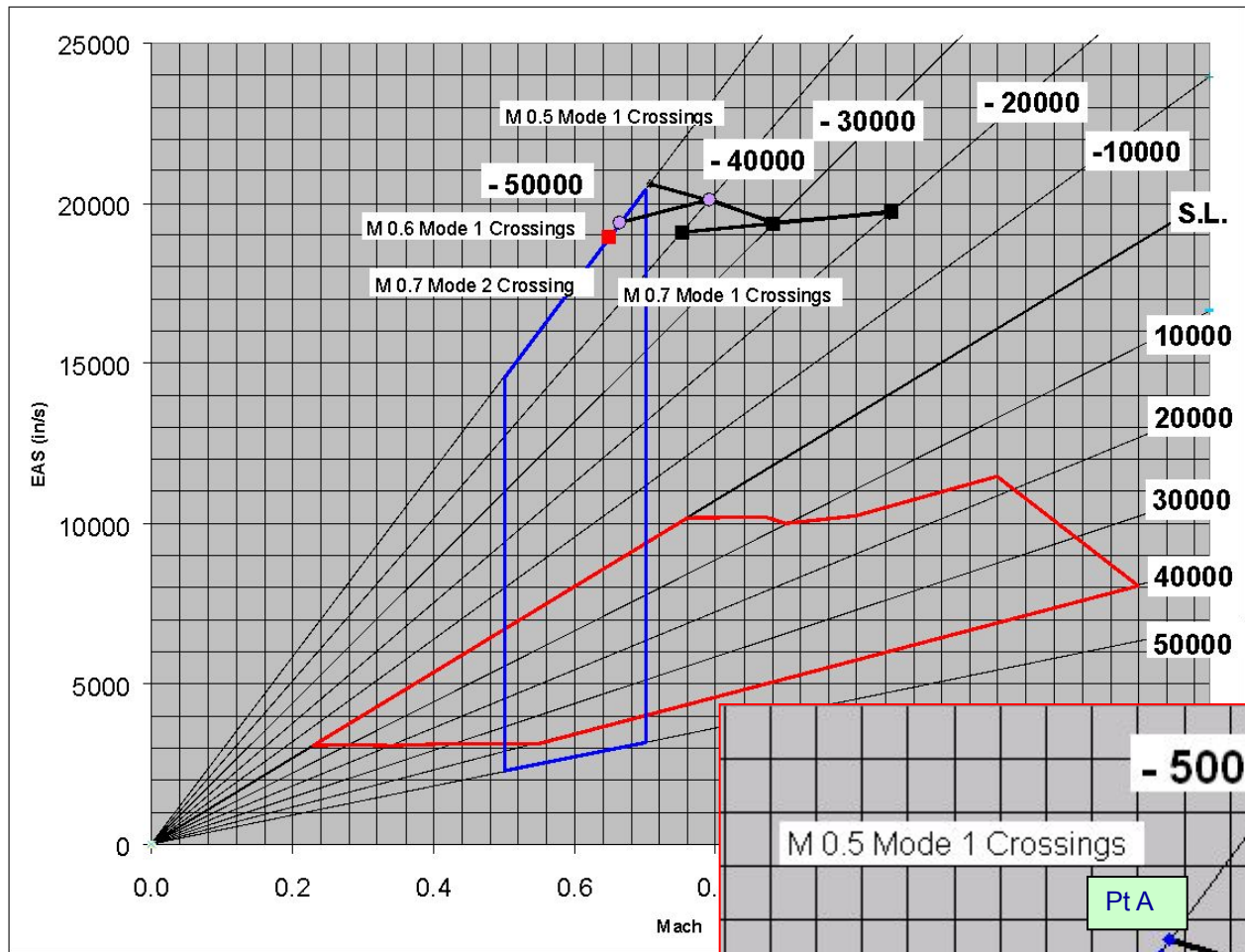


# Пояснения к графикам V-g и V-f

- Для других тонов, для первых нескольких графиков V-g, наблюдается аналогичная картина, но для построения остальных графиков картина немного изменяется из-за ограниченного числа значений скоростей.
- Сопоставьте все полученные результаты с приведенными графиками.

# Проверка точек согласования

- Точки пересечения A ... D первого тона, изображенные на диаграмме *M*-EAS, размещены по высоте и TAS.
- Кривые, соединяющие точки не должны пересекать линию  $M = 0.5$ .
- Таким образом, первый тон не имеет точки согласования в рассмотренной области исследования.



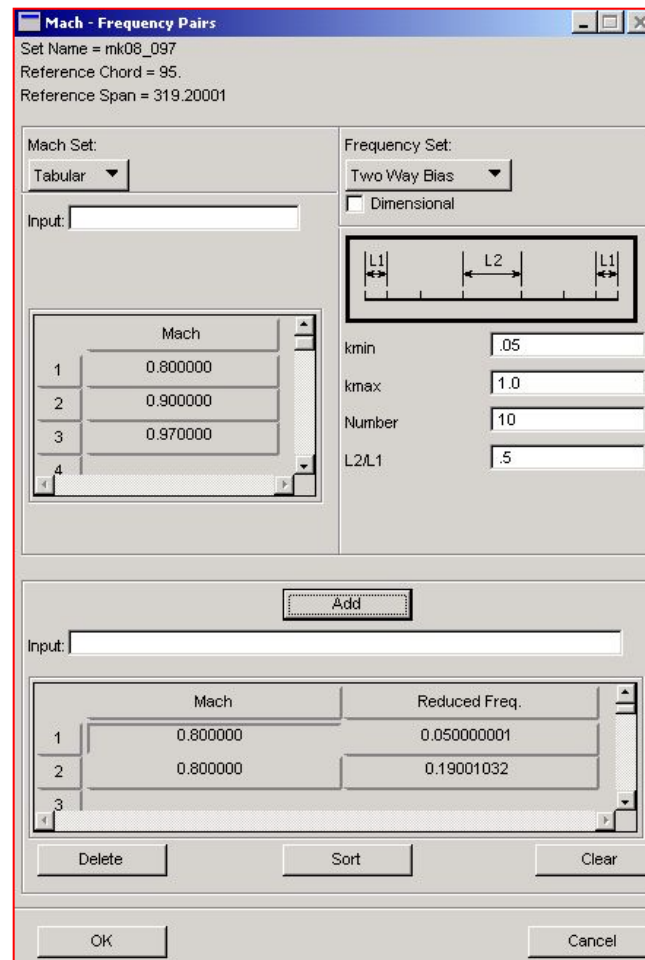
# Расчет флаттера во второй области исследования

Теперь мы исследуем диапазон эксплуатационных режимов для чисел Маха 0.8 ... 0.97.

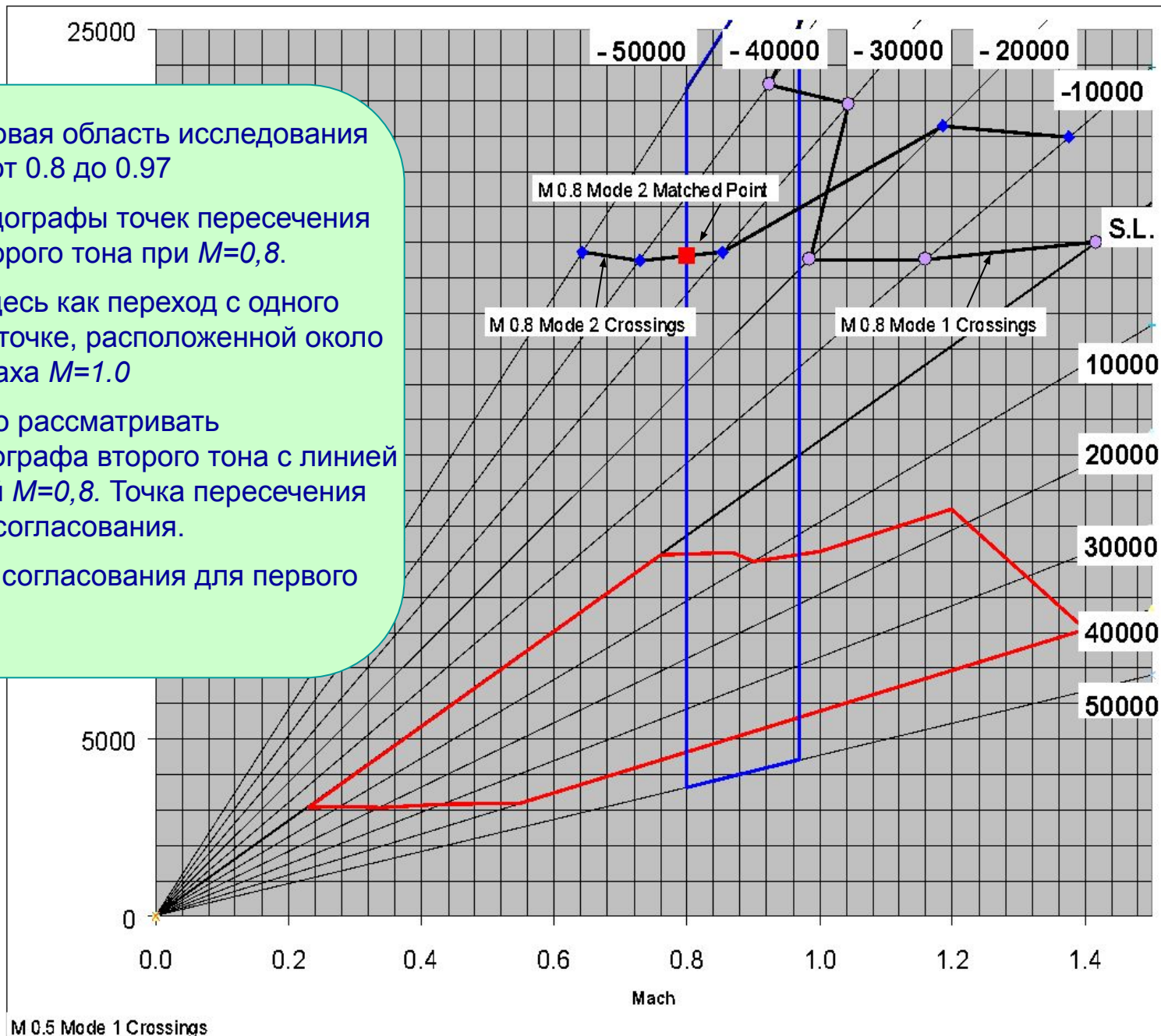
Посчитанные значения  $k_{min}$  и  $k_{max}$  представлены в таблице. Мы выбрали ряд значений от .05 до 1.0 со смещением относительно центра.

Ряд скоростей выбран от  $4000in/s$  до  $21000in/s$

Investigation 2 bdy					wc/2V	rad/s
M	alt	TAS	EAS		K w min	k w max
0.8	50000	9322	3631	0.1121004	0.570693	
0.8	-50000	12422	23301	0.0841249	0.428272	
0.97	-50000	15062	28252	0.0693799	0.353207	
0.97	50000	11303	4403	0.0924533	0.470672	

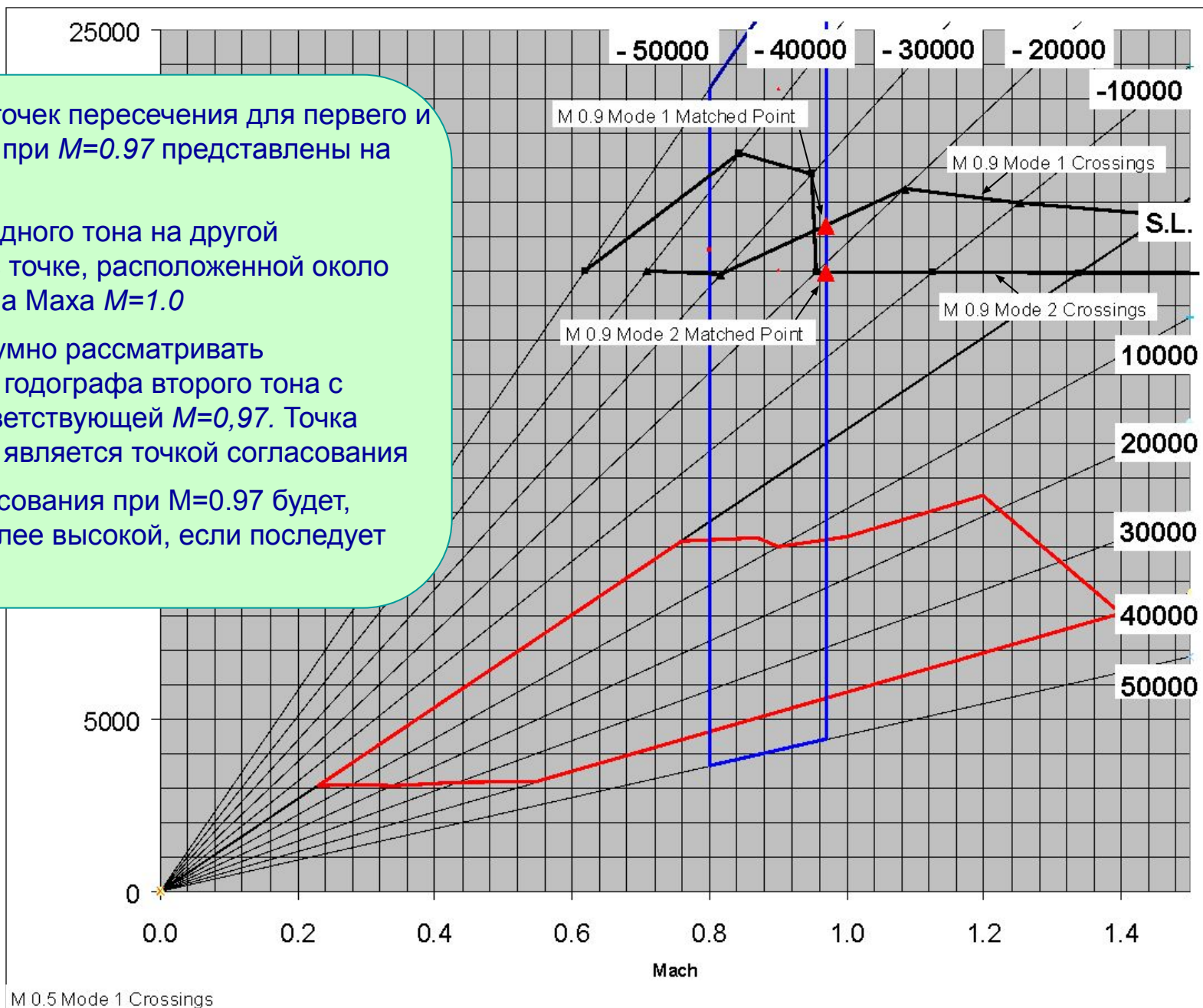


- Представлена новая область исследования для чисел Маха от 0.8 до 0.97
- Изображены годографы точек пересечения для первого и второго тона при  $M=0,8$ .
- Это выглядит здесь как переход с одного тона на другой в точке, расположенной около значения числа Маха  $M=1.0$
- Однако, разумно рассматривать пересечение годографа второго тона с линией соответствующей  $M=0,8$ . Точка пересечения является точкой согласования.
- Здесь нету точек согласования для первого тона при  $M=0,8$

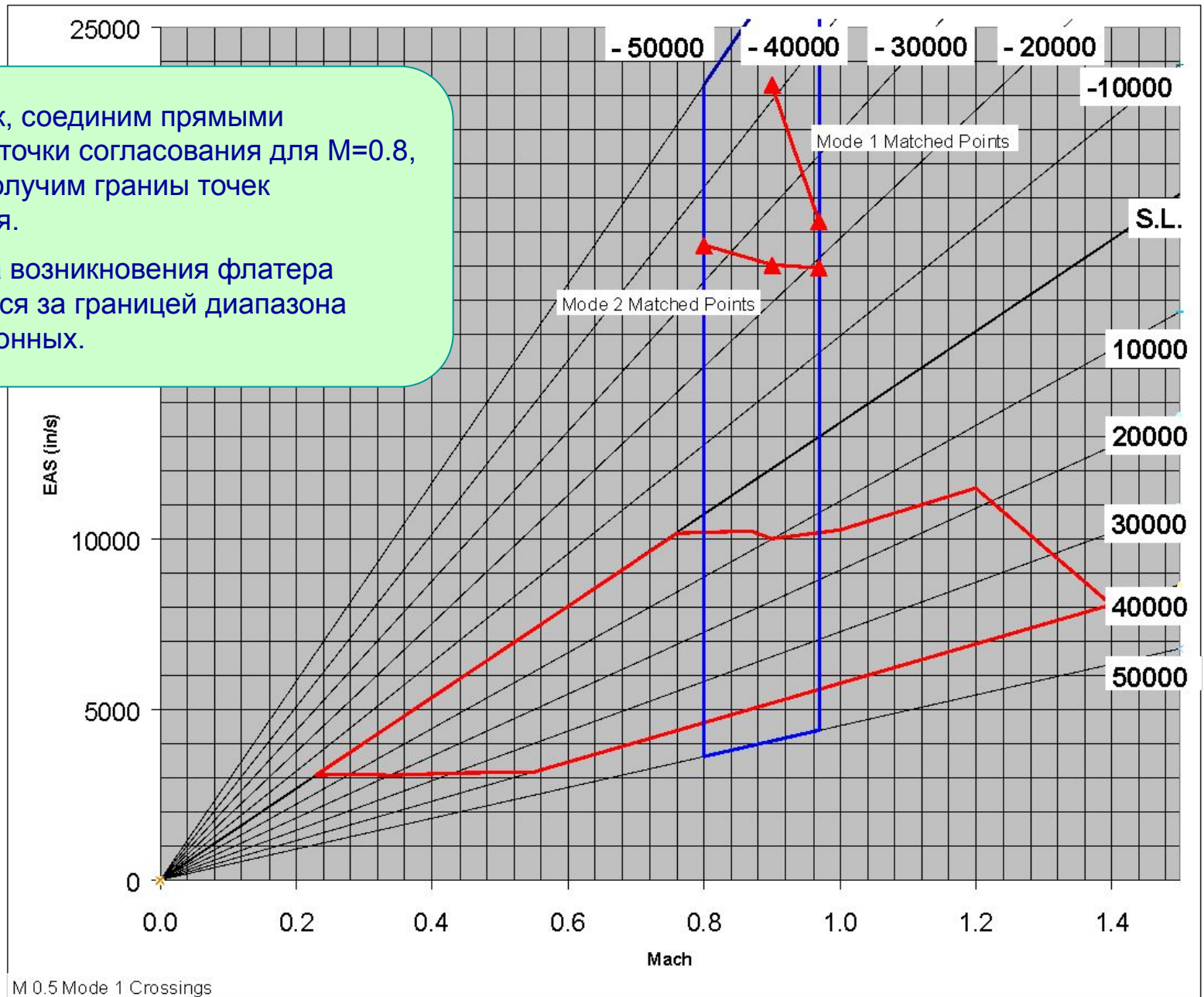




- Годографы точек пересечения для первого и второго тона при  $M=0.97$  представлены на рисунке.
- Переход с одного тона на другой происходит в точке, расположенной около значения числа Маха  $M=1.0$
- Однако, разумно рассматривать пересечение годографа второго тона с линией соответствующей  $M=0,97$ . Точка пересечения является точкой согласования
- Точка согласования при  $M=0.97$  будет, вероятно, более высокой, если последует смена тона



- Напоследок, соединим прямыми полученные точки согласования для  $M=0.8$ ,  $0.9$ ,  $0.97$  и получим грани точек согласования.
- Оба режима возникновения флатера располагаются за границей диапазона эксплуатационных.



M 0.5 Mode 1 Crossings



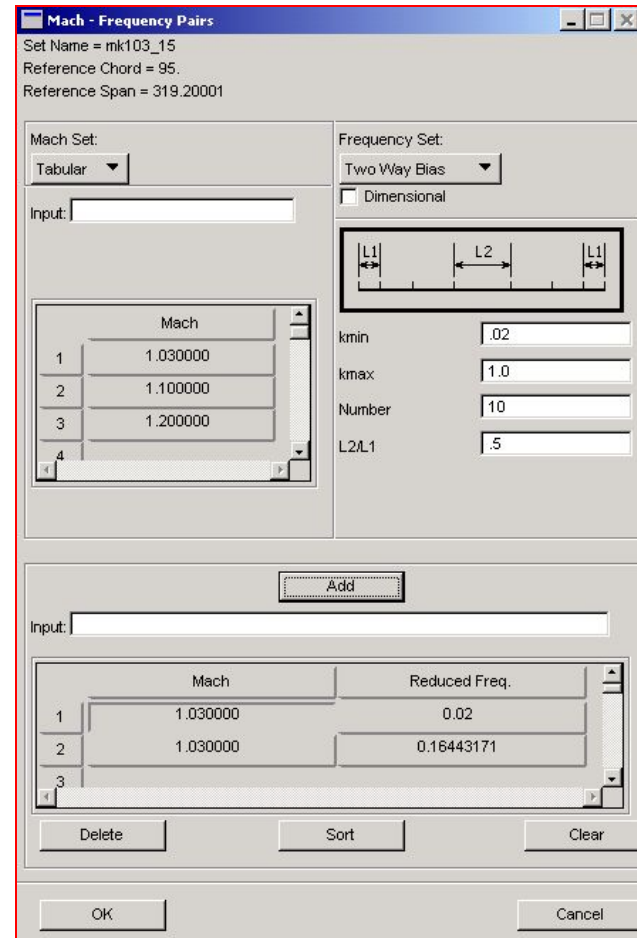
# Расчет флаттера в третьей области исследования

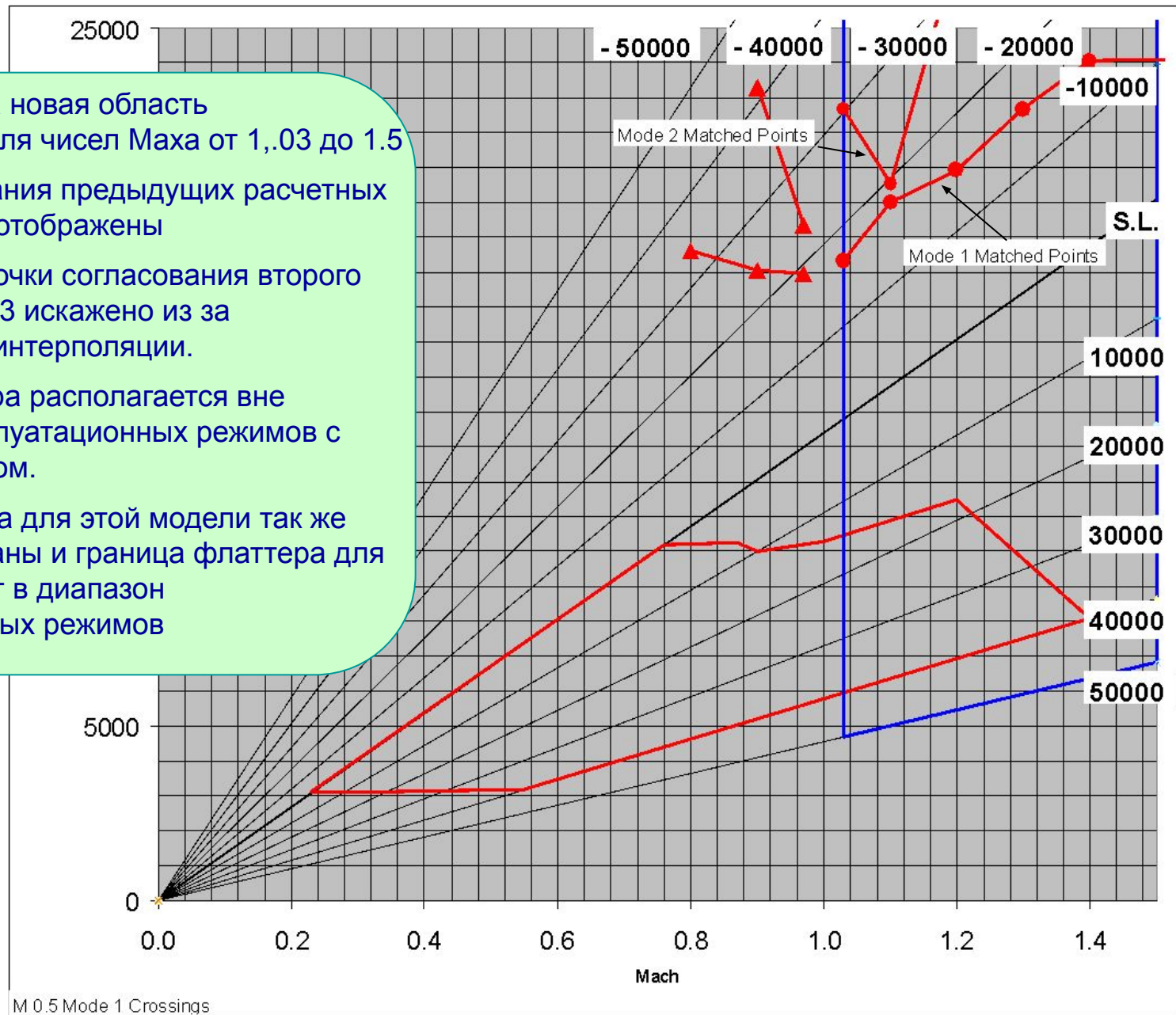
Теперь мы исследуем диапазон эксплуатационных режимов для чисел Маха 1.03 ... 1.5.

Посчитанные значения  $k_{min}$  и  $k_{max}$  представлены в таблице. Мы выбрали ряд значений от .02 до 1.0 со смещением относительно центра.

Ряд скоростей выбран от 6000in/s до 30000in/s

Investigation 3 bdy					wc/2V	rad/s
M	alt	TAS	EAS		K w min	k w max
1.03	50000	9322	4675		0.1121	0.570693
1.03	-50000	15993	30000		0.065341	0.332646
1.5	-50000	23291	43689		0.044867	0.228414
1.5	50000	17480	6809		0.059783	0.304348
1.03	50000	12003	4675		0.087062	0.443223





- Представлена новая область исследования для чисел Маха от 1,03 до 1.5
- Точки согласования предыдущих расчетных случаев так же отображены
- Размещение точки согласования второго тона при  $M=1.03$  искажено из за недостаточной интерполяции.
- Граница флатера располагается вне диапазона эксплуатационных режимов с большим запасом.
- Остальные тона для этой модели так же были исследованы и граница флаттера для них не попадает в диапазон эксплуатационных режимов

# Объект FLUTTER из Bulk Data

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
FLUTTER	SID	METHOD	DENS	MACH	RFREQ(VEL)	IMETH	NVALUE	EPS	
FLUTTER	1	PK	4	5	6			.001	

## Поле Содержание

SID Порядковый номер

METHOD Метод расчета

DENS FLFACT ID для коэффициентов плотности

MACH FLFACT ID для чисел Маха

RFREQ(VEL) FLFACT ID for Reduced Frequency or Velocity Values

IMETH Метод аэродинамической интерполяции

NVALUE Число выводимых тонов – полезно ограничивать число используемых тонов, используйте осторожно.

EPS Проверка сходимости

# Объект FLUTTER из Bulk Data

- SID ссылается на FMETHOD из Case Control  
FMETHOD = SID
- Расчетная плотность = RHOREF\*плотность из  
объекта FLFACT ссылающегося на DENS
- RHOREF задается в объекте AERO из bulk data.

# Объект FLFACT из Bulk Data

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
FLFACT	SID	F1	F2	F3	ETC.				
FLFACT	4	1.0							
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
FLFACT	SID	F1	F2	F3	ETC.				
FLFACT	6	1339.0	2678.0	etc.					

SID Порядковый номер

F1 F2 F3 Факторы расчета флаттера

- FLFACT основная карта, связывающая данные для расчета флаттера.
- Факторы расчета используются в порядке в котором они заданы
- Альтернативная форма для задания приведенной частоты описана в MSC.NASTRAN Quick Reference Guide

# Объект MKAERO2 из Bulk Data

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
MKAERO2	M1	K1	M2	K2	M3	K3	M4	K4	
MKAERO2	0.0	0.1	0.0	1.0	0.8	0.1	0.8	0.2	

Поле    Содержание

M1 M2 M3    Числа Маха

K1 K2 K3    Приведенные частоты

# Объект МКАЕR02 из Bulk Data

- Числа Маха могут только быть  $\geq 0.0$ ,
  - ◆ Сверхзвуковые значения чисел Маха и активируют метод Зона51 (если включена опция Aero II)
  - ◆ Дозвуковые – метод дипольных решеток
- Приведенная частота должна быть  $> 0.0$
- Перенос не допускается. Дополнительные данные могут быть заданы с использованием дополнительных объектов.
- Все значения M и K будут использоваться при вычислении аэродинамических матриц

# Объект МКАЕR01 из Bulk Data

Альтернативная форма ввода, не поддерживается в FLDS

1	2	3	4	5	6				
МКАЕR01	M1	M2	M3	ETC.					CONT
+K1	K1	K2	K3	ETC.					
+K1	0.01	0.10	0.50	1.00					

Поле      Содержание

M1 M2 M3      Числа Маха

K1 K2 K3      Приведенная частота



# Объект МКАЕR01 из Bulk Data

- Числа Маха могут только быть  $\geq 0.0$ ,
  - ◆ Сверхзвуковые значения чисел Маха и активируют метод Зона51 (если включена опция Aero II)
  - ◆ Дозвуковые – метод дипольных решеток
- Приведенная частота должна быть  $> 0.0$
- Требуется один и только один перенос.  
Дополнительные данные могут быть заданы с использование дополнительных объектов.
- Все значения M и K будут использоваться при вычислении аэродинамических матриц

# Объект EIGRL из Bulk Data Entry

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
EIGRL	SID	V1	V2	ND	MSGVLV	MAXSET	SHFSCL	NORM	
EIGRL <u>Поле Содержание</u>	1	0.1	3.2	10					

SID Порядковый номер (Единственный и целочисленный > 0)

V1 V2 Для виброрасчета: Ряд интересующих частот. Для расчета на продольный изгиб:  
Ряд интересующих собственных значений. Смотри замечание 4. (Действительное число или не заполняется,  $V1 < V2$ )

ND Число искомых корней. Смотри замечание 4. (Целое число > 0 или не заполняется)

MSGVLV Уровень диагностики. ( $0 < \text{Целое число} < 3$ ; По умолчанию = 1)

MAXSET Количество векторов в блоке или ряде. ( $1 < \text{Целое число} < 15$ ; По умолчанию = 7)

SHFSCL Оценка собственной частоты первого упругого тона. Смотри замечание 10.  
(Действительное число или не заполняется)

NORM Метод нормирования собственных векторов (Значение: "MASS", "MAX")

MASS Нормирование по обобщенной массе. Это функция недоступна для расчета на продольный изгиб. (По умолчанию – для расчета собственных частот)

MAX Нормирование по наибольшему перемещению в исследуемом ряде .  
Перемещения не из исследуемого ряда может быть больше единицы..  
(Применяется по умолчанию для расчета на продольный изгиб)