

旋翼气动特性分析及直升机配平计算

吕少杰¹, 魏靖彪¹, 刘 宁², 曹义华³

- (1. 中国人民解放军 陆军航空兵研究所 总体论证室, 北京 101121;
2. 中国人民解放军 陆军后勤部 战勤计划局, 北京 100071;
3. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 以 UH-60A 直升机为例,建立了适合用于准确细致地描述旋翼气动特性和直升机配平的旋翼气动模型。分别将动量理论模型和该旋翼气动模型代入直升机全机飞行动力学模型中,对算例直升机进行了配平,并与试飞数据和参考模型结果进行了对比,验证了该模型有效且精度更好。在此基础上,分析了不同前进比桨盘诱导速度、迎角和升阻比的分布。结果表明:随着前飞速度增加,诱导速度分布更加不对称,桨盘侧倾加剧;大速度前飞时后行桨叶气流分离区域变大,在反流区内外迎角分布将发生突变;由于空气压缩性和反流区作用,大速度前飞时前行桨叶桨尖处与反流区内升阻比较低。

关 键 词: 直升机飞行力学; 气动特性; 诱导速度; 升阻比; 配平

中图分类号: V212.4

文献标志码: A

Rotor aerodynamic characteristics analysis and helicopter trimming

LÜ Shaojie¹, WEI Jingbiao¹, LIU Ning², CAO Yihua³

- (1. Department of General Demonstration, Army Aviation Research Institute, the Chinese People's Liberation Army, Beijing 101121, China;
2. Combat Service and Planning Bureau, Logistics Department of Army, the Chinese People's Liberation Army, Beijing 100071, China;
3. School of Aeronautic Science Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The UH-60A rotor aerodynamic model suited to accurately predict the detail of rotor aerodynamic characteristics and helicopter trimming was established. The momentum element theory and the proposed rotor aerodynamic model were respectively embedded into the trimming procedure and applied to trim UH-60A helicopter, the comparison among the computational results, test data and the referenced data indicated that the model was effective and more precise. On this basis, the distributions of induced velocity, angle of attack and lift-drag ratio on the rotor disk at various advance ratios were analyzed. The results show that with the increase of the advance ratios, the induced velocity distribution on rotor disk is more asymmetric and the rotor sideward incline is intensified. At high advance ratio, the flow separation region on the retreating blade side becomes large, the angle of attack distribution exhibits rapid change on the boundary of the reverse flow region. Due to effects of air compressibility and the reverse flow region, at high advance ratio, the lift to drag ratio is

收稿日期: 2016-03-14

作者简介: 吕少杰(1983—),男,工程师,博士,主要从事直升机飞行力学、航空装备论证研究。

引用格式: 吕少杰,魏靖彪,刘宁,等.旋翼气动特性分析及直升机配平计算[J].航空动力学报,2017,32(10):2484-2490. LÜ Shaojie, WEI Jingbiao, LIU Ning, et al. Rotor aerodynamic characteristics analysis and helicopter trimming[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(10): 2484-2490.

relatively low in the tip area of the advancing blade and the reverse flow region.

Key words: helicopter flight dynamics; aerodynamic characteristics; induced velocity; lift-drag ratio; trim

旋翼是直升机上最为复杂的气动部件,作为直升机区别于其他航空器的标志,旋翼工作在严重非对称的气流环境中,动力学特性十分复杂。前行桨叶的激波附面层干扰现象和后行桨叶复杂的动态失速现象成为制约直升机的性能、飞行品质、噪声和振动特性的重要因素^[1-2]。旋翼的气动特性分析方法主要有动量理论、涡流理论、自由尾迹方法和 CFD 方法等。

旋翼的气动特性分析是直升机飞行力学建模和控制系统设计的基础,常用的方法是基于升力线理论,将桨叶翼型剖面视为二维翼型,由当地来流速度和迎角求得叶素微元的气动力后,在风轴系下推导出气动力和力矩的公式。该方法在小迎角范围计算较为精确^[3],具体推导过程虽繁琐,但较为简单^[4-5]。其中动量理论采用诱导速度均匀化模型;涡流理论使用线性假设,不能模拟迎角变化较大的剖面,对后行桨叶的失速和反流没有考虑,两种模型都不适合细致分析旋翼的气动特性。

自由尾迹计入了尾迹自诱导和尾迹畸变,能很好地模拟旋翼的气动环境,近年来研究人员开始基于自由尾迹模型建立精度更高的直升机飞行动力学模型。如 Maryland 大学将自由尾迹模型嵌入至飞行动力学模型中^[6];Horn 等将 CHARM (comprehensive hierarchical aeromechanics rotorcraft model) 自由尾迹模型嵌入至 GENHEL (general helicopter) 飞行动力学模型中^[7];Zhao 将涡粒子模型嵌入 FLIGHTLAB 软件中计算旋翼下洗速度,完成了 UH-60A 直升机的配平等^[8]。曹义华等也曾将自由尾迹/面元法模型嵌入至飞行动力学模型中计算旋翼下洗速度并进行了配平验证^[9]。

旋翼尾迹具有较强的不稳定性,自由尾迹算法易于产生数值不稳定性,需人为设定的参数和条件较多,需引入数值耗散项来控制数值扰动的发展,导致计算效率相对较低,而这又限制了其在飞行力学建模中的应用。目前国内将自由尾迹旋翼建模方法应用于飞行动力学建模的尚不多见,主要用于旋翼的气动特性分析。

CFD 方法以其对黏性流动和非定常涡运动的精确模拟能力逐步成为旋翼气动特性预测的重

要技术手段^[10],但存在固有的数值耗散,对计算资源和计算时间的消耗较大,与全机飞行动力学模型嵌套较为困难。

为准确细致地描述旋翼气动特性,同时能够快速准确对全机进行平衡计算,本文以沿径向和方位角均等划分的离散化桨盘为计算域,采用了时变非均匀诱导速度模型,以不同迎角和马赫数下的翼型风洞试验数据为基础,充分考虑了桨叶偏流、前行桨叶压缩性、后行桨叶的失速、反流等复杂情况,同时考虑叶尖损失修正,建立了旋翼气动模型。

以 UH-60A 直升机为例,分别采用动量理论和本文旋翼气动模型,对算例直升机进行配平计算,并与试飞结果和参考数据进行了对比,验证了模型的有效性,随后细致地分析了诱导速度、桨叶剖面迎角、升阻比等气动特性,并给出了合理的定性解释。

1 旋翼气动特性分析方法

1.1 旋翼气动模型

首先将旋翼桨盘离散处理,如图 1 所示。以第 (i,j) 个桨盘网格区域上扫过的桨叶微段为研究对象,以不同攻角、不同马赫数、不同位置的翼型升阻力风洞试验数据^[11]为基础。

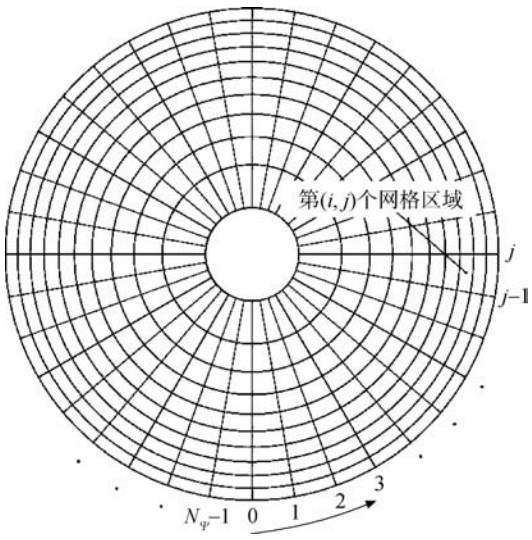


图 1 旋翼桨盘离散处理示意图

Fig. 1 Schematic diagram of rotor disk discretization

定义桨叶微段的当地切向气流速度、径向气流速度与垂向气流速度分别为 $\bar{u}_t^{(i,j)}$ 、 $\bar{u}_r^{(i,j)}$ 、 $\bar{u}_p^{(i,j)}$ ，则桨叶微段的当地偏流角为

$$\gamma^{(i,j)} = \arctan \frac{\bar{u}_r^{(i,j)}}{\bar{u}_t^{(i,j)}} \tag{1}$$

考虑桨叶偏流角，则微段当地迎角^[4]为

$$\alpha^{(i,j)} = \arctan \frac{(\tan \theta^{(i,j)} + \tan \beta_*^{(i,j)}) |\cos \gamma^{(i,j)}|}{1 - \tan \theta^{(i,j)} \tan \beta_*^{(i,j)} \cos^2 \gamma^{(i,j)}} \tag{2}$$

$$k = \begin{cases} 2.07 \left(\frac{2C_t}{a_s \sigma} \right)^2 & Ma_{i90} \leq Ma_d \\ 2.07 \left(\frac{2C_t}{b_s \sigma} \right)^2 + 0.096 (Ma_{i90} - Ma_d) + 0.8 (Ma_{i90} - Ma_d)^2 & Ma_{i90} > Ma_d \end{cases}$$

式中 b_s 为桨叶升力线斜率， σ 为旋翼实度， Ma_d 为发散马赫数， Ma_{i90} 为旋翼桨叶 90° 方位角处的桨尖马赫数。则桨叶微段升阻力为

$$\begin{cases} \Delta L^{(i,j)} = \frac{1}{2} W c^{(i)} C_l^{(i,j)} \cdot \\ [(\bar{u}_t^{(i,j)})^2 + (\bar{u}_p^{(i,j)})^2] \Delta \bar{r}^{(i)} R \\ \Delta D^{(i,j)} = \frac{1}{2} W c^{(i)} C_d^{(i,j)} \cdot \\ [(\bar{u}_t^{(i,j)})^2 + (\bar{u}_p^{(i,j)})^2] \Delta \bar{r}^{(i)} R \end{cases} \tag{5}$$

式中 $W = \rho (\Omega R)^2$ ， $c^{(i)}$ 为微段翼型平均弦长。采

$$\begin{cases} \bar{v}_{i0}^{(i,j)} = \frac{n}{4\pi \bar{V}_1} \bar{\Gamma}_0^{(i,j)} \\ \bar{v}_{lc}^{(i,j)} = \frac{n}{4\pi \bar{V}_1} \left\{ \frac{2 \cos \alpha_1}{1 + \sin \alpha_1} \left[-\frac{2}{3} + \bar{r}^{(i)} + \frac{1}{2} (\bar{r}^{(i)})^2 \right] \bar{\Gamma}_0^{(i,j)} + \frac{2 \sin \alpha_1}{1 + \sin \alpha_1} \bar{\Gamma}_{lc}^{(i,j)} \right\} \\ \bar{v}_{ls}^{(i,j)} = \frac{n}{4\pi \bar{V}_1} \left\{ \frac{2 \cos \alpha_1}{1 + \sin \alpha_1} \bar{V}_1 [3 - 3\bar{r}^{(i)} + (\bar{r}^{(i)})^2] \bar{\Gamma}_0^{(i,j)} + \frac{2}{1 + \sin \alpha_1} \bar{\Gamma}_{ls}^{(i,j)} \right\} \end{cases} \tag{7}$$

式中 $\bar{V}_1$ 为桨盘处气流合速度， α_1 为气流合速度与桨盘夹角， n 为桨叶片数， $\bar{r}^{(i)}$ 为微段气动力作用点与挥舞铰之间的无量纲距离。 $\bar{\Gamma}_0^{(i,j)}$ 、 $\bar{\Gamma}_{lc}^{(i,j)}$ 和 $\bar{\Gamma}_{ls}^{(i,j)}$ 由下式确定：

$$\begin{cases} \bar{\Gamma}_0^{(i,j)} = \frac{\Delta \psi \bar{c}}{4\pi} \sum_{j=1}^{N_\psi} C_l^{(i,j)} \sqrt{(\bar{u}_t^{(i,j)})^2 + (\bar{u}_p^{(i,j)})^2} \\ \bar{\Gamma}_{lc}^{(i,j)} = \frac{\Delta \psi \bar{c}}{2\pi} \sum_{j=1}^{N_\psi} C_l^{(i,j)} \sqrt{(\bar{u}_t^{(i,j)})^2 + (\bar{u}_p^{(i,j)})^2} \cos \phi^{(i,j)} \\ \bar{\Gamma}_{ls}^{(i,j)} = \frac{\Delta \psi \bar{c}}{2\pi} \sum_{j=1}^{N_\psi} C_l^{(i,j)} \sqrt{(\bar{u}_t^{(i,j)})^2 + (\bar{u}_p^{(i,j)})^2} \sin \phi^{(i,j)} \end{cases} \tag{8}$$

式中 $\bar{c}$ 为无量纲化的桨叶弦长。与采用小迎角范围升力线理论的涡流理论相比，本模型以网格区域的升力系数代替升力线斜率计算附着涡环量，迎角适应范围更宽，计算精度高。

2 配平验证

为验证本文所述旋翼气动模型的合理性，分

式中 $\beta_*^{(i,j)}$ 为微段来流角， $\theta^{(i,j)}$ 为微段桨距。采用下式计算升阻力系数^[4]。

$$\begin{cases} C_l^{(i,j)} = f(Ma, a_{ref}^{(i,j)}) / |\cos \gamma^{(i,j)}| \\ C_d^{(i,j)} = f(Ma, a^{(i,j)}) + k \end{cases} \tag{3}$$

式中 $C_l^{(i,j)}$ 、 $C_d^{(i,j)}$ 为风洞试验下得到的桨盘网格区域的升阻力系数； Ma 为桨盘网格当地马赫数； $a_{ref}^{(i,j)} = a |\cos \gamma^{(i,j)}|$ ， a 为声速； k 为考虑压缩性与动态失速对阻力的修正因子，该因子与旋翼桨盘载荷和马赫数有关^[12-13]，本文采用如下形式^[13]：

$$Ma_{i90} \leq Ma_d \tag{4}$$

用涡流理论计算每个网格区域的诱导速度，考虑叶尖损失，认为大于 0.97R 的桨尖处不产生升力。

1.2 诱导速度计算

按照涡流理论^[14]，旋翼桨盘上第 (i,j) 个网格区域诱导速度可写为

$$\bar{v}_i^{(i,j)} = \bar{v}_{i0}^{(i,j)} + \bar{v}_{lc}^{(i,j)} \cos \phi^{(j)} + \bar{v}_{ls}^{(i,j)} \sin \phi^{(j)} \tag{6}$$

诱导速度是由同阶环量及前阶环量所激起的，根据王氏涡流理论，可得诱导速度和环量间的关系

别采用本文旋翼气动模型和动量理论对 UH-60A 直升机进行配平验证，参考模型^[15]为 Sikorsky 公司开发的著名的 GENHEL 直升机飞行动力学模型，美国航空航天局 (NASA) 的 Ames Research Center 在此基础上进一步改进，达到了实时仿真的要求。除各气动部件外，两款参考模型还包括了飞控系统、起落架、发动机及燃调系统和地面效

应模型等,计算精度非常高。

本文所用直升机配平方法的精度已在文献[9]中得到验证。计算结果显示两种模型与试飞数据和参考模型均吻合较好,本文旋翼气动模型在俯仰角和总距的配平上精度明显优于动量理论,如图 2 所示。

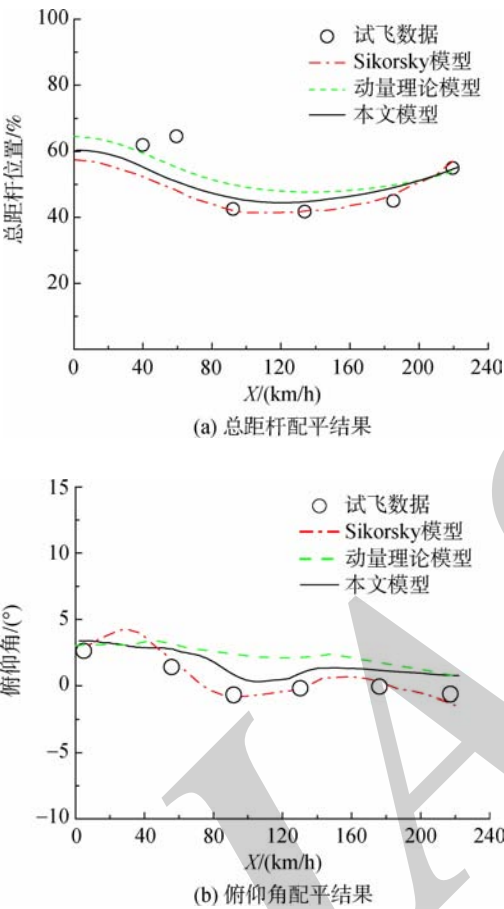


图 2 UH-60A 直升机俯仰角和总距计算结果
Fig. 2 UH-60A trim results of pitch attitude angle and collective stick positions

在飞行性能计算上,往往在大速度前飞时旋翼需用功率计算值跟不上试飞数据的变化,主要原因是大速度前飞时因空气压缩性导致阻力计算不够精确,采用本文模型的旋翼需用功率计算曲线如图 3 所示,在中小速度时,两种模型和试飞数据及参考模型均吻合较好,大速度前飞下,本文模型较动量理论已经有很大改善。

旋翼需用功率是飞行性能计算的基础^[16],本文旋翼气动模型充分考虑了桨叶偏流效应、前行桨叶压缩性与后行桨叶反流、失速特性和叶尖损失,可进一步精确计算直升机的飞行性能指标。

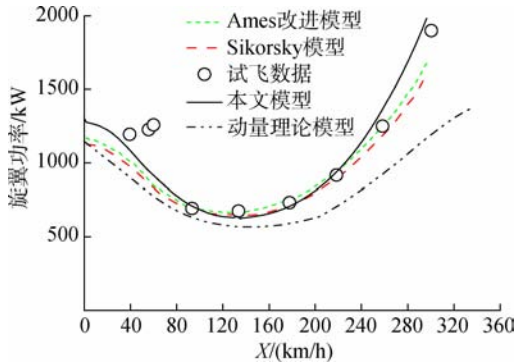


图 3 旋翼需用功率曲线
Fig. 3 Rotor required power curve

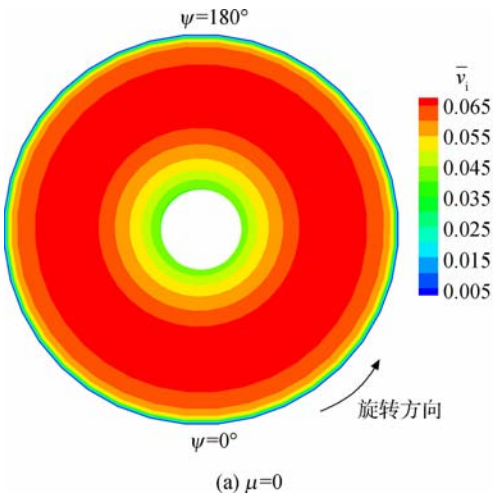
3 旋翼气动特性

在直升机配平的基础上,分别选取悬停、中速度前飞及大速度前飞 3 种状态对旋翼的气动特性进行了分析。

3.1 诱导速度分布

在每一桨盘网格按式(7)计算本文旋翼模型的诱导速度非均匀分布,不同前进比下无量纲化的桨盘诱导速度分布如图 4 所示。

悬停状态下,旋翼的需用功率和拉力系数最大,诱导速度峰值最高。诱导速度随桨叶方位角几乎没有变化。前飞状态下后行桨叶的诱导速度峰值靠近桨尖部,前行桨叶的诱导速度峰值则向中部接近。诱导速度与旋翼拉力密不可分,这样的诱导速度分布可以平衡前飞气流不对称引发的滚转效应。随着前飞速度增大,前行桨叶部分,高诱导速度区域继续向桨叶中部延伸,对于后行桨叶而言,诱导速度峰值更加向桨尖部集中^[17],桨盘将产生更大的侧倾。同时,桨盘前部的上洗和桨盘后部的下洗现象得到了很好的捕捉。随着前飞速度的增大,桨盘载荷逐渐减小,诱导速度峰值随之减小。



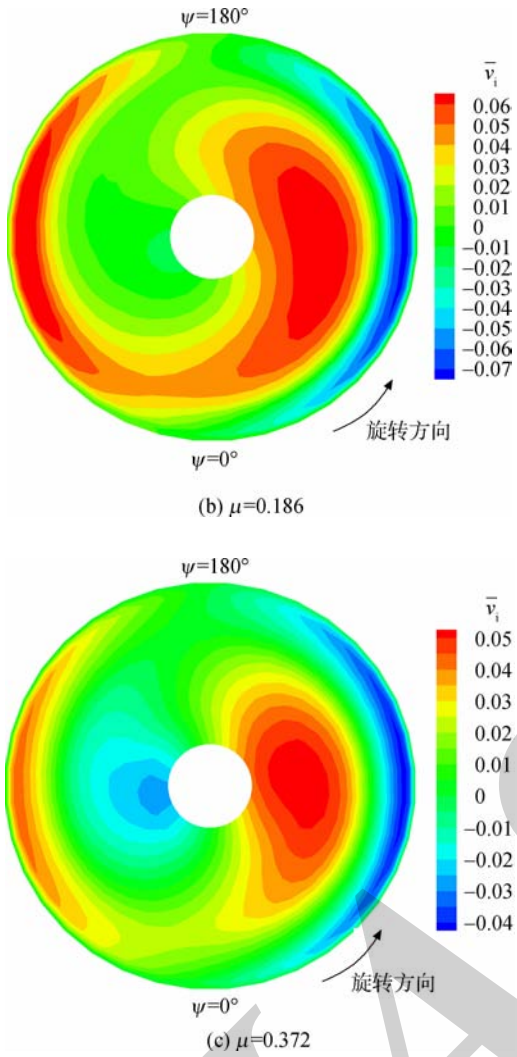


图 4 旋翼桨盘诱导速度分布图

Fig. 4 Distribution of induced velocity on the rotor disk

3.2 桨盘迎角分布

在前飞状态下,由于桨盘气流的不对称性,为平衡旋翼滚转力矩,前行桨叶要在小迎角下工作,而后行桨叶要在大迎角下工作。直升机飞行速度的增加反而使后行桨叶相对于气流的速度减小,与飞机机翼在低速飞行时气流分离相反,直升机在高速飞行时发生气流分离乃至失速^[18]。一般来说,失速迎角在 12° 左右^[19-20]。

图 5 给出了中速度和大速度前飞时的桨盘迎角分布,随着前飞速度增大,桨叶剖面迎角变化更为剧烈,气流分离区变大。从图 5(b)中可以看出,桨叶剖面迎角在反流区边界生突变^[20],反流区边界因切向速度较小而产生较大的入流角,因此迎角很大,反流区外的桨叶剖面迎角变化较小。

在前进比 $\mu=0.372$ 时,后行桨叶反流区内来流引起的桨叶切向速度大于旋翼旋转产生的切向速度分量,相对气流由桨叶后缘吹向前缘,如图 6

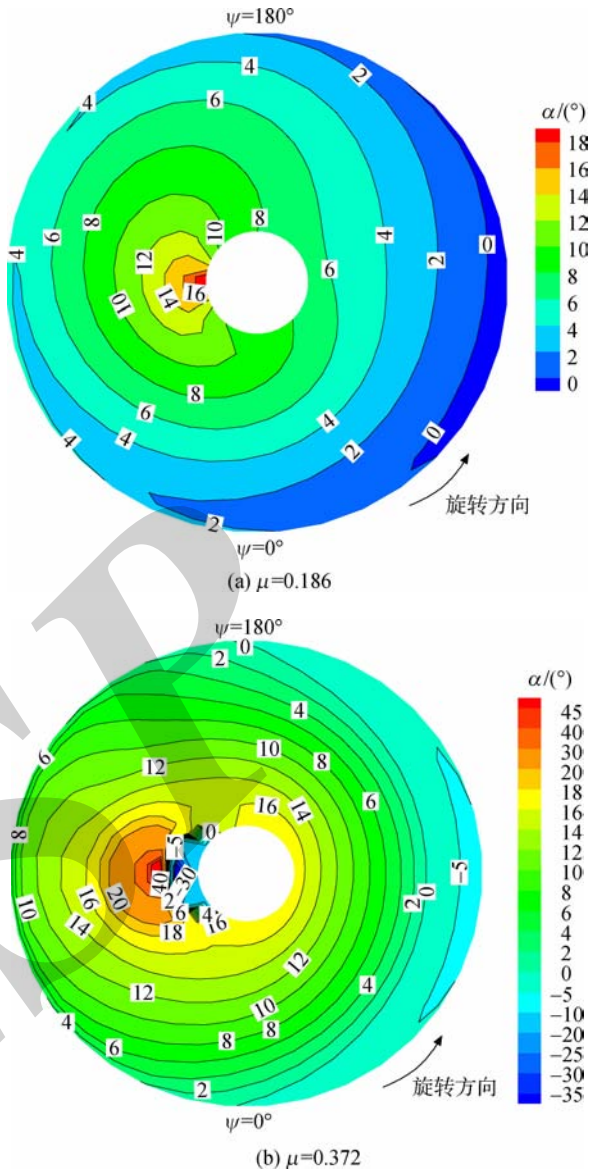


图 5 旋翼桨盘迎角分布图

Fig. 5 Distribution of angle of attack on the rotor disk

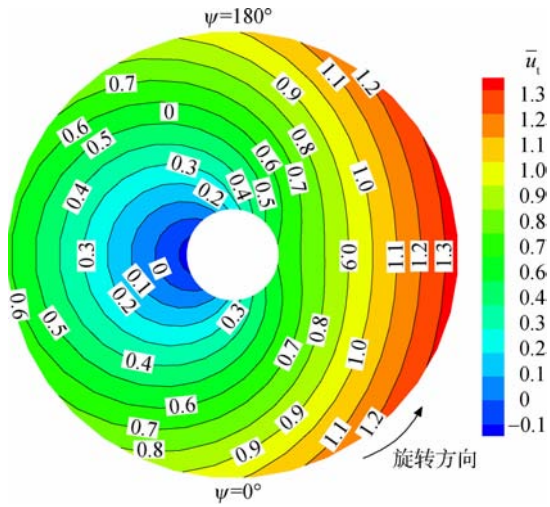


图 6 旋翼桨盘切向速度分布图

Fig. 6 Distribution of tangential velocity on the rotor disk

所示切向速度($\bar{u}_t$ 无量纲化)小于 0 的区域即为反流区。而在前进比 $\mu=0.186$ 的情况下,后行桨叶桨根处切向速度已经很小,但仍为正值。

3.3 升阻比

图 7 为桨叶剖面升阻比分布图。随着前飞速度增大,升阻比(C)降低,在 270° 方位角的桨根附近,升阻比最小;随着反流区的出现,桨叶微段在反流区内升阻比为负,说明该区域减小了旋翼拉力;在图 7(b)中前行桨叶桨尖马赫数已达 0.88,由于空气压缩性影响,使旋翼产生的拉力有限,而阻力增大^[14],升阻比较低。

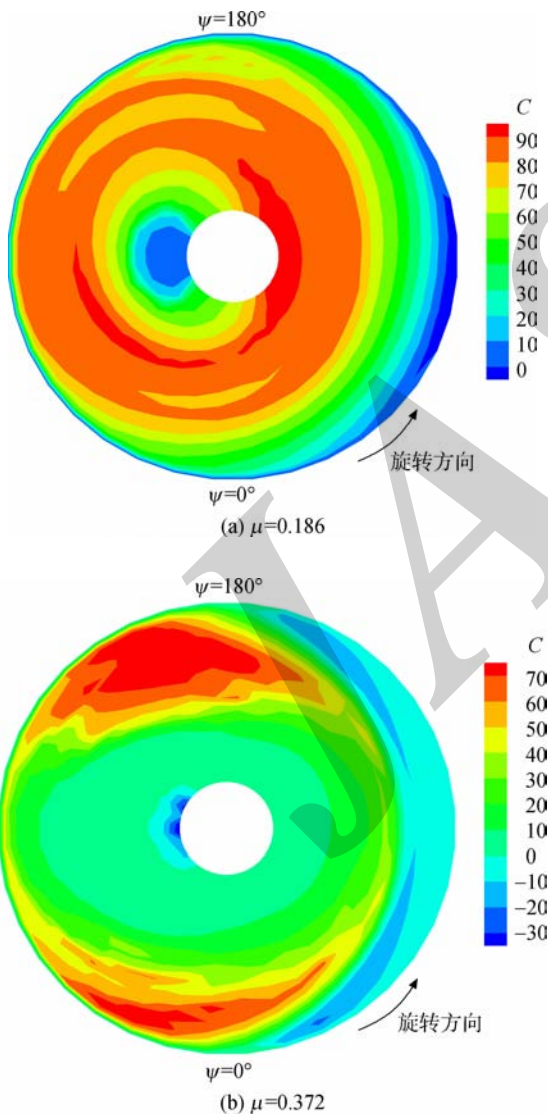


图 7 桨叶剖面升阻比分布图

Fig. 7 Distribution of rotor blade profile lift-drag ratio

4 结 论

本文以 UH-60A 直升机为例,通过配平计算

并与动量理论模型、试飞数据和参考模型对比验证了模型精度。在此基础上详细分析了旋翼气动性能参数在桨盘上的分布特性,结论如下:

1) 本文模型采用全迎角范围翼型风洞试验数据,与诱导速度均匀分布的动量理论和采用升力线斜率计算附着涡环量的涡流理论相比,本文模型的迎角适应范围更大,能够对迎角变化剧烈的桨叶微段进行有效的气动特性分析,旋翼气动特性描述细致,能准确细致地计算直升机平衡和旋翼气动特性。与自由尾迹和 CFD 方法相比,本文旋翼气动模型不存在数值不稳定性、扰动、耗散和过多的人为设定条件,计算效率高,便于在飞行动力学建模中应用。

当新型直升机或改型机采用现有翼型时,本文模型可准确、细致、快速地计算直升机平衡和旋翼气动特性。

2) 考虑了反流区的影响,在反流区附近,桨盘迎角的分布发生了突变。在反流区内升阻比为负,降低了旋翼拉力。

3) 考虑了空气压缩性和动态失速对阻力的影响及叶尖损失,在大速度前飞的旋翼需用功率计算上有所改进。此时,前行桨叶叶尖处马赫数较高,为平衡前飞气流不对称引发的滚转效应,此处迎角进一步减小,受空气压缩性影响升阻比较低。

参考文献:

[1] LEISHMAN J G. Principles of helicopter aerodynamics [M]. Cambridge, UK: Cambridge University Press, 2000.

[2] 孙伟,张呈林. 直升机桨叶气动外形多目标优化设计[J]. 航空动力学报, 2011, 26(7): 1608-1614.

SUN Wei, ZHANG Chenglin. Multi-objective optimization for aerodynamic shape of helicopter blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(7): 1608-1614. (in Chinese)

[3] PROUTY R W. Helicopter performance, stability, and control [M]. Boston: Wadsworth Publishing Company, 1986: 174-185.

[4] CHEN R T N. A simplified rotor system mathematical model for piloted flight dynamics simulation[R]. NASA TM 78575, 1979.

[5] TALBOT P D, TINLING B E, DECKER W A, et al. A mathematical model of a single main rotor helicopter for piloted simulation[R]. NASA TM-84281, 1982.

[6] RIBERA M. Helicopter flight dynamics simulation with a time accurate free vortex wake model[D]. Maryland: University of Maryland, 2007.

[7] HORN J F, BRIDGES D O, WACHSPRESS D A, et al. Implementation of a free vortex wake model in real time

simulation of rotorcraft[R]. Grapevines; 61th Annual Forum of AHS, 2005

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

[9] CAO Y H, LÜ S J, Li G Z. A coupled free-wake/panel method for rotor/fuselage/empennage aerodynamic interaction and helicopter trims[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2015, 229(3): 435-444.

[10] 赵国庆, 招启军, 吴琪. 旋翼非定常气动特性 CFD 模拟的通用运动嵌套网格方法[J]. 航空动力学报, 2015, 30(3): 547-554.

ZHAO Guoqing, ZHAO Qijun, WU Qi. Universal moving-embedded grid method for CFD simulation of unsteady aerodynamic characteristics of rotor[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(3): 547-554. (in Chinese)

[11] HOWLETT J J. UH-60A black hawk engineering simulation program: Volume I mathematical model[R]. NASA Contractor Report 166309, 1981.

[12] MCCLOUD J L, BIGGERS J C, STROUB R H. An investigation of full-scale helicopter rotors at high advance ratios and advancing tip mach numbers[R]. NASA TND-4632, 1968.

[13] OSTROFF A J, DOWNING D R, ROOD W J. A technique using a nonlinear helicopter model for determining trims and derivatives[R]. NASA TND 8159, 1976.

[14] 王适存. 直升机空气动力学[M]. 北京: 航空专业教材编审组, 1985.

[15] BALLIN M G. Validation of a real-time engineering simulation of the UH-60A helicopter[R]. NASA TM88359, 1987.

[16] 韩东. 变转速旋翼直升机性能及配平研究[J]. 航空学报, 2013, 34(6): 1241-1248.

HAN Dong. Study on the performance and trim of helicopters with variable speed rotors[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(6): 1241-1248. (in Chinese)

[17] 孙韬. 旋翼振动载荷计算与分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.

SUN Tao. Prediction and analysis of vibration load[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)

[18] 盖索乌, 梅耶尔斯. 直升机空气动力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 1959.

[19] JOHNSON W. Helicopter theory[M]. Princeton, New Jersey: Princeton University Press, 1980: 874-883.

[20] 孔卫红, 陈仁良. 反流区对复合高速直升机旋翼气动特性的影响[J]. 航空学报, 2011, 32(2): 223-230.

KONG Weihong, CHEN Renliang. Effect of reverse flow region on characteristics of compound high speed helicopter rotor[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(2): 223-230. (in Chinese)

(编辑: 叶 青)