面向跨音速气动弹性剪裁的颤振时域自动化预估方法

李东风, 王怡星, 陈刚*, 李跃明

西安交通大学航天航空学院, 机械结构强度与振动国家重点实验室, 陕西省先进飞行器服役环境与控制重点实验室, 西安 710049

*联系人: Email: aachengang@xjtu.edu.cn

收稿日期: 2018-03-16; 接受日期: 2018-04-11; 网络出版日期: 2018-08-08

国家自然科学基金(编号: 11672225, 11272005)、国家重点专项基金(编号: MJ-2015-F-010)、陕西省自然科学基金(编号: 2016JM1007)和中央高校科研专项资金(编号: xjj2014135)资助项目

摘要 随着对燃油效率和先进气动、结构的关注, 复合材料在飞行器结构设计中得到越来越多的应用. 在复合材料气动弹性剪裁设计过程中, 为了满足气动弹性要求, 需要反复对复合材料结构参数进行修改, 不可避免地需要重新构建气动弹性剪裁模型, 气动弹性剪裁模型重建和气动弹性性能评估过程会耗费大量时间和人力, 尤其在跨音速区域, 这些都大大增加了飞行器设计的时间和人工成本. 为了发展更高效复合材料机翼气动弹性剪裁方法, 本文从提高气动弹性性能评估过程效率入手, 基于结构动力重分析法提出了一种面向跨音速气动弹性剪裁的颤振时域自动化预估方法. 采用改进Agard 445.6复合材料机翼为模型对本文所提出方法的有效性和精度进行了验证. 仿真结果表明本文所提出的自动化气动弹性性能预估方法可以以较高的精度对气动弹性剪裁过程所必须的结构气动弹性响应进行预估, 尤其可以避免大量的人工手动修改气动弹性模型的过程, 这大大提高了跨音速复合材料机翼气动弹性剪裁自动化程度和设计效率.

关键词 气动弹性剪裁, 自动化, 结构动力重分析, 跨音速

PACS: 46.40.Ff, 46.40.Jj, 47.40.Hg

1 引言

在现代高性能飞行器设计中, 对结构重量比、燃油效率以及气动、结构设计等性能指标有着越来越高的要求. 复合材料具有优异的比强度、比刚度、抗疲劳性和抗腐蚀性等优点, 特别是其刚度的方向性和可设计性, 所以在飞行器的设计中越来越多的采用复合

材料. 复合材料结构可以方便地改变铺层的厚度和方向, 利用气动弹性剪裁技术^[1]不仅可以最小化飞行器的重量, 还可以使飞行器结构在气动载荷作用下的向着有益的方向发展, 以提高飞行器的气动弹性性能. 它可以以最小重量代价, 提高翼面发散速度和颤振速度, 来改善飞机的总体性能, 最终满足设计要求. 气动弹性剪裁技术的理论基础主要包括3个方面^[2]: 复合材

引用格式: 李东风, 王怡星, 陈刚, 等. 面向跨音速气动弹性剪裁的颤振时域自动化预估方法. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2018, 48: 114701
Li D F, Wang Y X, Chen G, et al. An automated aeroelastic performance prediction method in time domain for transonic aeroelastic tailoring (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2018, 48: 114701, doi: 10.1360/SSPMA2018-00072

料(结构)力学、结构气动弹性性能评估技术和优化设计技术. 其中结构气动弹性性能评估技术是气动弹性剪裁得以实现的承上启下的重要方面.

飞行器在飞行过程中, 弹性结构会与周围流体发生很强的相互作用, 气动弹性力学就是研究这些力学行为的学科, 这涉及结构响应、气动力以及两者的耦合, 所以结构模型和气动模型的精度直接影响气动弹性性能评估的精度. 目前非定常空气动力计算包括基于线性化的势流理论^[3,4]和基于Euler方程和N-S方程(Navier-Stokes Equations)的计算流体力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)方法. 现代高性能飞行器为了获得高的巡航效率, 需要在跨音速区域内飞行. 目前在低速、亚声速和超声速等线性范围的频域颤振计算方法在气动弹性剪裁中已经大量成熟使用^[5-8], 这种方法相对于用CFD方法求解非定常Euler、N-S方程来说效率比较高, 但是在处理跨音速问题时, 这种气动力模型很难考虑由于气动非线性(激波、气流分离等)^[9,10]带来的影响. 相对于传统的频域计算方法, 由于目前快速发展的基于CFD技术直接模拟是一个可行的适用于非线性气流的方法^[11,12], 相应地基于计算流体力学/计算结构力学(CFD/CSD)在时域内的跨音速气动弹性计算方法取得了较大进步.

气动弹性剪裁设计中, 需要对设计方案进行反复综合和折衷. 为了精确地评估结构气动弹性性能, 当复合材料结构参数发生变化后, 需要重新构建气动模型和结构模型以得到更新后的气动弹性模型^[13], 气动弹性模型重建过程耗费了大量的时间和人工成本, 极大地延长了飞行器设计周期, 增加了设计成本, 尤其对具有更多设计空间的复合材料结构剪裁更是如此. 因此如何在合理的时间和人力成本内管理和评估在气动弹性剪裁过程中成千上万的气动弹性计算以及获得更高效、可靠的气动弹性性能自动化预估方法, 已成为飞行器初步设计阶段一个非常有价值的研究课题^[14].

在跨音速气动弹性剪裁过程中, 当复合材料结构参数发生变化后, 依赖于结构模态振型进行气动弹性性能预估的求解器需要重新构建气动弹性模型才能保证评估精度, 因此在不改变基准结构模态坐标^[15]情况下通过构建自动化气动弹性预估方法建立气动弹性性能评估求解器与设计参数之间有效的联系, 通过避免大量的人工手动修改气动弹性模型过程来提高气动弹

性剪裁效率的一个极具有吸引力的可行策略^[16-18]. 结构动力重分析技术可以利用现有的基准模态振型获得结构参数变化后的结构模态特性, 在结构优化过程中发挥着重要作用. 目前结构动力重分析技术可以分为: 直接法和近似法^[19]. 直接法一般基于Sherman-Morrison-Woodbury(SMW)方程^[20], 特别适用局部低秩修改, 但是直接法计算效率比较低, 大大限制了它在工程中的应用. 近似法则将模态振型被看作初始结构的模型振型近似线性组合, 特别适用于全局或高秩结构修改, 且与直接法相比具有更高的计算效率^[21-23].

本文将近似结构动力重分析技术引入复合材料机翼气动弹性剪裁过程, 利用近似结构动力性重分析快速求解修改结构的振型, 从而建立一个自动化的气动弹性性能预估方法. 在不改变复合材料机翼铺层材料属性和总的铺层厚度前提下, 以铺层比例为设计参数, 对本文自动化气动弹性性能预估方法进行验证, 并通过重新建立结构模型和气动模型获得气动弹性剪裁后动力响应的传统直接法进行比较.

2 复合材料层合板力学模型

复合材料层合板分层如图1所示.

根据经典层合板理论(Classical Laminate Theory, CLT), 层合板的内力-应变关系式可以表示为

$$\begin{bmatrix} \mathbf{N} \\ \mathbf{M} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{B} \\ \mathbf{B} & \mathbf{D} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \boldsymbol{\varepsilon}^0 \\ \boldsymbol{\kappa} \end{bmatrix}, \quad (1)$$

式中, $\mathbf{N}$, $\mathbf{M}$ 为单位长度的力和力矩; $\boldsymbol{\varepsilon}^0$, $\boldsymbol{\kappa}$ 为层和板中面的应变和曲率; $\mathbf{A}$, $\mathbf{B}$ 和 $\mathbf{D}$ 分别为层合板的面内刚度矩阵、耦合刚度矩阵和弯曲刚度矩阵.

$$\begin{aligned} \mathbf{A}_{ij} &= \sum_{k=1}^n \bar{\mathbf{Q}}_{ij}^{(k)} (z_k - z_{k-1}), \\ \mathbf{B}_{ij} &= \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n \bar{\mathbf{Q}}_{ij}^{(k)} (z_k^2 - z_{k-1}^2), \quad i, j = 1, 2, 6, \\ \mathbf{D}_{ij} &= \frac{1}{3} \sum_{k=1}^n \bar{\mathbf{Q}}_{ij}^{(k)} (z_k^3 - z_{k-1}^3), \end{aligned} \quad (2)$$

$\bar{\mathbf{Q}}_{ij}^{(k)}$ 为刚度系数, 是铺层角的函数.

通过改变层合板中各单层板的铺设角、铺层比例以及材料性能, 可以改变层和板刚度特性. 在工程中大量使用是对称层合板, 对称层合板的耦合刚度矩阵 $\mathbf{B}$ 为零, 可以简化问题, 此时力 $\mathbf{N}$ 只与层和板中面的应

图 1 复合材料层合板几何结构

Figure 1 Geometry of laminated composite structure.

变 ε^0 有关, 力矩 $\mathbf{M}$ 只与层和板中面的曲率 κ 有关.

3 基于结构动力重分析的自动化气动弹性预估方法

3.1 结构动力重分析

初始无阻尼结构的模态问题为

$$\mathbf{K}_0 \Phi_0^i = \lambda_0^i \mathbf{M}_0 \Phi_0^i, \quad (3)$$

式中, $\mathbf{K}_0$ 和 $\mathbf{M}_0$ 分别为初始结构刚度矩阵和质量矩阵, λ_0^i 和 $\Phi_0^i = [\Phi_0^1, \Phi_0^2, \dots]$ 分别为初始结构的固有频率和相应的模态振型(特征向量). 通过改变各铺层的铺设角、铺层比例以及材料性能可以改变层合板的刚度矩阵, 其模态问题可以表示为

$$\mathbf{K} \Phi^i = \lambda^i \mathbf{M} \Phi^i, \quad (4)$$

其中, $\mathbf{K} = \mathbf{K}_0 + \Delta \mathbf{K}$, $\mathbf{M} = \mathbf{M}_0 + \Delta \mathbf{M}$, λ^i 和 Φ^i 分别为新结构的第 i 阶固有频率和相应的模态振型.

本文采用扩展Kirsch组合法作为自动化气动弹性性能预估方法中用于自动化快速获取新结构模态参数的结构重分析模块. 扩展Kirsch组合法是一种效率较高的适用于结构参数变化较大的近似法^[24]. 扩展Kirsch组合法使用初始结构的模态振型的二阶扰动项作为基向量, 其基模态振型 $\Phi_B^i = [\phi_0^i, \phi_1^i, \phi_2^i]$ 的近似线性组合^[22,24].

$$\Phi^i = \Phi_B^i \mathbf{y}^i, \mathbf{y}^i = (y_1, y_2, y_3)^T \in \mathbf{R}^{3 \times 1}, \quad (5)$$

其中, Φ_1^i 和 Φ_2^i 分别为第 i 阶特征向量的一阶和二阶摄动, 其表达式分别为

$$\begin{aligned} \Phi_1^i &= \sum_{s=1, s \neq i}^n \frac{1}{\lambda_0^i - \lambda_0^s} [(\Phi_0^s)^T (\Delta \mathbf{K} - \lambda_0^i \Delta \mathbf{M}) \Phi_0^i] \Phi_0^s \\ &\quad - \frac{1}{2} [(\Phi_0^i)^T \Delta \mathbf{M} \Phi_0^i] \Phi_0^i \\ &= \Phi_0 \mathbf{Y}_1^i, \end{aligned} \quad (6)$$

$$\begin{aligned} \Phi_2^i &= \sum_{s=1, s \neq i}^n \frac{1}{\lambda_0^i - \lambda_0^s} [(\Phi_0^s)^T (\Delta \mathbf{K} - \lambda_0^i \Delta \mathbf{M}) \Phi_1^i \\ &\quad - \lambda_1^i (\Phi_0^s)^T (\mathbf{M}_0 \Phi_1^i + \Delta \mathbf{M} \Phi_0^i)] \Phi_0^s \\ &\quad - \frac{1}{2} [(\Phi_0^i)^T \Delta \mathbf{M} \Phi_1^i + (\Phi_1^i)^T (\mathbf{M}_0 \Phi_1^i + \Delta \mathbf{M} \Phi_0^i)] \Phi_0^i \\ &= \Phi_0 \mathbf{Y}_2^i. \end{aligned} \quad (7)$$

本文仅讨论机翼复合材料机翼铺层材料属性和总的铺层厚度不变情况下提高颤振特性的气动剪裁应用情况, 则 $\Delta \mathbf{M} = 0$. Φ_1^i 和 Φ_2^i 分别可表示为

$$\Phi_1^i = \sum_{s=1, s \neq i}^n \frac{1}{\lambda_0^i - \lambda_0^s} [(\Phi_0^s)^T \Delta \mathbf{K} \Phi_0^i] \Phi_0^s = \Phi_0 \mathbf{Y}_1^i, \quad (8)$$

$$\begin{aligned} \Phi_2^i &= \sum_{s=1, s \neq i}^n \frac{1}{\lambda_0^i - \lambda_0^s} [(\Phi_0^s)^T \Delta \mathbf{K} \Phi_1^i - \lambda_1^i (\Phi_0^s)^T \mathbf{M}_0 \Phi_1^i] \Phi_0^s \\ &\quad - \frac{1}{2} [(\Phi_0^i)^T \mathbf{M}_0 \Phi_1^i] \Phi_0^i \\ &= \Phi_0 \mathbf{Y}_2^i. \end{aligned} \quad (9)$$

将方程(8), (9)代入方程(5), 得到

$$\begin{aligned} \Phi &= \begin{bmatrix} \Phi_0^1 \dots \Phi_0^i & 0 & 0 \\ 0 & \Phi_0^1 \dots \Phi_0^i & 0 \\ 0 & 0 & \Phi_0^1 \dots \Phi_0^i \end{bmatrix} \\ &\times \begin{bmatrix} \mathbf{I}_0^1 \dots \mathbf{I}_0^i & 0 & 0 \\ 0 & \mathbf{Y}_1^1 \dots \mathbf{Y}_1^i & 0 \\ 0 & 0 & \mathbf{Y}_2^1 \dots \mathbf{Y}_2^i \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} \mathbf{y}^1 & 0 & 0 \\ 0 & \mathbf{y}^2 & 0 \\ 0 & 0 & \mathbf{y}^3 \end{bmatrix} = \Phi_0 \mathbf{Y}, \end{aligned} \quad (10)$$

其中

$$\mathbf{Y} = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_0^1 \dots \mathbf{I}_0^i & 0 & 0 \\ 0 & \mathbf{Y}_1^1 \dots \mathbf{Y}_1^i & 0 \\ 0 & 0 & \mathbf{Y}_2^1 \dots \mathbf{Y}_2^i \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} \mathbf{y}^1 & 0 & 0 \\ 0 & \mathbf{y}^2 & 0 \\ 0 & 0 & \mathbf{y}^3 \end{bmatrix}. \quad (11)$$

将方程(5)代入(4), 并左乘 $(\Phi_B^i)^T$, 就可以得到一个 (3×3) 矩阵方程:

$$\mathbf{K}_{RY}^i = \lambda^i \mathbf{M}_{RY}^i, \quad (12)$$

其中,

$$\mathbf{K}_R^i = (\boldsymbol{\Phi}_B^i)^T (\mathbf{K}_0 + \Delta \mathbf{K}) \boldsymbol{\Phi}_B^i, \quad \mathbf{M}_R^i = (\boldsymbol{\Phi}_B^i)^T (\mathbf{M}_0 + \Delta \mathbf{M}) \boldsymbol{\Phi}_B^i.$$

通过求解 \$(3 \times 3)\$ 矩阵方程(12)我们可以得到 \$\mathbf{y}^i\$, 将 \$\mathbf{y}^i\$ 带入方程(11)和(10), 分别可以得到系数矩阵 \$\mathbf{Y}\$ 和近似特征向量 \$\boldsymbol{\Phi}\$. 最后采用 Rayleigh 商计算特征值:

$$\lambda_K^i = \frac{(\boldsymbol{\Phi}^i)^T (\mathbf{K}_0 + \Delta \mathbf{K}) \boldsymbol{\Phi}^i}{(\boldsymbol{\Phi}^i)^T (\mathbf{M}_0 + \Delta \mathbf{M}) \boldsymbol{\Phi}^i}. \quad (13)$$

3.2 自动化气动弹性预估方法

基于 CFD/CSD 的气动弹性求解器通过分别求解流体、结构动力学控制方程, 然后通过对流体和结构模型交界面的数据插值, 反复迭代, 最后得到结构的气动弹性响应特性. 气动弹性系统控制方程为

$$(\mathbf{A}(\mathbf{u})\mathbf{w})_t + \mathbf{F}(\mathbf{w}, \mathbf{u}, \dot{\mathbf{u}}) = \mathbf{0}, \quad (14)$$

$$\bar{\mathbf{M}}\ddot{\mathbf{u}}(t) + \mathbf{K}\mathbf{u}(t) = \mathbf{f}_{\text{gen}}(t), \quad (15)$$

其中, \$\mathbf{u}\$ 为结构的位移, \$\mathbf{A}\$ 为流体网格单元的体积矩阵, \$\mathbf{w}\$ 为流体的守恒型变量, \$\mathbf{F}\$ 为非线性数值通量函数; \$\bar{\mathbf{M}}\$ 和 \$\mathbf{K}\$ 分别为结构的广义质量矩阵和刚度矩阵, \$\mathbf{f}_{\text{gen}}\$ 是作用于结构上的气动载荷.

在 CFD 求解器中, 初始复合材料结构的模态振型 \$\boldsymbol{\Phi}_0\$ 作为基振型, 对应的输出广义气动力系数 \$\mathbf{f}_{\text{gen},0}(t)\$. 若各单层板的铺设角、铺层比例或者材料性能发生变化, 其广义气动力系数可以通过下式得到

$$\mathbf{f}_{\text{gen}}(t) = (\boldsymbol{\Phi}_0 \mathbf{Y})^T \mathbf{f}_0(t) = \mathbf{Y}^T \mathbf{f}_{\text{gen},0}(t), \quad (16)$$

其中, \$\mathbf{f}_{\text{gen},0}(t) = \boldsymbol{\Phi}_0^T \mathbf{f}_0(t)\$.

对于结构求解器则有

$$\bar{\mathbf{M}}\ddot{\mathbf{u}}(t) + \bar{\mathbf{K}}\mathbf{u}(t) = \mathbf{f}_{\text{gen}}(t), \quad (17)$$

其中,

$$\bar{\mathbf{M}} = \mathbf{Y}^T \boldsymbol{\Phi}_0^T \mathbf{M}_0 \boldsymbol{\Phi}_0 \mathbf{Y}, \quad \bar{\mathbf{K}} = \mathbf{Y}^T \boldsymbol{\Phi}_0^T (\mathbf{K}_0 + \Delta \mathbf{K}) \boldsymbol{\Phi}_0 \mathbf{Y}.$$

另外当 \$\Delta \mathbf{K} = 0\$ 时, 系数矩阵 \$\mathbf{Y}\$ 为单位矩阵, 气动弹性系统等效为初始气动弹性系统.

图2给出了基于结构动力性重分析的气动弹性剪裁自动化气动弹性性能预估过程流程图, 具体可按如下步骤进行:

(1) 建立基于初始复合材料结构模态振型 \$\boldsymbol{\Phi}_0\$ 的气动弹性系统;

图2 自动化方法流程图

Figure 2 Flowchart of the automated method.

(2) 修改复合材料结构参数, 采用扩展 Kirsch 组合法获得系数矩阵 \$\mathbf{Y}\$ 和新的模态振型 \$\boldsymbol{\Phi}\$;

(3) 将基于 \$\boldsymbol{\Phi}_0\$ 广义气动力 \$\mathbf{f}_{\text{gen},0}(t)\$ 和系数矩阵 \$\mathbf{Y}\$ 带入式(16)计算基于新模态振型的广义气动力 \$\mathbf{f}_{\text{gen}}(t)\$;

(4) 最后, 耦合结构动力学方程(17)获得新结构模态振型 \$\boldsymbol{\Phi}\$ 的气动弹性响应特性.

当复合材料结构参数改变时, 可以通过重复步骤 (1)–(4) 来获得在新模态振型 \$\boldsymbol{\Phi}\$ 激励下的气动弹性响应. 本文提出气动弹性性能预估方法是完全自动化的, 由于避免了传统直接方法繁琐的手动结构模型和气动模型修改过程, 因此可以方便用于复合材料机翼气动弹性剪裁过程中结构参数修改后的机翼气动弹性特性预估.

4 数值算例

4.1 气动弹性求解器精度验证

本文采用跨音速标准颤振计算模型 Agard 445.6 对 CFD/CSD 气动弹性求解器的精度进行验证. 其中 CFD 求解器的空间离散格式采用二阶 Van Leer 格式^[25], 时间推进方式为 Lower-Upper Symmetric Gauss-Seidel Method (LU-SGS) 隐式方法^[26]. Agard 445.6 机翼翼型为 NACA 65A004, 展长为 762 mm, 1/4 弦线的后掠角为 45°, 展弦比为 1.62, 根梢比为 0.66, 如图 3 所示. 其材料属性为: 沿展向为方向弹性模量为 3.151 GPa, 横向弹

图3 Agard 445.6机翼二维模型及铺层角示意图

Figure 3 Dimensioned planform of Agard 445.6 wing and composite ply orientation.

性模量为0.416 GPa, 剪切模量为0.439 GPa, 泊松比为0.31, 密度为381.98 kg/m³. 结构网格如图4(a)所示, 模型包含231格节点和200个网格单元. 流体模型如图4(b)所示, 网格数为223146(99×49×46). 该模型的流体网格收敛性已经过Zhou等人^[27]验证. 本文的CFD/CSD气动弹性求解器预测的颤振边界, 与实验^[28]和文献^[29]比较, 如图5所示吻合良好. 关于该求解器颤振响应预测精度的更多验证可参见相关文献^[27,30,31].

4.2 结构动力重分析方法精度验证

本文以跨音速标准颤振计算模型AGARD 445.6机翼气动外形作为基准, 将其结构替换为复合材料. 其中1/4弦线的后掠角定义为0°铺层方向角, 为复合材料的主刚度方向, 其他角度的铺层以这个方向为基准进行铺设, 如图3所示.

在实际复合材料机翼的设计过程中, 由于受到加工工艺的限制, 复合材料的铺层角不能是任意值. 根据一般的复合材料层合板的铺层设计要求, 尽量采用0°, ±45°和90°这4种标准铺层角, 这4种铺层角一般可以满足设计要求. 本文复合材料层合板机翼对称铺层模型简化为[(0°)_{n1}, (45°)_{n2}, (-45°)_{n3}, (90°)_{n4}]_s, 其中n1, n2, n3, n4表示0°, 45°, -45°和90°这4种铺层角度所占的比例.

根据复合材料结构力学理论, 铺层比例是影响结构刚度矩阵的关键参数. 本文仅考虑不同铺层角的铺层比例的变化, 约束为复合材料机翼铺层材料属性和

图4 AGARD 445.6机翼的结构网格模型(a)和流体网格模型(b)

Figure 4 Structural model (a) and surface CFD grid (b) of AGARD 445.6.

图5 (网络版彩图)Agard 445.6机翼的颤振速度边界^[29,32]

Figure 5 (Color online) Flutter boundaries of Agard 445.6 ^[29,32].

总的铺层厚度不变. 对于初始复合材料机翼模型, 各方向的铺层比例均为25%. 考虑到对机翼抗扭刚度贡献较大的是±45°铺层角, 本文以±45°的铺层比例为主要研究对象. 为了防止任何方向的单层板直接受载, 0°, 45°, -45°和90°这4种单层板所占比例最少为10%. 各铺层角单层板比例变化如表1所示.

表 1 初始模型和4种不同的模型

Table 1 Original and four different case

铺层角	初始模型	模型A	模型B	模型C	模型D
0°	25	30	10	40	10
45°	25	30	10	25	40
-45°	25	10	70	25	40
90°	25	30	10	10	10

分别采用完整的模态分析和扩展Kirsch组合法获得这4种不同铺层比例的复合材料机翼的精确模态特性和近似的模态特性. 为了评估扩展Kirsch组合法的精度本文采用两种评判标准. 一个是固有频率误差:

$$\text{Error} = \frac{f_A^i - f_E^i}{f_E^i}, \quad (18)$$

式中, f_E^i 和 f_A^i 分别为精确和近似固有频率. 另一个是用来评估模态振型之间相似度的模态置信准则(Modal Assurance Criterion, MAC)^[33], MAC 值是一个介于0—1之间的标量, MAC值越接近1, 表示两个模态振型越相似, 如果两模态的MAC值为1, 则说明两者代表的是同一阶模态, 其表达式为

$$\text{MAC}(\Phi_A, \Phi_E) = \frac{|\Phi_E^T \Phi_A|^2}{(\Phi_A^T \Phi_A)(\Phi_E^T \Phi_E)}, \quad (19)$$

式中, Φ_E 和 Φ_A 分别为精确和近似模态振型. 这4种模型固有频率的误差和模态振型的MAC如表2所示. 为简洁起见, 图6仅分别展示了初始模型和模态振型变化最大的模型B(与初始模型模态振型的前四阶MAC值分别为0.9789, 0.9375, 0.9949, 0.9499)的精确和近似模态特性. 从表2中可以看出, 最大频率误差不超过4%, 而且MAC都十分接近于1. 这说明在用于气动弹性剪裁的气动弹性自动化方法中采用扩展Kirsch组合法完全可得到具有较高精度的结构模态数据.

表3给出了采用有限元直接进行完整模态分析和扩展Kirsch组合法近似预测模态特性所消耗的时间. 可以看出扩展Kirsch组合法的计算效率要远大于完整的有限元模态分析. 需要注意的是表3只展示了采用完整模态分析和扩展Kirsch组合法近似预测模态特性所消耗的时间, 不包括刚度矩阵和质量矩阵的组装时间等人工手动前处理过程. 如果算上人工修改有限元模型等人工手动的前处理所需时间, 自动化方法的效率将是数量级的提升.

表 2 频率及其误差和MAC值

Table 2 Error of modal frequencies and MAC for the first four modes

	阶数	精确频率 (Hz)	近似频率 (Hz)	频率误差 (%)	MAC
模型A	1	5.858	5.789	-1.169	0.9999
	2	26.628	26.640	0.045	0.9997
	3	53.342	53.399	0.105	0.9996
	4	64.731	64.890	0.246	0.9978
模型B	1	8.001	8.028	0.340	0.9989
	2	35.580	36.163	1.584	0.9945
	3	51.296	52.559	2.461	0.9959
	4	85.887	89.183	3.838	0.9450
模型C	1	5.944	5.952	0.128	1.0000
	2	26.731	26.917	0.697	0.9971
	3	52.835	53.565	1.383	0.9978
	4	64.476	65.254	1.207	0.9913
模型D	1	5.746	5.727	-0.326	0.9998
	2	26.350	26.606	0.968	0.9958
	3	49.493	50.968	2.980	0.9975
	4	64.649	65.676	1.588	0.9812

图 6 结构的前四阶模态振型及其固有频率。(a) 初始模型; (b) 模型B的精确模态特性; (c) 模型B近似模态特性

Figure 6 First four modeshapes of the wing. (a) Modeshapes and frequencies of original structure; (b) exact modeshapes and frequencies of Model B; (c) approximate modeshapes and frequencies of Model B.

表 3 模态计算所消耗时间(s)

Table 3 Comparison of CPU time (s)

	完整模态分析法	扩展Kirsch组合法
模型A	1.656	0.700
模型B	1.700	0.662
模型C	1.591	0.684
模型D	2.143	0.766

4.3 自动化气动弹性方法精度验证

在验证了CFD/CSD气动弹性求解器和扩展Kirsch组合法这两个气动弹性性能自动化预估方法关键模块精度后, 本节将对整个自动化方法的精度进行评估和验证. 相对于初始模型, 模型B是按照10%原则的极值模型, 而且固有频率和振型变化最大, 为了表述简洁起见, 所以这里只展示了模型B在马赫数 $Ma=0.960$, 攻角为 0° , 分别采用直接法和自动化方法得到在不同来流速度下广义气动力(Generalized Aerodynamic

Forces-GAF)的精确(Exact)和近似(Approximate)时间历程曲线, 如图7所示. 在图7可以看到前三阶响应曲线吻合非常好, 但是由于第四阶的MAC值较前三阶偏离1较多, 所以第四阶响应曲线吻合得不是很好. 从模型B的GAF响应曲线还可以看出结构气动弹性特性对结构模态振型的敏感度非常高, 当MAC值十分接近1时才能对结构的气动弹性响应进行精确地预测. 图7说明本文所提出的自动化气动弹性性能预估方法在一定的范围下可以较为准确预测复合材料机翼的气动弹性响应.

为了进一步验证本文所提出的自动化气动弹性预估方法的有效性和精度, 进一步给出了在不同来流速度下模型B和D广义位移(Generalized Displacements)时间历程的两个典型响应曲线(衰减和发散), 如图8和9所示. 可以看出, 这两个模型广义位移的衰减和发散时间历程曲线均吻合很好, 这进一步说明本文所提出的自动化气动弹性性能预估方法在一定的范围下可以

图 7 (网络版彩图)模型B在不同来流速度下的广义气动力响应: $V_\infty=245$ m/s(左), $V_\infty=275$ m/s(右) ($Ma=0.960$, $AOA=0^\circ$). (a) 一阶弯曲; (b) 一阶扭转; (c) 二阶弯曲; (d) 二阶扭转

Figure 7 (Color online) Comparison of time histories of generalized aerodynamic forces obtain by two methods of Model B at various dynamic pressures: $V_\infty=245$ m/s (left), $V_\infty=275$ m/s (right) ($Ma=0.960$, $AOA=0^\circ$). (a) First bending mode; (b) first torsion mode; (c) second bending mode; (d) second torsion mode.

图 8 (网络版彩图)模型B在不同来流速度下的广义位移响应: $V_\infty=245$ m/s(左), $V_\infty=275$ m/s(右) ($Ma=0.960$, $AOA=0^\circ$). (a) 一阶弯曲; (b) 一阶扭转; (c) 二阶弯曲; (d) 二阶扭转

Figure 8 (Color online) Comparison of time histories of generalized displacements obtain by two methods of Model D at various dynamic pressures: $V_\infty=245$ m/s (left), $V_\infty=275$ m/s (right) ($Ma=0.960$, $AOA=0^\circ$). (a) First bending mode; (b) first torsion mode; (c) second bending mode; (d) second torsion mode.

图 9 (网络版彩图)模型D在不同来流速度下的广义位移响应: $V_\infty=200$ m/s(左), $V_\infty=240$ m/s(右) ($Ma=0.960$, $AOA=0^\circ$). (a) 一阶弯曲; (b) 一阶扭转; (c) 二阶弯曲; (d) 二阶扭转

Figure 9 (Color online) Comparison of time histories of generalized displacements obtain by two methods of Model D at various dynamic pressures: $V_\infty=200$ m/s (left), $V_\infty=240$ m/s (right) ($Ma=0.960$, $AOA=0^\circ$). (a) First bending mode; (b) first torsion mode; (c) second bending mode; (d) second torsion mode.

较为准确预测复合材料机翼的气动弹性响应.

表4为分别采用直接法和自动化方法获得的颤振速度及其误差. 可以看到最大误差不超过1.5%. 这再次表明本文提出的自动化气动弹性性能方法在一定的范围内具有良好的精度, 能够满足跨音速机翼气动弹性剪裁过程中结构参数变化以后, 新模型气动弹性性能的自动化预估.

5 结论

在基于传统直接法的跨音速气动弹性剪裁技术中, 当复合材料结构参数发生变化时, 为了保证气动弹性性能评估的精度需要重构结构模型和气动模型. 气动弹性模型的重构是一个繁琐且耗费人力的过程, 限制了复合材料气动弹性剪裁技术的应用. 为了提高跨音速气动弹性剪裁过程中气动弹性性能评估效率, 本文采用扩展Kirsch组合结构动力重分析法建立了一种面向跨音速复合材料机翼气动弹性剪裁的自动化气动弹性性能预估方法.

为了对本文提出的自动化气动弹性性能预估方法的有效性和精度进行验证, 首先验证了扩展Kirsch组合结法对复合材料机翼模态特性计算的精度; 然后对采用直接法和自动化方法对4种不同参数的复合材料机翼模型在不同来流速度条件下气动弹性广义气动力

表 4 颤振速度及其误差

Table 4 Comparison of flutter speed and the errors

	颤振速度 (m/s)		
	直接法	自动化法	误差(%)
模型A	218	218.5	0.230
模型B	261	260	0.383
模型C	210	213	1.429
模型D	218	221	1.376

和广义位移时间历程曲, 以及4种不同模型预测的颤振速度进行比较. 结果表明: 本文提出的自动化气动弹性性能预估方法在跨音速来流条件下, 在一定的范围之内能以较高精度自动捕获得结构参数变化后结构的气动弹性特性.

本文所提出的面向跨音速复合材料机翼气动弹性剪裁的自动化气动弹性性能预估方法不仅能够提高气动弹性性能评估的效率, 而且可以有效管理气动弹性剪裁过程中的气动和结构数据, 也能够高效对复合材料机翼气动弹性不确定性进行自动化预估, 大大减少人工成本的消耗. 下一步工作中将基于本文所提出的自动化气动弹性性能预估方法, 发展适用于气动弹性剪裁的对结构变化参数鲁棒的气动弹性降阶模型, 从而建立基于CFD/CSD耦合求解器的复合材料机翼气动弹性剪裁高效方法.

参考文献

- Shirk M H, Hertz T J, Weisshaar T A. Aeroelastic tailoring—Theory, practice, and promise. *J Aircraft*, 1986, 23: 6–18
- Yang N B. Structural Design for Composite Airplane (in Chinese). Beijing: Aviation Industry Press, 2002 [杨乃宾. 复合材料飞机结构设计. 北京: 航空工业出版社, 2002]
- Albano E, Rodden W P. Errata: Doublet-lattice method for calculating lift distributions on oscillating surfaces in subsonic flows. *AIAA J*, 1969, 7: 2192a
- Ashley H, Zartarian G. Piston theory, a new aerodynamic tool for the aeroelastician. *J Aeronaut Sci*, 1956, 23: 1109–1118
- Liang L, Wan Z Q, Yang C. Aeroelastic optimization on composite skins of large aircraft wings. *Sci China Technol Sci*, 2012, 55: 1078–1085 [梁路, 万志强, 杨超. 大型飞机复合材料机翼壁板气动弹性优化设计. 中国科学: 技术科学, 2012, 42: 722–728]
- Bai J Q, Xin L, Liu Y, et al. Exploring an aeroelastic tailoring design method for composite backswept wing (in Chinese). *J Northwestern Polytech Univ*, 2014, 6: 843–848 [白俊强, 辛亮, 刘艳, 等. 复合材料后掠机翼的气动弹性剪裁方法研究. 西北工业大学学报, 2014, 6: 843–848]
- Stanford B K, Jutte C V, Wieseman C D. Trim and structural optimization of subsonic transport wings using nonconventional aeroelastic tailoring. *AIAA J*, 2016, 54: 293–309
- Alyanak E J, Pendleton E. Aeroelastic tailoring and active aeroelastic wing impact on a lambda wing configuration. *J Aircraft*, 2017, 54: 11–19
- Dowell E H, Bland S R, Williams M H. Linear/nonlinear behavior in unsteady transonic aerodynamics. *AIAA J*, 1983, 21: 38–46

- 10 Bendiksen O O. Review of unsteady transonic aerodynamics: Theory and applications. [Prog Aerospace Sci](#), 2011, 47: 135–167
- 11 Guruswamy G P. Unsteady aerodynamic and aeroelastic calculations for wings using Euler equations. [AIAA J](#), 1990, 28: 461–469
- 12 Fleischer D, Breitsamter C. CFD Based Methods for the Computation of Generalized Aerodynamic Forces. Berlin, Heidelberg: Springer, 2013, 121: 331–338
- 13 Marques S, Badcock K J, Khodaparast H H, et al. How structural model variability influences transonic aeroelastic stability. [J Aircraft](#), 2012, 49: 1189–1199
- 14 Karpel M, Wieseman C D. Modal coordinates for aeroelastic analysis with large local structural variations. [J Aircraft](#), 1994, 31: 396–403
- 15 Li W, Pak C. Application of Approximate Unsteady Aerodynamics for Flutter Analysis. Technical Report, NASA Dryden Flight Research Center, 2010
- 16 Murthy D V, Kaza K R V. A computational procedure for automated flutter analysis. [Commun Appl Numer Methods](#), 1989, 5: 29–37
- 17 Styuart A V, Livne E, Demasi L, et al. Flutter failure risk assessment for damage-tolerant composite aircraft structures. [AIAA J](#), 2011, 49: 655–669
- 18 Schwochow J, Jelcic G. Automatic operational modal analysis for aeroelastic applications. In: Proceedings of the 6th International Operational Modal Analysis Conference. Göttingen, 2015
- 19 Song Q, Chen P, Sun S. An exact reanalysis algorithm for local non-topological high-rank structural modifications in finite element analysis. [Comput Struct](#), 2014, 143: 60–72
- 20 Akgün M A, Garcelon J H, Haftka R T. Fast exact linear and non-linear structural reanalysis and the Sherman-Morrison-Woodbury formulas. [Int J Numer Meth Engng](#), 2001, 50: 1587–1606
- 21 Beliveau J G, Cogan S, Lallement G, et al. Iterative least-squares calculation for modal eigenvector sensitivity. [AIAA J](#), 1996, 34: 385–391
- 22 Chen S H, Yang X W, Lian H D. Comparison of several eigenvalue reanalysis methods for modified structures. [Struct Multidisc Optim](#), 2000, 20: 253–259
- 23 Kirsch U, Bogomolni M, Sheinman I. Efficient dynamic reanalysis of structures. [J Struct Eng](#), 2007, 133: 440–448
- 24 Chen S H, Yang X W. Extended kirsch combined method for eigenvalue reanalysis. [AIAA J](#), 2000, 38: 927–930
- 25 van Leer B. Towards the ultimate conservative difference scheme. V. A second-order sequel to Godunov's method. [J Comput Phys](#), 1979, 32: 101–136
- 26 Chen R F, Wang Z J. Fast, block lower-upper symmetric gauss-seidel scheme for arbitrary grids. [AIAA J](#), 2000, 38: 2238–2245
- 27 Zhou Q, Li D, Da Ronch A, et al. Computational fluid dynamics-based transonic flutter suppression with control delay. [J Fluids Struct](#), 2016, 66: 183–206
- 28 Yates E C Jr. AGARD standard aeroelastic configurations for dynamic response. [Europ Psych](#), 1987, 25: 1596–1597
- 29 Lee-Rausch E M, Batina J T. Wing flutter boundary prediction using unsteady Euler aerodynamic method. [J Aircraft](#), 1995, 32: 416–422
- 30 Chen G, Sun J, Li Y M. Adaptive reduced-order-model-based control-law design for active flutter suppression. [J Aircraft](#), 2012, 49: 973–980
- 31 Zhou Q, Chen G, Li Y. A reduced order model based on block arnoldi method for aeroelastic system. [Int J Appl Mech](#), 2014, 06: 1450069
- 32 Yates E C. AGARD standard aeroelastic configuration for dynamic response, candidate configuration I. Wing, 1987, 445: 103–129
- 33 Penny J E. Modal testing: Theory and practice. [J Mech Working Tech](#), 1988, 16: 107–108

An automated aeroelastic performance prediction method in time domain for transonic aeroelastic tailoring

LI DongFeng, WANG YiXing, CHEN Gang^{*} & LI YueMing

Shaanxi Key Laboratory for Environment and Control of Flight Vehicle, State Key Laboratory for Strength and Vibration of Mechanical Structures, School of Aerospace, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China

Due to fuel efficiency and advanced aerodynamic, structural concern, more and more composite materials used in aircraft design. In aeroelastic tailoring techniques, in order to meet the requirements of aeroelastic performance, the parameters of the composite structure need to be modified repeatedly, the aeroelastic tailoring have to be reconstructed. However, these reconstruction and aeroelastic performance evaluation procedures take a considerable time and labour, and greatly increasing the time cost of the aircraft design. To develop a more efficient composite wing aeroelastic tailoring method, starting with improving the efficiency of aeroelastic performance evaluation, this paper propose an automated aeroelastic performance evaluation method for aeroelastic tailoring by introducing the structural dynamic reanalysis method. The improved AGARD 445.6 composite wing was employed to verify the validity and accuracy of the proposed automated method. The results show that the proposed method can not only accurately predict the aeroelastic response of the structure, but also because avoid a large number of artificial modification, greatly improving the automation degree and efficiency of transonic composite structure aeroelastic tailoring.

aeroelastic tailoring, automated method, structural dynamic reanalysis method, transonic aeroelastic

PACS: 46.40.Ff, 46.40.Jj, 47.40.Hg

doi: [10.1360/SSPMA2018-00072](https://doi.org/10.1360/SSPMA2018-00072)