

技术研究

jì shù yán jiū



基于共模型技术的大展弦比 飞机气动/结构耦合性设计

谭林林 瞿进

(上海飞机设计研究院总体气动设计研究部,上海 200235)

Coupled Aerodynamic Structural Design of High-aspect
Ratio Aircraft Based on the Shared Model Technology

Tan Linlin Qu Jin

(General Configuration and Aerodynamics Department of SADRI, Shanghai 200235)

摘要:在考虑弹性变形情况下,以大展弦比飞翼飞机为例,对气动/结构耦合设计方法进行的研究提出了几何/结构/气动的共模型技术。首先是基于共模型技术生成表面气动网格和空间气动网格以及结构有限元网格,并实现气动载荷在结构模型和气动模型间的数据传递,最后进行气动/结构耦合计算分析,在进行气动/结构耦合计算分析时要进行多次迭代,直到结构变形达到收敛标准。在迭代的过程中要根据结构弹性变形,重建气动模型。整个设计思想是基于共模型技术将飞机的非线性气动力和结构变形同时考虑到飞机的飞行载荷计算中,更好地研究了大展弦比飞机静气动弹性问题。

关键词:气动/结构耦合设计;共模型技术;气动模型;有限元模型

[Abstract] Considering the situation of elastic deformation, the coupled aerodynamic-structural design was performed. In the study, the shared model technology of three-dimensional shape, the aerodynamic model and the finite element model was developed. Firstly, aerodynamic surface mesh, space air grid, as well as the finite element mesh must be generated based on the shared model technology. Secondly, It must be achieved that aerodynamic load transferred between the structure of model and aerodynamic model. Finally, the coupled aerodynamic-structural analyses is performed. It was iterative until reaching the request of the convergence. During the procedure, the aerodynamic model must be reconstructed according with the deformation of the model. The whole design ideal was that the nonlinear aerodynamics and the structure deformation was taken account to the flight load design, which was better to research the aero elasticity of high-aspect ratio aircraft.

[Keywords] Coupled Aerodynamic Structural Design; Shared Model Technology; Aerodynamic Model; Finite Element Model

0 引言

随着现代高速飞机及大型飞机的速压增加、尺寸加大,在飞机设计中必须考虑弹性问题。目前普遍采用的是利用 NASTRAN 进行颤振和静气动弹性的分析,但存在很大的缺陷。例如在气动处理上,采用了涡格法,升力面只是二维的平板模型,这就存在气动载荷严重偏离实际的问题。而国际上 Grossman 等人分别用气动、结构单独分开进行设计和气动、结构先集成为一个多学科分析模型再进行设计的方法,对滑翔机机翼做了气动/结构多学科设计优化^[1]。但在优化过程中,分析模型主要采用了近似估算公式,从而导致分析模型因过于近似而不能很好地反映各学科的相互影响,并且不能很好地实现气动载荷在结构模型和气动模型间的传递。多学科设计优化充分强调利用各学科已发展成熟的、精度高的分析模型^[2]进行飞机设计。

气动弹性分析目前最重要的是建立可靠的非线性气动力模型和气动弹性问题的计算,本文采用计算流体力学 CFD (Computational Fluid Dynamics) 方法计算气动特性,其基于 N-S 方程,计算的气动载荷更为准确;用有限元法 FEM (Finite Element Method) 建

立飞机结构有限元模型进行结构设计和优化,采用几何/结构/气动的共模型技术将气动弹性影响直接引入机翼气动设计和结构设计的过程中,解决了以往气弹计算中载荷不准的问题,由此设计出在真实飞行条件下,满足气动特性要求的弹性飞翼布局的外形。

1 几何/结构/气动的共模型技术

1.1 建模技术

1.1.1 CATIA 的建模技术

在给出飞机布局的总体设计参数后,根据飞机布局的特点进行曲面造型和外部结构造型:曲面造型包括机身、机翼、小翼,机翼段属于变截面翼型,根据给定的翼型剖面曲线可利用多截面曲面生成,也可扫描生成;内部结构由纵向受力构件大梁、横向受力构件肋板、桁条等几个主要部分组成,这些部件可利用零件实体造型来完成。在建立模型的时候要求确定各翼肋曲线、梁曲线和桁条曲线的交点,以便于结构有限元模型和气动模型的建模,实现几何/气动/结构的共模型。

1.1.2 结构有限元的建模技术

在由 Nastran 建立结构有限元模型时,要导入由 CATIA 建立的飞机布局曲面和结构模型,导入几何模

型后,首先确立划分网格的结点(node),这些结点的来源就是 1.1.1 中提到的曲线交点,得到结点之后,再生成有限元单元(element),最终完成有限元网络的划分:包括蒙皮的单元、梁缘条和梁腹板单元、肋的缘条和肋腹板单元、桁条的缘条单元,这些有限元单元的划分都必须严格遵循结构模型的位置特点。在完成网格的划分之后,材料的选取也必须遵循实际的飞机结构材料,属性的确定关系到整个飞机的刚度和强度,对分析结果影响很大,从而使结构有限元模型能够真实地模拟飞机实际的外形和结构^[3]。

1.1.3 气动网格的建模技术

本文采用 ICEM 划分气动网格,为确保气动载荷在气动模块和结构模块之间传递,将整个飞机表面网格模型划分成许多小型的块。这些块是根据 1.1.1 中生成的交点来划分的,这样就可以保证结构有限元的每块蒙皮小单元与气动模型中的这些小块对应一致,那么经气动分析求解得出的每一小块上的气动力就可以认为是对应蒙皮单元上的载荷。划分块的时候,只有前缘多出一块,这就要将多出来的这一块叠加到相邻的单元上去。如图 1 所示:机身段上翼面部分根据梁、肋、长桁分成四块,下翼面部分同样分成四块,但多出前缘这一小块,在进行数据转化的时候就将这一块的气动力分别叠加到相邻上翼面部分和下翼面部分。这样划分的网格就基本上满足了气动网格和结构网格共用 CATIA 建立的曲面和结构模型,也就是保证了几何/气动/结构的共模型。在建立初步气动网格之后,在进行结构/气动耦合设计时,每次运用 Nastran 进行分析后,结点都会偏移,也就是对应的交点偏移,曲面和结构模型就会发生变形、扭转。需要利用 CATIA 重新生成曲面和结构模型,这时就要生成新的网格,但不必重新一块一块地划分,只需将变形前表面网格点的坐标加上相应位置的位移,就可以得到变形机翼表面网格的新坐标。

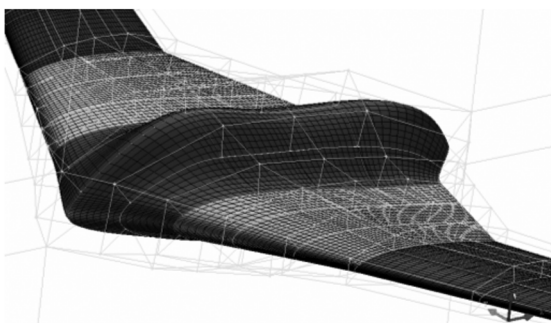


图 1 机身机翼分块

1.2 气动载荷在结构和气动间的数据转化

在前面几节已经介绍了结构单元和气动块单元必须一一对应,并且通过共用一个几何模型(飞机的布局外形)得以实现,而在数据结构上也必须实现一一对应,即气动载荷在结构和气动模型间进行数据传递时,存储的结构单元的有限元素、小至结点都必须跟气动块对应,这样才能确保数据得以准确地传递。首先在建立气动网格模型时,按顺序划分的一系列气动拓扑块(例如先划分机身,再是中翼、外翼、小翼,这样这些块遵照一定的规律,当划分的拓扑块很多的时候,便于用程序实现块单元与结构有限元的单元对应),划分有限元单元的时候就根据气动拓扑块的排序给有限元单元编号。其次计算出的气动力必须进行转化才能加载到结构有限元单元的结点上,即气动网格模型上的面载荷必须转化成结构有限元模型上的结点载荷。数据能够准确地在结构和气动模型间转化,使共模型技术得以实现。

通过 CFD-FASTAN 求解湍流模型,得到飞机模型的气动力,由于在建立气动模型时划分了许多拓扑块,计算分析后便得到每一拓扑块上的气动力,但这只是面力,不能作为气动载荷直接加载到有限元的结点上,而必须进行转化,实现结构有限元的单元与气动模型的(zone)对应,将面力转化成结点力加载到有限元的结点上。如图 2、图 3 所示。

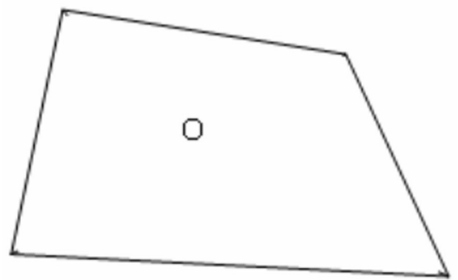


图 2 气动块单元

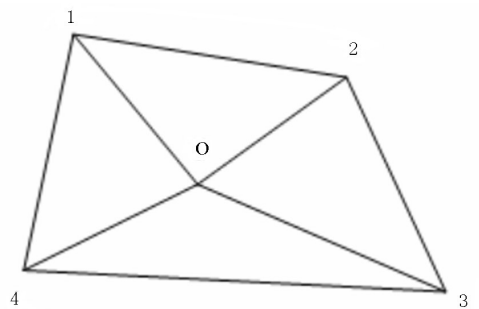


图 3 结构有限元单元

图 1 所示为气动模型中的块(zone),其对应到图 3 中就成为有限元的单元(element),其由四个结点构

成,点 O 为气动力的作用点, 设气动力为 \vec{F} , O1 的长度为 l_1 , O2 长度为 l_2 , O3 长度为 l_3 , O4 长度为 l_4 ; 1 点的气动力为 \vec{F}_1 , 2 点的气动力为 \vec{F}_2 , 3 点的气动力为 \vec{F}_3 , 4 点的气动力为 \vec{F}_4 。在气动计算完毕后, 可得出每块上的气动力和力矩, 根据力矩和气动力的关系可求 O 点位置。

$$\begin{aligned} \vec{F}_1 &= \frac{l_3}{l_1 + l_2 + l_3 + l_4} \vec{F} \\ \vec{F}_2 &= \frac{l_4}{l_1 + l_2 + l_3 + l_4} \vec{F} \\ \vec{F}_3 &= \frac{l_1}{l_1 + l_2 + l_3 + l_4} \vec{F} \\ \vec{F}_4 &= \frac{l_2}{l_1 + l_2 + l_3 + l_4} \vec{F} \end{aligned} \quad (1)$$

经由上述分解后就得到每个单元结点上的力, 但相邻的单元结点会被重复使用, 必须将所有单元相同结点的力进行叠加才可得到最终结点上应加载的力, 其中结点要和有限元单元对应, 有限元单元也对应一个气动块 (zone)。以上方法实现了气动模型和结构模型数据的精确传递, 从而保证了几何/结构/气动的共模型。

综上所述, 气动载荷转化成结点载荷的方法可用图 4 来描述。

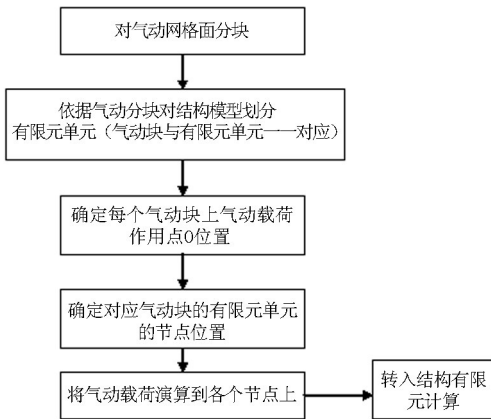


图 4 气动载荷的数据转化

1.3 翼型曲线的几何变换

在进行一次气动/结构耦合分析后, 结点偏移, 各翼肋曲线和梁曲线的交点也会偏移, 那么对应的外形布局将存在变形, 飞机的外形布局必须重新建模。

在设计飞机曲面外形时, 为实现几何/结构/气动的共模型, 在各个翼肋处都要给出该处的翼型剖面线, 如, 在本次计算中, 机身结构有三个肋, 肋由翼型线偏置而来, 对应机身段截面就要有三条翼型剖面

线; 由这三条翼型线控制生成机身曲面; 同样中翼段曲面由四条控制截面线生成, 外翼段曲面由五条控制截面线生成, 小翼段曲面由两段控制截面线生成。

在将气动力加载到结构有限元模型上去后, 结构变形, 结点偏移, 这些结点对应到飞机曲面翼型剖面线上的点。结点偏移后, 翼型剖面线发生偏移和扭转 (几何变形), 就必须重新插值或拟合新的翼型剖面线。翼型线的变换涉及到翼型上点的变换, 通常的做法是: 以点的变换为基础, 将翼型剖面上的一系列顶点作几何变换后, 连接新的顶点序列即可产生新的变换后的翼型曲线。由于要保证翼型剖面曲线的形状不变 (翼型曲线的弯度、厚度一定), 并不能连接新的顶点序列直接得到翼型曲线, 必须从整体出发, 得出位置变换后的翼型曲线, 这条新的翼型曲线并不要求完全经过所有的点, 当不经过某点时, 必须逼近这个点。在本文中采用到的几何变换主要为平移变换和绕轴的旋转变换。以某一翼型剖面为例, 给出翼型剖面线的几何变换, 如图 5 所示。



图 5 翼型线的几何变换

首先, 将翼型曲线上的 8 个点根据结点的偏移量分别做平移变换, 得到偏移后的位置点, 然后将翼型曲线做平移、旋转, 使新的翼型曲线最好能通过所有的点, 如不能则至少要逼近这些点。其中平移是基于后缘点来平移; 旋转时, 先过变形后的后缘点做平行与 y 轴的直线 r, 翼型曲线再绕此轴旋转 θ ; 这样就得到了变形后的翼型曲线。 θ 是由前面 8 个点的变换来确定。设 8 个点为: $[x_1, y_1, z_1]$, $[x_2, y_2, z_2]$, $[x_3, y_3, z_3]$, $[x_4, y_4, z_4]$, $[x_5, y_5, z_5]$, $[x_6, y_6, z_6]$, $[x_7, y_7, z_7]$, $[x_8, y_8, z_8]$; 其中 $[x_8, y_8, z_8]$ 为后缘点, $[x_1, y_1, z_1]$ 为前缘点; 变形后的点设为: $[x'_1, y'_1, z'_1]$, $[x'_2, y'_2, z'_2]$, $[x'_3, y'_3, z'_3]$, $[x'_4, y'_4, z'_4]$, $[x'_5, y'_5, z'_5]$, $[x'_6, y'_6, z'_6]$, $[x'_7, y'_7, z'_7]$, $[x'_8, y'_8, z'_8]$; 设后缘点的三轴变换量为 D_x, D_y, D_z ; 其它的七个点先做平移, 平移量都为 D_x, D_y, D_z ; 然后绕轴 r 旋转 θ , 得到新的坐标点, 而这些新的坐标点已经给出, θ 未知, 代入绕轴变换的矩阵方程求解, 就可分别得出每个点绕轴 r 的旋转角, 求出平均值即为翼型曲线绕轴 r 旋转的 θ 。具体解法如下:

$$\begin{aligned} x_1 + D_x &= x_{11}; x_2 + D_x = x_{21} \cdots \cdots x_8 + D_x = x_{81} \\ y_1 + D_y &= y_{11}; y_2 + D_y = y_{21} \cdots \cdots y_8 + D_y = y_{81} \\ z_1 + D_z &= z_{11}; z_2 + D_z = z_{21} \cdots \cdots z_8 + D_z = z_{81} \end{aligned} \quad (2)$$

过变形后的后缘点 $[x_8', y_8', z_8']$ 做平行于 y 轴的直线 r 轴; 平移所有的点与 r 轴, 使 r 轴的一个端点(后缘点)成为坐标原点。

$$\begin{aligned} x_{11} - x_8' &= x_{12}; x_{21} - x_8' = x_{22} \cdots \cdots x_{71} - x_8' = x_{72} \\ y_{11} - y_8' &= y_{12}; y_{21} - y_8' = y_{22} \cdots \cdots y_{71} - y_8' = y_{72} \end{aligned} \quad (3)$$

$$z_{11} - z_8' = z_{12}; z_{21} - z_8' = z_{22} \cdots \cdots z_{71} - z_8' = z_{72}$$

绕 y 轴旋转 φ , $\varphi = \theta$;

$$\begin{aligned} (x_{13} \quad y_{13} \quad z_{13}) &= \\ (x_{12} \quad y_{12} \quad z_{12}) &\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\theta & \sin\theta & 0 \\ 0 & -\sin\theta & \cos\theta & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (4)$$

$$\begin{aligned} (x_{73} \quad y_{73} \quad z_{73}) &= \\ = (x_{72} \quad y_{72} \quad z_{72}) &\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\theta & \sin\theta & 0 \\ 0 & -\sin\theta & \cos\theta & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (5)$$

$$\begin{aligned} x_{13} + x_8' &= x_1'; x_{21} + x_8' = x_{22} \cdots \cdots x_{71} + x_8' = x_{72} \\ y_{13} + y_8' &= y_1'; y_{21} + y_8' = y_{22} \cdots \cdots y_{71} + y_8' = y_{72} \end{aligned} \quad (6)$$

$$z_{13} + z_8' = z_1'; z_{21} + z_8' = z_{22} \cdots \cdots z_{71} + z_8' = z_{72}$$

整理为一系列方程可得:

$$\begin{aligned} (x_1' - x_8' \quad y_1' - y_8' \quad z_1' - z_8') &= \\ (x_1 - x_8 \quad y_1 - y_8 \quad z_1 - z_8) &\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\theta & \sin\theta & 0 \\ 0 & -\sin\theta & \cos\theta & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (7)$$

.....

$$\begin{aligned} (x_7' - x_8' \quad y_7' - y_8' \quad z_7' - z_8') &= \\ (x_7 - x_8 \quad y_7 - y_8 \quad z_7 - z_8) &\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\theta & \sin\theta & 0 \\ 0 & -\sin\theta & \cos\theta & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (8)$$

求解以上方程可得出 7 个 θ 值, 由于这些 θ 相差很小, 求出平均值即为翼型曲线绕轴 r 旋转的 θ 。在求解出 θ 值后, 就可得到新的翼型曲线, 再通过曲面造型技术得出新的外形曲面。

2 气动/结构耦合分析

进行气动/结构耦合分析实际上就是进行静气动弹性分析, 静气弹分析主要是考虑弯曲变形和扭转变形, 发生弯曲变形和扭转变形, 导致迎角发生化, 下面给出了由弹性变形引起的迎角增量, 计算公式为:

$$\Delta\alpha = \varphi \cos\chi - \frac{dy}{dz_1} \sin\chi \quad (9)$$

式中, φ 为扭转角; χ 为机翼刚性轴的后掠角;

$\frac{dy}{dz_1}$ 为沿机翼刚性轴的弯曲挠度曲线的斜率。

公式(9)中第一项是扭转对迎角改变的影响, 第二项是弯曲的影响, $\chi = 35^\circ - 45^\circ$ 时, 第一项对迎角的影响不超过 15%, 因此 $\Delta\alpha$ 主要取决于机翼的弯曲变形^[4]。但迎角变化不能通过直接计算得到, 因此以下的分析计算均基于弯曲和扭转变形。

本文进行气动/结构耦合计算的具体步骤如下:

①利用 CFD-FASTRAN 计算不同状态下飞翼布局的气动性能; ②将气动计算得到的气动力加载到结构模型的机翼物面结点上; ③利用 Nastran 计算飞翼在此载荷状态下的弯曲和扭转静气弹变形; ④根据结构弹性变形, 采用共模型技术重新建立飞翼布局的几何外形与气动模型。重复①~④步直到满足预选的收敛标准。在计算时结构的微小变形对气动力影响不大, 故以结构的变形大小作为收敛判定的依据。而翼尖垂直方向的位移变形量最大, 因此只需要比较翼尖的垂直位移, 设相邻两次的翼尖垂直位移为 y_1, y_2 。本次计算采用的收敛标准为

$$\left| \frac{y_1 - y_2}{y_1} \right| \leq 1\%$$

3 飞翼布局设计算例

3.1 飞翼布局几何模型, 气动网格模型与结构有限元模型

选择某长航时无人机方案的大展弦比飞翼布局作为研究对象, 根据第 1 节中方法构建的几何模型、气动网格模型、结构有限元模型分别如图 6、图 7 和图 8 所示。

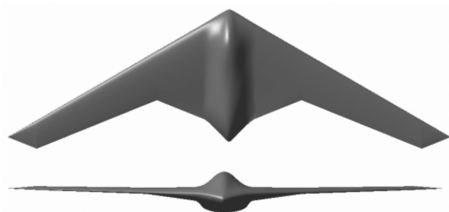


图 6 飞翼布局模型

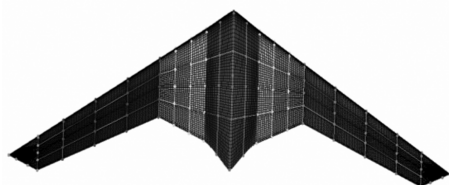


图 7 气动网格模

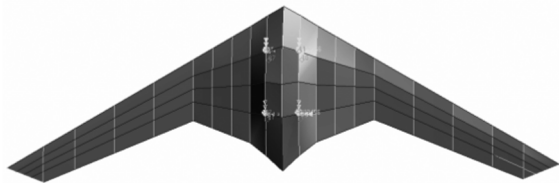


图8 结构有限元模型

3.2 不同过载下的气动性能/结构变形分析

在进行飞翼布局的气动/结构耦合计算时,经过6~7轮迭代收敛,图9和图10分别给出了刚性、1g过载和3g过载时的弯曲变形情况和扭转变形情况。由于静气弹影响,沿展向各剖面将产生负的附加扭转角和向上的弯曲变形,而随着过载的增大,弹性弯曲变形和扭转变形的影响增大。图11和图12分别给出了1g过载时,刚性和弹性情况下的物面压力云图,而图13和图14分别给出了3g过载时,刚性和弹性情况下的物面压力云图。

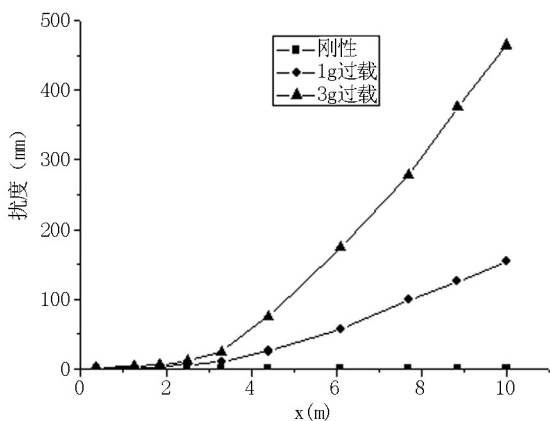


图9 不同过载弯曲变形图

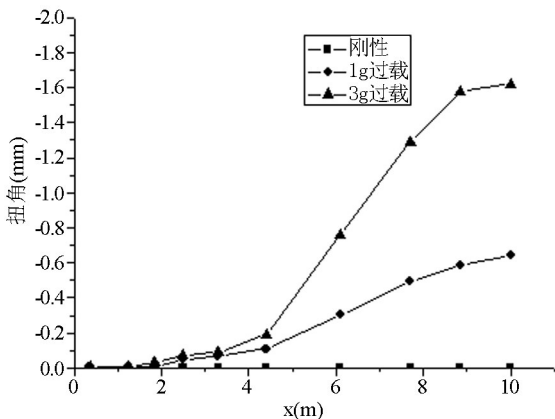


图10 不同过载扭转变形图

由图9~图12可看出,在1g过载时,刚性和弹性情况下的物面压力云图略有不同,只是小翼稍有变化,这种状态下的弹性变形不大,对气动性能的影响很小,沿展向,扭转变形和弯曲变形是逐渐加大

的。由图9、图10及图13、图14可知,相比1g过载,在3g过载时考虑弹性的气动压力分布与刚性情况下有明显的不同,沿翼展方向,压力分布相差越来越大,这主要是由于弹性情况下翼尖剖面卸载更大,弹性变形加剧。由于弹性变形,产生负扭转,实际迎角变小,机翼的向上弯曲变形相当于增大了上反角,其流场发生显著变化,导致物面的气动压力发生变化,因此,在3g过载下,弹性变形对气动力影响是很大的。同时也可得出:随着过载的增大,弹性变形对气动性能的影响显著增强。



图11 1g刚性过载的压力云图



图12 1g弹性过载的压力云图

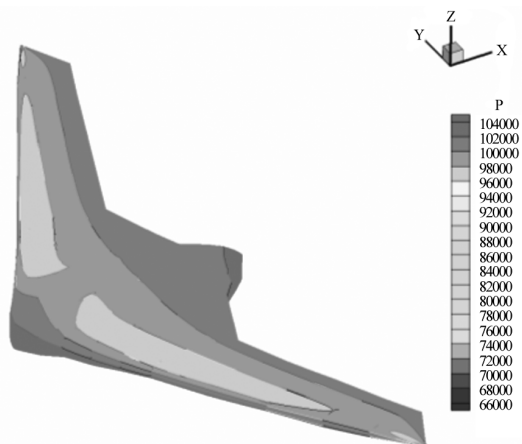


图13 3g刚性过载气动压力云图

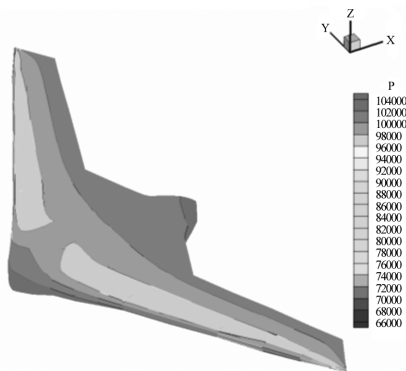


图 14 3g 弹性过载气动压力云图

3.3 基于共模型技术的气动/结构耦合与基于涡格法的静气弹分析对比

选取了3g过载作为状态点来分析,刚性总载荷为183 875.9N,经五轮气动/结构耦合法计算迭代得到,弹性总载荷为176 890.5N,比刚性下降很多,这主要是由于机翼的展向剖面在气动力的作用下发生的负扭转,造成了剖面局部迎角的变小,从而使气动力随之减小,翼面的总升力也减小。翼尖垂直变形464.66mm,翼尖的最大扭转为-1.62°;而由静气弹法分析得到,弹性总载荷为180 712.88N,翼尖的垂直变形为302.5mm,翼尖的最大扭转为-0.5°。图15和图17给出了采用两种方法得出的飞翼沿展向的弯曲变形情况和扭转变形情况,图16给出了两种不同方法下升力沿展向的分布。

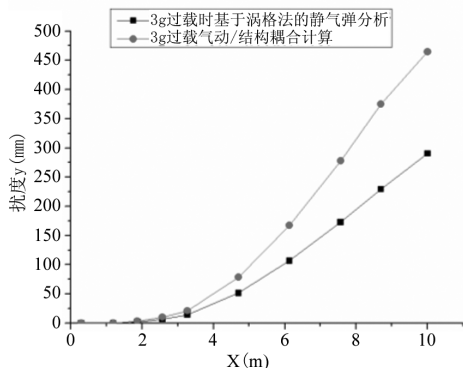


图 15 3g 过载弯曲变形图

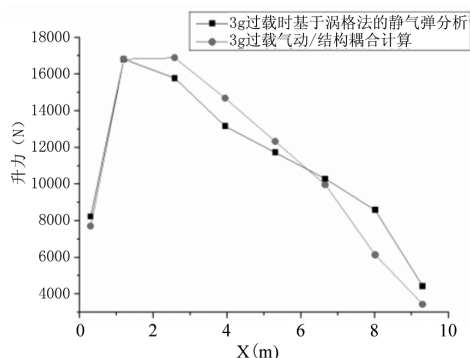


图 16 3g 过载升力沿展向的分布

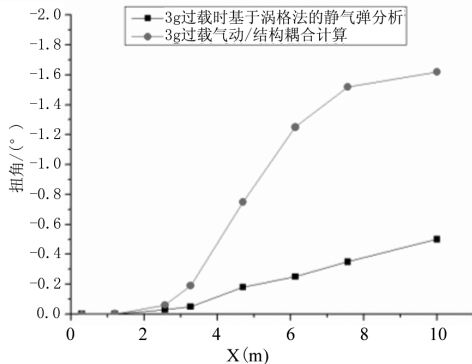


图 17 3g 过载扭转变形图

由图15~图17可知,在3g过载下,气动/结构耦合法计算的弯曲变形大,翼尖卸载明显比静气弹法的大,基于涡格法的静气弹法分析计算的扭转角远远小于本文所采用的方法,由于载荷环量分布的不同,气动/结构耦合下内翼载荷比涡格法大,外翼载荷比涡格法的小,翼尖剖面卸载更大,因而气动耦合计算的弯曲变形和扭转变形更大。由于气动/结构耦合法将非线性的气动力和结构变形考虑到载荷计算中,实现了载荷在结构和气动模型间的精确传递,载荷分布就更接近于实际,而涡格法基于二维的面单元,采用样条矩阵实现结构与气动力之间的相互连接,这样即使两种方法总载荷一致,但是分布却相差较大,导致弯曲变形和扭转变形也相差很大。

4 结论

本文采用基于共模型技术的气动/结构耦合法对大展弦比飞翼布局的结构和气动性能进行了计算分析,并与基于涡格法的静气弹法进行了对比,结果表明:本文提出的方法能够准确地分析出弹性情况下的气动性能和结构性能;在进行气动/结构耦合研究时提出的共模型技术是有效而合理的,可运用到现代飞机设计中,在设计初始阶段可对飞机性能进行评估,并能在已知结构形式的情况下设计出满足真实飞行条件的弹性机翼。

参考文献:

[1] Grossman. B, Gurdal. Z, Stauch. G, etal. Integrated aerodynamic/structure design of a sailplane wing, Aircraft 1988, 25: 855 ~ 860.
 [2] 余雄庆, 丁运亮. 多学科设计优化算法及其在飞行器设计中应用[J]. 航空学报, 2000, 21(1): 1 ~ 6.
 [3] 张峰. NX Nastran 基础分析指南[M]. 北京: 清华大学出版社, 2005.
 [4] 王志瑾, 姚卫星. 飞机结构设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2004: 229 ~ 239.