

耦合高效配平策略的旋翼气动特性分析方法

叶舟, 史勇杰, 徐国华

(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: 建立了一个耦合高效配平策略和计算流体力学(CFD)技术的旋翼气动特性分析方法. 采用CFD求解器进行雅克比矩阵和旋翼流场的计算, 建立了一个包含直接配平法的旋翼气动特性分析平台; 引入增量法思想对配平策略进行简化, 发展了一种增量配平法, 解决了直接配平法中雅克比矩阵计算效率低下的问题, 显著缩短了计算时间. 旋翼流场求解中控制方程采用 Navier-Stokes 方程, 空间离散格式选取 2 阶迎风 Roe 格式, 时间推进采用隐式 lower-upper symmetric Gauss-Seidel (LU-SGS) 格式, 湍流模型为 Baldwin-Lomax (B-L) 模型. 分别采用建立的基于直接配平方法和增量配平方法的气动特性分析平台对 AH-1G 和 Helishape 7A 直升机的旋翼进行了配平计算和研究, 对比分析了两种配平方法的计算效率和精度及背景网格的网格量对配平结果的影响. 结果表明: 与直接配平法相比, 耦合增量配平法的气动特性分析方法计算圈数更少, 可节省至少 60% 的计算时间; 使用疏化的背景网格虽然不利于捕捉流场细节, 但是可以在兼顾配平结果准确性的同时, 降低配平计算代价, 提高旋翼配平和流场计算的效率.

关键词: 旋翼; 配平; 气动特性; Navier-Stokes 方程; 直升机

中图分类号: V211.52

文献标志码: A

Analytical method of rotor aerodynamic characteristics by coupling a high-efficiency trim strategy

YE Zhou, SHI Yong-jie, XU Guo-hua

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

Abstract: A numerical analytical methodology was developed for aerodynamic characteristics analysis of helicopter rotor by coupling a high-efficiency trim strategy and the computational fluid dynamics (CFD) technology. Firstly, using the CFD solver to calculate the Jacobin matrix and rotor flowfield, an analytical methodology with direct trim method was established. Then, by employing the “delta method”, the computation of Jacobin matrix was simplified and a delta trim method was developed such that the calculation time of rotor performances was significantly decreased. For the calculation of rotor flowfield, the Navier-Stokes equation was selected as the governing equation, and a second-order upwind scheme, i. e. Roe scheme, was used for spatial discretization. Implicit lower-upper symmetric Gauss-Seidel (LU-SGS) scheme was adopted for time marching, and the Baldwin-Lomax (B-L) model was selected as the turbulence model. The computation efficiency and accuracy of the “delta” trim method was compared with that of the direct trim method by numerical calculations based on

收稿日期: 2015-09-07

基金项目: 国家自然科学基金(11302103); 江苏省研究生培养创新工程(KYLX15_0238)

作者简介: 叶舟(1990—), 男, 博士生, 主要从事直升机旋翼计算流体力学研究.

通讯作者: 史勇杰(1983—), 男, 副教授, 博士, 主要从事直升机空气动力学、计算流体力学研究.

引用格式: 叶舟, 史勇杰, 徐国华. 耦合高效配平策略的旋翼气动特性分析方法[J]. 航空动力学报, 2017, 32(4): 882-889. YE Zhou, SHI Yongjie, XU Guohua. Analytical method of rotor aerodynamic characteristics by coupling a high-efficiency trim strategy[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(4): 882-889.

experimental states of “AH-1G” and “Helishape 7A” rotors. In addition, effects of the background grid quantity on rotor trimming were also analyzed. It is shown that, compared with the direct trim method, the delta trim method can save at least sixty percent of computing time to make the trimming procedure converged. A coarse background grid is not helpful for the capture of flowfield details, but has nearly the same accuracy as a refined background grid in the calculation of rotor control settings; furthermore, the computing efficiency of a coarse grid is higher than that of a refined grid due to the lower grid quantity.

Key words: rotor; trim; aerodynamic characteristics; Navier-Stokes equation; helicopter

旋翼作为直升机中最重要的部件,它使得直升机能够垂直起降,然而旋翼尾迹可与直升机的机身、尾桨和尾面等部件产生气动干扰^[1-3],对直升机的整体性能有很大影响,因此,旋翼尾迹的捕捉和气动特性的研究显得尤为重要。

早期,飞行器气动特性的研究主要依赖风洞试验^[4-5]。但是,试验研究耗时、耗资,易受环境和人为因素的影响,且存在一定的安全隐患。随着 CFD 技术的逐渐发展^[6-7],“数值风洞”模拟技术逐渐成为旋翼气动特性研究的方法之一。该方法已经在固定翼飞行器的研究中得到了使用,并已部分取代风洞试验方法,但在直升机旋翼气动特性研究中,该方法的应用并未得到普及。究其原因主要有两点:一是因为旋翼桨叶在旋转过程中有挥舞、摆振和变距等复杂的运动,尤其在前飞状态,由于桨盘前方来流与桨叶旋转的共同作用,旋翼前行桨叶桨尖处会产生跨声速流,而后行桨叶桨根处则会产生反流区,这使得旋翼流场的非定常特性特别明显;二是因为精准的旋翼气动特性研究需要对旋翼进行配平以获得其总距和周期变距等操纵量。这两点使得 CFD 技术在直升机旋翼问题研究中的应用发展得比固定翼飞行器缓慢许多。目前 CFD 技术在旋翼非定常流场的模拟方面已取得较大进展,而旋翼的配平问题仍约束着其在旋翼气动特性研究中的进一步推广。现有的旋翼 CFD 方法大多还是依赖试验或综合分析方法输入旋翼的操纵量,对旋翼进行评估,具有很大局限性,因此,需要对旋翼配平方法进行更深入的研究,从而推动 CFD 技术在直升机旋翼气动设计领域中的应用。

近些年,国外正在开展关于直升机旋翼中的配平技术研究。在文献[8-9]中, Kim 和 Chung 等人将旋翼 CFD 与直接配平方法相结合,开展了探索性研究。直接配平方法中,雅克比矩阵的计算由 CFD 求解器计算获得,矩阵的行列数取决于配平操纵量数目 N ,其值的求解需要进行旋翼 $N+1$ 个旋转周期的计算。在上述研究中,完成一次完整的旋翼流

场求解需进行 20 圈计算。众所周知,CFD 计算中旋翼的网格量较大,每一圈计算都会耗费较多计算资源和时间。此外,由于旋翼流场的非定常特性,每一旋转周期计算时间都较长。因此,采用直接配平方法对旋翼进行配平和流场计算代价很大,需要针对旋翼 CFD 方法发展高效的旋翼配平策略。

鉴于此,本文在所建立的包含直接配平法的分析平台中引入增量配平思想^[10-11],建立了一个高效的适用于风洞旋翼气动配平和 CFD 流场计算的分析方法。分别采用建立的直接配平法和增量配平法对旋翼试验状态进行了配平对比计算;另外,文中还分析了背景网格的网格量对旋翼配平和流场计算的影响。

1 数值计算方法

1.1 配平策略

旋翼工作时,桨叶会产生挥舞和周期变距运动,挥舞角和桨距随方位角的变化关系为

$$\begin{cases} \beta(\psi) = \beta_0 + \beta_{1s}\sin\psi + \beta_{1c}\cos\psi + \cdots \\ \theta(\psi) = \theta_0 + \theta_{1s}\sin\psi + \theta_{1c}\cos\psi + \cdots \end{cases} \quad (1)$$

式中 β 为挥舞角, θ 为桨距, ψ 为方位角。

所谓配平,即是通过调整式(1)中的操纵量,使得旋翼气动力、力矩或者挥舞达到预设的目标值。本文针对的是旋翼风洞状态配平,旋翼操纵量为总距和周期变距,目标配平量是旋翼的拉力和俯仰、滚转力矩。旋翼的拉力和力矩系数可以表示为总距和周期变距的函数 $C_T(\theta_0, \theta_{1s}, \theta_{1c}), C_L(\theta_0, \theta_{1s}, \theta_{1c}), C_M(\theta_0, \theta_{1s}, \theta_{1c})$ 。其中 C_T, C_L, C_M 分别为旋翼的拉力系数、滚转力矩系数和俯仰力矩系数。为了得到收敛的配平结果,采用“牛顿迭代法”^[12]对旋翼的操纵量进行迭代计算,具体配平流程如下:

1) 预估初始操纵量 $(\theta^0, \theta^0_s, \theta^0_c)$, 这里只采用经验公式^[13]对初始总距进行预估,周期变距初始值为 0,总距的计算公式为

$$\begin{cases} \lambda = -\sqrt{\frac{\sqrt{\mu^4 + C_T^2} - \mu^2}{2}} \\ \frac{C_T}{\sigma} = \frac{a}{4} \left[\frac{2}{3} \theta_0^2 \frac{1 - \mu^2 + \frac{9\mu^4}{4}}{1 + \frac{3\mu^2}{4}} + \lambda \frac{1 - \mu^2}{1 + \frac{3\mu^2}{4}} \right] \end{cases} \quad (2)$$

式中 λ 为预估诱导速度, μ 是前进比, C_T 为目标拉力系数, σ 为桨叶实度, a 为升力线斜率。

2) 根据初始操纵量用 CFD 求解器计算得到旋翼的初始性能结果 (C_T^0, C_L^0, C_M^0)。

3) 给 θ_0^0 增加一个小量 ϵ , CFD 求解器运行 1 圈求解得到

$$\begin{cases} C_T(\theta_0^0 + \epsilon, \theta_{1s}^0, \theta_{1c}^0) \\ C_L(\theta_0^0 + \epsilon, \theta_{1s}^0, \theta_{1c}^0) \\ C_M(\theta_0^0 + \epsilon, \theta_{1s}^0, \theta_{1c}^0) \end{cases} \quad (3)$$

4) 求解各力和力矩系数对 θ_0 的偏导

$$\begin{bmatrix} \frac{\partial C_T}{\partial \theta_0} & \frac{\partial C_L}{\partial \theta_0} & \frac{\partial C_M}{\partial \theta_0} \end{bmatrix}^T \quad (4)$$

5) 参照第 3)、第 4) 步, 分别给 θ_{1s}^0 和 θ_{1c}^0 增加 1 个小量 ϵ , 求出雅克比矩阵的第 2 列和第 3 列。

6) 通过牛顿迭代法求得操纵量的增量

$$\begin{bmatrix} \Delta \theta_0 \\ \Delta \theta_{1s} \\ \Delta \theta_{1c} \end{bmatrix} = \mathbf{J}^{-1} \begin{bmatrix} C_T^{\text{target}} - C_T^0 \\ C_L^{\text{target}} - C_L^0 \\ C_M^{\text{target}} - C_M^0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中 $\mathbf{J}$ 为雅克比矩阵, 其表达式为

$$\mathbf{J} = \begin{bmatrix} \frac{\partial C_T}{\partial \theta_0} & \frac{\partial C_T}{\partial \theta_{1s}} & \frac{\partial C_T}{\partial \theta_{1c}} \\ \frac{\partial C_L}{\partial \theta_0} & \frac{\partial C_L}{\partial \theta_{1s}} & \frac{\partial C_L}{\partial \theta_{1c}} \\ \frac{\partial C_M}{\partial \theta_0} & \frac{\partial C_M}{\partial \theta_{1s}} & \frac{\partial C_M}{\partial \theta_{1c}} \end{bmatrix} \quad (6)$$

7) 更新 CFD 求解器的总距和周期变距, 求解出 C_T^n, C_L^n 和 C_M^n , 收敛判断标准为: $|C_T^{\text{target}} - C_T^n| < 0.01 |C_T^{\text{target}}|$, $|C_L^n| < 10^{-6}$, $|C_M^n| < 10^{-6}$, 上标 n 表示配平次数。

8) 重复步骤第 3) 至第 7) 至收敛。

在直接配平法中, 该雅克比矩阵由 CFD 求解器计算得到, 所以每次配平求解器需要计算 4 圈, 其中 3 圈用来求解雅克比矩阵, 另 1 圈用来对更新周期变距后的旋翼进行流场求解, 由此便看出, 直接配平方法中, 雅克比矩阵的计算占据了大部分的资源和时间, 这也使得配平计算收敛缓慢。因此, 本文又提出了基于增量思想的增量配平法, 该配平策略包含两部分内容: 气动力求解及修正部分和操纵量配平计算部分。在直接配平方法中, 气动力的求解由 CFD 求解器完成, 不需修正, 以 C_T

的计算为例可表示为

$$C_T = C_T^{\text{cd}}(\theta_0^0 + \epsilon, \theta_{1s}^0, \theta_{1c}^0) \quad (7)$$

而在“增量法”配平中, 气动力的求解由简单气动力模型完成, 并利用上一次配平结束 CFD 求解器的计算值对其进行修正, 具体过程为

$$\begin{cases} \Delta C_T = C_T^{\text{cd}}(\theta_0^0, \theta_{1s}^0, \theta_{1c}^0) - C_T^{\text{sim}}(\theta_0^0, \theta_{1s}^0, \theta_{1c}^0) \\ C_T = C_T^{\text{sim}}(\theta_0^0 + \epsilon, \theta_{1s}^0, \theta_{1c}^0) + \Delta C_T \end{cases} \quad (8)$$

式中上标 cfd 表示 CFD 求解器, sim 表示简单气动力模型。图 1 是本文配平计算的流程图, 这里采用了直接配平和增量配平两种方法进行配平。不难看出, 增量配平法计算完全由简单气动力模型完成, 只需利用上一步 CFD 求解器的计算值对其进行修正, 而不调用求解器, 并且简单气动力模型的计算速度很快, 基本不消耗时间。另外, 计算雅克比矩阵时小量 ϵ 的选取也有不同, 增量配平中采用的值为 0.1° , 而直接配平方法中选取的增量值为 0.5° 。

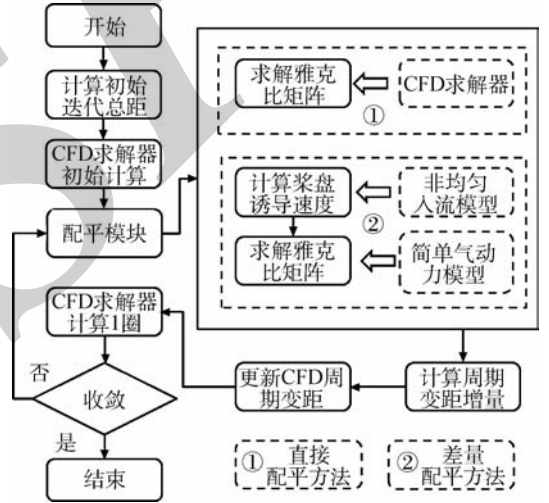


图 1 配平计算流程图

Fig. 1 Flow chart of the trim procedure

简单气动力模型由前飞叶素理论和非均匀诱导速度模型两块构成。根据已知的旋翼前进比、桨尖速度、挥舞和周期变距等参数, 即可通过叶素理论求得桨叶气动力, 进而求得各方位角下桨叶的拉力系数、滚转力矩系数和俯仰力矩系数。众所周知, 前飞叶素理论求解桨叶截面气动迎角时, 需要获得该截面的诱导速度, 而该速度不能由前飞的叶素理论获得。因此, 引入非均匀入流模型^[14]对桨盘诱导速度进行计算, 其表达式为

$$\begin{cases} \lambda = \frac{C_T}{2\sqrt{v_y^2 + \mu^2}} (1 + K_x \bar{r} \cos \phi + K_y \bar{r} \sin \phi) \\ K_x = \frac{4}{3} \left[(1 - 1.8\mu^2) \sqrt{1 + \left(\frac{\lambda}{\mu}\right)^2} - \frac{\lambda}{\mu} \right] \\ K_y = -2\mu \end{cases} \quad (9)$$

式中 C_T 为目标拉力系数, μ 为前进比, K_x 为诱导速度沿桨盘的纵向分布, K_y 为诱导速度沿桨盘的横向分布.

1.2 CFD 计算方法

以 Navier-Stokes 方程^[15]为控制方程对旋翼流场进行求解,其表达式为

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \mathbf{W} dV + \oint_{\partial V} (\mathbf{F}_c - \mathbf{F}_v) dS = \int_V \mathbf{Q} dV \quad (10)$$

式中守恒变量 $\mathbf{W}$ 、对流通量 $\mathbf{F}_c$ 、黏性通量 $\mathbf{F}_v$ 和源项 $\mathbf{Q}$ 的表达式为

$$\mathbf{W} = [\rho \quad \rho u \quad \rho v \quad \rho w \quad \rho E]^T \quad (11)$$

$$\mathbf{F}_c = \begin{bmatrix} \rho U \\ \rho uU + n_x p \\ \rho vU + n_y p \\ \rho wU + n_z p \\ \rho HU \end{bmatrix}, \mathbf{F}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ n_x \tau_{xx} + n_y \tau_{xy} + n_z \tau_{xz} \\ n_x \tau_{yx} + n_y \tau_{yy} + n_z \tau_{yz} \\ n_x \tau_{zx} + n_y \tau_{zy} + n_z \tau_{zz} \\ n_x \Theta_x + n_y \Theta_y + n_z \Theta_z \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$\mathbf{Q} = [0 \quad \rho w \Omega \quad 0 \quad -\rho u \Omega \quad 0]^T \quad (13)$$

式中 ρ, u, v, w, p 分别为流体的密度、3 个方向分速度和压强; E, H 为单位内能和总焓; Ω 为旋转角速度; τ 为黏性应力; U 为桨叶的与流体的相对速度; $[n_x \ n_y \ n_z]^T$ 为控制面的面法矢; Θ 为黏性应力和热传导对流体的功.

采用 2 阶逆风 Roe 格式^[16]来求解网格控制面上的对流通量;应用双时间推进法模拟旋翼流场的非定常特性,在伪时间上,选取隐式的 LU-SGS 格式^[17]进行时间推进;为了节省计算时间,选取 Baldwin-Lomax(B-L)模型^[18]为湍流模型.

针对算例中涉及的非定常前飞状态,采用运动嵌套网格方法^[19]对旋翼流场进行模拟.图 2 给

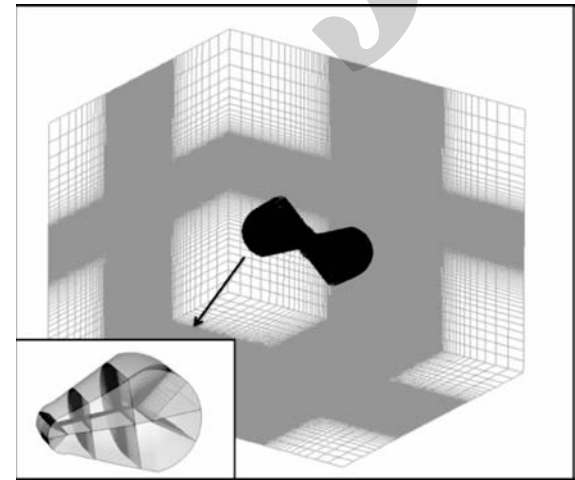


图 2 计算中生成的网格

Fig. 2 Schematic of the grids generated in calculation

出了计算中使用的网格:旋翼桨叶为 C-O 型网格,背景网格采用的是笛卡尔网格.为了较好的捕捉旋翼尾迹,同时减少计算量,对背景网格进行了局部加密.

2 计算结果和讨论

选取“AH-1G”和“Helishape 7A”旋翼的前飞试验状态进行了配平和流场计算,着重对比了本文建立的直接配平法和差量配平法的计算效率,还分析了计算网格量对配平结果和流场捕捉精度的影响.

2.1 “AH-1G”旋翼计算

该旋翼有两片矩形桨叶,桨根到桨尖的负扭转为 10° ,展弦比为 9.22,桨叶采用 OLS 翼型.具体试验状态:前进比为 0.19,桨尖马赫数为 0.65,桨尖雷诺数为 9.73×10^6 ,试验拉力系数为 4.64×10^{-3} .利用经验公式预估旋翼初始总距值为 5.33° ,并进行旋翼流场的初始迭代计算至收敛,之后进行旋翼的配平和流场计算,配平收敛标准为:目标拉力系数为 4.64×10^{-3} ,滚转和俯仰力矩系数均为 0.

表 1 给出了该状态下本文配平计算的旋翼周期变距与飞行测试数据^[20].可以看出,计算的纵、横向周期变距与飞行实测值相比存在一定误差.这是因为飞行实测时无法排除桨叶在旋转过程中的弹性变形以及旋翼与机身、尾桨等其他部件间气动干扰的影响,而这些因素都会影响旋翼的操纵量.另外,表中也给出了文献[8]采用直接配平方法的计算值.本文与文献的计算结果几乎一致,其细微差别应是由求解器的不同产生,本文求解器选取 N-S 方程为控制方程,而文献中采用的是 Euler 方程.

表 1 旋翼操纵量配平对比

Table 1 Comparison of trimmed control settings			
数据来源	$\theta_0 / (^\circ)$	$\theta_{1s} / (^\circ)$	$\theta_{1c} / (^\circ)$
飞行实测	6.0	-5.5	1.7
文献计算	6.1	-5.1	1.3
本文计算	6.1	-4.9	1.4

图 3 给出了差量配平法和直接配平法的计算收敛特性.由图可见,差量配平法和直接配平法分别经过 5 次和 4 次配平达到目标状态.在配平第 1 步时,直接配平法计算出的纵向周期变距 θ_{1s} 比“差量法”计算的更接近收敛值,这是因为直接配平方法计算的雅克比矩阵比“差量法”配平的计算

值更加精确,但是其计算量却大很多. 计算收敛时,“差量法”配平中 CFD 求解器运行的圈数与配平次数相同,为 5 圈;而正如文中第 1.1 节中所述,直接配平法每配平一次求解器需运行 4 圈,所以总共运行了 16 圈,比差量配平法多迭代了 11 圈. 在该算例中,求解器迭代 1 圈的时间为 13.5 h,所以,计算收敛时“差量法”配平比直接配平方法少用了 148.5 h,节省了 68% 的计算时间,由此可见,“差量法”配平计算的效率远高于直接配平方法.

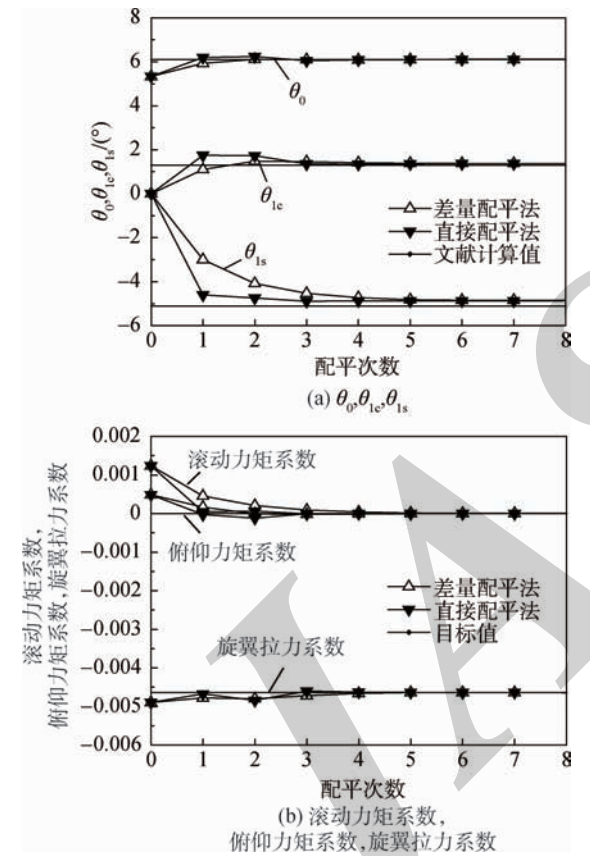


图 3 操纵量和旋翼性能配平计算收敛特性
Fig. 3 History of control settings and rotor performance during the trim procedure

图 4 给出了配平计算收敛时“AH-1G”旋翼桨叶 $r/R=0.60, 0.75$ 和 0.99 截面处的法向力系数(C_n)随方位角的变化关系,并与试验值进行了对比. 图中可见,旋翼桨叶在不同展向位置 and 不同方位角处,截面法向力的计算值均能跟试验值吻合得较好,表明了本文方法的有效性.

应当指出,“AH-1G”直升机的飞行实测中,旋翼桨叶是有挥舞运动的,本文在进行该旋翼的配平计算时,将挥舞运动参数作为已知量直接输入到 CFD 求解器中,而没有作为配平的目标量. 因此,这

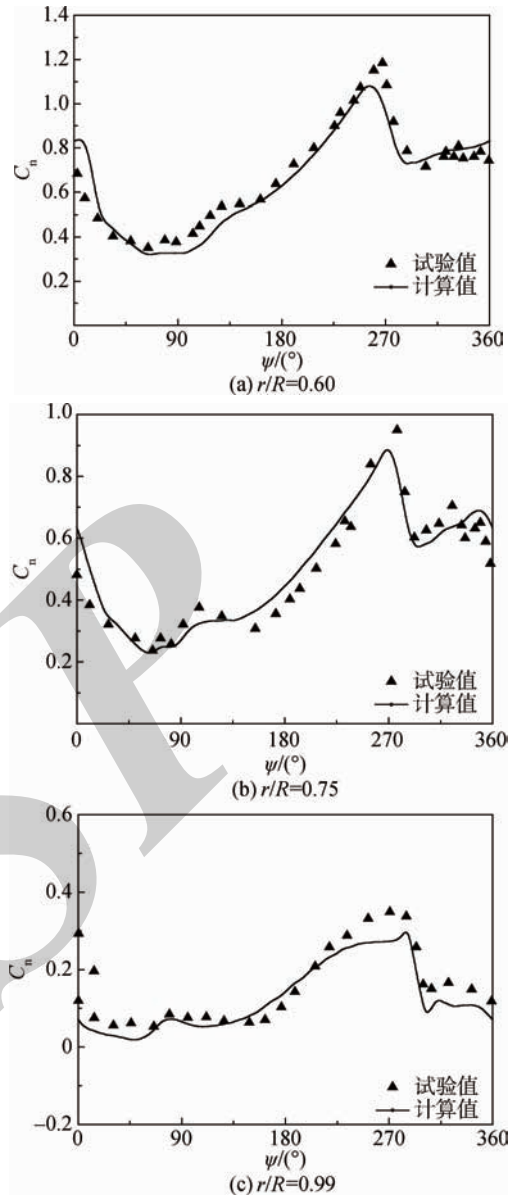


图 4 不同展向位置截面法向力计算值与试验值的对比
Fig. 4 Comparison between calculated and experimental section normal force coefficients at different radial locations

里针对该试验状态,对该旋翼进行了不加挥舞的配平计算和分析. 图 5 为该状态下周期变距的配平收敛曲线,并与之前的计算结果进行了对比.

计算收敛时,不加挥舞运动的配平结果为 $\theta(\psi) = 5.44 - 2.47\sin\psi + 1.56\cos\psi$; 先前计入桨叶挥舞运动的总距和周期变距配平结果为: $\theta(\psi) = 6.11 - 4.86\sin\psi + 1.38\cos\psi$, 加入的挥舞量为 $\beta(\psi) = 0 - 0.15\sin\psi + 2.13\cos\psi$. 对比两次的计算结果可知,不计入挥舞进行配平计算得到的横向周期变距与前文计算的结果相近,而总距与纵向周期变距则变化较大. 由于旋翼挥舞使得桨盘倾斜,旋翼拉力在竖直方向的分量减小,所以需要

提高旋翼总距来保证相同的拉力系数,计算结果中总距由 5.44° 变为 6.11° ;而为了使旋翼前倾且保持力矩平衡,要使 90° 方位角的桨距变小, 270° 方位角的桨距变大,所以纵向周期变距就应变小,计算结果中纵向周期变距由 -2.47° 变为 -4.86° ,减小了 2.39° ,这个值与纵向挥舞系数为 2.13° 相近,符合旋翼的挥舞运动特性.由此可见,不加入挥舞的计算值虽与实际飞行有一定差距,但其结果是合理、可靠的.另外,在旋翼气动特性研究中,为了避免颤振等动力学问题,在保证几何和雷诺数相似的基础上,桨叶会尽量做的刚硬,所以旋转时桨叶挥舞运动很小.

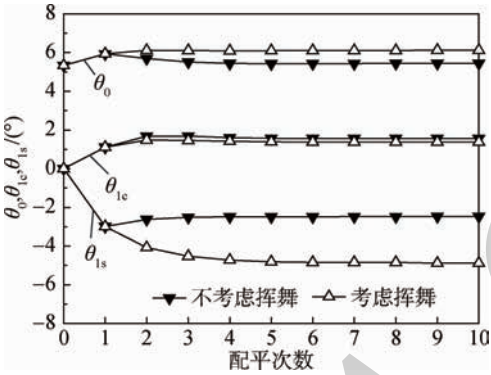


图 5 AH-1G 旋翼操纵量收敛特性

Fig. 5 History of control settings of the AH-1G rotor

2.2 “Helishape 7A”旋翼计算

本节以“Helishape 7A”旋翼前飞状态^[21]为算例分析了网格量对配平和旋翼气动特性的影响.算例状态如下:前进比为 0.167,桨尖马赫数为 0.617,目标拉力系数为 0.0068,滚转力矩和俯仰力矩系数为 0.计算中桨叶网格保持不变,分别采用了加密区网格点间距为 0.5c, 0.4c 和 0.2c 的 3 种背景网格,c 表示桨叶弦长.图 6 给出了 3 种网格对应的总距和周期变距配平收敛曲线.可以看出,对于不同网格量的网格,其配平计算的操纵量的变化趋势以及收敛值都很相近,这表明背景网格的网格量对配平计算的结果影响并不大.

图 7、图 8 分别给出配平计算收敛时,3 种网格对应算例的旋翼等涡量图及桨叶表面压强 C_p 系数分布.图中可见,背景网格的疏密程度对旋翼尾迹涡的捕捉具有重要影响,背景网格越密,其捕捉的涡量圈数越多,旋翼尾迹的运动轨迹也越明显;而从桨叶表面压强分布来看,疏网格(0.5c, 0.4c)算例在 90° 方位角桨叶截面前缘压强的计算值比试验结果大,在 270° 方位角桨叶截面前缘压

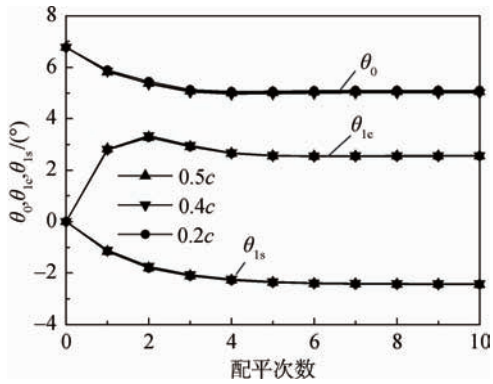


图 6 不同背景网格算例操纵量配平收敛特性

Fig. 6 History of control settings for cases with different background grids

强的计算值比试验值小,而密网格(0.2c)算例在两个方位角桨叶截面前缘压强的计算值都与试验值吻合得较好.

为了进一步分析网格量对配平结果及旋翼气动特性的影响,本文采用疏、密两种背景网格(0.5c, 0.2c)对该旋翼的桨-涡干扰试验状态^[22]进行了数值模拟,试验状态如下:前进比为 0.214,桨尖马赫数为 0.618,旋翼轴倾角为 3.72° ,旋翼桨距 $\theta(\psi) = 2.74 - 2.24\sin\psi + 2.66\cos\psi$.图 9 是计算的桨叶 0.92 截面处的法向力随方位角的变化与试验值的对比.从旋翼拉力系数的计算结果来看,两者是相近的,密网格计算的旋翼拉力系数为 6.37×10^{-3} ,疏网格的计算值为 6.3×10^{-3} .但值得注意的是,疏网格不能像密网格一样较好地捕捉方位角 $270^{\circ} \sim 360^{\circ}$ 范围内桨叶法向力的波动情况.由此可见,虽然疏网格不能较好地捕捉旋翼

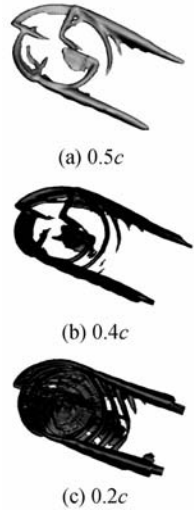


图 7 不同背景网格算例等涡量图

Fig. 7 Vorticity contours for cases with different background grids

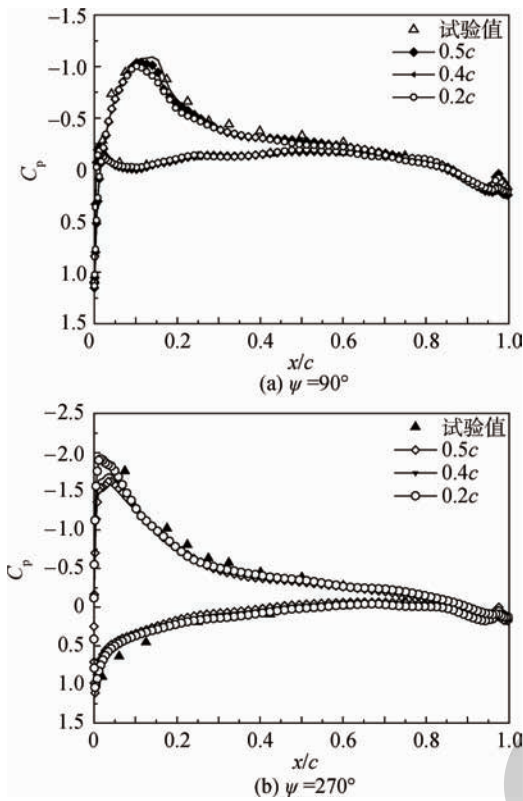


图 8 桨叶 0.98 截面处表面压强计算值与试验值的对比
Fig. 8 Comparison between calculated and experimental surface pressure distributions at 0.98 span

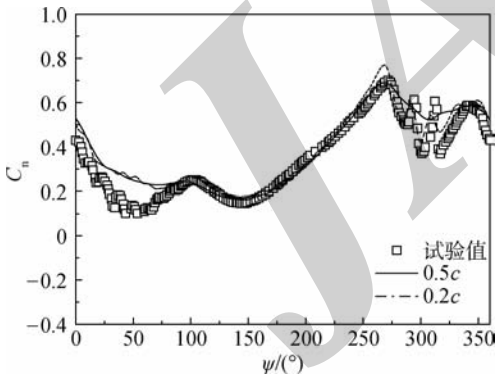


图 9 桨叶 0.92 截面处法向力系数计算值与试验值的对比
Fig. 9 Comparison between calculated and experimental sectional thrust at 0.92 span

流场的某些细节,但是其计算的法向力的 1 圈平均值与密网格是相近的。

综上所述,采用疏化的背景网格进行配平具有占用计算资源少和计算时间短等优点,但是在计算收敛时却不能像密网格一样较好地捕捉如涡量、表面压强和截面法向力等流场细节。因此,在

实际应用计算中,为了对旋翼进行较为贴合实际状态的流场模拟,可以划分疏密两组网格,利用疏网格进行配平计算得到旋翼桨叶的操纵量,之后利用该操纵量和密网格进行流场计算。如此,不需直接对密网格进行配平计算,便能获得准确的操纵量和较为细致的旋翼流场,并且节省了计算资源和时间,提高了效率。

3 结 论

本文基于 CFD 技术建立了旋翼的配平和流场计算方法,并引入差量法思想建立了一个耦合高效配平策略的旋翼气动特性分析方法。采用所建立的方法,针对旋翼的试验状态进行了配平和流场计算以及分析,得到结论如下:

1) 本文建立的旋翼气动特性分析方法可有效地对旋翼进行配平和流场计算,操纵量的输入不再依赖吹风试验,计算结果可信度高,能较好地进行直升机旋翼气动特性研究。

2) 差量配平法与直接配平法相比,配平次数相近、精度相同,但由于差量配平法不调用 CFD 求解器,计算雅克比矩阵更加快捷,整体配平和流场计算的时间可节省 60% 以上,效率显著提高。

3) 网格疏密对于旋翼尾迹捕捉、桨叶非定常气动力预测有显著影响,但对于旋翼操纵量配平结果影响较小。据此,可采用疏、密网格相结合的方法进行旋翼配平和气动特性的计算,以进一步提高计算效率。

参考文献:

[1] Xu G H,Zhao Q J,Gao Z,et al. Prediction of aerodynamic interactions of helicopter rotor on its fuselage[J]. Chinese Journal of Aeronautics,2002,15(1):12-17.
[2] 吕少杰,曹义华,肖阳. 直升机机身、平尾、垂尾的气动干扰[J]. 航空动力学报,2014,29(5):1122-1127.
LÜ Shaojie,CAO Yihua,XIAO Yang. Aerodynamic interaction of fuselage, horizontal stabilator and vertical stabilator of helicopter[J]. Journal of Aerospace Power,2014,29(5):1122-1127. (in Chinese)
[3] 谭剑锋,王浩文,吴超,等. 基于非定常面元/粘性涡粒子混合合法的旋翼/平尾非定常气动干扰研究[J]. 航空学报,2014,35(3):643-656.
TAN Jianfeng,WANG Haowen,WU Chao,et al. Rotor/empennage un-steady aerodynamic interaction with un-steady panel/viscous vortex particle hybrid method[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2014,35(3):643-656. (in Chinese)
[4] Leishman J G,Bi N. Aerodynamic interactions between a rotor and a fuselage in forward flight[J]. Journal of the A-

merican Helicopter Society, 1990, 35(3):22-31.

[5] Balcerak J C. Parametric study of the noise produced by the interaction of the main rotor wake with the tail rotor [R]. NASA-CR-145001, 1976.

[6] 史勇杰,徐国华. 飞行参数对旋翼桨-涡干扰噪声特性的影响机理研究[J]. 航空学报, 2013, 34(11):2520-2528.

SHI Yongjie, XU Guohua. Research on the influence of flight parameters on helicopter rotor bvi noise characteristics[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(11):2520-2528. (in Chinese)

[7] 樊枫,史勇杰,徐国华. 剪刀式尾桨悬停状态气动力及噪声特性计算研究[J]. 航空学报, 2013, 34(9):2100-2109.

FAN Feng, SHI Yongjie, XU Guohua. Computational research on aerodynamic and aeroacoustic characteristics of scissors tail-rotor in hover[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(9):2100-2109. (in Chinese)

[8] 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.

[9] Chung K, Hwang C, Park Y, et al. Numerical predictions of rotorcraft unsteady air-loadings and BVI noise by using a time-marching free-wake and acoustic analogy[R]. Firenze, Italy: 31st European Rotorcraft Forum, 2005.

[10] Zhao J G, He C J. A viscous vortex particle model for rotor wake and interference analysis[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2010, 55(1):1-14.

[11] Bhagwat M, Ormiston R, Saberi H, 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):123-129.

[12] Yang Z, Sankar L N, Smith M J, et al. Recent improvements to a hybrid method for rotors in forward flight[J]. Journal of Aircraft, 2002, 39(5):804-812.

[13] Steijl R, Barakos G N, Badcock K J. A CFD framework for analysis of helicopter rotors[R]. AIAA-2005-5124, 2005.

[14] Drees J M. A theory of airflow through rotors and its application to some helicopter problems[J]. Journal of the Helicopter Association of Great Britain, 1949, 3(2):79-104.

[15] Pomin H, Wagner S. Navier-Stokes analysis of helicopter rotor aerodynamics in hover and forward flight[J]. Journal of Aircraft, 2002, 39(5):813-821.

[16] Roe P L. Approximate riemann solvers, parameter vectors, and difference schemes[J]. Journal of Computational Physics, 1981, 43(2):357-372.

[17] Luo H, Baum J D, Loehner R. A fast, matrix-free implicit method for computing low Mach number flows on un-structured grids[J]. International Journal of Computational Fluid Dynamics, 2000, 14(2):133-157.

[18] Baldwin B S, Lomax H. Thin layer approximation and algebraic model for separated turbulent flows[R]. AIAA 78-0257, 1978.

[19] Steger J L, Dougherty F C, Benek J A. A chimera grid scheme multiple overset body-conforming mesh system for finite difference adaptation to complex aircraft configurations[C]//Proceedings of the Applied Mechanics, Bioengineering, and Fluids Engineering Conference. Houston, TX: American Society of Mechanical Engineers, 1983:59-69.

[20] Cross J L, Watts M E. Tip aerodynamics and acoustics test: a report and data survey[R]. NASA-RP-1179, 1988.

[21] Biava M, Bindolino G, Vigevano L. Single blade computations of helicopter rotors in forward flight[R]. AIAA-2003-0052, 2003.

[22] Allen C B. Parallel flow-solver and mesh motion scheme for forward flight rotor simulation[R]. AIAA-2006-3476, 2006.

(编辑:叶 青)