

大变形飞机配平与飞行载荷分析方法

杨超, 王立波*, 谢长川, 刘焱

北京航空航天大学航空科学与工程学院, 北京 100191

* E-mail: wanglibo@ase.buaa.edu.cn

收稿日期: 2012-01-05; 接受日期: 2012-03-01

国家自然科学基金(批准号: 11172025, 91116005)和高等学校博士点基金(批准号: 20091102110015)资助项目

摘要 提出了一种可同时考虑结构几何非线性效应和曲面气动力效应的大变形飞机静气动弹性配平和载荷分析方法. 该方法利用三维曲面网格法计算大变形飞机的曲面气动力, 引入非线性结构有限元计算方法考虑结构几何非线性效应, 采用曲面样条插值方法解决气动/结构耦合问题, 然后结合全机在变形构型下的刚体运动平衡方程进行柔性飞机大变形状态气动/结构耦合情况下的静气动弹性配平迭代求解. 以某常规布局大展弦比柔性飞机半展长缩比模型为例, 应用该方法对其纵向静气动弹性配平特性及飞行载荷进行详细的分析与研究, 并与 MSC Flightloads 线性方法的计算结果进行了对比. 分析结果表明结构变形较小时, 本文非线性方法和线性方法的计算结果吻合较好. 而当结构具有较大变形时, 由于线性方法无法考虑气动力曲面效应和结构几何非线性效应故不再适用, 而本文提出的非线性方法可对大柔性飞机在大变形构型下的配平特性作出较为准确合理的预测, 并可满足飞机设计各个阶段的工程应用需求, 完成考虑结构几何非线性静气动弹性配平特性的多轮次快速分析.

关键词静气动弹性配平
飞行载荷
曲面气动力
几何非线性
网格法

1 引言

高空长航时(high-altitude, long-endurance, HALE)无人机是近年来航空领域的研究热点, 如 RQ-4A“全球鹰”无人侦察机、Helios“太阳神”无人机, 及近期基于飞翼布局^[1]和联翼布局^[2]的 Sensorcraft 概念无人机等. 这类飞机一般采用大展弦比机翼设计, 以获得较好的升阻特性, 并使用轻质复合材料减轻结构重量, 以满足长时间续航任务需求. 由于结构重量轻、柔性大, 这类飞机的结构(特别是机翼)在气动载荷的作用下会产生较大的弹性变形, 结构几何非线性效应显著.

van Schoor 和 von Flotow^[3]首先利用模态法综合考虑大柔性飞机的弹性运动和刚体运动, 对其气动弹性特性进行了研究. Pendaries^[4]则对高空长航时飞机的线性气动弹性特性和飞行动力学特性进行了分析. 分析指出, 结构柔性会对这类飞机的气动弹性特性及飞行动力学特性产生重要影响, 但他们的研究工作均未涉及结构大变形引起的几何非线性问题.

而后国内外学者以大展弦比柔性机翼为对象开展了相对较多的几何非线性气动弹性问题的研究工作. Patil 和 Hodges^[5-7]等人结合大变形几何非线性梁理论和 ONERA 气动力模型^[8], 采用动力学线性化方法研究了几何非线性效应对大展弦比柔性机翼静、动

气动弹性行为的影响. 谢长川等人^[9, 10]分别采用推广的片条理论及三维升力线理论^[11]对金属单梁式机翼进行了非线性静气动弹性变形计算, 并采用线性化方法预测了机翼的颤振临界速度. Palacios 与 Cesnik^[12]则采用计算结构力学(CSD)与计算流体力学(CFD)耦合计算的方法研究了大展弦比机翼的非线性静气动弹性响应问题.

弹性飞机的全机配平分析和载荷计算是飞机设计的重要内容, 是结构设计的重要依据. 目前线性静气动弹性配平分析方法以 MSC Flightloads^[13]为代表, 基于结构小变形假设, 利用线性结构有限元方法考虑结构弹性特性, 并采用平面偶极子格网法计算气动力, 通过求解气动弹性线性平衡方程组得到相关配平结果. 当弹性飞机产生较大结构变形后, 全机气动构型的改变使得在配平分析中须考虑气动力曲面效应. 同时结构大变形还会引起全机刚度特性的变化, 结构几何非线性效应无法忽略. 此时传统基于小变形假设的线性气动弹性理论将无法精确的描述大变形状态下的结构和气动特性, 更难以准确反应大变形柔性飞机的气动弹性物理本质.

与单独机翼的几何非线性气动弹性研究现状不同, 目前针对全机开展结构大变形情况下的配平与载荷分析、气动弹性特性及飞行动力学特性的研究较少, 且研究方法较为单一, 以 Patil^[14]、张健等人^[15]采用的完全非线性梁/ONERA 气动力耦合模型为主. 然而在工程应用中, 特别是飞机设计进入打样设计阶段和详细设计阶段, 复杂的三维结构往往难以简化为梁模型, 而且目前采用的气动力计算方法如 ONERA 模型、推广的片条理论及三维升力线理论, 其计算精度过多依赖于诸如翼剖面升力线斜率等经验参数的取值, 若采用 CFD/CSD 耦合计算则需要较大的计算耗费, 如此均不利于工程应用. 因此有必要结合工程实际, 开发一种可同时考虑结构几何非线性效应和曲面气动力效应的大变形飞机静气动弹性配平和载荷分析方法, 为飞机设计人员提供决策依据.

本文利用三维曲面壳格法计算大变形飞机的曲面气动力, 引入非线性结构有限元计算方法考虑结构几何非线性效应, 采用曲面样条插值方法解决气动/结构耦合问题, 然后结合全机在变形构型下的刚体运动平衡方程进行柔性飞机大变形状态气动/结构耦合情况下的静气动弹性配平迭代求解, 最终解决

具有复杂三维结构的大柔性飞机几何非线性静气动弹性配平分析问题. 并以某常规布局柔性飞机半展长缩比模型为研究对象, 对其纵向静气动弹性配平特性及飞行载荷进行详细的分析与研究, 并与 MSC Flightloads 线性方法的计算结果进行了对比.

2 理论基础

2.1 结构几何非线性

大柔性飞机的结构(特别是其大展弦比机翼)承受较大气动力时产生有限弯曲和扭转变形, 因此小变形假设不再满足, 但是结构材料仍可认为没有超出小应变范围, 由此产生几何非线性弹性力学方程, 其中包括位移微分的二次项, 并且需要在结构变形后的构型下建立非线性的力平衡方程. 本文工作采用更新 Lagrange 格式(ULF)^[16]进行结构计算.

Lagrange/Green 应变与位移的非线性关系为

$${}^t\varepsilon_{ij} = \frac{1}{2}({}^t u_{i,j} + {}^t u_{j,i} + {}^t u_{k,i} {}^t u_{k,j}), \quad (1)$$

其中, ${}^t u_{i,j}$ 为 t 时刻位移 u_i 对坐标 x_j 的偏导数. 对偶的 t 时刻 Kirchhoff 应力张量满足

$${}^t S_{ji} {}^t n_j {}^t ds = {}^t x_{i,j} {}^t dT_j, \quad (2)$$

其中, ${}^t n_j$ 为微小面元 ds 在时刻 t 的方向余弦; dT_j 为对应的表面力, 这里考虑了随动力效应. 线性的弹性本构关系仍可表示为

$${}^t S_{ij} = D_{ijkl} {}^t \varepsilon_{kl}, \quad (3)$$

其中, D_{ijkl} 是弹性张量.

通过有限元法(FEM)对结构进行离散, 并将应变分解为当前位移的线性部分和非线性部分来分别表示, 即

$${}^t \varepsilon_{ij} = {}^t e_{ij} + {}^t \eta_{ij}. \quad (4)$$

应力按增量进行分解,

$${}^{t+\Delta t} S_{ij} = {}^t \tau_{ij} + {}^t S_{ij}. \quad (5)$$

在每一增量步内进行适当的线性化处理, 建立系统的积分方程如下

$$\int_{V} {}^t D_{ijkl} {}^t e_{kl} \delta {}^t e_{ij} dV + \int_{V} {}^t \tau_{ij} \delta {}^t \eta_{ij} dV = {}^{t+\Delta t} Q - \int_{V} {}^t \tau_{ij} \delta {}^t e_{ij} dV, \quad (6)$$

其中, ${}^{t+\Delta t} Q$ 为新增量步的外载荷.

通过有限个位移型函数可以建立应变与增量位移的转换关系,

$$\begin{aligned} {}^t e &= {}^t \mathbf{B}_L u, \\ {}^t \eta &= {}^t \mathbf{B}_{NL} u. \end{aligned} \quad (7)$$

代入系统积分方程(6)即可建立单元的矩阵方程^[17]

$$({}^t \mathbf{K}_L + {}^t \mathbf{K}_{NL})u = {}^{t+\Delta t} \bar{\mathbf{Q}} - {}^t \mathbf{F}. \quad (8)$$

2.2 曲面涡格法气动力求解

气动力采用曲面涡格法进行求解. 气动力求解坐标系^[18]的 x 轴沿来流方向, y 轴水平向右, z 轴右手定则确定. 如图 1 所示取变形后机翼、尾翼等部件中弧面并将其离散成若干个曲面涡格, 在涡格内布置涡环单元, 每个涡环单元由四段等强度直线涡首尾相接而成, 翼面自由涡由后缘涡格拖出, 平行于来流方向, 其几何关系如图 2 所示. 选取涡格 1/4 弦线中点为力作用点(图中用符号“o”表示), 涡格 3/4 弦线中点为控制点(图中用符号“x”表示), 在控制点处满足涡格法向不可穿透的边界条件.

那么对于非后缘涡环网格而言, 其涡环对空间任意一点的诱导速度可看作四段直线涡在该点诱导速度的线性叠加. 位于后缘的涡环网格对空间任意

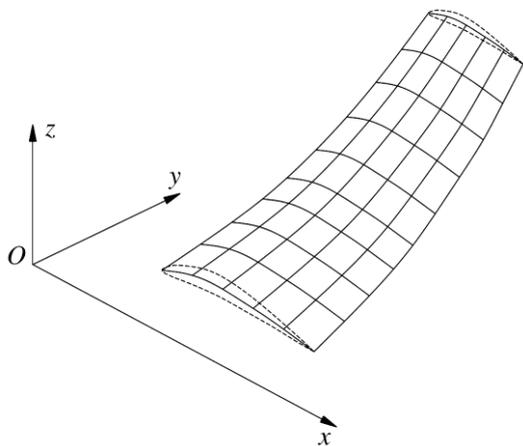


图 1 曲面涡格划分示意图

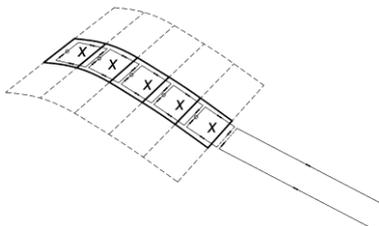


图 2 曲面涡格中涡环单元布置情况

一点的诱导速度可看作三段直线涡及两段半无限长涡线在该点诱导速度的线性叠加. 所有涡格控制点处的诱导速度根据 Biot-Savart 定律^[18]可表示为

$$\begin{aligned} V_x &= W_{Cx} \Gamma, \\ V_y &= W_{Cy} \Gamma, \\ V_z &= W_{Cz} \Gamma, \end{aligned} \quad (9)$$

其中, V_x, V_y, V_z 分别为所有涡格控制点处诱导速度的 x, y, z 轴向分量列向量; W_{Cx}, W_{Cy}, W_{Cz} 分别为所有涡格 x, y, z 轴向诱导速度分量影响系数矩阵; Γ 为所有涡格涡强列向量.

根据 Neumann 边界条件^[19], 第 i 个涡格控制点处法向不可穿透的边界条件可表达为

$$(\mathbf{V}_\infty + \mathbf{V}_{ii})\mathbf{n}_i = 0, \quad (10)$$

其中, \mathbf{V}_∞ 为远前方来流速度, 若攻角 α 和侧滑角 β 较小时有 $\mathbf{V}_\infty = [1 - \beta \alpha]^T V_\infty$; \mathbf{V}_{ii} 为第 i 个涡格控制点处的诱导速度矢量, $\mathbf{V}_{ii} = [V_{ixi} \ V_{iyi} \ V_{izi}]^T$; \mathbf{n}_i 为第 i 个涡格控制点处的法向矢量.

只在涡格边界条件中考虑控制面偏转产生的气动力效应, 控制面对应的气动网格不作物理偏转. 那么控制面偏转引起第 i 个涡格绕其转轴偏转角度 δ_i 后, 该涡格的法向矢量可表示为

$$\mathbf{n}_i = \mathbf{n}_{0i} + \mathbf{c}_i \delta_i, \quad (11)$$

其中, $\mathbf{n}_{0i} = [n_{0xi} \ n_{0yi} \ n_{0zi}]^T$, 表示控制面未作偏转时第 i 个涡格的法向矢量; $\mathbf{c}_i = [c_{xi} \ c_{yi} \ c_{zi}]^T$, 是与舵轴相关的系数向量. 代入(10)式得到第 i 个涡格控制点处边界条件为

$$\begin{aligned} \frac{V_{ixi}}{V_\infty} n_{0xi} + \frac{V_{iyi}}{V_\infty} n_{0yi} + \frac{V_{izi}}{V_\infty} n_{0zi} \\ = -n_{0xi} + n_{0yi} \beta - n_{0zi} \alpha - c_{xi} \delta_i. \end{aligned} \quad (12)$$

设全机有 $\delta_{c_1}, \delta_{c_2}, \dots, \delta_{c_{nc}}$ 共 n_c 个控制变量, 令 $\mathbf{\Gamma}' = \mathbf{\Gamma} V_\infty$, 并将上式写成矩阵的形式, 则有

$$\mathbf{A}_{AIC} \mathbf{\Gamma}' = \mathbf{A}_{\delta_0} + \mathbf{A}_\beta \beta + \mathbf{A}_\alpha \alpha + \sum_j \mathbf{A}_{c_j} \delta_{c_j}, \quad (13)$$

其中, \mathbf{A}_{AIC} 为法向诱导速度系数矩阵, \mathbf{A}_{δ_0} 是与涡格初始攻角相关的系数列阵, $\mathbf{A}_\alpha, \mathbf{A}_\beta$ 分别为与攻角 α , 侧滑角 β 相关的系数列阵, \mathbf{A}_{c_j} 是与控制变量 δ_{c_j} 相关的系数列阵.

根据 Kutta-Jukovski 理论^[18], 第 i 个涡格力作用点处的气动力 f_{Ai} 为

$$f_{Ai} = \rho V_\infty \times \mathbf{\Gamma}_{Fi}, \quad (14)$$

其中, ρ 为大气密度, Γ_{Fi} 为第 i 个涡格 1/4 弦线处总涡强, 满足 $\Gamma_{Fi} = l_i \Gamma'_{Fi} V_\infty$, l_i 为第 i 个涡格 1/4 弦线处涡线段的长度方向矢量, $l_i = [l_{xi} \ l_{yi} \ l_{zi}]^T$, 当该涡格为前缘涡格时, 该涡格的总涡强等于该涡格的涡强, 即 $\Gamma'_{Fi} = \Gamma'_{Fi}$, 当该涡格为非前缘涡格时, 该涡格的总涡强等于该涡格涡强与前方相邻涡格涡强之差, 即 $\Gamma'_{Fi} = \Gamma'_{Fi} - \Gamma'_{i-1}$.

上式展开可表达为

$$f_{Ai} = \rho V_\infty^2 \begin{bmatrix} -l_{yi}\alpha - l_{zi}\beta \\ -l_{zi} + l_{xi}\alpha \\ \beta l_{xi} + l_{yi} \end{bmatrix} \Gamma_{Fi}. \quad (15)$$

取线性气动力部分, 并将所有涡格气动力 x, y, z 轴向分量写成列阵的形式有

$$\begin{aligned} F_{Ax} &= 2Q_D C_x T_\Gamma A_{AIC}^{-1} \left(A_{\delta 0} + A_\beta \beta + A_\alpha \alpha + \sum_j A_{c_j} \delta_{c_j} \right), \\ F_{Ay} &= 2Q_D C_y T_\Gamma A_{AIC}^{-1} \left(A_{\delta 0} + A_\beta \beta + A_\alpha \alpha + \sum_j A_{c_j} \delta_{c_j} \right), \\ F_{Az} &= 2Q_D C_z T_\Gamma A_{AIC}^{-1} \left(A_{\delta 0} + A_\beta \beta + A_\alpha \alpha + \sum_j A_{c_j} \delta_{c_j} \right), \end{aligned} \quad (16)$$

其中, Q_D 为飞行动压; C_x, C_y, C_z 分别为 x, y, z 轴向气动力分量系数矩阵; T_Γ 为涡强转换矩阵.

2.3 结构与气动界面插值

利用曲面样条插值理论解决结构/气动界面耦合问题. 认为弹性结构的各种构型可看作嵌在三维空间中的集合, 未变形的构型可以是一维、二维或三维的, 考虑大变形情况变形后构型通常都是三维情况.

已知 n 个结构结点坐标为 \mathbf{X}_S , 其变形矢量为 \mathbf{U}_S , 根据结构结点坐标写出矩阵形式的曲面样条插值拟合函数方程为^[20]

$$\mathbf{A}_S \mathbf{C} = \mathbf{W}_S, \quad (17)$$

其中, $\mathbf{A}_S, \mathbf{W}_S$ 是与已知结构结点坐标与变形相关的常值矩阵, $\mathbf{W}_S = [\mathbf{0}_{3 \times 4} \ \mathbf{U}_S^T]^T$; \mathbf{C} 为曲面样条拟合函数系数矩阵, 当 \mathbf{A}_S 为非奇异矩阵时, 可得

$$\mathbf{C} = \mathbf{A}_S^{-1} \mathbf{W}_S. \quad (18)$$

根据曲面样条插值函数可得 m 个气动网格结点 \mathbf{X}_A 处的变形矢量 \mathbf{U}_A 为

$$\mathbf{U}_A = \mathbf{A}_A \mathbf{A}_S^{-1} \mathbf{W}_S, \quad (19)$$

其中, \mathbf{A}_A 是与已知气动网格结点坐标相关的常系数矩阵. \mathbf{W}_S 前 4 行元素均为零, 则上式化为

$$\mathbf{U}_A = \mathbf{G} \mathbf{U}_S, \quad (20)$$

其中, \mathbf{G} 即为结构结点与气动结点之间的位移插值矩阵, 由矩阵 $\mathbf{A}_A \mathbf{A}_S^{-1}$ 去掉前 4 列元素得到.

设结构虚位移为 $\delta \mathbf{U}_S$, 气动界面的虚位移为 $\delta \mathbf{U}_A$, 气动界面的载荷为 \mathbf{F}_A , 结构界面上的等效载荷为 \mathbf{F}_S , 则他们满足虚功原理^[21]

$$\delta \mathbf{U}_A^T \mathbf{F}_A = \delta \mathbf{U}_S^T \mathbf{F}_S. \quad (21)$$

根据前文定义的气动与结构界面的位移插值关系及虚位移的任意性, 已知气动界面的载荷为 $\mathbf{F}_A = [\mathbf{F}_{Ax} \ \mathbf{F}_{Ay} \ \mathbf{F}_{Az}]$, 可得到结构界面的载荷

$$\mathbf{F}_S = \mathbf{G}^T \mathbf{F}_A. \quad (22)$$

2.4 静气动弹性配平理论及分析流程

本文提出的几何非线性静气动弹性配平计算由配平与气动力计算模块、结构非线性有限元静力分析模块 2 大部分相互耦合迭代计算来完成. 其具体计算流程如图 3 所示.

进行几何非线性静气动弹性配平分析时, 先根据实际情况建立求解对象的结构有限元模型和气动力模型, 而后进行迭代求解. 在每一轮迭代计算中, 根据上一轮计算所得结构变形结果, 更新三维曲面涡环网格气动力模型, 并基于该变形后的构型建立全机刚体配平方程, 求解配平参数(如全机攻角 α 、配平舵偏 δ_{c_j} 等), 进而给出配平状态下的气动载荷. 然后将上述配平载荷作用于初始未变形的结构上, 考虑气动力的随动效应, 采用更新的 Lagrange 增量方法求解结构非线性静力平衡, 从而得到新一轮的结构变形状态. 最终以结构变形量作为迭代收敛准则, 得到收敛的配平结果.

建立全机配平方程时, 选取地轴系 $OXYZ$ ^[22] 为惯性参考系, 选取弹性飞机的平均体轴系 $oxyz$ ^[23] 作为机体参考系, 平均体轴系原点 o 与弹性飞机瞬时质心重合, x 轴沿机身轴线向后, y 轴垂直于纵向对称面向右, z 轴由右手定则确定. 根据系统能量和 Hamilton 原理^[24] 得到平均体轴系下变形后飞机的刚体运动方程为

$$\begin{aligned} M\dot{\mathbf{V}} - M\tilde{\omega}^T \mathbf{V} &= \mathbf{F}_{Ar} + \mathbf{F}_{Tr} + M\mathbf{g}_m, \\ \mathbf{I}\dot{\omega} + \tilde{\omega} \mathbf{I} \omega &= \mathbf{M}_{Ar} + \mathbf{M}_{Tr}, \end{aligned} \quad (23)$$

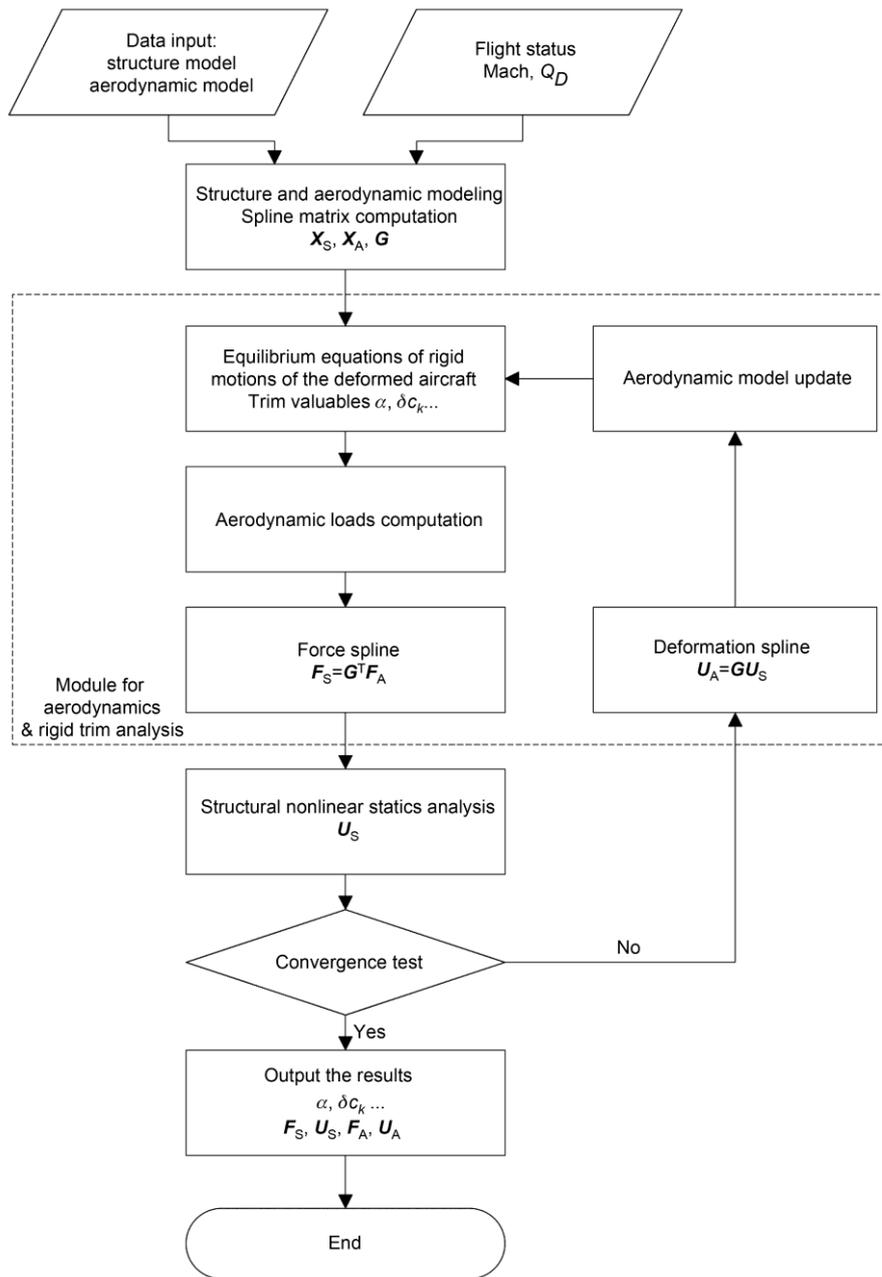


图3 几何非线性静气动弹性配平分析流程

其中, M 为全机质量; I 为变形构型下的全机惯量矩阵; V, ω 分别为平均体轴系 $oxyz$ 相对于地轴系 $OXYZ$ 运动的速度矢量和角速度矢量; F_{Ar}, M_{Ar} 分别为全机瞬时质心处的气动力的合力和合力矩; F_{Tr}, M_{Tr} 分别为全机瞬时质心处的推力等其他外力的合力和合力矩; g_m 为平均体轴系下重力加速度矢量。

将飞行状态参数带入上式即可得到相应的配平

求解方程. 以 $1g$ 定直平飞状态为例, 可知 $\dot{V} = 0, \omega = 0, \dot{\omega} = 0$, 令全机配平攻角为 α , 升降舵配平偏角为 δ_e , 并认为阻力可通过调整推力平衡, 则第 s 迭代步全机刚体配平方程为

$$\begin{aligned} {}^{s-1}L_{\alpha} {}^s\alpha + {}^{s-1}L_{\delta_e} {}^s\delta_e + {}^{s-1}L_0 &= Mg, \\ {}^{s-1}M_{\alpha} {}^s\alpha + {}^{s-1}M_{\delta_e} {}^s\delta_e + {}^{s-1}M_0 &= 0, \end{aligned} \quad (24)$$

其中, $s^{-1}L_{\alpha}$, $s^{-1}L_{\delta_e}$, $s^{-1}M_{\alpha}$, $s^{-1}M_{\delta_e}$ 分别为第 $s-1$ 迭代步计算得到的变形构型下全机升力和俯仰力矩对攻角和升降舵偏角的导数, $s^{-1}L_0$, $s^{-1}M_0$ 为攻角和升降舵偏角均为零时的全机升力和俯仰力矩, 上述参数均根据气动力表达式(16)求得; g 为重力加速度值。

3 算例分析

3.1 计算模型

以某大展弦比柔性飞机半展长缩比模型为例, 进行全机纵向情况静气动弹性配平分析。该飞机为正常式布局, 采用大展弦比平直机翼, 全动的矩形水平尾翼, 总体布局如图 4 所示, 相关总体参数详见表 1。

机翼为单梁式结构, 弹性主梁位于 50% 弦长处, 材料为弹簧钢, 材料密度 $7.6 \times 10^3 \text{ kg/m}^3$, 弹性模量为 230 GPa, 主梁横截面为矩形, 其平均宽度为 7.03 mm, 平均厚度为 1.14 mm。机翼外形由 12 个轻木盒段来保证, 每个盒段由轻木骨架与棉纸蒙皮组成, 并与主梁单点连接, 相邻盒段之间留有 2 mm 缝隙以减

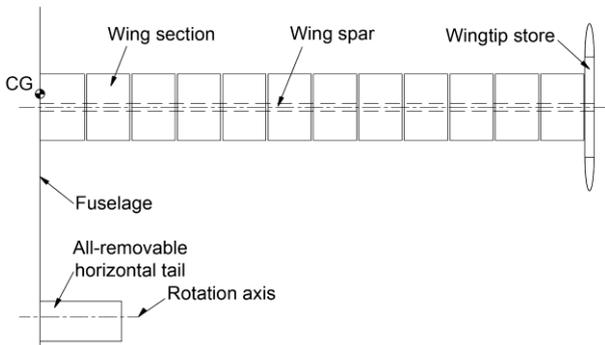


图 4 大展弦比柔性飞机布局示意图

表 1 大展弦比柔性飞机缩比模型总体参数

Item	Value
Semispan of the wing (mm)	487
Chord of the wing (mm)	60
Airfoil of the wing	NACA0015
Length of the fuselage (mm)	305
Semispan of the horizontal tail (mm)	72
Chord of the horizontal tail (mm)	36
Airfoil of the horizontal tail	NACA0009
Horizontal tail volume	0.293
Rotation axis of the horizontal tail	39% $C_{ht}^{a)}$
Longitudinal location of the center of gravity	30% $C_w^{b)}$
Weight of the structure (g)	85

Note: a) Chord of the horizontal tail; b) chord of the wing.

小盒段对机翼刚度影响。此外为调整机翼的颤振速度, 在翼尖设置了配重杆, 配重杆总长 150 mm, 重 31.5 g。机身单梁形式, 平尾结构与机翼相似。与机翼相比, 机身和平尾的刚度较大, 可近似看作刚体情况。

首先根据实际结构建立气动弹性分析模型, 其中结构有限元模型如图 5 所示, 机身、机翼、平尾等结构的刚度特性均采用梁单元模拟, 质量特性用分散于翼面的多个集中质量元模拟。初始状态气动力模型如图 6 所示。然后分别采用 MSC Flightloads 线性方法 (Linear) 与本文非线性方法 (Nonlinear) 对该飞机在不同飞行状态下的静气动弹性配平特性进行计算, 并对计算结果作对比分析。

3.2 不同飞行重量情况的纵向配平计算结果

在质心处添加不同质量的配重, 使全机质心纵向位置保持不变, 进行全机纵向静气动弹性配平分析, 得到计算结果如图 7~13 所示, 图中刚体计算结果 (Rigid) 表示不考虑结构弹性的配平计算结果, 利用 MSC Flightloads 刚体配平方法计算得到。

图 7~9 分别列出了不同飞行重量的飞机以 30 m/s 的飞行速度作 1 g 定直平飞时, 全机攻角 α 、升降舵配平偏角 δ_e 、机翼翼尖位移量 T_x, T_y, T_z 与翼尖扭角 θ 等参数随全机重量的变化曲线。计算结果显示当全机质量较小 ($M < 200 \text{ g}$) 时, 机翼变形量较小, 翼尖垂向位移小于机翼半展长的 15%, 此时非线性计算结

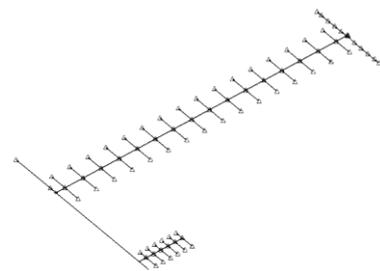


图 5 大展弦比柔性飞机结构有限元模型

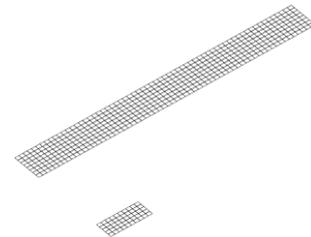


图 6 大展弦比柔性飞机初始状态气动力模型

果与线性计算结果较为吻合. 但随着全机质量的增加, 机翼变形量加大, 机翼产生明显的侧向(y 轴向)变形, 其有效升力面积减小, 配平所需全机攻角、升降舵配平偏角呈非线性趋势增长, 与线性计算结果的差异逐渐扩大. 当全机质量较大($M > 400$ g)时, 翼尖垂向位移超过机翼半展长的 55%, 机翼侧向变形量急剧增加(超过半展长的 20%, 甚至达到半展长的 50% 以上), 造成配平所需全机攻角快速增加, 由此引起的全机俯仰力矩变化还导致配平所需升降舵偏角快速增加. 机翼翼尖的位移量和扭转角亦随着全机飞行重量的增加而呈非线性增长的趋势, 并逐渐趋近于某一有限值, 这与有限展长机翼的变形形式是吻合的.

线性静气动弹性配平分析方法基于小变形假设, 气动力采用平面偶极子格网法计算, 载荷和变形在结构初始未变形状态的邻域内求解. 由图可知, 线性计算方法得到的全机攻角、升降舵偏角、机翼翼尖垂向位移与翼尖扭角等参数均随全机重量的增加而线性增加. 此外线性方法认为气动力构型一直保持初始的平面形状, 只对气动网格边界条件中的等效攻角按气动平面法向的结构弹性变形进行修正, 因此全机攻角与升降舵偏角均小于对应刚体计算和非线性计算结果.

图 10 列出了不同重量的飞机以 30 m/s 速度作 1 g 定直平飞时, 机翼弹性主梁根部承受的气动载荷(剪力 F_{Aero} 、弯矩 M_{Aero} 、扭矩 T_{Aero})和总载荷(剪力 F_{Total} 、弯矩 M_{Total} 、扭矩 T_{Total})随全机质量的变化曲线, 其中载荷坐标系采用翼剖面局部法向坐标系, 剪力向上为正, 弯矩使机翼上表面受压为正, 扭矩使机翼前缘上偏为正, 总载荷为气动载荷与惯性载荷之和. 与弹性变形计算结果类似, 随着飞行重量的增加, 机翼变

形加大, 外侧机翼产生的很大一部分气动力均为侧向力的形式, 升力效率较低, 同时结构变形引起机翼质量分布发生改变, 从而影响机翼结构的惯性载荷分布, 故非线性计算得到的机翼根部弯矩、扭矩均呈现非线性增长的趋势, 且机翼变形量越大, 其根部弯矩增长速度越快. 而线性计算得到的机翼根部剪力、弯矩、扭矩等载荷均随着飞行重量的增加而线性增长.

飞机结构设计中, 翼根弯矩是机翼一项重要的设计载荷, 载荷计算的精度会对结构设计产生重要的影响. 图 11 表示翼根气动弯矩和总弯矩的线性计算值与非线性计算值之间的差异百分比(e_M)随翼尖垂向弯曲变形的变化趋势, 可知当翼尖变形约为机翼半翼展的 22% 时, 2 种计算方法所得的翼根气动弯矩相差 2%, 翼根总弯矩相差 5%; 当翼尖变形约为半翼展的 33% 时, 其 2 种计算方法所得的翼根气动弯矩相差为 5%, 翼根总弯矩载荷相差 9%. 图 12 和 13 分别给出了飞机飞行重量为 400 g, 以 30 m/s 定直平飞时变形前后的气动构型对比及机翼各剖面承受气动载荷和总载荷沿展向的分布情况, 该结果显示机翼的结构大变形会对载荷大小和分布形式产生较大影响.

3.3 不同飞行速度时的纵向配平计算结果

为更好地了解大展弦比柔性飞机在大变形状态下的静气动弹性配平特性, 文章还对飞机重量为 400 g 时各纵向配平参数随飞行速度的变化规律进行了研究, 相关计算结果如图 14~16 所示.

根据图 14 与图 15 中配平攻角、升降舵偏角及机翼翼尖弹性变形随飞行速度的变化曲线可知, 在给定飞行重量的情况下算例大柔性飞机机翼的配平攻角和升降舵偏角先随着飞行速度的增加而减小, 其

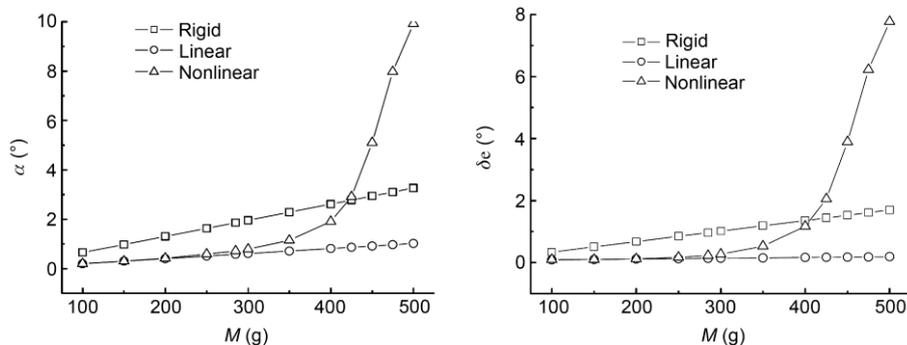


图 7 全机攻角和升降舵配平偏角随全机质量的变化曲线($V_\infty=30$ m/s)

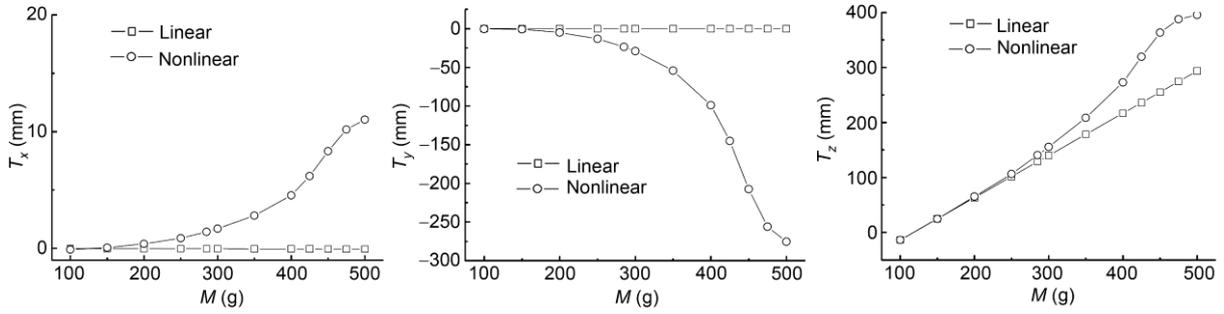


图 8 翼尖位移随全机质量的变化曲线($V_\infty=30$ m/s)

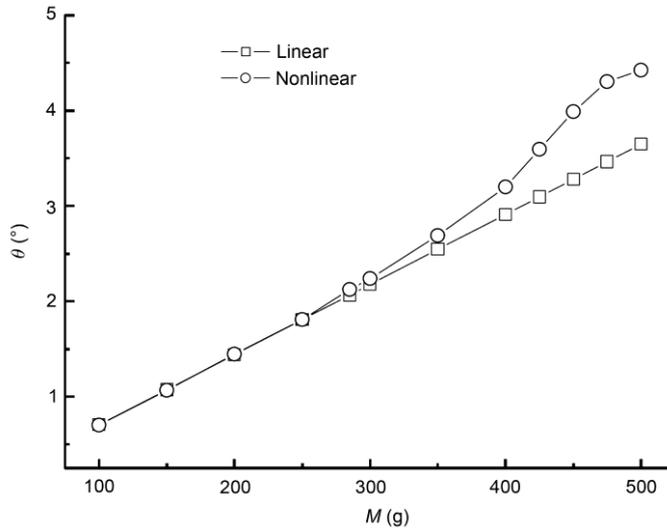


图 9 翼尖扭角随全机质量的变化曲线($V_\infty=30$ m/s)

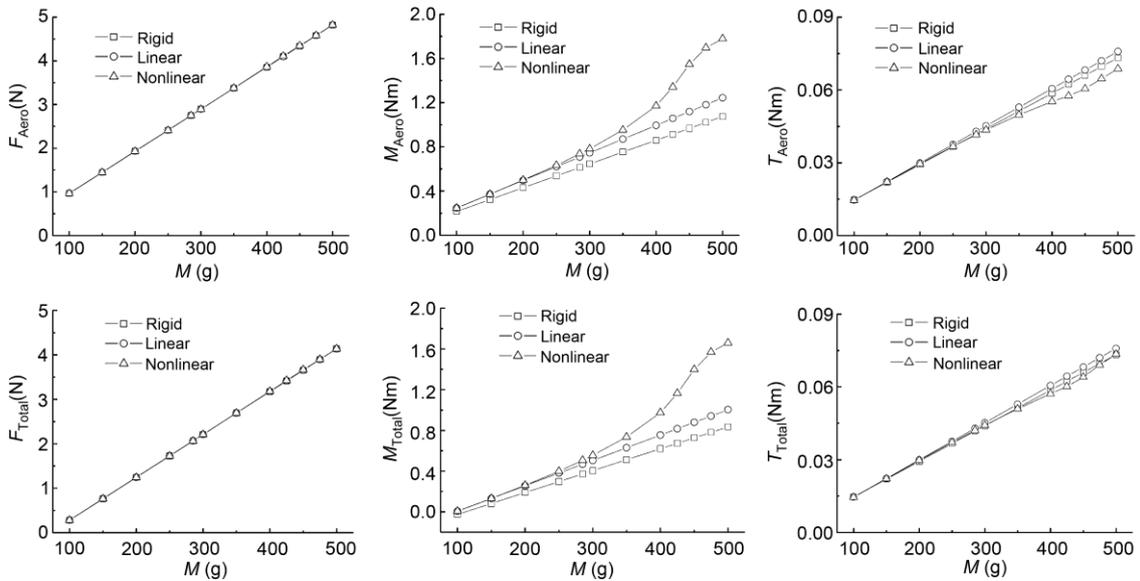


图 10 翼根载荷随全机质量的变化曲线($V_\infty=30$ m/s)

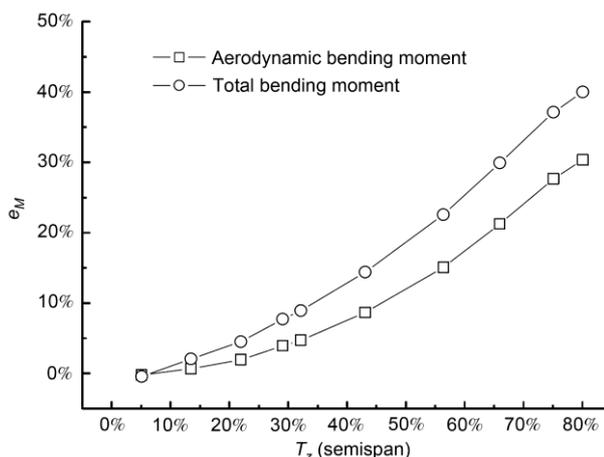


图 11 翼根弯矩线性计算值与非线性计算值的差异和翼尖垂向弯曲变形的关系

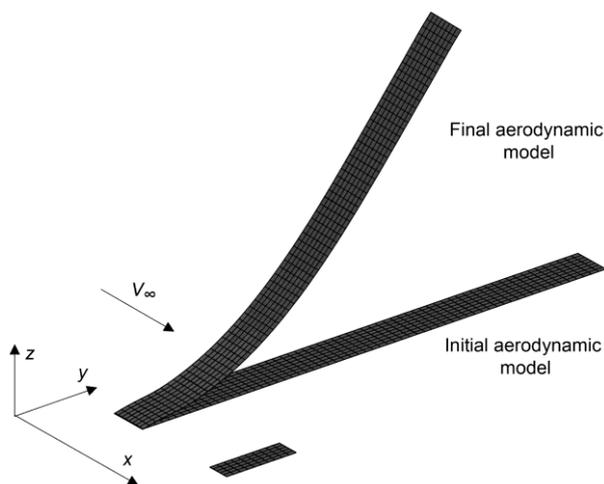


图 12 变形前后全机气动构型对比($V_\infty=30$ m/s, $M=400$ g)

变化趋势与线性计算结果较为一致, 只是由于非线性计算方法考虑了结构的侧向(y 轴向)的变形以及气动力的随动效果, 故所需攻角和升降舵偏角的非线性计算值较线性计算值要大. 随着飞行速度的进一步增加, 机翼结构变形加大, 飞机所需配平攻角和升降舵偏角随着飞行速度的增加而增加. 这一变化是 2 种因素共同作用的结果. 一方面, 机翼在气动载荷的作用下产生正的弹性扭转变形, 增大了外侧机翼各剖面的有效攻角, 使配平所需全机攻角(等效于翼根攻角)有所减小; 另一方面, 随着飞行速度的增加, 结构变形加大, 机翼侧向变形愈加明显, 等效于机翼有效升力面积的减小, 使配平所需全机攻角有所增加. 飞行速度较小时, 机翼侧向变形量较小, 前一方

面因素起支配作用, 故配平攻角随飞行速度的增加而减小, 当飞行速度增加至一定值, 机翼侧向变形显著加大, 后一方面因素起支配作用, 故配平攻角随着飞行速度的增加而增加.

图 16 表示的是相应状态下翼根气动弯矩和总弯矩随飞行速度的变化曲线, 线性计算结果和非线性计算结果之间也存在着较大的差异. 通过上述计算结果也可以看出当飞机结构产生较大变形后, 利用基于小变形假设的线性气动弹性配平计算方法将无法精确描述结构特性与气动特性, 无法准确预测全机攻角、舵面偏角等配平参数的变化趋势, 其载荷计算结果偏小, 难以正确指导结构设计.

4 结论

本文结合工程实际需求, 提出了一种可同时考虑结构几何非线性效应和曲面气动力效应的大变形飞机静气动弹性配平和载荷分析方法. 该方法利用三维曲面网格法计算大变形飞机的曲面气动力, 引入非线性结构有限元计算方法考虑结构几何非线性效应, 采用曲面样条插值方法解决气动/结构耦合问题, 然后结合全机变形构型下的刚体运动平衡方程进行柔性飞机大变形状态气动/结构耦合情况下的静气动弹性配平迭代求解. 并以某常规布局大展弦比柔性飞机半展长缩比模型为例, 对其纵向静气动弹性配平特性及飞行载荷进行详细的分析与研究, 并与 MSC Flightloads 线性计算结果进行了对比, 相关结论整理如下.

1) 分析结果表明当结构变形较小时, 对于本文算例而言, 翼尖垂直位移小于机翼半翼展的 15% 时, 由线性方法和本文非线性方法得到的全机配平结果吻合较好. 而当结构具有较大变形时, 因传统的线性静气动弹性分析方法基于小变形假设, 无法考虑气动力曲面效应和结构几何非线性效应故不再适用, 所得全机攻角、升降舵配平偏角、结构变形及载荷分布均小于非线性计算结果, 且两者偏差随着变形的加大而急剧扩大.

2) 本文提出的几何非线性静气动弹性配平方法中气动力模型跟随结构变形不断修正, 同时在结构变形求解中考虑气动力的随动效应, 可对大柔性飞机在大变形构型下的配平特性如结构变形、载荷分布等作出较为准确的预测. 同时采用有限元非线性静

力学求解方法可适应复杂的结构模型, 曲面网格法具有较高的计算效率, 且计算过程不依赖于经验数据, 可满足飞机设计各个阶段的工程应用需求, 完成考虑结构几何非线性静气动弹性配平特性的多轮次快速分析.

3)算例指出, 大展弦比柔性飞机的配平攻角、升降舵偏角、翼尖位移与扭角均随飞行重量的增加呈非线性增长趋势. 对飞行重量一定的大展弦比柔性飞机而言, 其配平攻角和升降舵偏角随飞行速度的增加呈先减小后增加的趋势. 结构大变形会降低全机

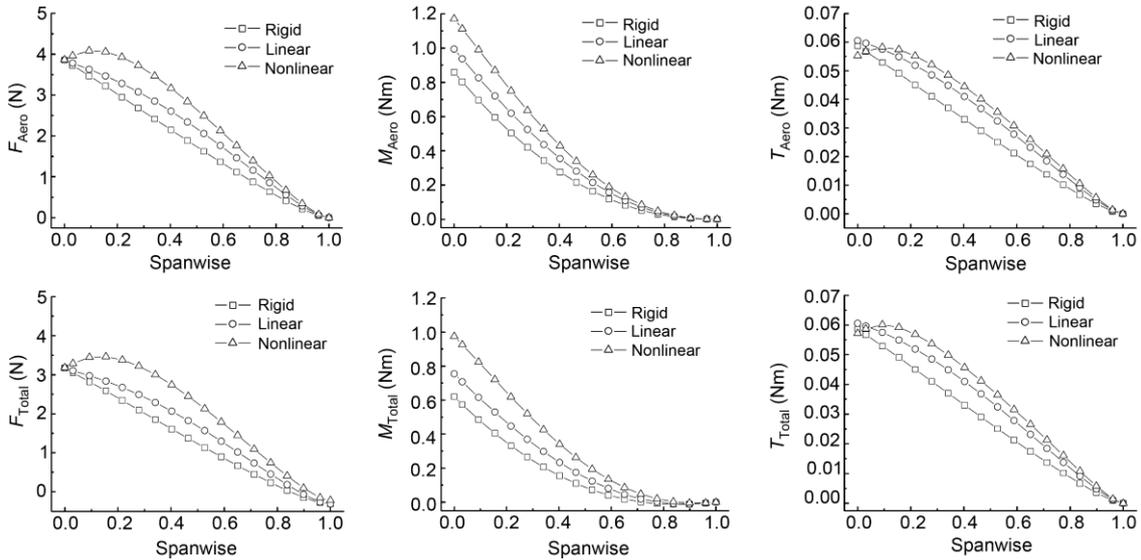


图 13 机翼气动载荷和总载荷沿展向分布情况($V_\infty=30$ m/s, $M=400$ g)

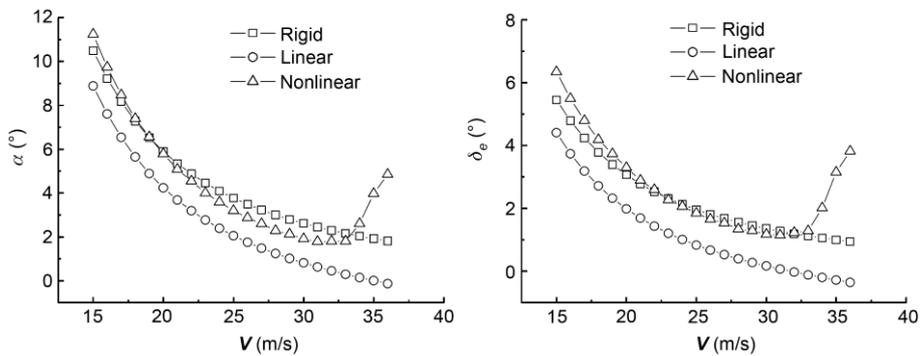


图 14 全机攻角和升降舵配平偏角随飞行速度的变化曲线($M=400$ g)

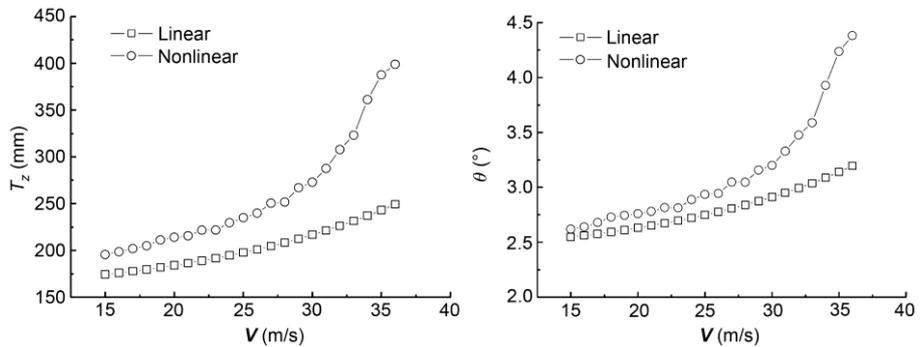
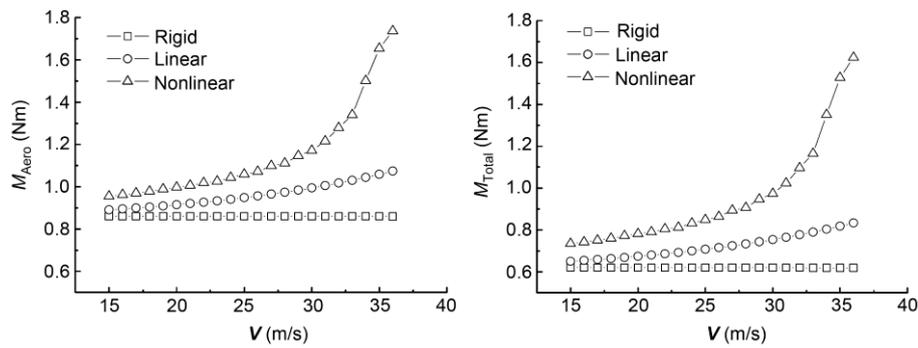


图 15 翼尖位移垂向位移与翼尖扭角随飞行速度的变化曲线($M=400$ g)

图 16 翼根气动弯矩和总弯矩随飞行速度的变化曲线($M=400\text{ g}$)

升力效率, 并造成结构载荷的快速增长. 故对于高空长航时一类的飞机而言, 在追求结构质量更轻的同时应避免产生过大的结构变形进而影响全机气动特性. 在飞机设计过程中可将本文的几何非线性静气动弹性配平分析方法与优化方法结合在结构重量、结

构变形及气动特性之间作出合理权衡. 此外需要说明的是本文算例采用金属平直机翼, 当分析对象采用后掠(或前掠)机翼布局或改用复合材料时部分配平参数的变化规律可能与本文算例有所不同, 但本文提出的分析方法依然适用.

参考文献

- Bartley-Cho J D, Henderson J A. Design and analysis of HiLDA/AEI aeroelastic wind tunnel model. AIAA 2008-7191, 2008
- Patil M J. Nonlinear aeroelastic analysis of joined-wing aircraft. AIAA 2003-1487, 2003
- Van Schoor M C, Von Flotow A H. Aeroelastic characteristics of a highly flexible aircraft. J Aircraft, 1990, 27(10): 901-908
- Pendaries C. From the HALE Gnopter to the Ornithopter – or how to take advantage of aircraft flexibility. In: Proceedings of the 21st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Melbourne, Australia, Sept. 13-18, 1998. A98-31715
- Patil M J, Hodges D H. On the importance of aerodynamic and structural nonlinearities in aeroelastic behavior of high-aspect-ratio wings. AIAA 2000-1448, 2000
- Patil M J, Hodges D H. Limit cycle oscillations in high-aspect-ratio Wings. AIAA-99-1464, 1999
- Patil M J, Hodges D H, Cesnik C. Characterizing the effects of geometrical nonlinearities on aeroelastic behavior of high-aspect-ratio wings. In: International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, Williamsburg, VA, June 22-25, 1999
- Tang D M, Dowell E H. Comments on the ONERA stall aerodynamic model and its impact on aeroelastic stability. J Fluid Struct, 1996, 10: 353-366
- Xie C C. Static/dynamic Coupling Theory and Test Study of Aircraft Aeroelastic Stability (in Chinese). Dissertation of Doctoral Degree. Beijing: Beihang University, 2009
- Xie C C, Leng J Z, Yang C. Geometrical nonlinear aeroelastic stability analysis of a composite high-aspect-ratio wing. Shock Vib, 2008, 15(3, 4): 325-333
- Liu Y, Xie C C. The geometric nonlinear static aeroelastic analysis method for flexible wings with large-aspect-ratio (In Chinese). In: Proceeding of the 12th Domestic Conference on aeroelasticity. Chengde, Hebei, 2011. 227-233
- Palacios R, Cesnik C. Static nonlinear aeroelasticity of flexible slender wings in compressible flow. AIAA 2005-1945, 2005
- Rodden W P, Johnson E H. MSC/Nastran Aeroelastic Analysis User's Guide V68, 1994
- Patil M J, Hodges D H. On the importance of aerodynamic and structural geometrical nonlinearities in aeroelastic behavior of high-aspect-ratio wings. AIAA 2000-1448, 2000
- Zhang J. Modeling and Simulation of Coupled Nonlinear Aeroelasticity and Flight Dynamics for Flexible Aircraft (in Chinese). Dissertation of Doctoral Degree. Beijing: Beihang University, 2010
- Wang X C, Shao M. Foundation and Numerical Method of Finite Element Method (in Chinese). Beijing: Tsinghua University Press, 1997
- Xie C C, Yang C. Linearization method of nonlinear aeroelastic stability for complete aircraft with high-aspect-ratio wings. Sci China Tech Sci, 2011, 54(2): 403-411
- Qian Y J. Aerodynamics (in Chinese). Beijing: Beihang University Press, 2004. 153-169
- Katz J, Plotkin A. Low-Speed Aerodynamics. 2nd ed. New York: Cambridge University Press, 2001. 201-204
- Xie C C, Yang C. Surface splines generalization and large deflection interpolation. J Aircraft, 2007, 44(3): 1024-1026
- Meirovitch L. Fundamentals of Vibrations. New York: McGraw-Hill, 2001. 268-275
- Fang Z P, Chen W C, Zhang S G. Flight Dynamics of Aerial Vehicles (in Chinese). Beijing: Beihang University Press, 2005. 16
- Waszak M R, Schmidt D K. On the flight dynamics of aeroelastic vehicles. AIAA 1986-2077, 1986
- Meirovitch L. Fundamentals of Vibrations. New York: McGraw-Hill, 2001. 268-275