

基于 CFD/CSD 紧耦合的旋翼翼型气弹分析

黄道博¹, 李建东², 刘 勇¹

(1. 南京航空航天大学 直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 南京 210016;

2. 西安前沿动力软件开发有限责任公司, 西安 710065)

摘 要: 采用 CFD/CSD(计算流体力学/计算结构力学)紧耦合的方法,以 Fluent 软件作为主控平台,通过 UDF(用户自定义函数)及 I/O(输入/输出)文件读写的方式实现结构响应和气动载荷的数据交换,耦合求解了旋翼桨叶剖面的气动力和振动响应.在此基础上研究旋翼桨叶剖面在变距、沉降(挥舞)和周期交变来流条件下的气动特性和振动响应特性.结果表明:桨叶剖面在轻失速情况下,气动载荷周期性比较好,表现出光滑的迟滞环曲线,结构沉降响应也表现出光滑的周期性现象,扭转响应出现局部轻微振荡.深失速情况下,气动载荷及结构响应都表现出强烈的非线性振荡,高频成分较为明显.

关 键 词: CFD/CSD 紧耦合; 结构响应; 气动载荷; 桨叶; 翼型; 直升机

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Aeroelastic analysis of rotor airfoil based on CFD/CSD tight coupling method

HUANG Dao-bo¹, LI Jian-dong², LIU Yong¹

(1. National Key Laboratory of Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Xi'an Advanced Dynamics Technology Incorporation, Xi'an 710065, China)

Abstract: By coupling the calculation of the unsteady aeroforce and the vibration response through the development of CFD/CSD (computational fluid dynamics/computational structure dynamics) tight coupling method, the Fluent code was calculated, and the data of structural response and dynamic load were exchanged by UDF (user defined function) and reading and writing the I/O (input/output) files. The aerodynamic characteristics and vibration response of the airfoil at the condition of pitching motion, plunging (flapping) motion and periodic alternating incoming flow were studied. Numerical results indicated that the aerodynamic load was periodic, showing a smoothing hysteresis curve in rotating process, and the flapping responses also showed a cyclical phenomenon, the pitching response showed slight oscillation at slight stall condition. At the deep stall condition, the aerodynamic load or structural response showed strong nonlinear oscillation, high frequency components were more obvious.

Key words: CFD/CSD tight coupling; structural response; aerodynamic load;
blade; airfoil; helicopter

旋翼桨叶一般都是细长柔性结构.直升机前
飞状态或者机动飞行状态,桨叶在旋转过程中同

时存在着挥舞、摆振与变距运动,各自由度及弹性
变形之间产生强烈的非线性耦合关系,导致强非

收稿日期:2015-07-21

作者简介:黄道博(1987—),男,广西博白人,硕士生,主要从事直升机动力学设计及旋翼气弹耦合分析.

通讯作者:刘勇(1965—),男,山西高密人,讲师、硕士生导师,博士,主要从事直升机旋翼气动弹性耦合设计和桨叶复合材料设计.

E-mail:liuyong@nuaa.edu.cn

线性振动并产生复杂的惯性载荷. 作用在桨叶上的气动力和惯性力使桨叶产生非线性的刚体运动和弹性变形;反过来,桨叶的运动和变形又会反馈到气动环境中,因此桨叶的气动特性和结构运动特性是相互依赖,相互耦合,相互影响的.

对旋翼桨叶进行气弹耦合分析一直是一个热门的研究领域^[1-2]. 2006 年,印度学者 Laxman 等^[3]采用改进的 ONERA 动态失速模型耦合结构模型计算了旋翼二维翼型的气弹响应,证明动态失速对结构的非线性振动响应有比较明显的影响. 2009 年,国内的张伟等^[4]采用高精度的数值积分算法结合 Leishman-Beddoes 非定常气动模型研究了翼型响应的频谱特性,结果表明非线性动态失速将导致多频激励特性,带来显著的高频激励成分.

随着计算机技术的不断发展,计算能力快速提高,基于 CFD/CSD(计算流体动力学/计算结构动力学)耦合的气弹分析逐渐成为一个热门的研究方向^[5-6]. 2004 年, Potsdam 等^[7]将 CAM-RAD II 旋翼 CSD 求解器与 OVERFLOW-D 旋翼 CFD 求解器进行耦合,利用 CFD/CSD 松耦合的方法对 UH-60A 旋翼在高速、低速、动态失速 3 种飞行状态下的载荷进行了预估,并与飞行实测数据进行了对比,结果表明该方法对不同飞行条件的直升机载荷计算都是有效的,其中旋翼的升力、阻力和力矩都可以用耦合的方式计算. 2007 年, Bhagwat 等^[8]采用 CFD/CSD 紧耦合策略耦合 OVERFLOW-2 与 RCAS 软件对 UH-60A 旋翼拉杆机动飞行状态的气动和结构载荷进行了计算,其中通过 I/O 文件接口将 RCAS 计算得到的桨叶弹性变形传递给 CFD 求解器,同时将 OVERFLOW-2 计算得到的旋翼气动力反馈给 RCAS. 结果表明,采用紧耦合方法计算得到的法向力和变距力矩与飞行实测值吻合得非常好. 2012 年, Zaki^[9]采用 CFD/CSD 紧耦合的方法对无铰式模型旋翼进行了稳定性分析,其中 CFD 模块采用 OVERFLOW 求解器, CSD 模块采用 DYMORE 求解器. 结果表明,系统摄动幅值决定了紧耦合分析的有效性,在高速前飞状态下较大的系统摄动幅值会导致大的阻尼比. 国内采用 CFD/CSD 耦合方法进行气弹分析多为对机翼或者叶轮机叶片进行颤振分析. 2009 年, 安效民等^[10]采用改进的具有 2 阶时间精度的 CFD/CSD 松耦合方法验证了 AGARD445.6 机翼的颤振模型,该方法可以在保证计算精度的基础上明显提

高计算效率. 2012 年, 谢亮等^[11]使用 Volterra 级数建立的降阶模型(ROM)和 CFD/CSD 全耦合的方法分析了 AGARD445.6 机翼在飞行动压下的气弹响应. 2015 年王俊毅等^[12]采用 CFD/CSD 松耦合的方法研究了直升机旋翼桨涡干扰状态下非定常气弹载荷,该方法给出了高精度的气动载荷预估,但是对于结构载荷及振动响应特性没有给出详细的介绍. 同年, 李建东^[13]基于 Fluent 软件平台耦合中等变形梁理论计算了 SA349/2 直升机前飞状态的旋翼振动载荷,结果表明,考虑弹性变形的影响,可以有效的提高旋翼振动的预估精度.

根据耦合程度的不同, CFD/CSD 耦合模型一般有两种,即松耦合和紧耦合. 本文通过 CFD/CSD 紧耦合的方法对旋翼桨叶的二维翼型进行气弹耦合分析. 采用 I/O 文件读写的方式实现结构响应和气动载荷的数据交换,研究了二维翼型在轻失速和深失速情况下的气动特性和振动响应的变化情况以及频谱特性. 计算结果表明本文的耦合策略是有效的.

1 基于 CFD/CSD 紧耦合气弹分析

1.1 非定常气弹耦合动力学分析模型

直升机前飞时,桨叶剖面的运动及相对来流是比较复杂的,桨叶剖面的迎角是总距、周期变距、弹性扭转角、挥舞速度以及挥舞弯曲等多个非定常因素共同作用的结果. 本文基于直升机前飞叶素理论,建立了二维翼型的非定常气弹耦合分析模型,分析了变距、沉降(挥舞)以及交变来流状态下二维翼型的气动及振动特性. 模型如图 1 和图 2 所示.

图 1 中, φ 是桨叶剖面的构造迎角, h 是剖面挥舞运动位移, ξ 是桨叶剖面摆振运动位移, V 是时变的桨叶剖面相对来流速度. 桨叶剖面除了挥舞摆扭的运动及变形之外,还受到旋翼尾迹、桨尖涡以及机身干扰等因素的影响.

对于旋翼桨叶径向 r 处的剖面,其相对来流速度如下:

$$\text{周向} \quad V_y = \omega r \cos \beta + V_\infty \sin \psi \quad (1)$$

$$\text{径向} \quad V_x = V_\infty \cos \psi \cos \beta - (v_1 - \lambda) \sin \beta \quad (2)$$

$$\text{垂向} \quad V_z = (v_1 - \lambda) \cos \beta + V_\beta + V_\infty \cos \psi \sin \beta \quad (3)$$

式中 ω 是旋翼转速, ψ 是桨叶方位角, β 是桨叶挥

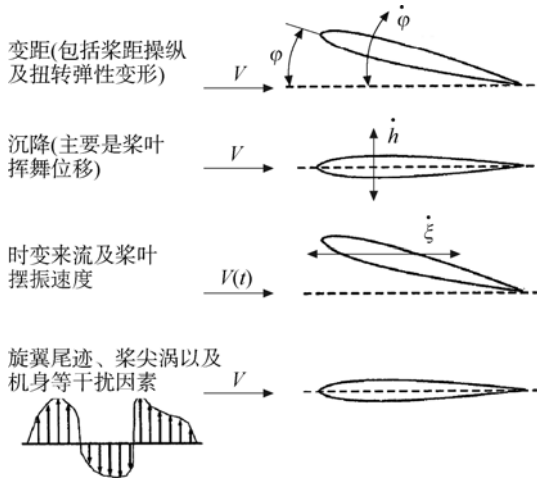


图1 桨叶剖面的非定常因素

Fig. 1 Unsteady factors at the blade section

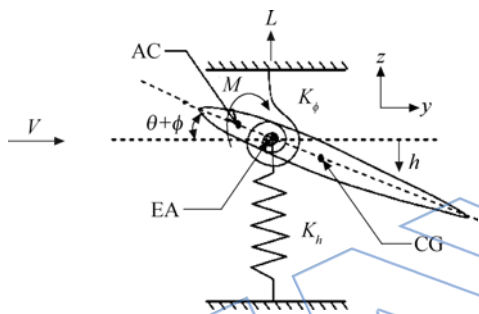


图2 变距和沉降耦合运动模型

Fig. 2 Coupled model of pitching and plunging motion

舞角, V_∞ 表示直升机前飞时前方来流速度, v_i 是桨叶剖面诱导速度, λ 为旋翼桨盘入流。忽略径向气流分量的影响, 只考虑翼型的周向及垂向速度。由于诱导速度是由于翼型的运动及迎角引起, 而 V_β 体现在翼型的挥舞运动中, 因此在 CFD 模型中, 入流速度只需给定周向速度 $V_y = \omega r \cos \beta + V_\infty \sin \phi$ 和垂向速度 $V_z = \lambda \cos \beta + V_\infty \cos \phi \sin \beta$, 所以 $V = \sqrt{V_y^2 + V_z^2}$ 。

二维翼型的构造迎角为

$$\phi = \theta + \phi \quad (4)$$

其中 θ 是变距操纵, ϕ 是弹性扭转角。

$$\theta = \theta_{tw} \left(\frac{r - r_{75}}{R} \right) + \theta_0 + \theta_{1s} \sin \phi + \theta_{1c} \cos \phi \quad (5)$$

式中 R 是旋翼桨叶半径, r_{75} 是桨叶径向 $0.75R$ 处位置, θ_{tw} 是线性负扭率, θ_0 是特征剖面处总距角, θ_{1s} 纵向周期变距, θ_{1c} 是横向周期变距。旋翼桨叶径向 r 处剖面的二维翼型的沉降(挥舞)位移是

$$h = h_{\beta r} + h_e \quad (6)$$

式中 $h_{\beta r}$ 是旋翼桨叶剖面的刚性挥舞运动位移(假

设旋翼为中心铰接式桨叶), 该部分主要以 1 阶谐波刚性挥舞运动为主; h_e 是挥舞弯曲弹性变形。

$$h_{\beta r} = r(\beta_0 + \beta_{1s} \sin \phi + \beta_{1c} \cos \phi + \beta_{hh}) \quad (7)$$

式中 β_{hh} 代表所有的高阶谐波成分, 计算时忽略不计, β_0 是旋翼锥度角, β_{1s} 是旋翼纵向挥舞角, β_{1c} 为旋翼横向挥舞角。

最后得到径向 r 处剖面的沉降速度为

$$\dot{h} = r\omega(\beta_{1s} \cos \phi - \beta_{1c} \sin \phi) + \dot{h}_e \quad (8)$$

图 2 为翼型变距和沉降运动的耦合动力学模型。图中 EA 表示弹性轴, AC 表示气动中心, CG 表示重心位置。两种运动的耦合方程如下:

$$m\ddot{h} + S_\phi \ddot{\phi} + K_h h = -L(t, h, \dot{h}) \quad (9)$$

$$I_\phi \ddot{\phi} + S_\phi \ddot{h} + K_\phi \phi = M(t, \phi, \dot{\phi})$$

式中 K_h 和 K_ϕ 分别是翼型沉降及扭转刚度, I_ϕ 是翼型绕弹性轴的质量惯矩, S_ϕ 是变距和沉降运动的惯性耦合项, m 是质量, L 和 M 分别是由 CFD 求解得到的翼型升力及绕弹性轴的力矩。弹性轴定义在 $1/4$ 弦长处。

以上耦合方程写成矩阵形式为

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{x}} + \mathbf{G}\dot{\mathbf{x}} + \mathbf{K}\mathbf{x} = \mathbf{Q}(t, \dot{\mathbf{x}}, \mathbf{x}) \quad (10)$$

$$\text{式中 } \mathbf{M} = \begin{bmatrix} m & S_\phi \\ S_\phi & I_\phi \end{bmatrix}, \mathbf{G} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \mathbf{K} = \begin{bmatrix} K_h & 0 \\ 0 & K_\phi \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{Q}(t, \mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}}) = \begin{bmatrix} -L \\ M \end{bmatrix}, \mathbf{x} = \begin{bmatrix} h \\ \phi \end{bmatrix}.$$

通过高精度的精细积分法求解沉降和扭转响应。

把方程(10)转换成 1 阶形式

$$\dot{\mathbf{v}} = \mathbf{H}\mathbf{v} + \mathbf{f} \quad (11)$$

$$\text{式中 } \mathbf{H} = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{B} \\ \mathbf{C} & \mathbf{D} \end{bmatrix}, \mathbf{A} = -\mathbf{M}^{-1}\mathbf{G}/2, \mathbf{B} = \mathbf{G}\mathbf{M}^{-1} \cdot$$

$$\mathbf{G}/4 - \mathbf{K}, \mathbf{C} = -\mathbf{G}\mathbf{M}^{-1}/2, \mathbf{D} = \mathbf{M}^{-1}.$$

采用哈密顿体系处理方法

$$\mathbf{v} = [\mathbf{x}, \mathbf{p}]^T$$

$$\mathbf{p} = \mathbf{M}\dot{\mathbf{x}} + \mathbf{G}\mathbf{x}/2 \quad (12)$$

$$\mathbf{f} = [\mathbf{0}, \mathbf{Q}]^T$$

求得方程(10)的解为

$$\mathbf{v}(t) = e^{\mathbf{H}t} \mathbf{v}_0 + \int_0^t e^{\mathbf{H}(t-\tau)} \mathbf{f}(\tau) d\tau \quad (13)$$

将载荷在时间域上离散, 时间步长为 Δt , $t_k = k\Delta t$ ($k=0, 1, 2, \dots$) 得到计算 $\mathbf{v}(t)$ 的迭代格式为

$$\mathbf{v}(t_{k+1}) = \mathbf{T}\mathbf{v}_0 + \int_{t_k}^{t_{k+1}} e^{\mathbf{H}(t_{k+1}-\tau)} \mathbf{f}(\tau) d\tau \quad (14)$$

$$\text{式中 } \mathbf{T} = e^{\mathbf{H}\Delta t} = (e^{\mathbf{H}\tau})^{2N}, \tau = \Delta t/2^N.$$

泰勒展开

$$\mathbf{T}(\tau) = e^{\mathbf{H}\tau} = \mathbf{I} + \mathbf{T}_0 \quad (15)$$

$$T_0 = H\tau + (H\tau)^2/2! + \dots \quad (16)$$

通过下式计算 T_N

$$T_i = 2T_{i-1} + T_{i-1}T_{i-1} \quad (i = 1, 2, \dots, N) \quad (17)$$

最后得到矩阵 $T = I + T_N$, I 为泰勒展开的单位矩阵。

假设非齐次项在时间步长内是线性的,则方程的解为

$$v_{k+1} = T[v_k + H^{-1}(Q_0 + H^{-1}Q_1)] - H^{-1}(Q_0 + H^{-1}Q_1 + Q_1\tau) \quad (18)$$

以上动力学的求解过程采用 Matlab 语言编写程序,并将程序打包成可被 Fluent 直接调用的 CSD.exe 程序。CSD.exe 程序设计了输入输出接口,用于与 CFD 交换数据。在 CFD/CSD 紧耦合计算的过程中,Fluent 每一时间步都会调用 CSD.exe 程序。

1.2 非定常气动力计算

在以往的综合气弹分析中,非定常气动力的求解通常采用基于半经验的升力线理论模型,其中 Leishman 和 Beddoes^[14]发展的 LB(Leishman-Beddoes)模型最为经典,还有欧洲的 ONERA EDLIN 模型^[15]和 ONERA BH 模型^[16]等。但是由于这些模型的建模准确度及分辨率不足,不能准确反映翼型复杂的非定常特性。本文采用 CFD 的方法实现非定常气动力的求解。

在进行动态网格计算时,相比结构化网格,非结构网格具有更好的几何适应性,可以有效防止网格拉扯过程产生畸变过大,保证网格质量。但是非结构网格不能很好地处理壁面黏性问题,而结构网格可以较好地处理黏性问题,且计算精度高,效率高。为了满足边界运动及计算精度要求,网格离散采用结构网格和非结构网格相结合的形式。在翼型附近采用带边界层网格的贴体结构网格,贴体结构网格整体跟桨叶一起做牵连运动,保证了桨叶附近的网格质量与初始状态一致,尤其是边界层网格不随桨叶的运动而发生变化。这样有利于保证气动力的计算精度。非结构网格在计算的过程中不断更新以适应桨叶的运动并且保证更新后的网格质量满足计算要求。结构网格总高度为翼型弦长的 0.8 倍,其中贴近壁面有 10 层的边界层网格,第 1 层网格厚度约为 0.00005 m。远场边界距离翼型壁面 20 倍弦长,满足压力远场的边界入流条件。网格系统如图 3、图 4 所示。

由于动态失速下流场特性为强烈的非定常流

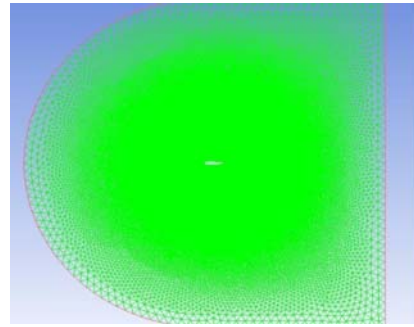


图 3 非结构网格

Fig. 3 Unstructured grid

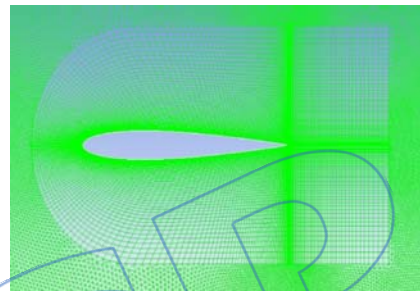


图 4 贴体结构网格

Fig. 4 Structured body fitted grid

动,本文湍流模型采用 Menter 在 $k-\omega$ 基础上发展起来的 $k-\omega$ SST(切应力输运)湍流模型,该模型在计算湍流黏度时考虑了流动非平衡的影响,更适合用于非定常流动计算^[17]。

1.3 动网格更新

Fluent 的动网格模型可以用来模拟流场形状由于边界运动而随时间改变的问题。通常有 3 种动网格模型来模拟因边界运动导致的流场变形,分别是:弹簧光滑(spring-based smoothing)模型、局部重构(local remeshing)模型和动态铺层(dynamic layering)模型。通过在 Fluent 中编写用户自定义函数驱动二维翼型的沉降和扭转运动,其中贴体结构网格整体跟桨叶一起做牵连运动(如图 5 所示)。非结构网格更新采用弹簧光滑模型和局部重构模型相结合的方式。其中弹簧倔强系数为 0.08,边界节点松弛因子为 0.5,收敛判据为 0.001,局部网格重构遵循尺寸函数;最小长度标量为 0,最大长度标量为 0.06;最大单元畸变为 0.8,依照尺寸标准重新划分的间隔为 1。

1.4 CFD/CSD 紧耦合方法

紧耦合方法需 CFD 求解器与 CSD 求解器在每一个时间步都进行数据交换,为了保证计算效率,本文以 I/O 文件的形式在硬盘上读写数据,

并通过 UDF 程序调用并交换数据. 紧耦合过程如图 6 所示.

可以注意到在 CFD/CSD 紧耦合方法中, CFD 模块和 CSD 模块之间是具有 1 阶精确度的. 因此时间步长取得越短, 耦合计算的精确度越高, 耦合计算误差越小, 当时间步长为零时, 耦合计算

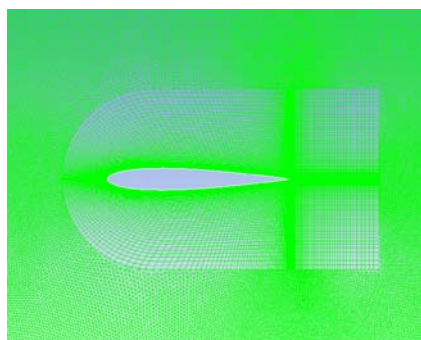
解为计算模型的真实解.

2 算例与结果分析

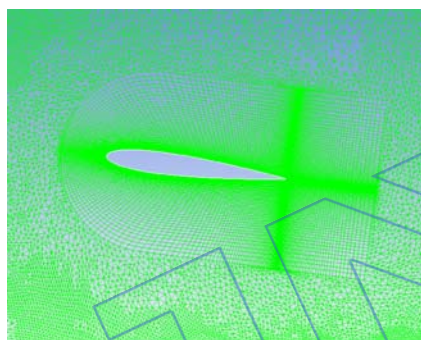
2.1 静态失速情况

首先为了验证本文采用的 CFD 模型是可靠性的, 计算了 NACA 0012 翼型静态失速特性, 与 McCroskey 等^[18]的实验数据吻合良好, 证明本文采用的 CFD 模型是可靠性的.

静态翼型计算条件: NACA 0012 翼型, 弦长 $c=0.61\text{m}$, 来流马赫数为 0.301, 雷诺数为 3.95×10^6 . 如图 7、图 8 所示, 在失速之前本文的计算值与实验值吻合较好, 最大升力系数时迎角 (α) 都为 13.4° , 实验最大升力系数 ($C_{l,\max}$) 为 1.35, 本文计算值为 1.33, 失速之后升力系数 (C_l) 随迎角增大出现波动现象, 波动趋势与实验值有较好的一致性. 在最大升力系数时迎角下, 翼型压力系数 (C_p) 分布与实验值吻合较好. 证明本文采用的 CFD 模型是可靠性的.



(a) 0 s



(b) 0.1 s

图 5 动网格更新示意图

Fig. 5 Dynamic mesh updating sketch

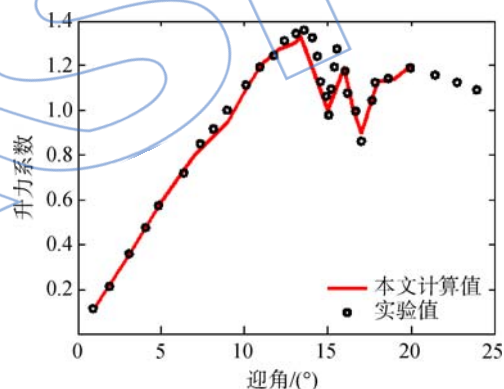


图 7 NACA 0012 翼型升力系数

Fig. 7 Lift coefficient of NACA 0012 airfoil

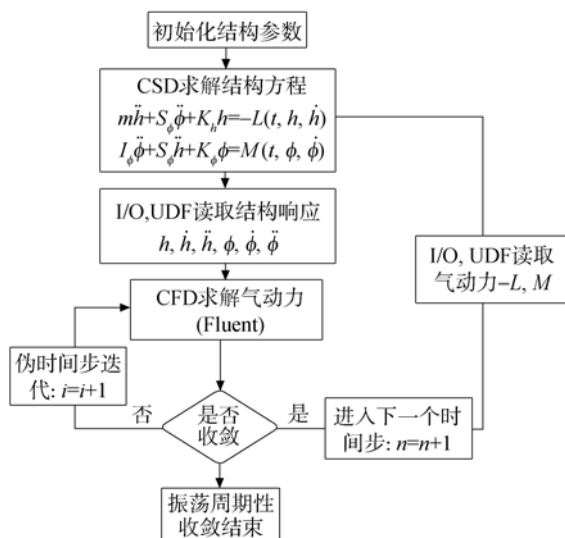


图 6 CFD/CSD 紧耦合流程

Fig. 6 CFD/CSD tight coupling process

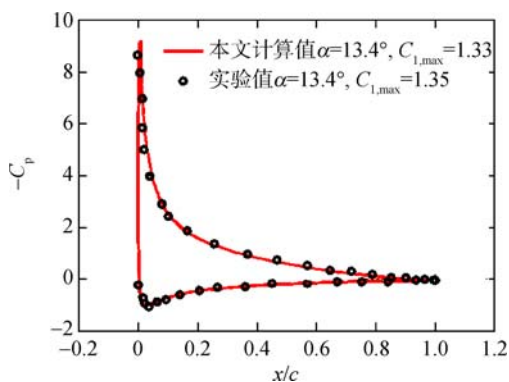


图 8 NACA 0012 翼型最大升力系数时压力系数分布

Fig. 8 Pressure coefficient of the NACA 0012 airfoil at the max lift coefficient condition

2.2 动态失速情况

在气弹耦合计算之前,分别计算了两种不同激励条件下翼型单自由度俯仰振荡的动态失速特性,并与实验值(文献[18])对比,然后在单自由度俯仰振荡的基础上计入沉降自由度以及交变来流的影响,最后采用 CFD/CSD 紧耦合的方法计算了翼型在俯仰振荡和沉降两个自由度下以及交变来流情况下的动态失速特性及振动响应特性。

二维翼型结构参数为: $m = 47.7 \text{ kg}$, $c = 0.61 \text{ m}$, $I_\phi = 0.69 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, $K_h = 52746 \text{ N/m}$, $K_\phi = 11013 \text{ N/m}$. 系统固有频率为:沉降频率 $\omega_h = 5.29 \text{ Hz}$,扭转频率 $\omega_\phi = 20.13 \text{ Hz}$. 考虑二维翼型沉降(挥舞)运动与扭转运动之间的惯性耦合,重心距离弹性中心 $0.02c$ 处,故惯性耦合项 $S_\phi = m \cdot 0.02c$.

2.2.1 动态轻失速(激励条件 I)

变距操纵 $\theta(t) = 4.94 + 5\sin(\omega t)$, $\omega = 33.2185 \text{ rad/s}$ (5.287 Hz),雷诺数 $Re = 3.93 \times 10^6$,桨叶剖面相对来流速度表达式: $V = 132.87 + 34.75\sin(\omega t)$. CFD/CSD 紧耦合计算时间步长: $\Delta t = 0.00094574 \text{ s}$.

图9和图10是激励条件I下的升力系数及力矩系数,从图中可以看出,翼型单自由度俯仰振荡的动态失速特性的计算值与实验值有较好的一致性,证明本文方法的有效性.计入沉降自由度后,升力系数及力矩系数的迟滞环变胖,升力系数的最大值变大,最小值变小,这是由于翼型沉降方向的速度改变了翼型的有效迎角.在CFD/CSD紧耦合计算中,由于翼型弹性响应对迎角变化的反馈作用,升力系数迟滞环面积变小。

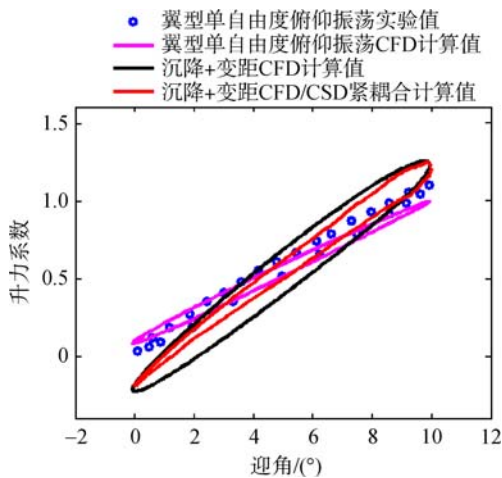


图9 二维翼型升力系数迟滞环(轻失速)

Fig. 9 Lift coefficient hysteresis loop of the two-dimensional (light stall condition)

图11和图12是激励条件I下CFD/CSD紧耦合计算的翼型振动响应.图13和图14是分别

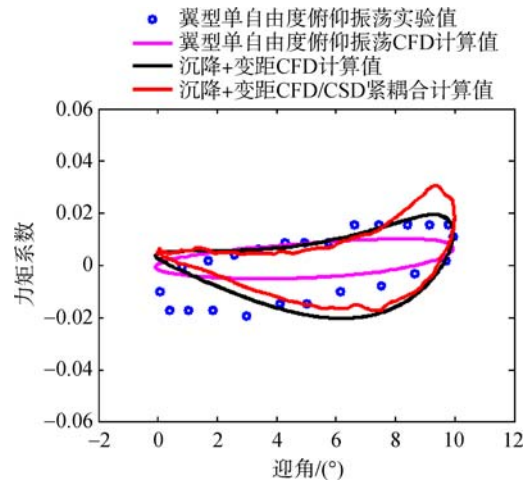


图10 二维翼型力矩系数迟滞环(轻失速)

Fig. 10 Moment coefficient hysteresis loop of the airfoil (light stall condition)

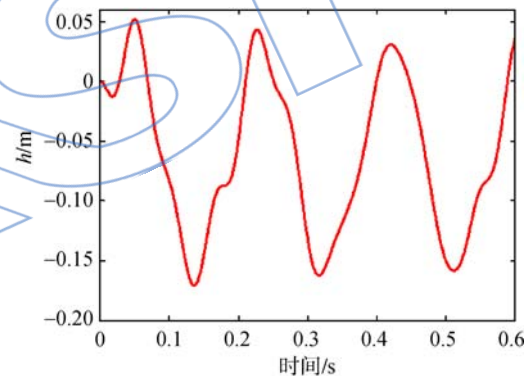


图11 CFD/CSD紧耦合计算下的翼型沉降响应(轻失速)

Fig. 11 Airfoil plunging response for CFD/CSD tight coupling calculation (light stall condition)

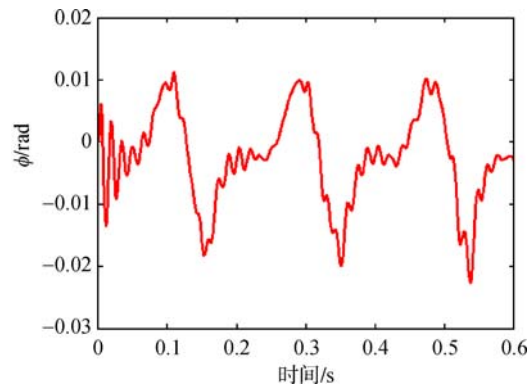


图12 CFD/CSD紧耦合计算下的翼型扭转响应(轻失速)

Fig. 12 Airfoil pitching response for CFD/CSD tight coupling calculation (light stall condition)

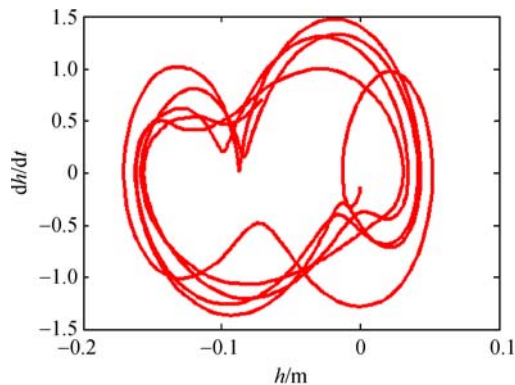


图 13 CFD/CSD 紧耦合翼型沉降响应相图特性(轻失速)
Fig. 13 Phase plane diagram of airfoil plunging response for CFD/CSD tight coupling calculation (light stall condition)

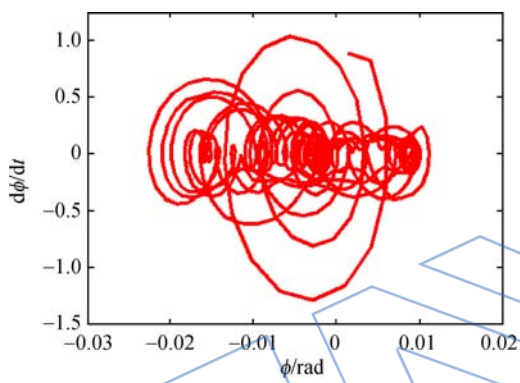


图 14 CFD/CSD 紧耦合翼型扭转响应相图特性(轻失速)
Fig. 14 Phase plane diagram of airfoil pitching response for CFD/CSD tight coupling calculation (light stall condition)

对应的相图特性,从相图中可以看出,旋翼桨叶二维翼型为明显的非线性振动。

2.2.2 动态深失速(激励条件Ⅱ)

变距操纵 $\theta(t) = 14.94 + 9.87\sin(\omega t)$, $\omega = 30.4328\text{rad/s}$ (4.84 Hz), 雷诺数 $Re = 3.52 \times 10^6$, 翼型相对来流速度 $V = 121.73 + 34.75\sin(\omega t)$, CFD/CSD 紧耦合计算时间步长: $\Delta t = 0.0005735\text{s}$ 。

图 15 和图 16 是激励条件Ⅱ下的升力系数及力矩系数。从图中可以看出,深失速情况下翼型单自由度俯仰振荡的动态失速特性计算值与实验值有较好的一致性。在 CFD/CSD 紧耦合计算中,由于翼型弹性响应对迎角变化的反馈作用,迟滞环曲线变瘦且光滑,力矩系数也表现出了同样的特性。

图 17 给出了深失速情况下 CFD/CSD 紧耦合计算翼型上扬和下俯的几个典型站位的压力云

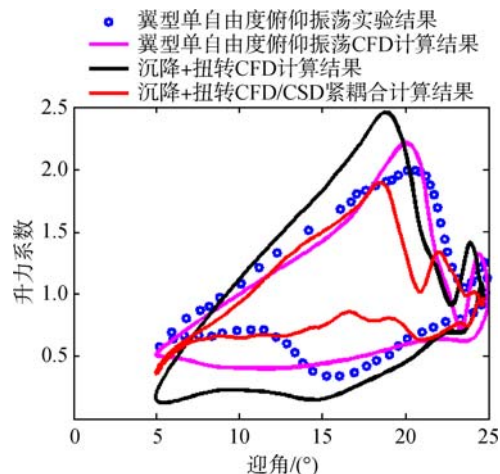


图 15 二维翼型升力系数迟滞环(深失速)

Fig. 15 Lift coefficient hysteresis loop of the two-dimensional airfoil (deep stall condition)

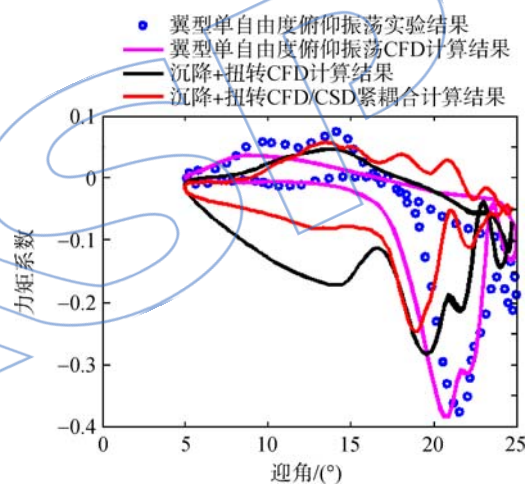


图 16 二维翼型力矩系数迟滞环(深失速)

Fig. 16 Moment coefficient hysteresis loop of the two-dimensional airfoil (deep stall condition)

图。在上扬阶段,当翼型上扬至 16.65° 左右时,在翼型的前缘发生轻度的气流分离,并形成低压分离涡,随着迎角不断增加,气流分离涡向后缘移动,并逐渐扩大,造成上下翼面压力差突增,使升力系数明显增大,抬头力矩也明显增大,当迎角增加至 21.28° 左右时,低压分离涡从后缘脱落,翼型上表面压力急剧回升,升力系数突降,发生失速。图 18、图 19 给出激励条件Ⅱ情况下的 CFD/CSD 紧耦合计算翼型振动弹性响应。图 20 和图 21 是分别对应的相图特性,从相图中可以看出,旋翼桨叶二维翼型为明显的非线性振动。

图 22、图 23 分别是深失速条件下 CFD/CSD 紧耦合计算的沉降响应及扭转响应的频谱特性,沉降响应的前 6 阶振幅较大,尤其是 1,2,6 阶。扭转

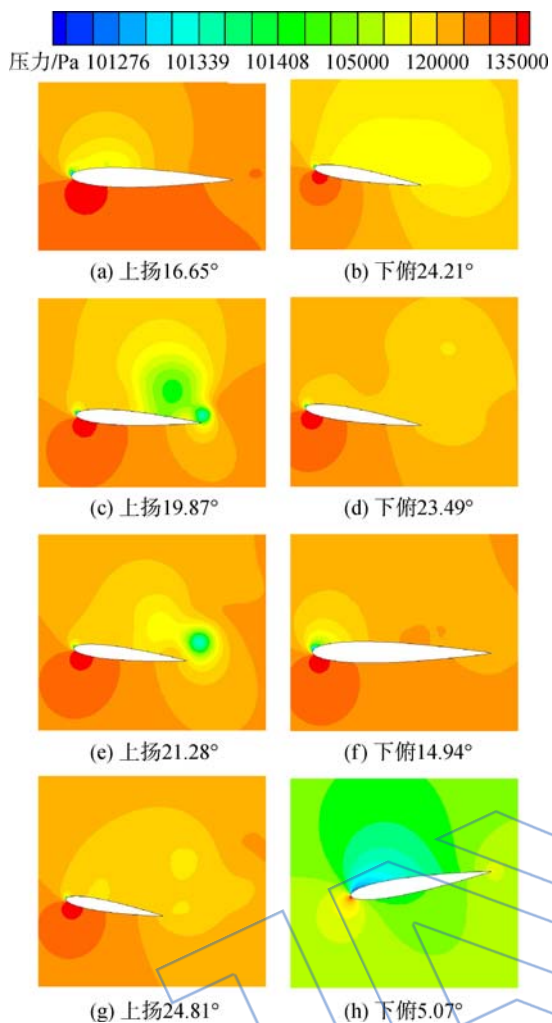


图 17 深失速条件 CFD/CSD 紧耦合计算几个典型站位的压力云图

Fig. 17 Pressure contour of several typical stations for CFD/CSD tight coupling calculation at deep stall condition

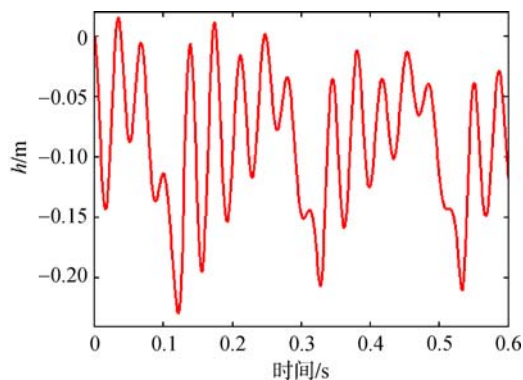


图 18 CFD/CSD 紧耦合计算下翼型沉降响应(深失速)

Fig. 18 Airfoil plunging response for CFD/CSD tight coupling calculation (deep stall condition)

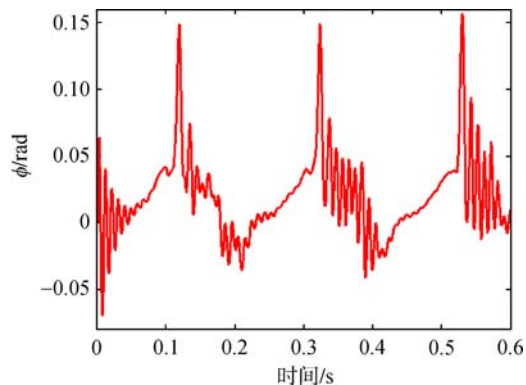


图 19 CFD/CSD 紧耦合计算下翼型扭转响应(深失速)

Fig. 19 Airfoil pitching response for CFD/CSD tight coupling calculation (deep stall condition)

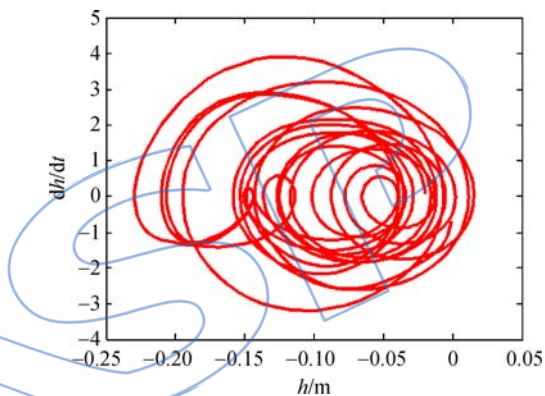


图 20 CFD/CSD 紧耦合沉降响应相图特性(深失速)

Fig. 20 Phase plane diagram of airfoil plunging response for CFD/CSD tight coupling calculation (deep stall condition)

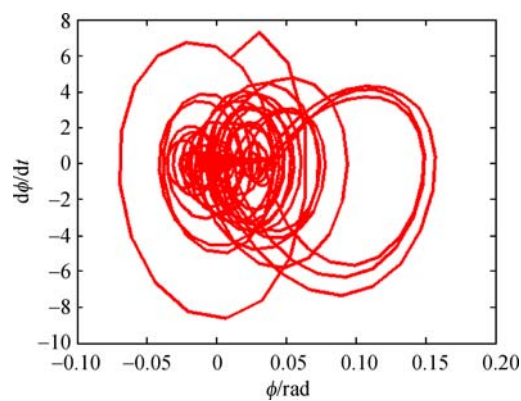


图 21 CFD/CSD 紧耦合扭转响应相图特性(深失速)

Fig. 21 Phase plane diagrams of airfoil pitching response for CFD/CSD tight coupling calculation (deep stall condition)

响应的高频成分比较突出,多频特性比较明显(前 12 阶都有较大的振幅).

对比深失速和轻失速的情况可以看出,轻失速情况下,气动载荷在旋翼旋转过程中周期性比较好,表现出光滑的迟滞环曲线,结构挥舞响应也表现出光滑的周期性现象,扭转响应局部轻微振荡.深失速情况下,气动载荷及结构沉降响应都表现出强烈的非线性振动,多频特性及高频成分更为明显.

表 1 给出激励条件 I、激励条件 II 下 CFD/CSD 紧耦合计算的翼型沉降响应、扭转响应和升力系数、力矩系数的 FFT (fast Fourier trans-

form) 分析的频谱特性.激励条件 I 翼型沉降运动的响应频率为 5.293 Hz,扭转运动的响应频率为 5.293, 10.59 Hz,这是系统固有沉降频率 5.29 Hz 的整数倍;升力系数的频率为 5.34 Hz,力矩系数的频率为 5.34, 10.68 Hz,这是激励频率 5.287 Hz 的整数倍.激励条件 II 翼型沉降运动的响应频率为 4.839, 9.678 Hz,扭转运动的响应频率为 4.839, 9.678 Hz,这是激励频率 4.84 Hz 的整数倍;升力系数的频率为 5.03, 10.06 Hz,力矩系数的频率为 5.03 Hz.

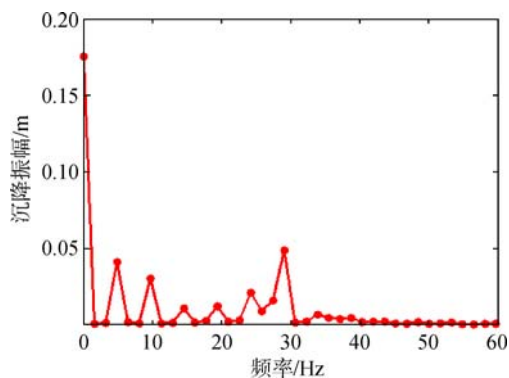


图 22 CFD/CSD 紧耦合沉降响应频谱特性(深失速)

Fig. 22 Spectrum of the plunging response for CFD/CSD tight coupling calculation (deep stall condition)

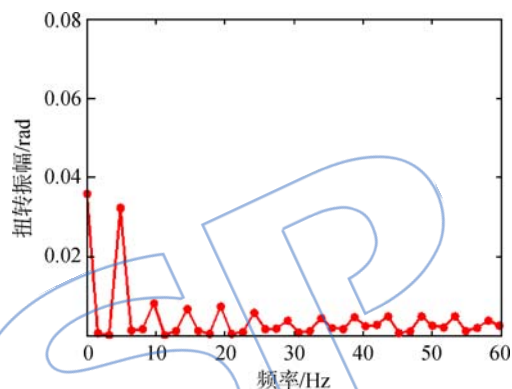


图 23 CFD/CSD 紧耦合扭转响应频谱特性(深失速)

Fig. 23 Spectrum of the pitching response for CFD/CSD tight coupling calculation (deep stall condition)

表 1 CFD/CSD 紧耦合翼型响应和气动力系数的频率分布

Table 1 Frequency of the airfoil response and aeroforce coefficients for CFD/CSD tight coupling calculation

激励条件	$\omega_h = 5.29 \text{ Hz}$				$\omega_p = 20.13 \text{ Hz}$			
	沉降响应频谱特性		扭转响应频谱特性		升力系数频谱特性		力矩系数频谱特性	
	频率/Hz	幅值/m	频率/Hz	幅值/rad	频率/Hz	幅值	频率/Hz	幅值
I (5.287 Hz)	5.293	0.091	5.293	0.008	5.34	0.243	5.34	0.000096
			10.59	0.006			10.68	0.000053
	4.839	0.041	4.839	0.032	5.03	0.084	5.03	0.0021
II (4.84 Hz)	9.678	0.030	9.678	0.008	10.06	0.028	10.06	0.0001
	14.52	0.010	14.52	0.006				
	19.36	0.012	19.36	0.007				

3 结 论

1) 以 Fluent 平台作为主控程序,通过 I/O 文件读写的方式实现结构响应和气动力载荷的数据交换,可以实现 CFD/CSD 弹性紧耦合的计算,且时间步长取的越小,计算精度越高,耦合误差越小.

2) 弹性变形对翼型气动特性的影响明显,尤其是对非线性和高频成分,同时,非定常的气动力又明显地反馈到结构响应中.

3) 通过对两种不同激励条件的紧耦合计算,得到的气动力结果以及结构响应符合物理实际,证明本文发展的紧耦合策略是有效可行的.

参考文献:

- [1] Friedmann P P, Hodges D H. Rotary wing aeroelasticity: a historical perspectives [J]. *Journal of Aircraft*, 2003, 40 (6): 1019-1046.
- [2] Bousman W G. Putting the aero back into aeroelasticity [R]. NASA/TM-2000-209589, 2000.
- [3] Laxman V, Venkatesan C. Rotor blade dynamic stall model and its influence on airfoil response [R]. AIAA-2006-1866, 2006.
- [4] 张伟, 刘勇. 非定常气动模型的多频特研究 [C] // 第二十五届全国直升机年会论文集. 江西 景德镇: 中国航空学会, 2009: 341-348.
- [5] Liu F, Sadeghi M, Yang S, et al. Parallel computation of wing flutter with a coupled Navier-Stokes/CSD method [R]. AIAA-2003-1347, 2003.
- [6] Ramji K, Wei S. Fluid-structure interaction for aeroelastic applications [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2004, 40 (8): 535-558.
- [7] Potsdam M, Yeo H, Johnson W. Rotor airloads prediction using loose aerodynamic/structural coupling [J]. *Journal of Aircraft*, 2006, 43(3): 732-742.
- [8] Bhagwat M J, Ormiston R A, Saberi H A, et al. Application of CFD/CSD coupling for analysis of rotorcraft airloads and blade loads in maneuvering flight [J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2012, 57(3): 1-21.
- [9] Zaki A A. Using tightly-coupled CFD/CSD simulation rotorcraft stability analysis [D]. Atlanta, Georgia: Georgia Institute of Technology, 2012.
- [10] 安效民, 徐敏, 陈士槽. 二阶时间精度的 CFD/CSD 耦合算法研究 [J]. *空气动力学学报*, 2009, 27(5): 547-552. AN Xiaomin, XU Min, CHEN Shilu. Analysis for second order time accurate CFD/CSD coupled algorithms [J]. *Acta Aerodynamic Sinica*, 2009, 27(5): 547-552. (in Chinese)
- [11] 谢亮, 徐敏, 李杰, 等. 基于 CFD/CSD 耦合的颤振与动载荷分析方法 [J]. *振动与冲击*, 2012, 31(3): 106-110. XIE Liang, XU Min, LI Jie, et al. Flutter and dynamic analysis based on CFD/CSD coupling method [J]. *Journal of Vibration and Shock*, 2012, 31(3): 106-110. (in Chinese)
- [12] 王俊毅, 招启军, 马砾, 等. 直升机旋翼桨-涡干扰状态非定常气弹载荷 [J]. *航空动力学报*, 2015, 30(5): 1267-1274. WANG Junyi, ZHAO Qijun, MA Li, et al. High-precision prediction on unsteady aeroelastic loads of helicopter rotors under blade-vortex interaction condition [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2015, 30(5): 1267-1274. (in Chinese)
- [13] 李建东. 基于 CFD/CSD 耦合的旋翼振动载荷预估方法研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015. LI Jiandong. Research on rotor vibration load prediction using CFD/CSD coupling [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015. (in Chinese)
- [14] Leishman J G, Beddoes T S. A semi-empirical model for dynamic stall [J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 1989, 34(3): 3-17.
- [15] Petot D. Different equation modeling of dynamic stall [R]. La Recherche Aerospaciale 1989-5, 1989.
- [16] Truong V K. Prediction of helicopter rotor airloads based on physical modeling of 3-D unsteady aerodynamics [R]. Marseilles, France: 22nd European Rotorcraft Forum, 1972.
- [17] 钱炜棋, 符松, 蔡金狮. 翼型动态失速的数值模拟研究 [J]. *空气动力学学报*, 2001, 19(4): 427-432. QIAN Weiqi, FU Song, CAI Jinshi. Numerical study of airfoil dynamic stall [J]. *Acta Aerodynamic Sinica*, 2001, 19(4): 427-432. (in Chinese)
- [18] McCroskey W J, McAlister K W, Carr L W, et al. An experimental study of dynamic stall on advanced airfoil sections [R]. NASA TM-84245, 1982.

(编辑: 陈 越)