

直升机旋翼桨-涡干扰状态非定常气弹载荷 高精度预估

王俊毅, 招启军, 马 砾, 李 鹏

(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)

摘 要: 为准确计算直升机旋翼在复杂的桨-涡干扰(BVI)状态下的气弹载荷,在刚性旋翼计算流体力学方法中引入桨叶弹性变形的影响,建立了一套适合于弹性旋翼 BVI 状态气动特性分析的计算流体力学/计算结构力学(CFD/CSD)耦合方法. CFD 模块对 Reynolds averaged Navier-Stokes(RANS)/Euler 方程进行求解,并采用双时间法推进和 Baldwin-Lomax(B-L)湍流模型. CSD 模块采用中等变形梁假设的有限元模型,通过 Newmark-Beta 方法求解桨叶运动方程. 通过代数变换方法进行桨叶网格变形,并建立一个适于流场/结构信息交换的 CFD/CSD 耦合方法. 在分别验证 CFD 和 CSD 模块的有效性的基础上,开展 UH-60A 直升机旋翼的 BVI 状态载荷分析,并与飞行测试数据进行了对比. 计算结果表明:相比于旋翼综合分析中的升力线理论和刚性旋翼 CFD 方法,耦合的 CFD/CSD 方法可以更准确地预测 BVI 状态气弹载荷,并有效地模拟桨叶前行侧方位角和后行侧方位角附近的 BVI 现象,对 BVI 导致的升力波动幅值和相位的计算结果均与试验值吻合良好.

关键词: 旋翼; 桨-涡干扰状态; 计算流体力学/计算结构力学耦合; 气弹载荷; 直升机

中图分类号: V211.47

文献标志码: A

High-precision prediction on unsteady aeroelastic loads of helicopter rotors under blade-vortex interaction condition

WANG Jun-yi, ZHAO Qi-jun, MA Li, LI Peng

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

Abstract: In order to obtain accurate aerodynamics loads of helicopter rotors under complex blade-vortex interaction (BVI) condition, blade deflections were introduced into rigid rotor CFD analysis and a computational fluid dynamics/computational structural dynamics (CFD/CSD) coupling method suitable for aerodynamic characteristics analysis of elastic rotors under BVI condition was developed. The CFD module solved Reynolds averaged Navier-Stokes (RANS)/Euler equations based on dual time-stepping algorithm and Baldwin-Lomax (B-L) turbulence model. The CSD module employed finite element model of moderate deflection beam theory, and the blade equations of motion were calculated by using Newmark-Beta method. Blade deformations were accomplished through algebraic grid deformation method and a CFD/CSD coupling strategy was developed for exchanging fluid/structure information. The established CFD and CSD modules were validated by UH-60A elastic blade respectively, and aerodynamics loads of UH-60A rotor were analyzed under BVI condition and compared with flight test data. The calculated results demonstrated that coupled CFD/CSD method can acquire more accurate aerodynamics loads under BVI condition than lifting-line method in rotor com-

收稿日期:2014-10-10

基金项目:国家高技术研究发展计划(2012AA112201)

作者简介:王俊毅(1989—),男,山东威海人,硕士生,主要从事直升机空气动力学研究.

通讯作者:招启军(1977—),男,江苏金湖人,教授、博士生导师,博士,主要从事直升机计算流体力学、直升机空气动力学、隐身设计以及流动控制等方面的研究. E-mail:zhaoqijun@nuaa.edu.cn

prehensive analysis and rigid rotor CFD method, and the flow phenomena near azimuth of advancing blade and azimuth of retreating blade under BVI condition are well captured in detail. The calculated results of the lift's phase and amplitude caused by BVI agree well with the experimental data.

Key words: rotor; blade-vortex interaction (BVI) condition; CFD/CSD coupling; aeroelastic loads; helicopter

造成直升机旋翼气弹载荷分析困难的主要原因之一是发生桨-涡干扰现象,此时的旋翼流场分布较为复杂,非定常特性明显.由于旋翼尾迹向下游输运的速度较慢,涡尾迹对旋翼产生的诱导作用较强,显著地改变了旋翼桨叶附近的气动力环境,同时,前一片桨叶拖出的桨尖涡与后一片桨叶靠近并相遇,产生较强的干扰效应.随着直升机技术的发展,传统的旋翼气动特性分析方法,如自由尾迹方法等,已经难以满足先进旋翼空气动力学分析的需求,需要采用能够准确模拟旋翼气动外形的 CFD 方法^[1-2],开展旋翼非定常流场和气动特性的高精度数值模拟.同时,现代直升机旋翼大展弦比的特点,导致了较强的气弹耦合效应,旋翼桨叶在气弹载荷作用下发生弹性变形,对旋翼气动特性分析具有显著影响.为获得更实际的旋翼气弹特性,采用 CFD/CSD 耦合方法进行高精度气弹载荷分析已经成为直升机技术研究领域的最新热点.

在旋翼 CFD/CSD 耦合分析方面,Tung 等人^[3]在 1986 年首次开展了 CFD/CSD 耦合研究,CFD 分析采用了跨声速小扰动程序,CSD 分析采用了旋翼综合分析软件 CAMRAD. 2006 年,Potsdam,Yeo 和 Johnson^[4]耦合了基于 RANS 方程的 OVERFLOW-D 流场求解器和 CAMRAD-II,采用松耦合策略分别计算了高速前飞、大拉力和 BVI 状态下的旋翼气弹载荷,计算结果与试验值吻合良好,并与采用升力线理论的旋翼综合分析软件的精度相比有了显著提高.

在旋翼 BVI 状态气动特性分析方面,Widnall^[5]在 1971 年对旋翼 BVI 状态的气动特性进行了探索性研究,采用非定常气动力模型开展了气弹载荷计算,但是计算精度不高,计算结果只能大致吻合.1998 年,Algermissen 等人^[6]基于 Euler/自由尾迹的混合方法,分析了 Helishape 7A 旋翼的 BVI 气动特性,计算结果的分析精度有了一定改善.2009 年,Kim 等人^[7]在对 AH-1 直升机旋翼 BVI 状态的模拟中采用了 5 阶 weighted essentially non-oscillatory(WENO)格式和两方程紊流模型,旋翼尾迹的捕捉能力以及桨叶表面气动力的计算精度都有了较大提高,但与试验结果仍有一定偏差,

Kim 指出是可能未计入桨叶弹性的影响.

国内在旋翼 CFD/CSD 耦合方面开展的研究较少,主要是王海、徐广等人^[8-9]进行了 CFD/CSD 耦合方法的验证性研究,而在直升机 BVI 状态的气弹载荷研究方面,史勇杰^[10]采用刚性 CFD/自由尾迹混合方法开展了一些旋翼 BVI 气动特性和噪声的研究,获得了一些参数影响结果.但都未开展计入桨叶弹性变形运动后的 BVI 状态旋翼桨叶非定常气弹载荷分析研究.

为进一步提高 BVI 状态下的直升机旋翼非定常气弹载荷的数值模拟精度,并拓展 CFD/CSD 耦合方法在旋翼气弹载荷分析方面的应用,本文结合基于 RANS/Euler 方程和运动嵌套网格技术的 CFD 模块以及基于 Hamilton 原理和中等变形梁理论的 CSD 模块,采用 CFD/CSD 松耦合策略,分析计算了 UH-60A 直升机旋翼在 BVI 状态下的气弹载荷,并与试验值进行了对比,得到了一些有意义的结论.

1 建模方法

1.1 CFD 分析方法

分别采用 RANS 方程和 Euler 方程对桨叶贴体网格和背景网格区域进行流场求解^[11].桨叶贴体网格区域的 RANS 控制方程为

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \mathbf{W} d\Omega + \oint_{\partial\Omega} (\mathbf{F}_c - \mathbf{F}_v) dS = 0 \quad (1)$$

其中

$$\mathbf{W} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{bmatrix} \quad \mathbf{F}_c = \begin{bmatrix} \rho V_r \\ \rho u V_r + n_x p \\ \rho v V_r + n_y p \\ \rho w V_r + n_z p \\ \rho H V_r + V_i p \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{F}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ n_x \tau_{xx} + n_y \tau_{xy} + n_z \tau_{xz} \\ n_x \tau_{yx} + n_y \tau_{yy} + n_z \tau_{yz} \\ n_x \tau_{zx} + n_y \tau_{zy} + n_z \tau_{zz} \\ n_x \theta_x + n_y \theta_y + n_z \theta_z \end{bmatrix}$$

其中 Ω 表示流场空间中的任意控制体; $\partial\Omega$ 表示

控制体 Ω 的边界; dS 是 $\partial\Omega$ 上的面元; n_x, n_y, n_z 是 dS 的单位面法矢在 3 个方向的分量; u, v, w 为 3 个方向上的流体速度分量; p 表示流场压强; ρ 表示流体密度。

然后,对控制方程进行无量纲化,分别选择来流空气密度、桨尖速度和平均气动弦长为基本量。空间离散和通量计算采用 Jameson 中心格式,为模拟旋翼前飞流场中的非定常流动,采用双时间法^[12]进行时间推进。为兼顾计算精度和效率,采用 B-L 湍流模型^[13],其计算效率较高,能够模拟中等强度的局部分离流动。同时,在流场计算中采用基于 open multi-processing(OpenMP)的并行技术以加速流场求解。

为模拟旋翼桨叶和流场间的相对运动,本文采用运动嵌套网格方法进行网格间的信息传递,如图 1 所示。由于前飞旋翼桨叶的运动变形量在一个周期上不断变化,因此每个桨叶站位都需要重新确定网格嵌套关系,以实现流场不同区域间的信息交换。本文采用“顶透视图”挖洞方法^[14]来搜寻桨叶网格和背景网格间的嵌套关系,并通过 inverse map(IM)方法^[15]进行人工洞边界附近的贡献单元搜索。在搜索得到贡献单元后,采用三线插值方法来实现流场变量的传递。

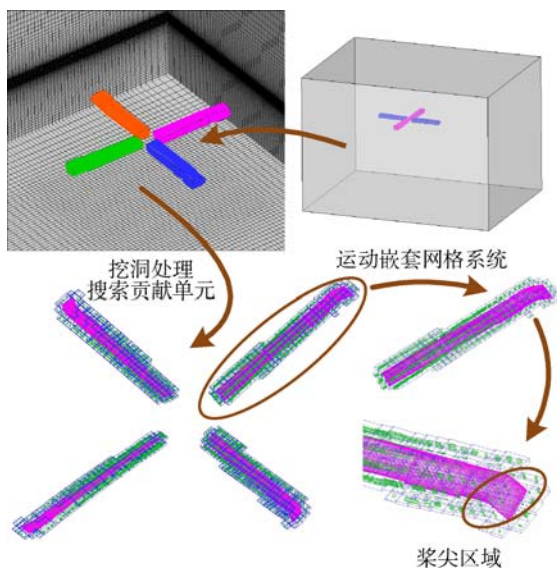


图1 运动嵌套网格系统示意图

Fig. 1 Schematic diagram of moving-embedded grid system

1.2 网格变形方法

采用代数变换方法进行桨叶网格变形,桨叶 1/4 弦线处的运动变形量可以表示为半径和方位

角的函数^[16]。在任意展向剖面,可以定义旋转矩阵 $\mathbf{T}_{dc}$ 为挥舞、摆振和扭转变形量的函数

$$\mathbf{T}_{dc} = \mathbf{T}_{\theta_x} \mathbf{T}_{\theta_y} \mathbf{T}_{\theta_z} \quad (2)$$

其中 $\theta_x, \theta_y, \theta_z$ 是由挥舞、摆振和扭转变形量表示的欧拉角。然后,通过下述公式给出桨叶坐标系中的变形网格坐标

$$\begin{bmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{bmatrix} = \mathbf{T}_{dc}^T \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} + \mathbf{x}_{lin} \quad (3)$$

其中矢量 $\mathbf{x}_{lin} = [\bar{u}, \bar{v}, \bar{w}]$ 代表给定的线变形; x, y, z 和 x', y', z' 分别表示变形前后的网格点坐标。通过对各个剖面的网格进行相应的代数变换,便可以得到变形后的桨叶贴体网格,从而将桨叶运动变形引入流场分析计算中。本文生成的 UH-60A 旋翼桨叶变形网格如图 2 所示。图中 为当前截面位置, 为桨叶半径。

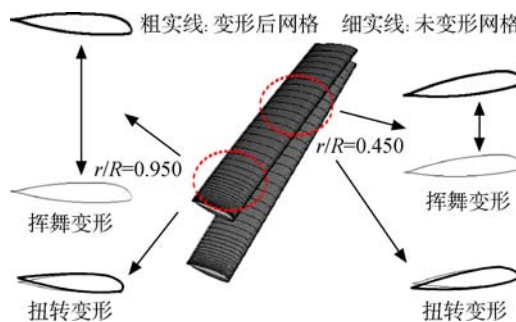


图2 变形网格示意图

Fig. 2 Schematic diagram of deformable grid

1.3 CSD 分析方法

基于 Hamilton 变分原理和中等变形梁理论,可以建立桨叶有限元模型^[17]

$$\delta \Pi = \int_{t_1}^{t_2} (\delta U - \delta T - \delta W_e) dt = 0 \quad (4)$$

本文采用 14 自由度的梁单元模型,其中单元的端部节点具有 6 个自由度,即 $\bar{v}, \bar{v}', \bar{w}, \bar{w}', \phi, \bar{u}$; 单元的中间节点具有 ϕ 和 $\bar{u}$ 的 2 个自由度。桨叶梁单元节点自由度如图 3 所示。在建立相应的有限元模型后,采用 Newmark-Beta 方法,前飞旋翼的桨叶运动变形网格如图 2 所示。

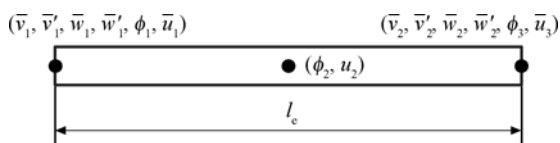


图3 梁单元节点自由度示意图

Fig. 3 Schematic diagram of beam element degree of freedom

1.4 CFD/CSD 耦合策略

旋翼 CFD/CSD 耦合策略主要可以分为两种:松耦合和紧耦合.在松耦合策略中,旋翼每旋转一圈进行一次流场和结构间的信息交换;在紧耦合策略中,需要同时对旋翼流场和结构进行求解,耦合信息在每个桨叶方位角都需要传递.考虑到计算效率以及前飞旋翼气弹载荷的特点,本文采用松耦合策略进行流场和结构的信息交换.首

先生成并输入运动嵌套网格系统,然后对 CSD 模块进行求解并得到旋翼桨叶运动变形,之后根据计算得到的桨叶运动变形进行桨叶网格变形并导入 CFD 模块进行流场分析,最后将计算得到的 CFD 气动力通过插值返回 CSD 模块.重复以上步骤,直到旋翼桨叶结构变形和气弹载荷的计算结果收敛.本文采用的 CFD/CSD 松耦合计算流程如图 4 所示.

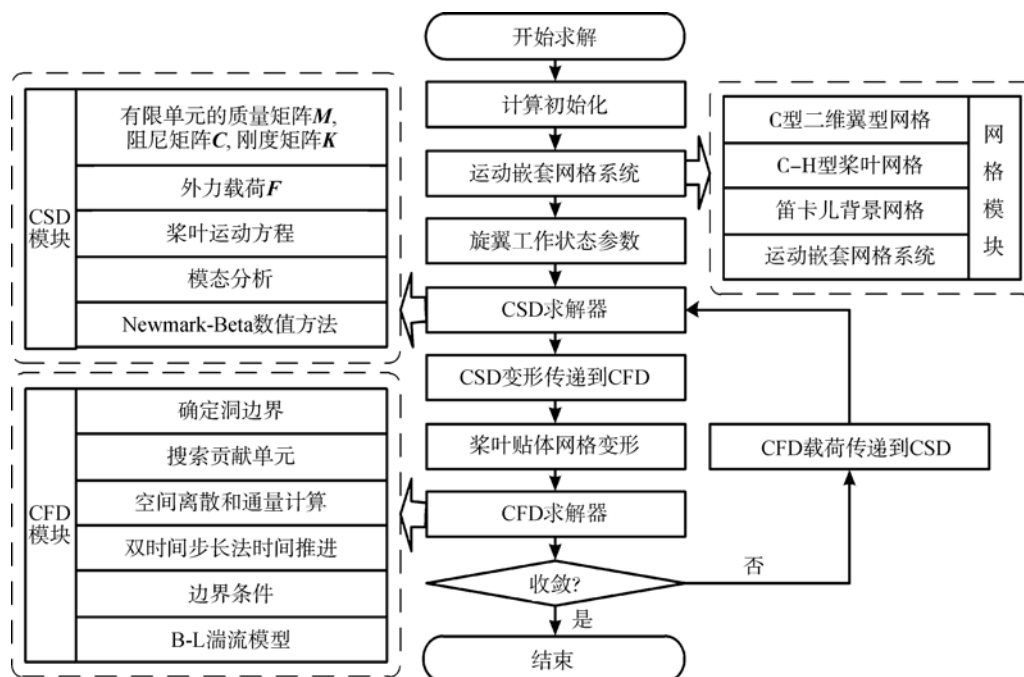


图4 CFD/CSD 松耦合计算流程图

Fig. 4 Flowchart of CFD/CSD loose coupling

2 算例验证

2.1 CFD 算例验证

为验证本文建立的刚性旋翼流场 CFD 分析

方法对前飞旋翼的适用性,计算了前飞无升力状态下 Caradonna-Tung 旋翼的气动特性.桨叶展弦比为 7,前进比 $\mu=0.2$,桨尖马赫数 $Ma_{tip}=0.8$.计算结果和试验值^[18]的对比如图 5 所示(图中

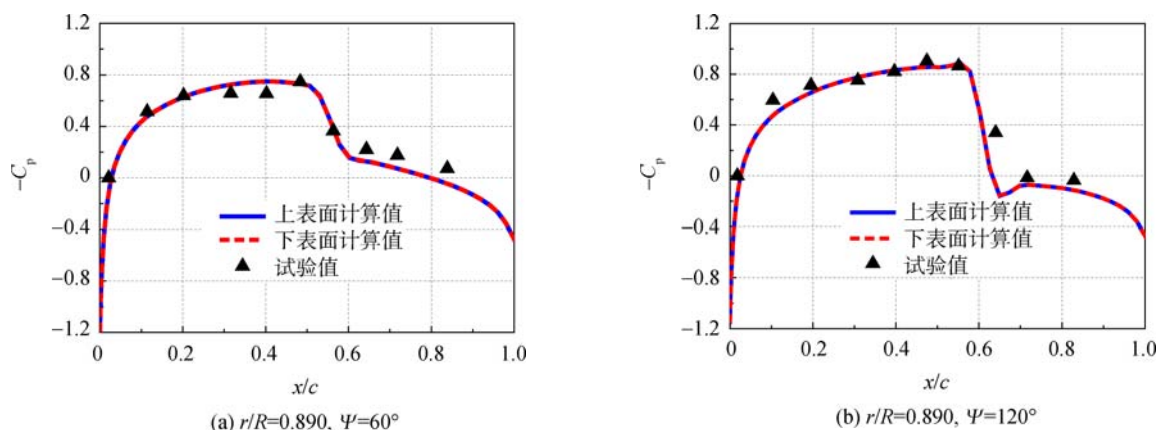


图5 前飞 Caradonna-Tung 旋翼表面压强系数分布

Fig. 5 Distribution of surface pressure coefficient on Caradonna-Tung rotor in forward flight

x/c 为弦长位置, Ψ 为方位角). 从图中可以看出, CFD 模块计算得到的桨叶表面压强系数(C_p)分布和激波位置与试验值吻合较好, 验证了本文方法在前飞旋翼流场分析中的有效性, 为后续研究提供了较好的旋翼流场的 CFD 分析方法.

2.2 CSD 算例验证

为验证本文 CSD 模型的有效性, 采用 UH-60A 旋翼桨叶进行了固有特性分析, 并与文献[18]计算值进行了对比. 计算得到的 UH-60A 旋翼桨叶的振型如图 6 所示(图中 1F~5F 表示 1

阶挥舞振型至 5 阶挥舞振型, 1L~3L 表示 1 阶摆振振型至 3 阶摆振振型, 1T~2T 表示 1 阶扭转振型至 2 阶扭转振型). 从图中可以看出本文采用的 CSD 模块可以有效地计算弹性旋翼桨叶的结构特性.

表 1 为本文计算得到的 UH-60A 旋翼桨叶的 1 阶频率. 可以看出, 本文计算结果与采用 UMARC 软件的文献[18]计算结果误差较小, 表明本文采用的 CSD 模块是有效的.

表 1 UH-60A 旋翼桨叶固有频率计算值与文献值的对比
Table 1 Comparison between calculation and literature of natural frequency of UH-60A rotor blade

振型	文献[18]计算值	本文计算值
1 阶摆振(1L)	0.27	0.26
1 阶挥舞(1F)	1.04	1.04
1 阶扭转(1T)	4.38	4.39

3 CFD/CSD 耦合分析

分别采用升力线理论、刚性旋翼 CFD 方法和 CFD/CSD 耦合方法, 计算了 UH-60A 旋翼桨叶在 BVI 状态(C8513 和 C8515)的气弹载荷, 并与试验值进行了对比^[19]. C8513 计算状态的桨尖马赫数 $_{tip}=0.644$, 旋翼拉力系数比 $_{t}/=0.076$ ($_{t}$ 为拉力系数, $_{}$ 为桨叶实度), 前进比 $\mu=0.15$, 为典型的 BVI 状态. 计算中采用的旋翼总距、旋翼横向周期变距及旋翼纵向周期变距分别为 $_{0}=7^{\circ}$, $_{1c}=4.12^{\circ}$, $_{1s}=-1.93^{\circ}$. 计算得到的旋翼周期法向力系数与试验值的对比如图 7 所示.

从图 7 中可以看出, 相比于刚性旋翼 CFD 方法和升力线理论, 采用 CFD/CSD 耦合方法可以更准确地预测旋翼 BVI 状态的气弹载荷, 尤其是法向力载荷的幅值和整体变化趋势的预测精度有显著提高. 同时, CFD/CSD 耦合方法可以有效地模拟桨叶前行侧方位角 $\Psi=60^{\circ}\sim 120^{\circ}$ 和后行侧方位角 $\Psi=240^{\circ}\sim 300^{\circ}$ 附近的 BVI 现象, 对 BVI 导致的升力波动幅值和相位的计算结果均与试验值吻合良好. 以图 7(a)中的 3 个位置的升力可以分析 BVI 载荷产生的基本过程(以典型的 $r/R=0.99$ 桨尖位置处的结果分析为例): 桨叶翼型前缘接近桨尖涡时(位置 A), 涡在桨叶上产生的诱导速度使得剖面气动迎角增大, 因而升力增大, 同时又由于引入 CSD 模块, 低头力矩产生了一定的

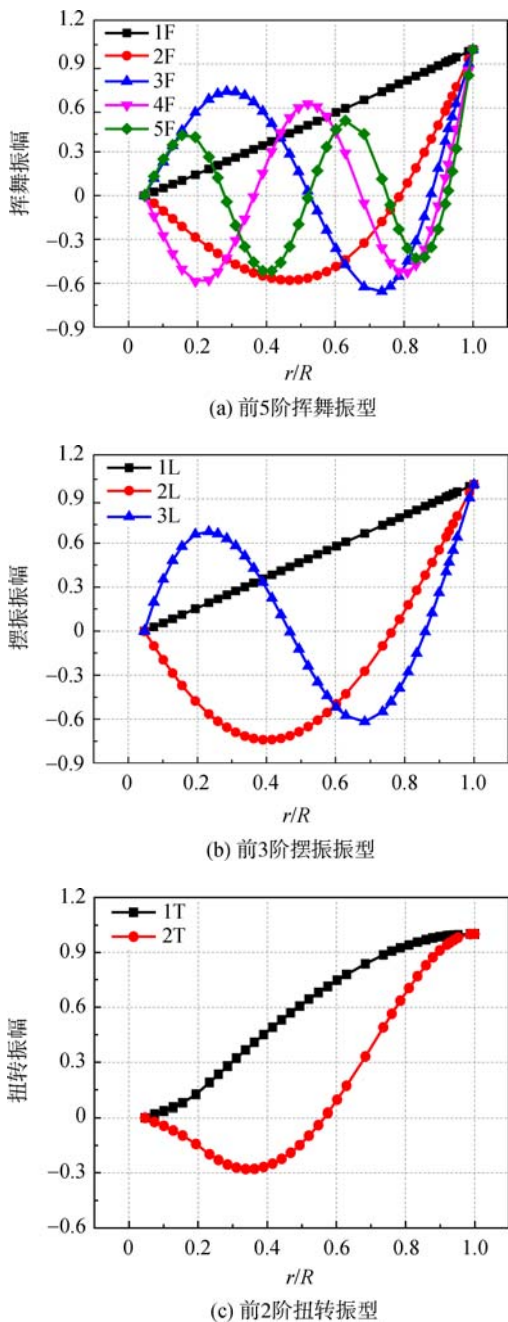


图 6 UH-60A 旋翼桨叶模态计算值

Fig. 6 Calculated mode shapes of UH-60A rotor blade

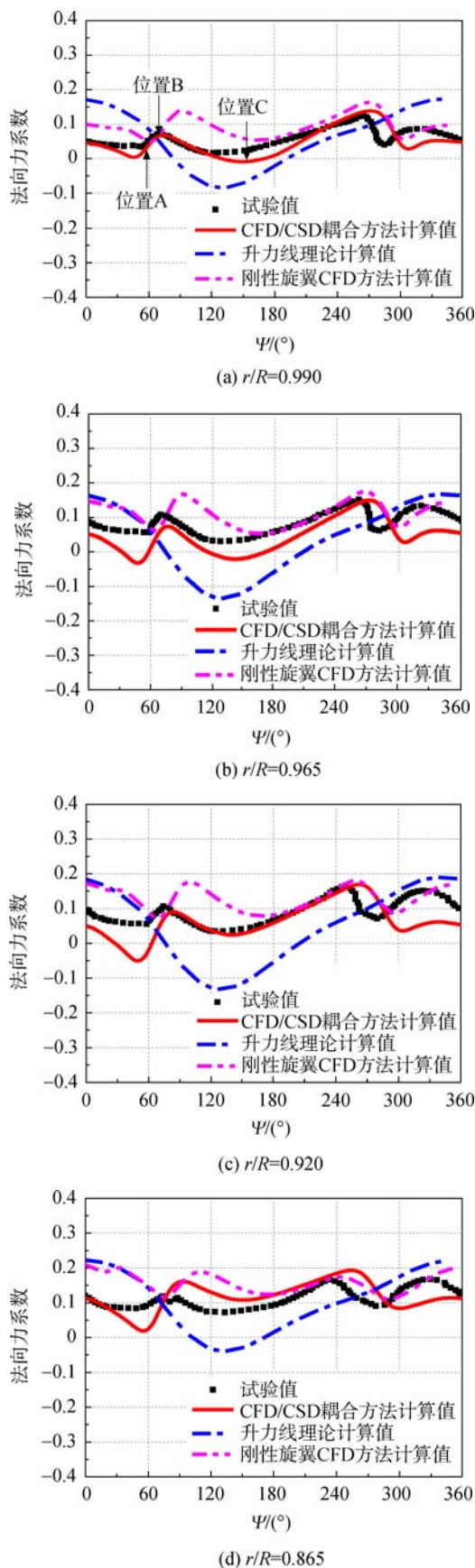


图7 UH-60A旋翼桨叶剖面法向力系数对比(C8513)

Fig. 7 Comparison of sectional normal force coefficient of UH-60A rotor blade (C8513)

扭转变形,修正了桨叶剖面的气动迎角,更加精确地捕捉到BVI开始发生的位置;位置B时,桨尖涡位于桨叶翼型前缘,此时升力达到最大,随后桨尖涡向翼型后缘运动,翼型后缘区域的压强系数发生变化,升力逐渐减小;旋翼运动到 $\Psi=180^\circ$ 处(位置C)时,涡线与桨叶轴重合,桨尖涡的影响减弱,使得升力变化缓慢.采用旋翼综合分析中的升力线理论无法模拟出现的BVI现象,而刚性旋翼CFD方法捕捉的法向力幅值和BVI峰值,与试验值偏差较大,体现出CFD/CSD耦合方法在旋翼BVI状态气动特性分析方面的优势.

图8给出的是旋翼桨-涡干扰状态下旋翼平面附近的涡量分布图.从图中可以清晰地看出在桨叶的方位角 $\Psi=90^\circ, 270^\circ$ 处,前一片桨叶拖出的桨尖涡与后一片桨叶靠近并相遇,产生较强的桨-涡干扰现象;在方位角 $\Psi=0^\circ$ 处由于受到前飞相对来流的影响,桨-涡干扰现象减弱,这与图7桨叶剖面法向力系数变化特性一致.同时能看出旋翼桨尖涡的径向收缩现象,并且由于前飞状态相对来流不一样,导致了前行侧与后行侧桨尖涡的不对称现象.

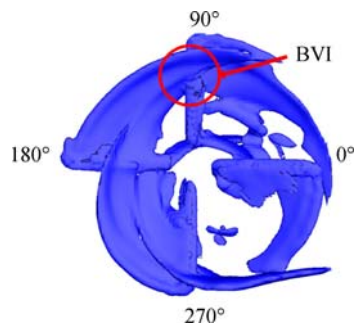


图8 旋翼桨-涡干扰状态涡量分布图

Fig. 8 Vorticity distribution of rotors in BVI condition

图9为本文计算得到的方位角 $\Psi=90^\circ, 135^\circ$ 处的桨叶表面压强分布,上方图是CFD/CSD耦合方法计算结果,下方图是刚性旋翼CFD方法计算结果.从图中可以看出,由于旋翼桨尖后掠,气动中心相对于操纵线后移,产生低头力矩,考虑桨叶弹性变形的影响,桨叶扭转角有所减小,从而前行侧桨叶的桨尖区域压力梯度得到改善,激波强度明显减弱,表明CFD/CSD耦合方法能够获得更实际的旋翼BVI状态气动特性.

C8515 计算状态的桨尖马赫数 $Ma_{tip} = 0.645$,旋翼拉力系数比 $C_L/\sigma = 0.078$,前进比 $\mu = 0.110$,为另一典型的桨-涡干扰状态.计算中采用

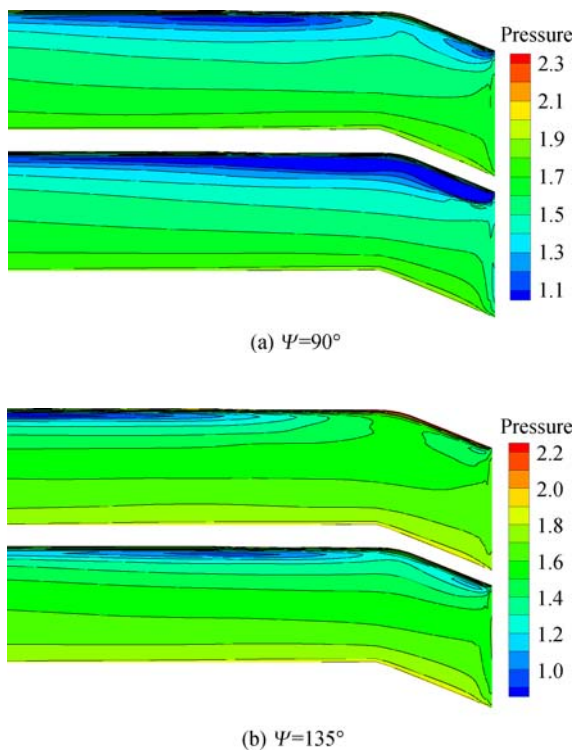


图9 UH-60A旋翼桨叶表面压强分布图

Fig. 9 Distribution of surface pressure of UH-60A rotor blade

的旋翼总距和周期变距分别为 $\delta_0 = 6.17^\circ$, $\delta_{1c} = 2.81^\circ$ 和 $\theta_{1s} = -2.86^\circ$, 计算得到的旋翼周期法向力系数与试验值^[20]的对比如图10所示. 以图10(a)为例, 从图中可以看出, 由于前进比较小, 与图7算例中出现的桨-涡干扰现象相比, 此时的桨-涡干扰现象更加明显, 桨尖在运动过程中很大一部分时间处于负升力状态. 在桨叶前行侧, 旋翼桨叶由位置A运动至位置B, 桨叶剖面法向力系数相对于图7变化更大. 在更强烈的桨-涡干扰状态下, 刚性旋翼CFD方法更难准确捕捉BVI峰值与法向力幅值. 在图10(d)中, 可以看出在旋翼 $r/R = 0.865$ 剖面, CFD/CSD耦合方法计算值和刚性旋翼CFD方法计算值都与试验值有一定偏差, 分析可能有以下原因: 需要更加合适的耦合策略来将CFD气动力传递到CSD模块中; 同时, 桨盘平面附近的网格密度需要进一步增加, 以保证不同尺度涡(桨尖涡、脱体涡和尾随涡等)的捕捉精度; 此外, 旋翼内侧流场较为复杂, B-L湍流模型无法精确模拟其特性, 可以考虑采用其他湍流模型, 如S-A湍流模型. 总体来说, 与刚性旋翼CFD方法相比, CFD/CSD耦合方法的计算值与试验值吻合更好一些.

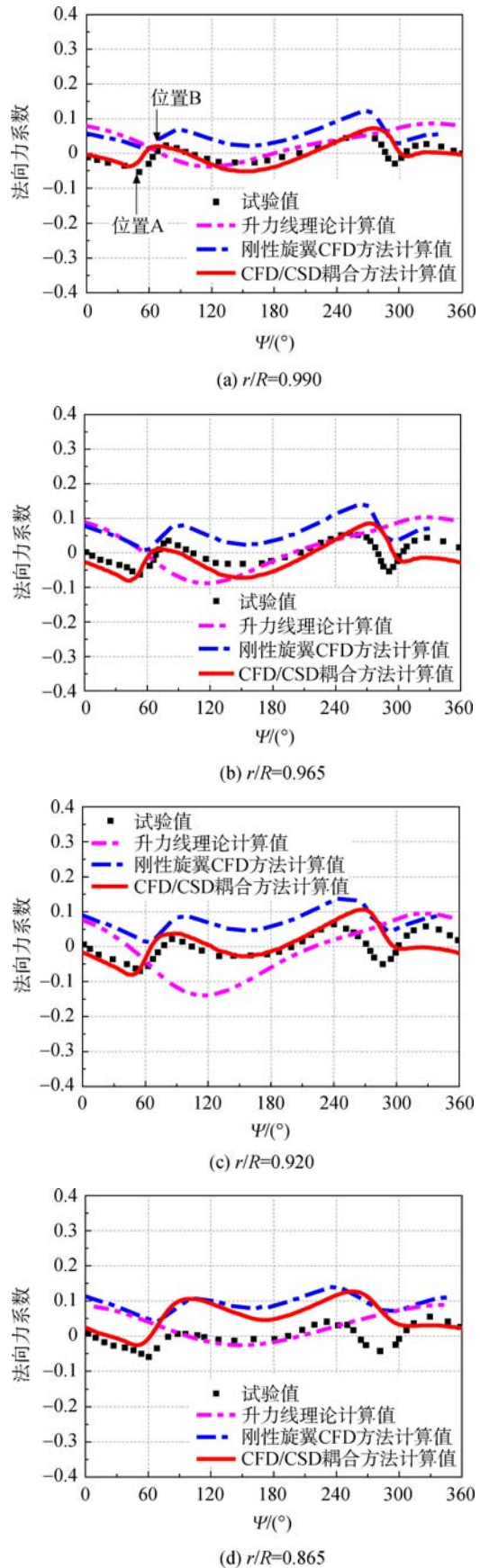


图10 UH-60A旋翼桨叶剖面法向力系数对比(C8515)
Fig. 10 Comparison of sectional normal force coefficient of UH-60A rotor blade (C8515)

4 结 论

本文采用基于 RANS/Euler 方程的 CFD 模块和基于 Hamilton 原理的 CSD 模块,通过搭建 CFD/CSD 松耦合策略,开展了 BVI 状态下的直升机旋翼非定常气弹载荷分析,得到以下结论:

1) 建立的 CFD/CSD 松耦合方法,能够有效实现流场/结构间的耦合,并得到比旋翼综合分析中升力线理论和刚性旋翼 CFD 方法更准确的结果。同时,桨叶表面压强分布计算也更加准确,进一步说明采用 CFD/CSD 耦合方法的有效性和必要性。

2) 旋翼 BVI 状态的气弹载荷预测相对困难,而本文所发展的 CFD/CSD 耦合方法能够准确捕捉 BVI 所导致的法向力波动,较好地描述了旋翼涡尾迹流场中发生的非定常 BVI 现象,为旋翼 BVI 噪声分析提供了一个准确的桨叶非定常载荷和流场基础。

参考文献:

- [1] Conlisk A T. Modern helicopter rotor aerodynamics[J]. Progress in Aerospace Science, 2001, 37(5): 419-476.
- [2] 徐国华, 招启军. 直升机旋翼计算流体力学的研究进展[J]. 南京航空航天大学学报, 2006, 51(1): 5-21.
XU Guohua, ZHAO Qijun. Advances in computational fluid dynamics of helicopter rotor[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 51(1): 5-21. (in Chinese)
- [3] Tung C, Caradonna F X, Johnson W. The prediction of transonic flows on an advancing rotor[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1986, 32(7): 4-9.
- [4] Potsdam M, Yeo H, Johnson W. Rotor airloads prediction using loose aerodynamic/structural coupling[J]. Journal of Aircraft, 2006, 43(5): 732-742.
- [5] Widnall S. Helicopter noise due to blade-vortex interaction[J]. Journal of the Acoustical Society of America, 1971, 50(1): 354-365.
- [6] Algermissen G, Wanger S. Computation of helicopter BVI noise by coupling free-wake, Euler and Kirchhoff method[R]. AIAA 98-2238, 1998.
- [7] Kim J W, Park S H, Yu Y H. Euler and Navier-Stokes simulations of helicopter rotor blade in forward flight using an overlapped grid solver[R]. AIAA-2009-4268, 2009.
- [8] 王海. 计入桨叶结构弹性的新型桨尖旋翼流场数值模拟研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
WANG Hai. Numerical simulation for the flowfield of new-tip rotors with effect of blade elasticity[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)
- [9] 徐广. 新型桨尖弹性旋翼气动特性的 Navier-Stokes 方程数值模拟[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
XU Guang. Numerical simulation on aerodynamic characteristics of elastic rotors with new tip shape by N-S equations[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)
- [10] 史勇杰. 基于 CFD 方法的直升机旋翼桨-涡干扰气动和噪声特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
SHI Yongjie. Research on aerodynamic and acoustic characteristics of helicopter rotor blade-vortex interaction by CFD method[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)
- [11] Wissink A, Jayaraman B, Datta A, et al. Capability enhancements in version 3 of the Helios high-fidelity rotorcraft simulation code[R]. AIAA-2012-0713, 2012.
- [12] Jameson A. Time dependent calculations using multigrid, with applications to unsteady flows past airfoils and wings[R]. AIAA 91-1596, 1991.
- [13] Baldwin B, Lomax H. Thin-layer approximation and algebraic model for separated turbulent flows[R]. AIAA 78-257, 1978.
- [14] 王博, 招启军, 徐广, 等. 一种适合于旋翼前飞非定常流场计算的新型运动嵌套网格方法[J]. 空气动力学学报, 2012, 30(1): 14-21.
WANG Bo, ZHAO Qijun, XU Guang, et al. A new moving-embedded grid method for numerical simulation of unsteady flow-field of the helicopter rotor in forward flight[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 30(1): 14-21. (in Chinese)
- [15] Meakin R L. A new method for establishing intergrid communication among systems of overs grids[R]. AIAA 91-1586, 1991.
- [16] Datta A, Sitaraman J, Chopra I, et al. CFD/CSD prediction of rotor vibratory loads in high-speed flight[J]. Journal of Aircraft, 2006, 43(6): 1698-1709.
- [17] Yuan K, Friedmann P. Aeroelasticity and structural optimization of composite helicopter rotor blades with swept tips[R]. NASA CR-4665, 1995.
- [18] Caradonna F X, Tung C. Experimental and analytical studies of a model helicopter rotor in hover[R]. NASA TM-81232, 1981.
- [19] Abhishek A, Datta A, Chopra I. Prediction of UH-60A structural loads using multibody analysis and swashplate dynamics[J]. Journal of Aircraft, 2009, 46(2): 474-490.
- [20] Kufeld R M, Balough D L, Cross J L, et al. Flight testing the UH-60A airloads aircraft[R]. Washington DC: American Helicopter Society 50th Annual Forum, 1994.