

DOI: 10.7652/xjtuxb201901005

发动机推力对大展弦比机翼颤振边界的影响

聂雪媛, 余明亮, 钟培楠, 杨国伟

(中国科学院力学研究所流固耦合系统力学重点实验室, 100190, 北京)

摘要: 为解决现有线性气动力模型对大柔性机翼受发动机推力影响的气动稳定性分析方法的不足,提出了基于计算流体力学(CFD)与 Simo 几何精确梁模型的非线性气动弹性分析方法。以翼吊式发动机的大展弦比机翼为研究对象,采用横向随动力和集中质量模拟发动机推力和吊挂质量,分别研究了单纯发动机推力和考虑气动载荷联合作用时,发动机推力、结构弯扭刚度比、发动机集中质量以及发动机安装位置等参数对机翼结构颤振特性的影响。数值模拟所采用的大展弦比柔性机翼非线性气动弹性模型耦合了 Simo 几何精确梁模型和雷诺平均 N-S 非定常气动力模型,考虑了结构和流场的两场非线性耦合。模拟结果表明:发动机推力对机翼颤振边界影响很大,具体的影响效果取决于上述其他参数的变化;发动机吊舱靠近翼根布置、发动机尽量布置在机翼弹性轴之前、减小机翼弯扭刚度比等布局或设置有利于扩大机翼的颤振包线范围。因此,在进行翼吊式气动布局的设计或分析时,必须考虑发动机推力及其相关参数的影响。

关键词: 翼吊式发动机;大展弦比;气动弹性稳定性;发动机推力

中图分类号: V211 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2019)01-0033-11

Effects of the Engine Propulsion on Flutter Boundary of High-Aspect-Ratio Wing

NIE Xueyuan, YU Mingliang, ZHONG Peinan, YANG Guowei

(Key Laboratory for Mechanics in Fluid Solid Coupling Systems of Institute of Mechanics,
Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: An interaction method of CFD combined with geometrically exact beam based on Simo theory for fluid-structure interaction (FSI) is proposed to analyze the effects of engine propulsion on stability of very flexible structures, which have been discussed via the existing linear aerodynamic forces models. Aiming at the high-aspect-ratio wing with engines, the mentioned method is adopted to evaluate the wing flutter boundary with variations of the parameters, including propulsion, bending-torsion stiffness ratio, engine mass, and engine position, where the lateral follower force and concentrated mass are simulated as the engine thrust and nacelle mass respectively. The geometrically exact beam based on Simo theory for nonlinear structure is coupled with Reynold-averaged Navier-Stokes aerodynamic equation to construct the nonlinear aeroelastic model used in numerical simulation of the high-aspect-ratio flexible wing. The nonlinear coupling of both structure and flow is considered in the aeroelastic model. The numerical results show that the engine propulsion has remarkable influence on the stability

收稿日期: 2018-05-24。 作者简介: 聂雪媛(1978—),女,博士,高级工程师;杨国伟(通信作者),男,博士,研究员。 基金项目: 国家自然科学基金资助项目(11702298,11672303)。

网络出版时间: 2018-11-05

网络出版地址: <http://kns.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20181101.1058.002.html>

performance of the wing, and the influence is determined greatly by the mentioned parameters. The aerodynamic stability can be improved by such configurations as installation of the engine close to the wing root and the leading edge, and reduction of the bending-torsion stiffness ratio. It is necessary to consider the engine propulsion and its affiliated parameters in aerodynamic design or analysis of the flexible wing with engine mounted.

Keywords: wing-mounted engine; high aspect ratio; aeroelastic stability; engine propulsion

翼吊式发动机的气动布局在当前民用飞机中得到了广泛应用^[1],但这种布局使得发动机和机体之间会存在干扰。在飞行过程中,发动机推力会改变机翼的稳定性,即使推力本身的大小不足以引起机翼的失稳,但其与气动载荷和机翼弹性运动的耦合作用仍会改变机翼的颤振边界。现代飞行器的设计越来越追求轻质,使得机翼结构的柔性日趋增大,机翼的变形加剧,发动机推力和质量效应对机翼颤振速度的影响更为显著。因此,研究发动机推力对柔性机翼稳定性的影响,对于飞行器的设计意义匪浅。

发动机的推力相对于机翼来说,属于横向载荷,具有典型的随动特征,会对结构的振动模式和频率产生重要影响。Como 最早研究了在自由端施加的横向随动力对弹性悬臂梁弯扭稳定性的影响,得到了临界随动力的解析解^[2]。Feldt 等考虑了随动力加载点处的质量,探讨了在翼尖随动力作用下机翼的气动弹性稳定性问题,指出横向随动力对气动弹性系统具有不稳定作用,而增加集中质量可提高系统稳定性^[3]。Hodge 等以机翼的弯扭刚度比作为参数,分析了柔性机翼的颤振特性,但没有考虑外挂的质量^[4]。Fazelzadeh 等研究了发动机质量、推力及其作用位置等参数变化对颤振边界的影响,指出不可忽视外挂质量对颤振边界的影响^[5]。此外,张健等在文献^[5]的基础上,进一步讨论了机翼后掠角和上反角的影响^[6];陈全龙等分析了推力大小和作用位置对颤振速度的影响,指出了发动机推力效应在颤振分析中的重要性^[7];王钢林等研究了机翼在不同攻角下的定常气动力与发动机推力联合作用下结构的固有振动和颤振特性,结果表明发动机推力可能成为大型运输机机翼设计的限制因素^[8]。

目前已有的考虑发动机推力对机翼气动弹性稳定性影响的研究中,结构建模多采用基于有限元的线性梁模型或 Hodges 几何精确完全本征梁模型^[9],气动力主要通过 Peters 有限状态模型、Theodorsen 气动模型或者面元法等进行计算。当前,计算流体力学(CFD)技术已经广泛应用于流固耦合力学问题的研究,CFD-CSD(计算结构动力学)方法

已成为当前进行非线性气动弹性分析可信度最高的方法^[10-11],而如何采用 CFD-CSD 耦合方法进行考虑发动机推力影响的气动弹性稳定性分析,国内外尚未见到相关报道。

本文发展了一种基于 Simo 几何精确梁模型和雷诺平均 Navier-Stokes 方程的气动力耦合计算方法。首先以文献^[12]中的流固耦合算法标模——带柔性悬臂梁的方柱绕流为算例,验证了该方法的准确性;然后以大展弦比机翼为研究对象,采用横向随动力和集中质量模拟发动机推力和外挂质量,分析机翼的弯扭刚度比、外挂点安装位置、外挂质量、发动机推力等参数的变化对机翼稳定性的影响规律。

1 CFD-CSD 耦合计算方法

数值计算方法采用气动结构耦合的时域分析方法,将流体控制方程和结构动力学方程相耦合,进行考虑结构弹性变形的气动弹性求解。流固耦合问题通常包括流场运动、结构动力学以及在两者交界面处的数据交换,其基本方程和边界条件可表示为

$$\frac{\partial}{\partial t} \mathbf{Q}(\mathbf{x}, t) + \frac{\partial}{\partial \mathbf{x}} \mathbf{F}(\mathbf{Q}(\mathbf{x}, t)) + \frac{\partial}{\partial \mathbf{x}} \mathbf{F}_v(\mathbf{Q}(\mathbf{x}, t)) = 0 \quad (1)$$

$$\mathbf{S}(\mathbf{u}) = \mathbf{E}(\mathbf{Q}, \mathbf{x}) \quad (2)$$

$$\mathbf{x} = \mathbf{H}(\mathbf{u}) \quad \text{on } \Gamma \quad (3)$$

式(1)为流场控制方程,其中 $\mathbf{Q}(\mathbf{x}, t)$ 是式(1)基于欧拉坐标的解向量, $\mathbf{F}$ 和 $\mathbf{F}_v$ 分别是无黏和黏性通量;式(2)为结构动力学方程,其中 $\mathbf{u}$ 是结构节点位移, $\mathbf{E}$ 是作用在结构节点上的外部气动载荷;式(3)描述了流固耦合界面的连续性条件,其中 $\mathbf{H}$ 是结构位移到流场位移的插值算子, Γ 是流固耦合界面。

1.1 结构模型

Hodges 几何精确本征梁^[13]是当前研究梁的几何非线性效应常用的方法,该方法在梁的几何变形上没有采取任何近似,利用速度和应变独立描述结构状态。在理论推导方面同样没有采取任何近似的是 Simo 几何精确梁^[14],它完全采用微分几何语言描述张量、截面转动和应变度量等物理量,具有明晰确定的几何意义^[15]。考虑到 Simo 理论在数学描述

上的优势,本文尝试采用基于 Simo 几何精确梁理论发展起来的几何精确梁模型对大展弦比机翼进行结构有限元建模,以期当前梁结构的建模方法提供更多的选择。

该几何精确梁模型将结构的运动分为两部分,一是梁中心轴线的任意运动,一是梁横截面的有限转动,并以此来描述梁的任意大变形。梁在运动过程中除了受到弯曲、扭转和拉伸变形外,还受到剪切变形的作用。几何精确梁的示意图如图 1 所示。

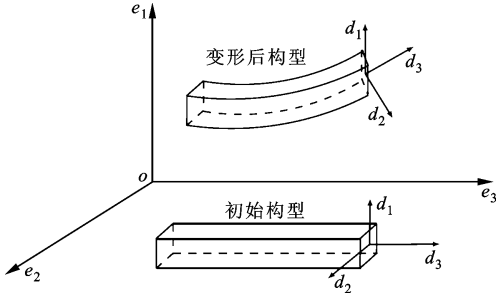


图 1 几何精确梁示意图

用 $\{e_i\}_{i=1}^3$ 表示固定坐标下的正交基矢量, $\{d_i\}_{i=1}^3$ 表示随截面转动的正交基矢量(称为物质标架),可通过对固定基矢量的转动得到,即

$$d_i = \Lambda e_i \quad (4)$$

式中转动矩阵 Λ 满足 $\Lambda \Lambda^T = \Lambda^T \Lambda = I_3$, $|\Lambda| = 1$ 。

该模型的动力学方程可描述如下

$$\left. \begin{aligned} \dot{p} &= r' + \bar{r} \\ \dot{\pi} &= m' + \varphi' \times r + \bar{m} \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

式中: r 和 m 分别为作用在梁横截面上的合力和合力矩; $\bar{r}$ 和 $\bar{m}$ 为作用在梁单位长度的外力和外力矩; p 和 π 分别是动量和角动量;量符号上的撇表示量对空间方向的导数;量符号上的点表示量对时间的导数。

对动力平衡方程(5)不能直接使用有限元方法离散,需要通过虚功原理得到平衡方程的变分形式。对于给定的构型 $\Phi = (\varphi, \Lambda)$ (φ 为梁的轴线位置),允许的虚位移 $\zeta = (\eta, v)$,其中 η 为轴线的小位移, v 为横截面上的小转动。将这 2 个小量点乘式(5),并在梁的长度区间 $[0, L]$ 上积分,最终得到

$$\begin{aligned} \int_0^L \dot{p} \cdot \eta + \dot{\pi} \cdot v dS + \int_0^L (r \times (\eta' - v \times \varphi') + \\ m \cdot v') dS = \int_0^L (\bar{r} \cdot \eta' + \bar{m} \cdot v) \pi \big|_{\partial_\Phi \Phi} \end{aligned} \quad (6)$$

式中 $\partial_\Phi \Phi$ 为 Dirichlet 边界,有

$$(r, m) = (\bar{r}, \bar{m}), \quad \text{on } \partial_\Phi \Phi$$

根据虚功类型不同,可将上式各项分为外力虚

功 W_{ext} 、内力虚功 W_{int} 及惯性虚功 W_{dyn} , 分别对应式(6)中各项,可写为

$$W_{\text{dyn}} + W_{\text{int}} = W_{\text{ext}} \quad (7)$$

用一带集中质量 M_e 的随动力来描述发动机对大展弦比机翼的推力,梁结构在随动力作用下需要考虑随动载荷对其模态带来的影响。

作用在梁结构某节点上的随动力可以表示为

$$\bar{r} = \bar{N} d \quad (8)$$

式中 $\bar{N}$ 为空间矢量 $\bar{n}$ 在物质标架下的幅值,在结构变形过程中其大小始终不变。

随动力的引入会改变结构的刚度矩阵,同时,随动力加载点处的附加质量也会改变结构的质量矩阵。通过推导随动力所做的虚功^[16],可得作用在节点上的随动力切向载荷刚度

$$K_p = - \begin{bmatrix} 0 & \hat{r} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (9)$$

式中 $\hat{r}$ 为 r 的反对称矩阵。

结构在外载荷作用下达至静平衡位置时,其切向刚度

$$K_T = \tilde{K}_T + K_p \quad (10)$$

式中: $\tilde{K}_T$ 为结构的切向刚度矩阵; K_p 为随动力的载荷刚度矩阵。

设静平衡位置处的线化质量矩阵为 M_T , 平衡位置处的模态振型 ϕ 和频率 ω 可以通过下式的广义特征值分析得到

$$(K_T - \omega^2 M_T) \phi = 0 \quad (11)$$

考虑发动机推力的结构平衡位置附近的小扰动动力学方程可写为

$$M_T(u + \hat{u})'' + f^{\text{int}}(u + \hat{u}) = P(u + \hat{u}) + F_a(u + \hat{u}) \quad (12)$$

式中: u 为结构平衡位置; $\hat{u}$ 为结构在平衡位置的线性小扰动; f^{int} 为结构内力; P 为发动机推力; F_a 为气动载荷。颤振可看作是结构在平衡位置的线性小扰动,考虑到结构在平衡位置满足

$$f^{\text{int}}(\bar{u}) = P(\bar{u}) + F_a(\bar{u}) \quad (13)$$

因此对式(13)在平衡位置进行线性化,可得

$$M_T \hat{u}'' + \left(\frac{\partial f^{\text{int}}}{\partial u}(\bar{u}) - \frac{\partial P}{\partial u}(\bar{u}) \right) \hat{u} = F_a(\bar{u} + \hat{u}) - F(\bar{u}) \quad (14)$$

式中 $F(\bar{u})$ 为结构处于静平衡位置时所受到的气动载荷。将式(10)代入式(14),最终可得到考虑随动力作用的结构平衡位置的力学方程

$$M_T \hat{u}'' + K_T \hat{u} = F_a(\bar{u} + \hat{u}) - F(\bar{u}) \quad (15)$$

节点在平衡位置附近的扰动位移 $\mathbf{a}$ 可由式(11)计算出的模态 $\boldsymbol{\phi}$ 和广义位移 q 的线性组合表示,即

$$\mathbf{a}(x, y, z) = \sum_{i=1}^N \boldsymbol{\phi}_i(x, y, z) q_i$$

将其代入式(14)得

$$\mathbf{M}_T \ddot{\mathbf{q}} + \mathbf{K}_T \mathbf{q} = \mathbf{F}_a(\bar{\mathbf{u}} + \mathbf{a}) - \mathbf{F}(\bar{\mathbf{u}}) \quad (16)$$

由于载荷刚度的加入,破坏了系统刚度矩阵的对称性,式(11)计算出的特征向量之间并不正交,所以不能在方程(16)左右简单乘以 $\boldsymbol{\phi}^T$ 以转换为广义运动方程。将矩阵 $\boldsymbol{\psi}$ 作用于方程(16),该矩阵满足

$$\left. \begin{aligned} \boldsymbol{\psi} \mathbf{M}_T \boldsymbol{\phi} &= \mathbf{1}_N \\ \boldsymbol{\psi} \mathbf{K}_T \boldsymbol{\phi} &= \text{diag}(\omega_1^2, \dots, \omega_N^2) \end{aligned} \right\} \quad (17)$$

式中 $\mathbf{1}_N$ 为 N 阶单位矩阵, N 为所取的结构模态阶次。求解矩阵 $\boldsymbol{\psi}$ 其实就是寻找 $\mathbf{M}_T \boldsymbol{\phi}$ 的广义逆矩阵或伪逆矩阵,这可以通过奇异值分解的方法完成。最终得到结构的广义运动方程为

$$\ddot{q}_i + \omega_i^2 q_i = f_i \quad (18)$$

式中: $f_i = \sum_{i=1}^N \psi_i (\mathbf{F}_a(\bar{\mathbf{u}} + \mathbf{a}) - \mathbf{F}(\bar{\mathbf{u}}))$; ω_i 为第 i 阶特征频率。

结构在不同随动力作用下的平衡构型不同,从而使得结构的模态也随之变化。因此,对于考虑发动机推力的机翼颤振计算,与线性颤振相比需要在结构静变形平衡位置计算结构的模态,属于非线性颤振计算。

综上所述,考虑发动机推力作用的机翼颤振计算流程如图2所示。

1.2 气动控制方程

气动力数值计算软件采用自主开发的基于有限体积法的 CFD 求解器^[17]。该求解器的控制方程为三维雷诺平均 N-S 控制方程。守恒型流动方程(1)的积分形式可表达为

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \mathbf{Q} dV + \oint_S (\mathbf{F} - \mathbf{F}_v) \mathbf{n} dS = 0 \quad (19)$$

式中: S 为控制体 V 的边界面积; $\mathbf{n}$ 为面的法向量; t 为物理时间。将式(19)按有限体积法进行空间离散,可得

$$\frac{d}{dt} \mathbf{Q}_I V_I = - \sum_{m=1}^{N_F} (\mathbf{F} - \mathbf{F}_v)_m \Delta S_m \quad (20)$$

式中: V_I 为第 I 个控制体单元的体积; N_F 为包围第 I 个单元的所有面数; ΔS_m 为第 m 个表面的法向面积。

N-S 方程组的空间离散分为无黏项和黏性项。黏性项的离散采用二阶中心差分格式。无黏项是非

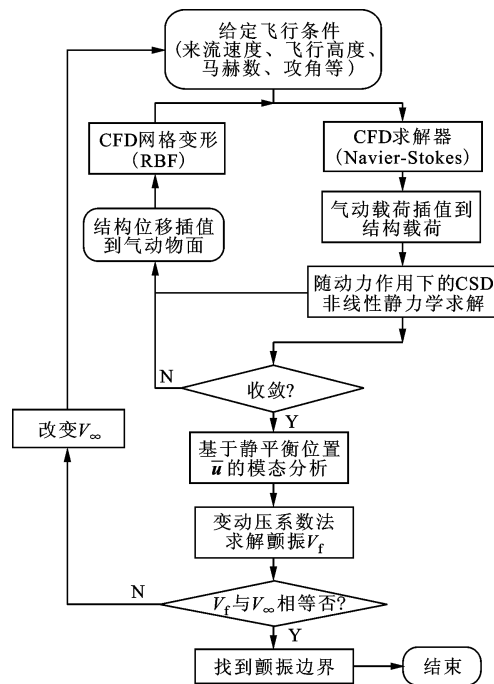


图2 CFD-CSD非线性颤振计算流程

线性对流的集中体现,离散采用 Roe 格式,即

$$\mathbf{F}_{I+1/2} = \frac{1}{2} (\mathbf{F}^R + \mathbf{F}^L) - \frac{1}{2} |\mathbf{A}|_{I+1/2} (\mathbf{Q}^R - \mathbf{Q}^L) \quad (21)$$

式中: $\mathbf{A}$ 为 Roe 矩阵;上角标 R、L 分别表示相关变量来自单元界面的右边和左边。

对式(20)采用二阶三点近似,进行时间离散可得

$$\frac{3V_I^{n+1} \mathbf{Q}_I^{n+1} - 4V_I^n \mathbf{Q}_I^n + V_I^{n-1} \mathbf{Q}_I^{n-1}}{2\Delta t} = -\mathbf{R}_I^{n+1} (\mathbf{Q}_I^{n+1}) \quad (22)$$

式中 $\mathbf{R}_I$ 为残差,代表式(20)的右边项。

为提高时间推进精度,在式(22)中引入虚拟时间,最终可得到以下时间离散形式

$$\left(\left(\frac{1}{\tau^*} + \frac{3}{2\Delta t} \right) V_I^{n+1} + \frac{\partial \mathbf{R}_I}{\partial \mathbf{Q}_I} \right) \Delta \mathbf{Q}_I^{*l} = - \frac{3V_I^{n+1} \mathbf{Q}_I^{*l} - 4V_I^n \mathbf{Q}_I^n + V_I^{n-1} \mathbf{Q}_I^{n-1}}{2\Delta t} - \mathbf{R}_I^{*l} \quad (23)$$

式中:上角标 $*$ 表示虚拟时刻对应的物理量; l 为虚拟时间步。在虚时间域上采用 LU-SGS (lower-upper symmetric Gauss-Seidel) 隐格式对气动方程作隐式时间推进,当子迭代步 $l \rightarrow \infty$ 时, $\mathbf{Q}^{*l} \rightarrow \mathbf{Q}^{n+1}$ 即可求得流场在下一物理时间步的解。

该 CFD 数值仿真软件已经在工程应用中得到了验证^[1,17-19]。

1.3 气动-结构耦合

由于结构和气动控制方程在数学模型和求解方

法上的不同,难以实现两者的统一求解,目前通用的方法是将结构和气动独立求解。由于在耦合界面上流场和结构网格具有不同的拓扑形式和分布密度,需要对 2 个子系统在界面上进行力和位移的交换。

用 $\mathbf{x}_f$ 和 $\mathbf{u}_s$ 分别表示耦合界面上流场和结构网格的位移, $\boldsymbol{\lambda}_f$ 和 $\boldsymbol{\lambda}_s$ 分别表示作用在界面上的流体载荷和结构载荷,耦合界面的运动必须满足的 2 个条件为

$$\left. \begin{aligned} \mathbf{x}_f &= \mathbf{u}_s = \mathbf{u}_\Gamma, & \text{on } \Gamma \\ \boldsymbol{\lambda}_f + \boldsymbol{\lambda}_s &= \mathbf{0}, & \text{on } \Gamma \end{aligned} \right\} \quad (24)$$

为了保证界面总能量守恒,在界面上的数据交换必须要满足虚功原理,即

$$\delta W = \delta \mathbf{x}_f^T \cdot \boldsymbol{\lambda}_f = \delta \mathbf{u}_s^T \cdot \boldsymbol{\lambda}_s \quad (25)$$

式中 δW 为虚功。界面上流场网格点的位移可通过结构网格点的位移插值得到,即

$$\mathbf{x}_f = \mathbf{H} \cdot \mathbf{u}_s \quad (26)$$

其中插值矩阵 $\mathbf{H}$ 由所采用的插值方法来确定,采用基于径向基函数(RBF)的插值方法^[19],以实现流固耦合界面的数据交换。将式(26)代入式(25),可得由界面气动力载荷转换得到的结构节点力

$$\boldsymbol{\lambda}_s = \mathbf{H}^T \cdot \boldsymbol{\lambda}_f \quad (27)$$

流固耦合的迭代过程如图 3^[20]所示。

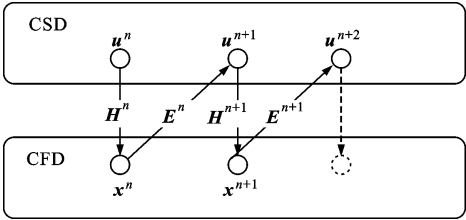


图 3 流固耦合计算的迭代过程

在计算得到流场结构交界面的气动物面位移之后,就可以调用动网格变形技术进行整个流场空间网格的变形。采用并行 RBF 插值方法进行空间网格变形,具体过程可参见文献^[19]。

2 方法验证

为验证本文所采用的 CFD 耦合几何精确梁方法的正确性,对浸没在流场中带有柔性悬臂梁的方柱进行结构响应分析,并与已有文献的结果进行比较。该模型是验证流固耦合算法的标模,模型参数详见文献^[12]。柔性悬臂梁选用几何精确梁作为结构模型,共用 41 个有限元节点离散,其计算流场如图 4 所示。

流体经过方柱会产生涡脱落,引起柔性悬臂梁振动,其中自由端的振幅和振动频率是诸多文献作为判断求解流固耦合算法是否准确的关键参数。采

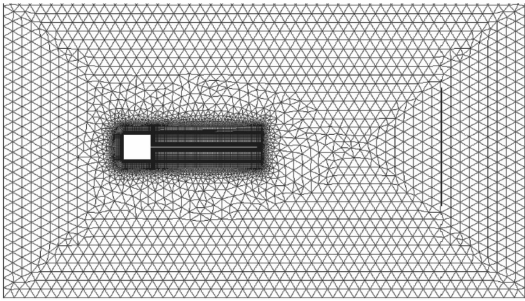
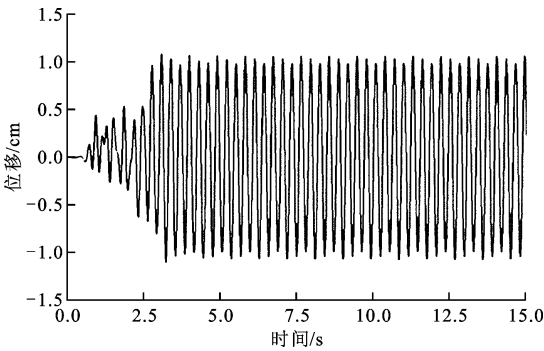
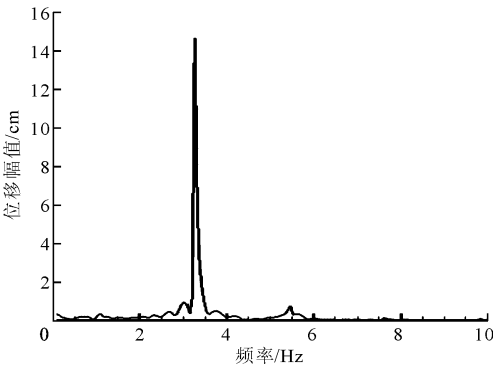


图 4 带悬臂梁方柱的计算网格

用本文方法计算出的自由端垂向位移和振动频率如图 5 所示。



(a) 自由端垂向位移时程



(b) 自由端位移频谱

图 5 悬臂梁自由端垂向位移的计算结果

从图 5 可以看出,自由端垂向位移平均幅值为 1.05 cm,其主频约为 3.2 Hz。

表 1 给出了本文与已有文献的计算结果比较,

表 1 计算结果比较

方法来源	位移平均幅值/cm	振动频率/Hz
文献[21]	1.05	2.98
文献[22]	1.15	2.94
文献[23]	1.25	3.03
文献[24]	1.02	3.25
本文	1.05	3.20

可以看出本文方法得到的结果与其他文献的结果吻合良好。

3 算例与分析

对本文方法进行验证后,以文献[4]中的大展弦比 Hale 机翼为研究对象,首先研究不考虑气动力时发动机推力对机翼稳定性的影响,具体分析发动机的安装位置、质量以及结构刚度比的作用,并在此基础上探讨上述各参数对大展弦比机翼气动弹性稳定性的影响规律。

Hale 机翼模型的结构参数和飞行条件见表 2,其中弦向弯曲刚度远大于展向弯曲刚度($EI_3 \gg EI_2$), γ 为展向弯曲刚度与扭转刚度之比。机翼采用梁模型描述,在发动机推力作用下的机翼示意图如图 6 所示。

表 2 Hale 机翼模型的结构参数和飞行条件	
参数	数值
半展长	16 m
弦长	1 m
翼型	Naca0012
单位长度质量	0.75 kg/m
惯性矩	0.1 kg·m
弹性轴位置	1/2 弦长
重心位置	1/2 弦长
垂直弯曲刚度	20 kN·m ²
弦向弯曲刚度	4 MN·m ²
扭转刚度	依赖于 γ
空气密度	0.088 9 kg/m ³
飞行高度	20 km

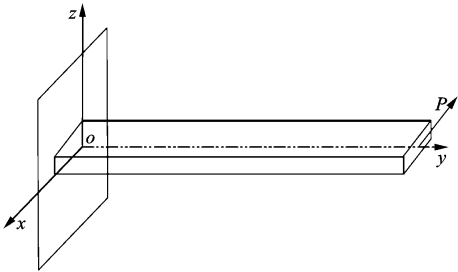
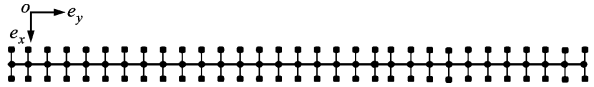


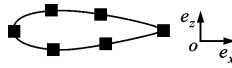
图 6 随动力作用下的 Hale 机翼梁模型示意图

采用本文 1.1 小节中基于 Simo 理论的几何精确梁模型建立机翼的有限元模型,y 轴对应于机翼的弹性轴,即几何精确梁的中轴线,通过 1/2 弦长位置。采用 30 个有限单元进行计算;为进行界面耦合,在梁模型截面分布了 6 个离散点。图 7 是建立

的机翼几何精确梁有限元模型,其中圆点代表有限元节点,正方形点代表用于流固耦合界面数据交换的结构网格点,亦即用于耦合界面进行位移和气动力插值的结构节点。



(a)有限元模型俯视图



(b)梁模型横截面

图 7 Hale 机翼有限元模型

定义归一化参数如下

$$\left. \begin{aligned} \gamma &= \frac{EI_2}{GJ}; \quad p = \frac{PL^2}{\sqrt{GJ}EI_2}; \quad v = \frac{U}{b\omega_{T_1}} \\ m_e &= \frac{M_e}{M_a}; \quad y_e = \frac{Y_e}{L}; \quad x_e = \frac{X_e}{c} \end{aligned} \right\} \quad (28)$$

式中: U 为来流速度; ω_{T_1} 为结构的第一阶固有扭转频率; Y_e 为发动机位置到机翼根部的展向距离; X_e 为相对于弹性轴的集中质量弦向位置(位于弹性轴的后方为正); b 为 1/2 弦长; c 为机翼弦长; M_a 为机翼质量; M_e 为发动机集中质量。下文各图中未标明单位的均为归一化数据。

流场计算网格采用混合网格,为更好地刻画边界层内的流动,在壁面附近布置了边界层网格。首层高度为机翼特征长度 l 的 3×10^{-6} 倍,计算网格规模约为 67 万,流场计算网格如图 8 所示。湍流模型采用两方程涡黏性模型——Wilcox $k-\omega$ 模型。

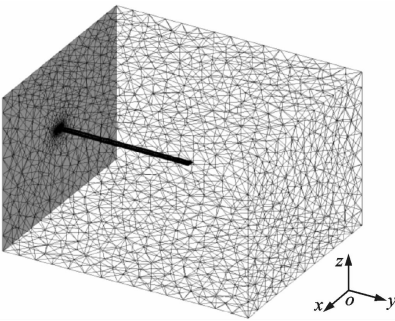


图 8 Hale 流场计算网格

3.1 发动机推力对机翼结构模态的影响

3.1.1 发动机推力对结构模态的影响 计算中采用的模态为结构的前 5 阶模态,包括 4 个弯曲模态和 1 个扭转模态。用 V_i 代表第 i 阶垂直弯曲模态, H_i 代表第 i 阶水平弯曲模态, T_i 代表第 i 阶扭转模态。

首先,对本文的几何精确梁模型进行方法验证。给定梁的弯扭刚度比 $\gamma=2$,在翼梢(即 $y_e=1$ 处)施加横向随动力 P ,在结构静平衡位置处进行稳定性分析,即对式(11)进行特征值求解,得到系统的临界推力为 332.6 N,与文献[4]中给出的 335.1 N 基本吻合,证明了基于 Simo 理论发展的几何精确梁模型求解方法的有效性。

图 9 给出了在 $\gamma=2$ 、其他变参数为 0 的情况下,发动机临界推力 P 随发动机安装位置 y_e 的变化曲线,从中可以看出,发动机安装点距离翼根越近,则其临界推力越大。

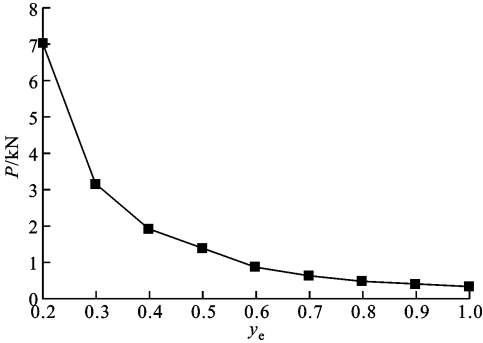


图 9 $\gamma=2$ 时结构不同位置的临界推力

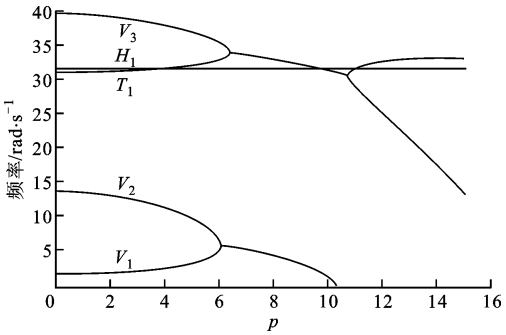
由于推力和结构的平衡位置均有所不同,使得系统质量矩阵和刚度矩阵发生改变,最终导致结构模态发生变化。

选定 $\gamma=2, y_e=1$,其他变参数为 0,计算系统特征值(特征值的实部代表频率,虚部代表阻尼)随发动机推力的变化,结果如图 10 所示。

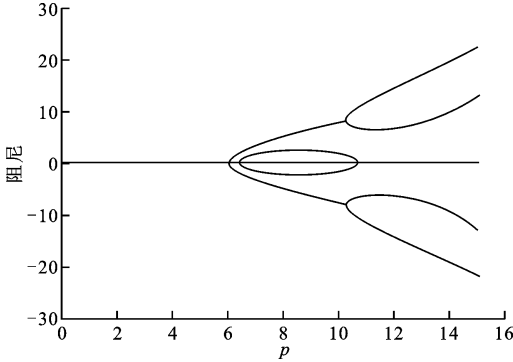
从图 10 中可以看出:一阶水平弯曲频率 H_1 不受推力的影响,其值基本保持不变;在临界推力范围内,一阶垂直弯曲频率 V_1 和一阶扭转频率 T_1 随着推力的增大而逐渐增大;二阶垂直弯曲频率 V_2 和三阶垂直弯曲频率 V_3 随着推力的增大而减小;当推力超过临界值(此处 $p=6.02$)时,系统出现了复数特征值,一阶和二阶垂直弯曲对应的特征值最先形成一对共轭特征值,系统进入不稳定区域,该现象与文献[4]中的情况相似。

3.1.2 发动机质量对结构模态的影响 为研究发动机质量效应对结构的影响,选取 $\gamma=2, y_e=1$,改变发动机的集中质量,分别计算发动机安装在 $x_e=0, 0.25$ 位置时,机翼的特征频率随发动机质量的变化,结果如图 11 所示。

从图 11 可以看出:当发动机安装位置位于机翼端部时,除一阶扭转频率 T_1 外,结构各阶频率都随着集中质量的增大呈现出下降趋势;当发动机安装

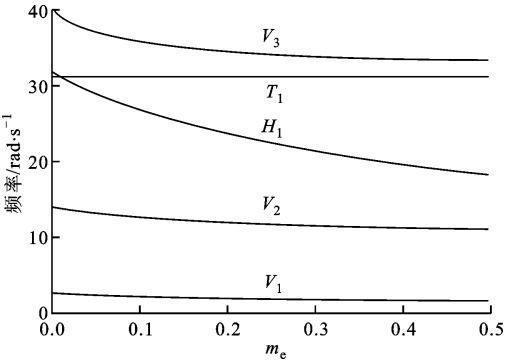


(a)机翼频率随推力的变化

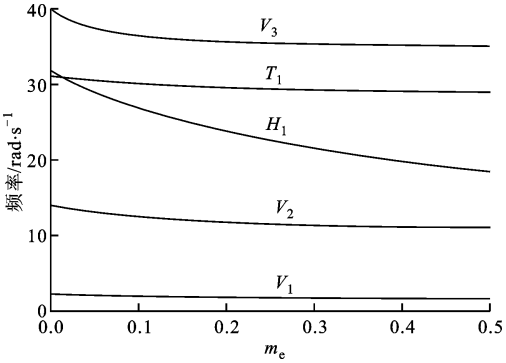


(b)阻尼随推力的变化

图 10 $\gamma=2, y_e=1$ 时系统特征值随推力的变化



(a) $p=0, x_e=0$



(b) $p=0, x_e=0.25$

图 11 $\gamma=2, y_e=1$ 时机翼特征频率随发动机集中质量的变化

的弦向位置位于弹性轴,即 $x_e=0$ 时,质量对弹性轴无转动惯量,因此一阶扭转频率 T_1 不受集中质量变化的影响,随着发动机弦向安装位置远离弹性轴,质量相对弹性轴产生转动惯量,此时一阶扭转频率 T_1 随集中质量的增大而逐渐减小。此外,发动机安装在机翼弹性轴前后位置对结构模态的影响很小,这是因为在本算例中没有考虑气动载荷的影响,大展弦比机翼简化为一个梁模型,弹性轴前后对称,所以发动机前置或后置产生的差异并不大。

3.2 发动机推力对机翼气动弹性稳定性的影响

颤振是气动弹性领域中最危险的一类动不稳定现象。本小节从机翼颤振特性出发,研究发动机推力及其相关参数对结构气动弹性稳定性的影响。

与求解线性结构颤振不同,由于发动机推力随结构变形而变化的随动特性,机翼的模态发生改变,因此在分析机翼的颤振特性时,需要首先对建立在考虑随动载荷作用的静平衡位置上的线性小扰动结构动力学方程进行模态分析,即实现对方程(16)的广义模态求解。

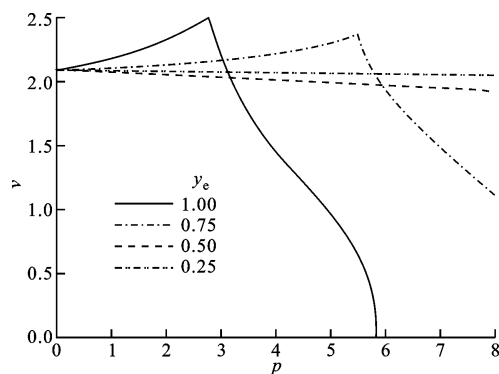
3.2.1 发动机推力及作用的展向位置对颤振边界的影响 给定 $\gamma=2, m_e=0, x_e=0$, 研究机翼颤振特性随发动机推力及其作用在机翼不同展向位置的变化规律。展向位置 $y_e=0.25, 0.5, 0.75, 1$ 处颤振边界随推力变化的计算结果如图 12a 所示;在归一化推力 $p=1, 2, 3, 4$ 时,机翼颤振速度随推力作用的展向位置的变化见图 12b。

从图 12a 可以看出,发动机的位置越靠近机翼根部,推力对颤振特性的影响就越小,这是因为柔性机翼的稳定性依赖于其变形状态,而发动机推力作用越靠近翼根,其对机翼变形的影响就越小。此外,随发动机推力向翼根靠近,稳定效应的范围会不断增大,因此,应尽量将发动机安装在靠近机翼根部的位置。

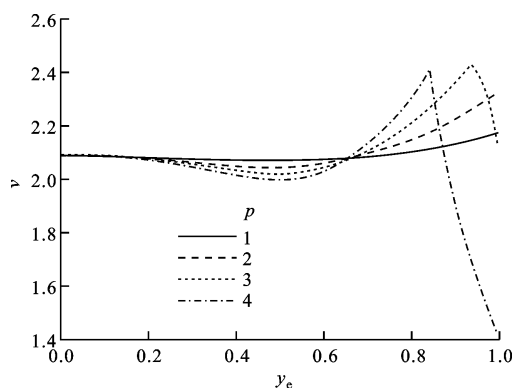
图 12b 显示,在推力较小($p=1, 2$)时,发动机安装位置距离翼根越远,机翼的颤振速度就越大;随推力继续增大($p=3, 4$),颤振边界随展向位置的变化趋势发生改变,即随着 p 的增大,推力的增稳效应逐渐减弱,这是因为诱发结构失稳的推力和气动力耦合作用中所包含的不稳定效应增强的结果。

注:发动机推力的增稳效应是指,随着发动机推力的增加,机翼颤振速度随之增大或基本保持不变的特性。

3.2.2 发动机的弦向位置对颤振边界的影响 图 13 所示为 $\gamma=2, y_e=1$ 时,给定发动机集中质量条



(a) 推力对颤振速度的影响



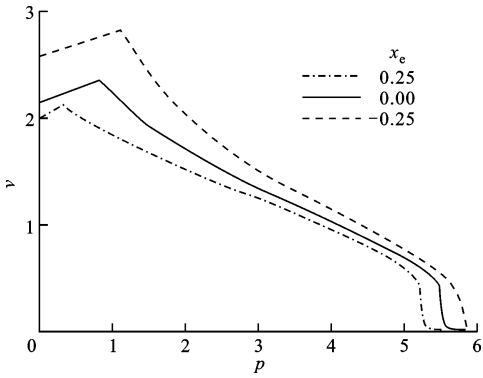
(b) 展向位置对机翼颤振速度的影响

图 12 $\gamma=2, m_e=0, x_e=0$ 时发动机推力和展向位置对机翼颤振速度的影响

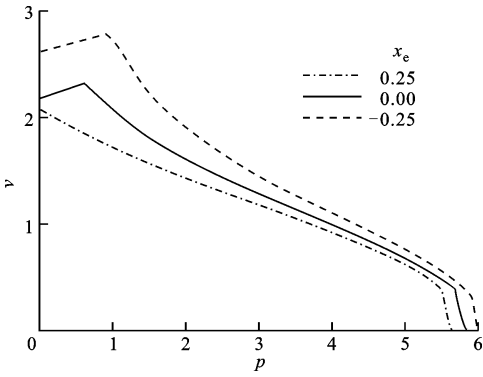
件下不同弦向位置对机翼颤振边界的影响。

集中质量弦向位置的变化不会导致发动机推力关于弹性轴产生附加力矩,因此图 13 中各曲线之间的相互关系反映出集中质量的弦向位置变化对颤振特性的影响。从图 13 可以看出,随着集中质量从机翼后缘向前缘移动,颤振边界不断扩大,这是因为集中质量位于弹性轴之前有助于减小局部有效攻角,提高颤振速度。从图 13a 可以看出,当 $m_e=0.2$ 时,集中质量前置(x_e 由 0.25 到 -0.25)使得机翼颤振速度变化曲线的拐点向右上方移动,发动机推力增稳效应的范围增大。在图 13b 中,对于较大的质量 $m_e=0.4$,发动机后置时颤振速度变化曲线的拐点消失,可见发动机推力增稳效应的范围也受集中质量弦向位置变化的影响。因此,安装发动机时应该考虑将发动机安装在机翼弹性轴之前,以提高系统的气动稳定性。

3.2.3 发动机集中质量和推力对颤振边界的影响 给定 $\gamma=2, y_e=1, x_e=0$, 研究发动机推力及集中质量对机翼颤振边界的影响。计算了当发动机归一化集中质量 $m_e=0.1, 0.2, 0.3, 0.4$ 时推力对颤振速

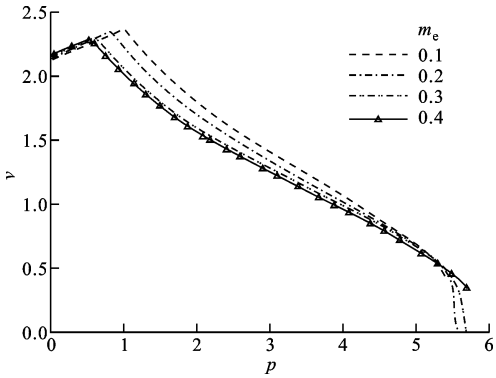


(a) $\gamma=2, y_e=1, m_e=0.2$

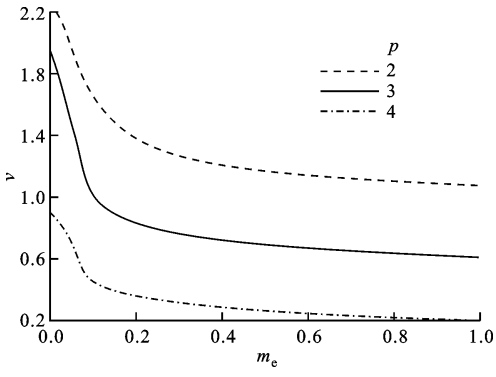


(b) $\gamma=2, y_e=1, m_e=0.4$

图 13 集中质量的弦向位置对颤振边界的影响



(a) 颤振边界随推力的变化



(b) 颤振边界随集中质量的变化

图 14 $\gamma=2, y_e=1, x_e=0$ 时集中质量和推力对颤振边界的影响

度的影响(结果见图 14a),以及归一化推力 $p=1, 2, 3, 4$ 时机翼颤振速度随集中质量的变化(结果见图 14b)。

图 14a 的计算结果表明,柔性机翼的颤振速度以及发动机推力的稳定效应几乎不受集中质量变化的影响,随着发动机推力的增大,其增稳效应逐渐减弱,直至呈现出加速机翼失稳的作用(随着发动机推力增大,颤振速度快速下降),这与图 12b 的结果相似。

图 14b 的结果显示:随着发动机推力的增加,机翼颤振速度随集中质量的增大呈现下降趋势;集中质量增大会降低机翼的气动弹性稳定性,集中质量越大,机翼越容易发生颤振。

3.2.4 弯扭刚度比对颤振边界的影响 选取 $y_e=1, \gamma=1, 2, 5, 10$, 其他变参数为 0, 研究机翼颤振边界随推力的变化,结果如图 15 所示。

由图 15 可以看出,颤振速度随推力的变化趋势在 $\gamma=5$ 时发生了改变,在这一刚度比下,尽管仍有颤振速度随推力增大而增大的发动机稳定效应范围,但是与 $\gamma<5$ 时相比,颤振速度随推力变化的突变拐点不再存在,这是由于在该刚度比下,发动机推

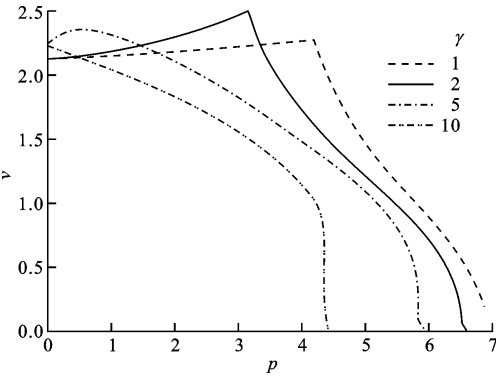


图 15 弯扭刚度比对颤振边界的影响

力和气动力中所包含的不稳定因素相互作用的机理发生了改变^[4],导致不同弯扭刚度比值($\gamma=1, 2, 10$)所对应的颤振包线变化趋势明显不同。

4 结 论

本文采用 CFD 与 Simo 几何精确梁模型耦合的求解算法,发展了考虑发动机推力作用的机翼颤振分析方法。以带发动机的大展弦比机翼为研究对象,分析了发动机推力、安装位置、集中质量以及机翼弯扭刚度比等参数对机翼颤振边界的影响,得到

如下结论:

(1) 本文方法将 CFD 和 Simo 梁理论引入到考虑发动机推力的机翼颤振求解中, 在流场求解方面完善了当前对该问题仅采用线性气动力模型的不足, 在结构求解方面丰富了大柔性梁结构的建模方法;

(2) 机翼颤振分析的仿真结果, 可为提高翼吊式柔性机翼的气动弹性稳定性提供可行的设计和布局方式;

(3) 本文方法可为研究跨声速巡航下采用翼吊式气动布局的军机/民机的发动机推力对机翼颤振特性的影响, 以及研究起飞和着陆等特殊构型下发动机推力对机翼气动弹性稳定性的影响, 提供理论基础。

参考文献:

- [1] 聂雪媛, 刘中玉, 黄程德, 等. CFD/CSD 方法分析动力效应对民机气动特性影响 [J]. 航空动力学报, 2017, 32(7): 1631-1638.
NIE Xueyuan, LIU Zhongyu, HUANG Chengde, et al. Powered effects based on CFD/CSD method [J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(7): 1631-1638.
- [2] COMO M. Lateral buckling of a cantilever subjected to a transverse follower force [J]. International Journal of Solids and Structures, 1966, 2: 515-523.
- [3] FELDT W T, HERRMANN G. Bending-torsional flutter of a cantilevered wing containing a tip mass and subjected to a transverse follower force [J]. Journal of the Franklin Institute, 1974, 297: 467-478.
- [4] HODGES D H, PATIL M J, CHAE S. Effect of thrust on bending-torsion flutter of wings [J]. Journal of Aircraft, 2002, 39(2): 371-376.
- [5] FAZELZADEH S A, MAZIDI A, KALANTARI H. Bending-torsional flutter of wings with an attached mass subjected to a follower force [J]. Journal of Sound & Vibration, 2009, 323(1/2): 148-162.
- [6] 张健, 向锦武. 侧向随动力作用下大展弦比柔性机翼的稳定性 [J]. 航空学报, 2010, 31(11): 2115-2123.
ZHANG Jian, XIANG Jinwu. Stability of high-aspect-ratio flexible wings loaded by a lateral follower force [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(11): 2115-2123.
- [7] 陈全龙, 韩景龙, 员海玮. 考虑发动机推力影响的机翼颤振分析 [J]. 振动工程学报, 2012, 25(2): 110-116.
CHEN Quanlong, HAN Jinglong, YUAN Haiwei. Flutter analysis of wings subjected to engine thrusts

[J]. Journal of Vibration Engineering, 2012, 25(2): 110-116.

- [8] 王钢林, 谢长川. 考虑翼吊发动机推力的机翼颤振分析 [J]. 航空科学技术, 2014, 25(6): 22-27.
WANG Ganglin, XIE Changchuan. Flutter analysis with the thrust effects of engine under wing [J]. Aeronautical Science & Technology, 2014, 25(6): 22-27.
- [9] HODGES D H. Geometrically exact, intrinsic theory for dynamics of curved and twisted anisotropic beams [J]. AIAA Journal, 2003, 41(6): 1131-1137.
- [10] DOWELL E H, HALL K C. Modeling of fluid-structure interaction [J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2001, 33: 445-490.
- [11] BADCOCK K J, TIMME S, MARQUES S, et al. Transonic aeroelastic simulation for instability searches and uncertainty analysis [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2011, 47: 392-423.
- [12] WALL W A. Fluid-structure interaction based upon a stabilized (ALE) finite element method [C]//Proceedings of 4th World Congress on Computational Mechanics, Buenos Aires, Argentina, 1998. [2017-11-10]. <https://www.researchgate.net/publication/266568145>.
- [13] HODGES D H. A mixed variational formulation based on exact intrinsic equations for dynamics of moving beams [J]. International Journal of Solids & Structures, 1990, 26(11): 1253-1273.
- [14] SIMON J C. A finite strain beam formulation: the three-dimensional dynamic problem: part I [J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 1985, 49(1): 55-70.
- [15] 钟培楠. 几何精确梁的研究及其在气动弹性中的应用 [D]. 北京: 中国科学院力学研究所, 2016: 2-3.
- [16] 余明亮. 考虑发动机推力影响的非线性气动弹性研究 [D]. 北京: 中国科学院力学研究所, 2017: 18-19.
- [17] 聂雪媛, 杨国伟. 基于 CFD/CSD 耦合的结构几何非线性静气动弹性数值方法研究 [J]. 振动与冲击, 2016, 35(8): 48-53.
NIE Xueyuan, YANG Guowei. Numerical analysis for aeroelastic with structural geometrical nonlinearity using CFD/CSD coupled method [J]. Vibration and Shock, 2016, 35(8): 48-53.
- [18] NIE X Y, YANG G W, ZHANG M F. Investigation on transonic flutter active suppression with CFD-based ROMs [J]. Science China: Physics, Mechanics & Astronomy, 2015, 58(1): 1-10.
- [19] 刘中玉, 张明锋, 聂雪媛, 等. 一种基于径向基函数的两步法网格变形策略 [J]. 力学学报, 2015, 47(3):

- 534-538.
- LIU Zhongyu, ZHANG Mingfeng, NIE Xueyuan, et al. A two-step mesh deformation strategy based on radial basis function [J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2015, 47(3): 534-538.
- [20] LIU Wen, HUANG Chengde, YANG Guowei. Time efficient aeroelastic simulations based on radial basis functions [J]. Journal of Computational Physics, 2017, 330: 810-827.
- [21] KASSIOTIS C, IBRAHIMBEGOVIC A, NIEKAMP R, et al. Nonlinear fluid-structure interaction problem: part I Implicit portioned algorithm, nonlinear stability proof and validation examples [J]. Computational Mechanics, 2011, 47(3): 305-323.
- [22] WOOD C, GIL A J, HASSAN O, et al. Partitioned block-Gauss-Seidel coupling for dynamic fluid-structure interaction [J]. Computers & Structures, 2010, 88: 1367-1382.
- [23] DETTMER W G, PERIC D. A computational framework for fluid structure interaction: finite element formulation and applications [J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2006, 195(41): 5754-5779.
- [24] HABCHI C, RUSSEIL S, BOUGEARD D, et al. Partitioned solver for strongly coupled fluid-structure interaction [J]. Computers & Fluids, 2013, 71(1): 306-319.

(编辑 葛赵青)

(上接第 24 页)

- International Journal of Heat and Mass Transfer, 2004, 47(6/7): 1247-1255.
- [12] 陈闽慷, 杜涛, 苏雪, 等. 二维非线性正交各向异性材料的瞬态热传导反问题数值方法 [J]. 国防科技大学学报, 2017, 39(1): 194-198.
- CHEN Minkang, DU Tao, SU Xue, et al. A numerical method for two-dimensional nonlinear transient inverse heat conduction problems for orthotropic material [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2017, 39(1): 194-198.
- [13] TIAN N, SUN J, XU W, et al. Estimation of unknown heat source function in inverse heat conduction problems using quantum-behaved particle swarm optimization [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2011, 54(17/18): 4110-4116.
- [14] WEI L Y, QI H, REN Y T, et al. Multi-parameter estimation in semitransparent graded-index media based on coupled optical and thermal information [J]. International Journal of Thermal Sciences, 2017, 113: 116-129.
- [15] LIN S M, CHEN C K, YANG Y T. A modified sequential approach for solving inverse heat conduction problems [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2004, 47(12/13): 2669-2680.
- [16] LI Y, WANG G, CHEN H. Simultaneously regular inversion of unsteady heating boundary conditions based on dynamic matrix control [J]. International Journal of Thermal Sciences, 2015, 88: 148-157.
- [17] LI Y, WANG G, CHEN H. Simultaneously estimation for surface heat fluxes of steel slab in a reheating furnace based on DMC predictive control [J]. Applied Thermal Engineering, 2015, 80: 396-403.
- [18] HUANG C H, JAN L C, LI R, et al. A three-dimensional inverse problem in estimating the applied heat flux of a titanium drilling: theoretical and experimental studies [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2007, 50(17/18): 3265-3277.
- [19] TAI B L, STEPHENSON D A, SHIH A J. An inverse heat transfer method for determining workpiece temperature in minimum quantity lubrication deep hole drilling [J]. Journal of Manufacturing Science and Engineering, 2012, 134: 021006.
- [20] DE SOUSA P F B, BORGES V L, PEREIRA I C, et al. Estimation of heat flux and temperature field during drilling process using dynamic observers based on Green's function [J]. Applied Thermal Engineering, 2012, 48: 144-154.

(编辑 荆树蓉)