

РАЗДЕЛ 2.1

Теория аэродинамики



Теории аэродинамики

- Нелинейно вязкая, сжимаемая среда
 - ◆ Навье-Стокса
 - ◆ Модель турбулентности
 - ◆ “CFD” - вычислительная гидродинамика

- Нелинейная, невязкая, сжимаемая среда
 - ◆ Эйлера

- Безвихревая, невязкая, сжимаемая среда
 - ◆ Теория потенциала: панельный метод
 - ◆ Теория тонкого тела

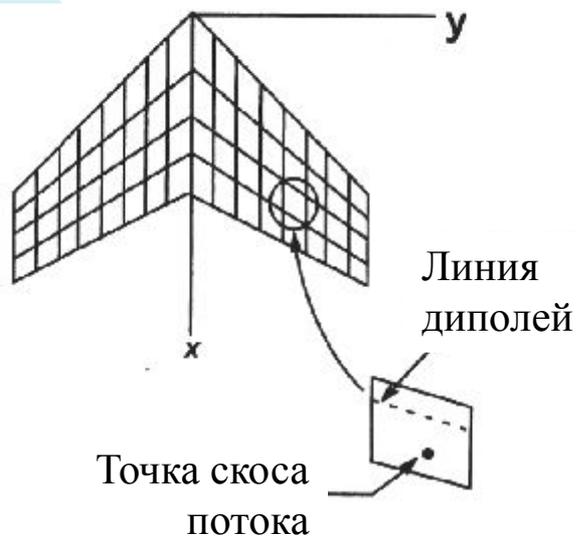
Теория тонкого тела

- Теория тонкого тела – это упрощенная теория потенциала.
- Допускается что тело вызывает только малые, вдоль оси x , возмущения в равномерном потоке.
- Возмущение скорости, которое было внесено в невозмущенный поток, является причиной возникновения скорости касательной к поверхности тела, называемой normal wash (перпендикулярный поток) или downwash (скос потока вниз).

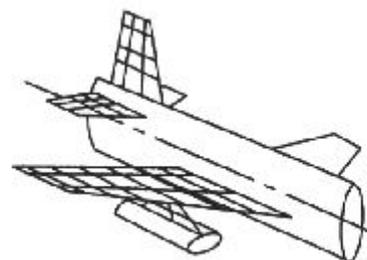
Аэродинамическая теория в MSC.Nastran

- Все аэродинамические теории в MSC.Nastran основываются на теории тонкого тела.
- Стандартные методы
 - ◆ Метод дипольных решеток (DLM) для дозвуковых задач
 - ◆ Метод гармонического градиента (Зона51) для сверхзвуковых задач

Метод дипольных решеток

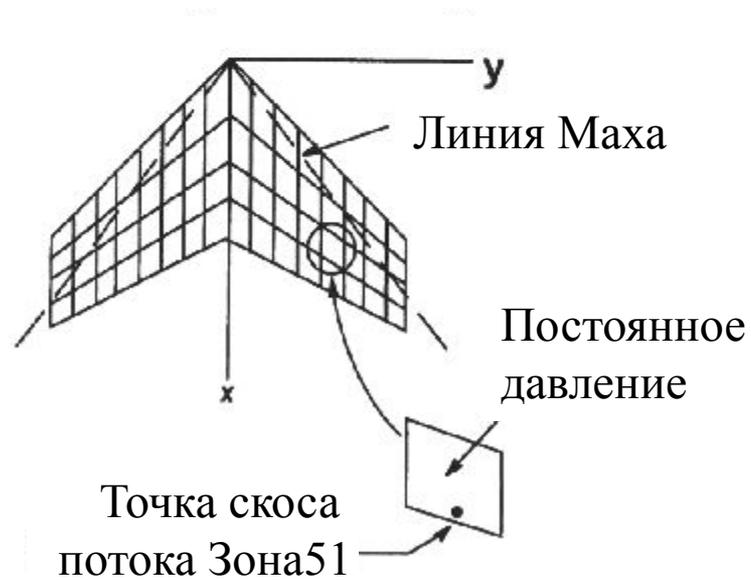


Только несущие поверхности

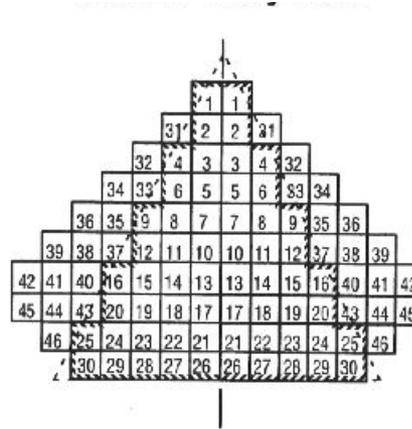


+ тонкое тело

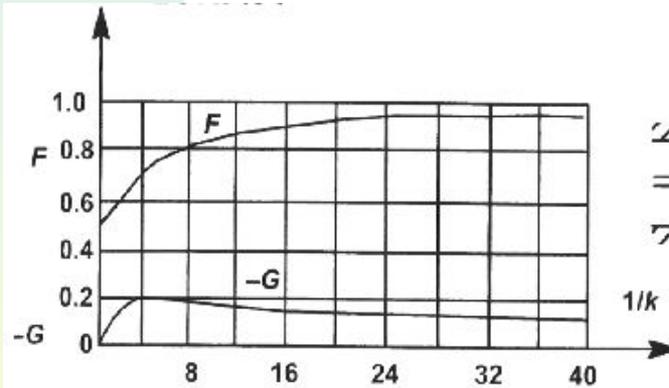
Метод Зона51



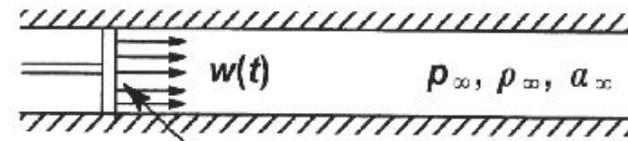
Дополнительные теории аэродинамики в MSC.Nastran



Метод «Маховых» панелей



Теория «ленты»



Давление p

Теория поршня

Приведенная частота

- Приведенная частота это ключевой параметр в нестационарной аэродинамике

- Определяется как

$$k = \frac{\omega \bar{c}}{2V}$$

- Где

- ◆ ω циклическая частота колебаний
- ◆ \bar{c} относительная длина
- ◆ V скорость полета
- ◆ $1/k$ приведенная скорость
- ◆ $V/f = \pi \bar{c}/k$ расстояние пройденное за один период колебания

Основные аэродинамические матрицы

- Матрица коэффициентов аэродинамического влияния может быть найдена через снос потока и коэффициент давления

$$\mathbf{w}_j = \mathbf{A}_{jj}(M, k) \mathbf{C}_{pj}$$

- Основная матрица дифференциалов – через снос потока и перемещения

$$\mathbf{w}_j = (\mathbf{D}_{jk}^1 + ik\mathbf{D}_{jk}^2) \mathbf{u}_k$$

- Матрица интеграллов – через аэродинамические нагрузки и коэффициент давления

$$\mathbf{F}_k = \bar{q} \mathbf{S}_{kj} \mathbf{C}_{pj}$$

Матрица аэродинамической жесткости

- Матрица аэродинамической жесткости определяется через аэродинамические нагрузки и перемещения

$$\mathbf{F}_k = \bar{q} \mathbf{Q}_{kk}(M, k) \mathbf{u}_k$$

- Она может быть вычислена через три основные матрицы

$$\mathbf{Q}_{kk}(M, k) = \mathbf{S}_{kj} \mathbf{A}_{jj}^{-1}(M, k) \mathbf{D}_{jk}$$

Метод дипольных решеток: источники

- Метод дипольных решеток – это расширенный метод стационарных вихревых решеток для колеблющегося потока.
- Источники:
 - ◆ Hedman, S. G., "Vortex-Lattice Method for Calculation of Quasi-Steady State Loadings on Thin Elastic Wings," Aeronautical Research Institute of Sweden, Report 105, October 1965.
 - ◆ Albano, E. and Rodden, W.P. A Doublet Lattice Method for Calculating Lift Distributions on Oscillating Surfaces in Subsonic Flows. AIAA J., Vol. 7 No. 2, pp. 279-285, 1969, and Vol. 7, No. 11, p. 2192, 1969
 - ◆ Rodden, W.P., Taylor, P.F. and McIntosh, S.C., Further Refinement of the Subsonic Doublet-Lattice Method, AIAA J. Vol. 35, No. 5, 1998
 - ◆ Blair, Max, A Compilation of the Mathematics Leading to the Doublet-Lattice Method, NASA Report WL-TM-95-302, 1994

Метод дипольных решеток (МДР)

- МДР может быть использован для расчета несущих поверхностей в дозвуковом потоке.
- Предполагается что все несущие поверхности расположены чуть-чуть не параллельно потоку, из-за наличия малых возмущений. Используется линейная аэродинамическая теория.
- Каждая несущая поверхность делится на маленькие трапецеидальные элементы (панели).
- Панели располагаются в форме ленты (одна за другой), параллельной направлению скорости свободного потока.
- Линии перегиба и шарнирные линии необходимо располагать на границе панелей.
- Опция симметрии необходима для уменьшения размерности задачи.

Метод дипольный решеток: теория

- Метод дипольных решеток получен путем дискретизации интегрального выражения.
- Дискретное уравнение

$$w_j(x_i, y_i) = \sum_{v=1}^n a_v C_{pv} \int_{l_v} K(x_i, y_i, x(s), y(s)) ds$$

где подинтегральная функция получена из нестационарной дозвуковой теории аэродинамики.

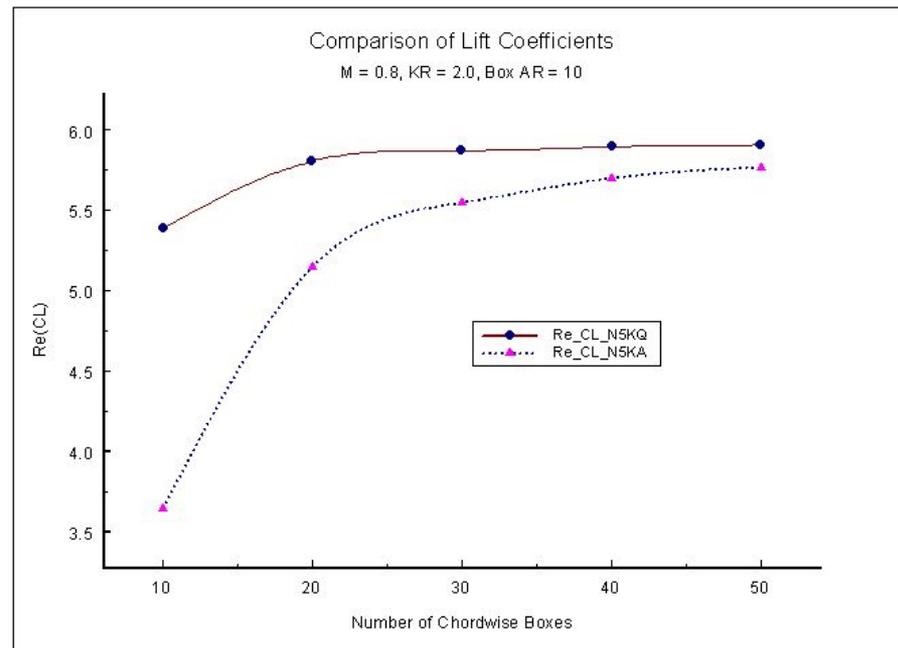
- Интеграл вычисляется с помощью высокоточной аппроксимации подинтегральной функции.

Метод дипольный решеток : интегрирование

- Исходный программный код МДР использует порабольческую аппроксимацию подинтегральной функции. Она обозначается N5KA.
- В MSC.Nastran 70.6 была применена высокоточная аппроксимация 4-й степени. Она обозначается N5KQ.
- Аппроксимация 4-й степени выбирается путем установки системной переменной cell 270 (QUARTICDLM) в значение 1. Порабольческая аппроксимация используется по умолчанию.

Метод дипольных решеток: опция N5KQ

- Эта опция обеспечивает высокоточную аппроксимацию разброса значений подинтегральной функции .



Сравнение действительной части коэффициентов подъемной силы. Отношение геометрических размеров панели (Box Aspect Ratio) = 10.0

Метод дипольных решеток

Принципы моделирования

- Обозначение аэродинамических панелей начинается с названия макроэлемента обозначенного CAERO1 и возрастает на единицу для последующей.



- Обозначение следует сначала вдоль потока а потом вдоль размаха крыла
- Нумерация аэродинамических узлов производится независимо от нумерации структурных узлов, скалярных и особых точек, так что допускается дублирование номеров структурной и аэродинамической моделей.
- Аэродинамические узлы не могут иметь одинаковые обозначения

Метод дипольных решеток

Принципы моделирования

- Угловому узлу аэродинамической панели присваивается наименьший номер из $(NCHORD+1) \times (NSPAN+1)$. При создании второй аэродинамической сетки, порядок номеров возрастает на 1000. Рекомендованный порядок нумерации автоматически выполняется во Flightloads.

1-я аэродинамическая сетка

102001	102005	102009	102013	102017	102021	102025
10200						
102002	102006	102010	102014	102018	102022	102026
102003	102007	102011	102015	102019	102023	102027
102004	102008	102012	102016	102020	102024	102028

2-я аэродинамическая сетка

103001	103005	103009	103013	103017	103021	103025
10300						
103002	103006	103010	103014	103018	103022	103026
103003	103007	103011	103015	103019	103023	103027
103004	103008	103012	103016	103020	103024	103028

Метод дипольных решеток

Принципы моделирования

- Панели обозначаются как k -множество степеней свободы. Каждая панель имеет 2 степени свободы.
- Одна панель представляет собой тонкую пластину трапецевидной формы. Два ребра должны быть обязательно параллельны направлению потока.
- Одно параллельное ребро может быть вырождено в точку.
- Панели могут иметь отношение геометрических размеров меньше 3 при использовании аппроксимации N5KA и меньше 6 при N5KQ. Возможно, что в зависимости от конфигурации, большие отношения геометрических параметров могут быть использованы в N5KA и N5KQ. При использовании больших значений рекомендуется исследовать сходимость.
- N5KA используется по умолчанию. N5KQ может быть активирован при помощи NASTRAN команды: `NASTRAN QUARTICDLM = ON`

Метод дипольных решеток

Принципы моделирования

- Пусть будет число панелей в длине волны минимум 12,5. Число панелей в длине волны:

$$= \frac{\pi c}{k \Delta x} \quad \text{or} \quad \frac{v}{f \Delta x}$$

Δx = местная хорда
 c = базовая хорда
 k = приведенная частота
 f = циклическая частота
 v = скорость

- Однако, должно быть использовано не меньше 4-х панелей и рекомендуется всегда исследовать сходимость результатов. Во Flightloads эти расчеты будут выполняться самостоятельно.

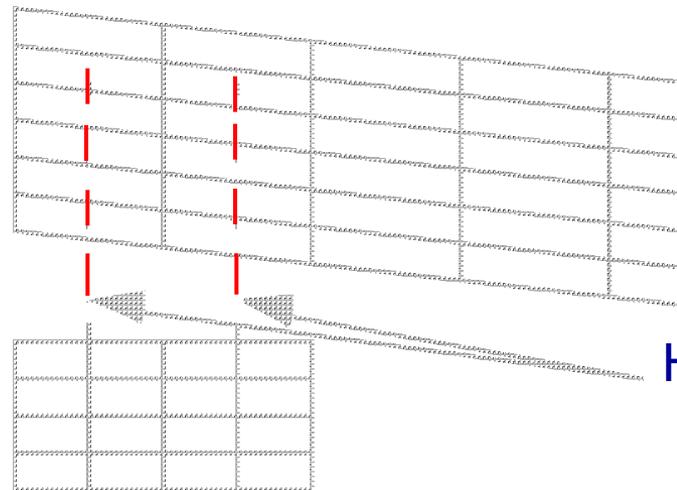
$$\Delta x < 0.08 v / f$$

- Панели должны быть сконцентрированы в области неоднородности среды, таких например как передняя кромка крыла, кромка оперения и линия шарнира.
- Используйте узкие панели на конце крыла, где нагрузка уменьшается.
- Доступные группы аэродинамической интерференции снижают затраты времени на генерацию матриц и изучение влияния поверхностей друг на друга.

Метод дипольных решеток

Принципы моделирования

- В случае сложных почти компланарных поверхностей не допускайте что бы среднии линии одних панелей находились на одной линии с ребрами других панелей



НЕ ДОПУСКАЕТСЯ!

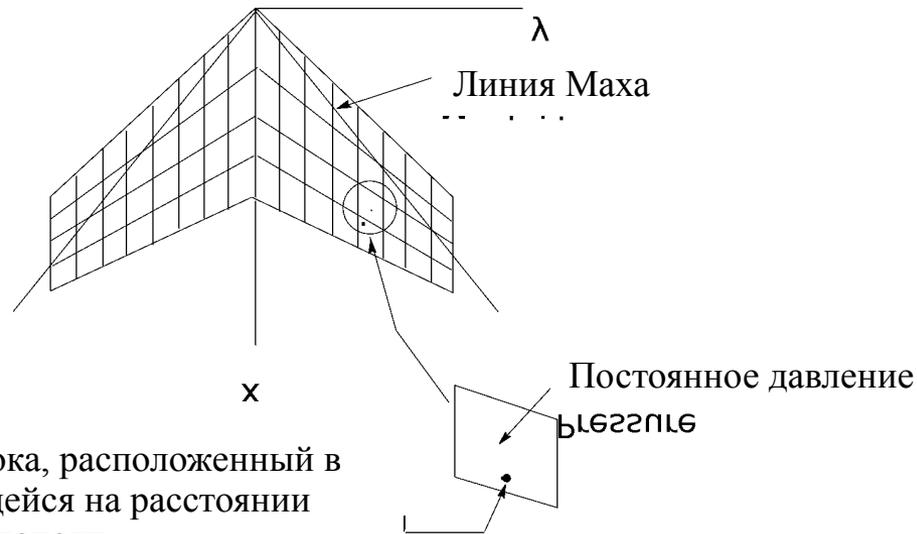
Зона51

- Зона51 может быть использована для расчета несущих поверхностей в сверхзвуковом потоке
- Эта опция в MSC.Nastran называется Aeroelasticity II.
- Вычисляется матрица $[A_{jj}]$
- Теория метода Зона51 описана в ниже приведенных источниках:
 - Chen, P. C. and D. D. Liu, "A Harmonic Gradient Method for Unsteady Supersonic Flow Calculations," *Journal of Aircraft*, Vol.22, No. 5, May 1985, pp. 371-379.
 - Liu, D. D., D. K. James, P. C. Chen, and A. S. Pototsky, "Further Studies of Harmonic Gradient Method for Supersonic Aeroelastic Applications," Paper 89-068, DGLR/AAAF/RAeS European Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, Aachen, FRG, 17-19 April 1989.
- Предполагается что все несущие поверхности расположены чуть-чуть не параллельно потоку, из-за наличия малых возмущений. Используется линейная аэродинамическая теория.
- Каждая несущая поверхность делится на маленькие трапецеидальные элементы (панели).

Зона51

- Панели располагаются в форме ленты, параллельной направлению скорости свободного потока.
- Линии перегиба и шарнирные линии необходимо располагать на границе панелей.
- Опция симметрии необходима для уменьшения размерности задачи.
- Эффектом толщины пренебрегают, но можно будет приближенно посчитать коэффициенты коррекции, используя теорию сверхзвукового аэродинамического профиля второго порядка.

Зона51.Теория



Скос потока, расположенный в точке находящейся на расстоянии 95% от носка панели

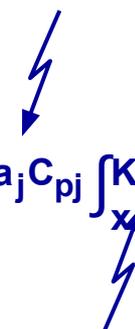
- Для сверхзвуковых скоростей
- Неизвестное давление принимается как постоянное для каждой панели
- Известные условия скоса потока заданы на расстоянии 95% от длины хорды панели в центре пролета.
- В MSC.Nastran аэродинамический узел задается на средней хорде в середине пролета

Зона51.Теория

- Для n панелей

$$w_i = \sum_{j=1}^n a_j C_{pj} \int_{x_j} K(x_i, y_i) x_j y_j d\mu$$

Постоянная



Подинтегральная функция, получена из нестационарной сверхзвуковой теории аэродинамики

- В матричной форме (как и в МДР)

$$\{w\} = [A]\{C_p\}$$

- Интеграл вычисляется при помощи высокоточной аппроксимации подинтегральной функции

Метод постоянного давления

- Эта опция в пакете Aero 1 предназначена для вычисления матрицы A_{ji} при сверхзвуковых расчетах.
- Такая же опция устанавливается для метода Зона51
- Такие же принципы принципы
- Не часто применялся, поэтому будьте осторожны при использовании
- Установки:
 - ◆ PARAM, SUPAERO, CMP or ZONA (default).
- Источники:
 - ◆ Appa, K and Smith, M.J.C., "Evaluation of the Constant Pressure Panel AIAA/ASME/ASCE/AHS 29th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Williamsburg Virginia, April 1988.

Дозвуковое крыло – теория интерференции тел

- Теория тонкого тела для изолированного тела имеет большую историю. Существует свыше двухсот статей по этой тематике, список литературы можно посмотреть в журнале
 - ◆ Revell, J. D., "Second-Order Theory for Steady or Unsteady Subsonic Flow Past Slender Lifting Bodies of Finite Thickness," AIAA Journal, Vol. 6, No. 6, June 1969, pp. 1070-1078.
- В применяемой теории тонкого тела отображаются несущие характеристики каждого тела. Нагрузка пропорциональна коэффициенту площади поперечного сечения.
- Взаимное влияние тел использует метод суперпозиции сингулярностей и их подобия.
- Тела имеют продольную (y) и вертикальную (z) степень свободы.
- Первоначально интерференция крыло-тело рассчитывалась для систем подобия с вихрями из МДР и диполями на цилиндрическом интерференционном теле, описанном как узкое тело (Метод подобия Гисенга).

Дозвуковое крыло – теория интерференции тел

- ◆ Однородное уравнение для скоса потока

$$\begin{Bmatrix} w_w \\ \mathbf{0} \\ w_s \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{ww} & A_{wr} & A_{ws} \\ A_{lw} & A_{lr} & A_{ls} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & A_{ss} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} C_w \\ \mu_r \\ \mu_s \end{Bmatrix}$$

- где w_w = скос потока на панели крыла расположенный на расстоянии 0.75 длины хорды от носка

$w_l = 0$ = скос потока для инетерферирующих элементов вносит сингулярность одних тонких элементов на другие

w_s = скос потока для элемента узкого тела

C_w = силы, расположенные вдоль панели крыла на расстоянии 0.25 хорды

μ_r = диполи остаточного течения

μ_s = диполи тонкого тела

Дозвуковое крыло – теория интерференции тел

- Уравнение для силовых факторов

$$\begin{Bmatrix} f_w \\ f_s \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{ww} & 0 & 0 \\ S_{sw} & S_{sr} & S_{ss}G \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} C_w \\ \mu_r \\ \mu_s \end{Bmatrix}$$

- где S_{ww} = площадь панели

$G, S_{sw}, S_{sr}, S_{ss}$ = матрицы, используемые для получения массовых сил (смотри раздел 2.6.3 of Giesing, J.P., Kalman, T.P., and Rodden, W.P., "Subsonic Unsteady Aerodynamics for General Configurations; Part II, Vol. 1, - Application of the Doublet-Lattice method and the Method of Images to Lifting-Surface/Body Interference," Air Force Flight Dynamics Laboratory Report No. AFFDL-TR-71-5, Part II, Vol. 1, April 1972)

Дозвуковое крыло – теория интерференции тел

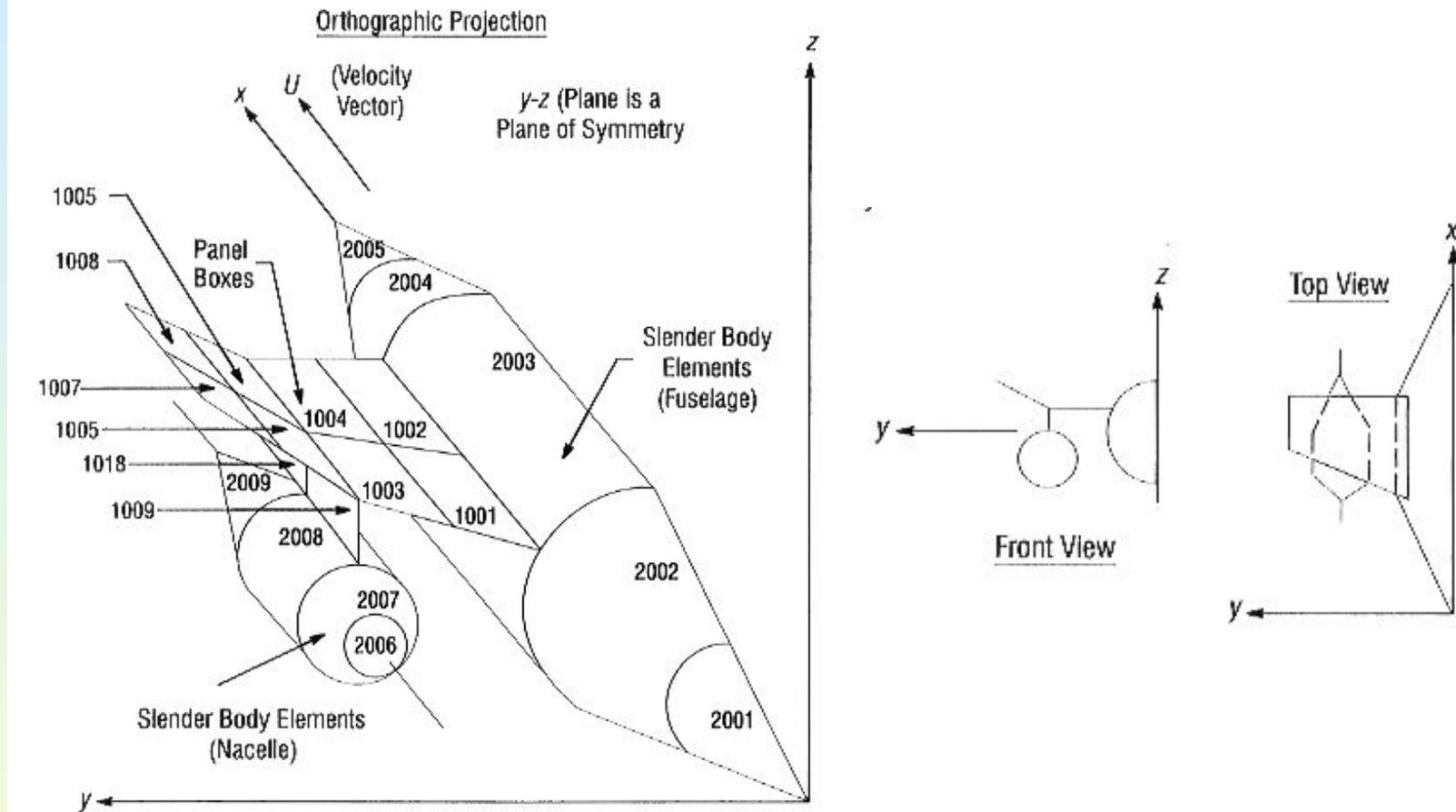


Рисунок 3-1а. Изображены панели и элементы тонких тел. N5КА
Бомбардировщик. 3 поверхности, 10 панелей

Дозвуковое крыло – теория интерференции тел

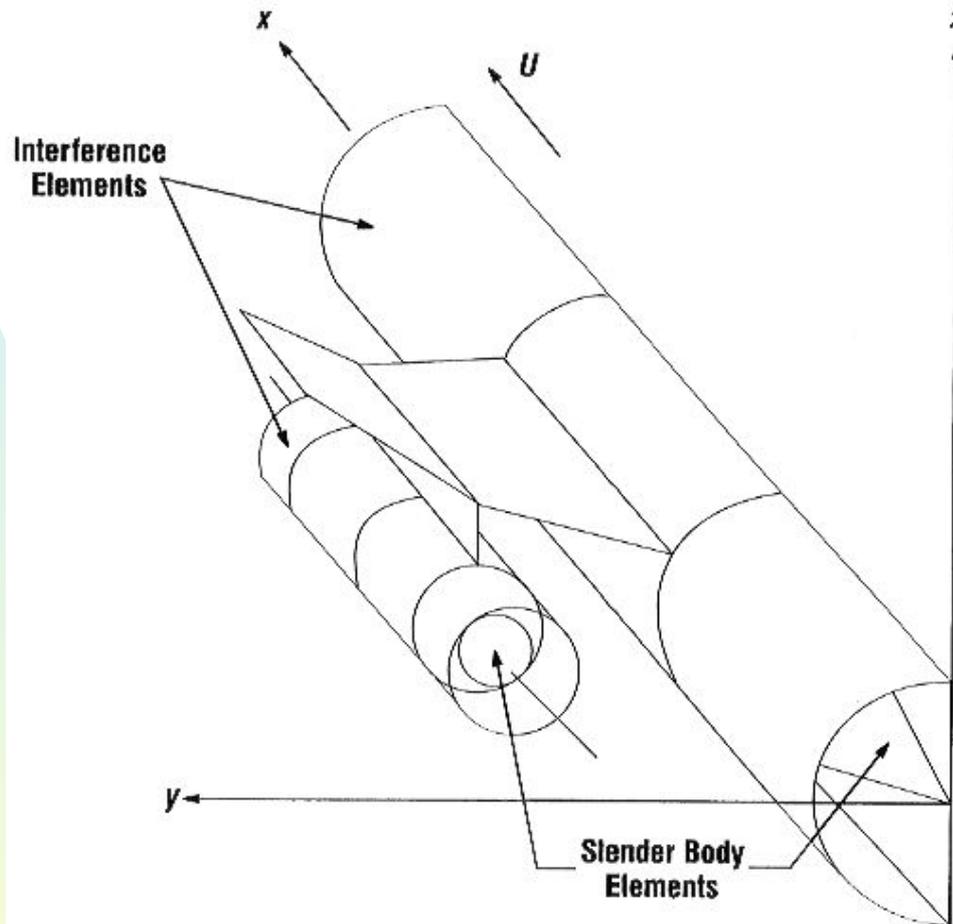
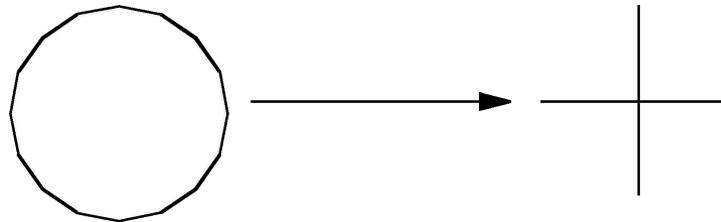


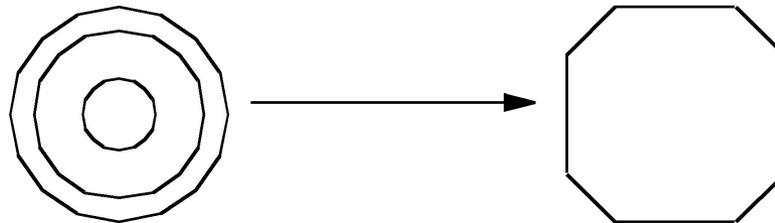
Рисунок 3-2b. Изображены интерференционные элементы. N5КА Бомбардировщик
3 поверхности, 10 панелей, 2 тела, 9 тонкотельных элементов и 7
интерференционных элементов

Альтернатива для тел

- Сложность моделирования замкнутых тел может быть устранена заменой их крестообразными несущими поверхностями



- Весовые коэффициенты могут быть использованы для понижения эффективности несущих поверхностей
- Кольцеобразные крылья могут быть использованы вместо гондол со сквозным отверстием



- Эти технические приемы мотивируются тем фактом что удельный массовый расход через тело равен 0.7