

文章编号: 1000-6893(1999)04-0348-03

共轴式双旋翼气动力特性的计算研究

童自力, 孙 茂

(北京航空航天大学 流体力学研究所, 北京 100083)

NAVIER-STOKES ANALYSIS OF THE AERODYNAMIC PROPERTIES OF COAXIAL ROTORS

TONG Zi-li, SUN Mao

(Institute of Fluid Mechanics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

摘 要: 将在 N-S 方程中加入动量源项以取代桨叶作用的思想应用于共轴式双旋翼的气动力计算。尾迹是用 N-S 方程求解的, 故能更好地模拟两旋翼的干扰。计算结果与实验比较表明, 该方法能较好地预估共轴式双旋翼的气动特性。

关键词: 共轴式双旋翼; 旋翼性能; 加动量源项的 N-S 方程

中图分类号: V211.3 **文献标识码:** A

Abstract: The aerodynamic properties of a coaxial rotor configuration are calculated by solving 3-D incompressible N-S equations with momentum source terms. Computed aerodynamics and wake geometry are compared with experimental and flight test data respectively. The results show that the aerodynamic properties of coaxial rotors can be well predicted by solving the N-S equations with momentum source terms.

Key words: coaxial rotor; rotor performance; N-S equations with momentum source terms

旋翼气动力特性对直升机飞行性能、稳定性及操纵性都很重要。双旋翼气动力计算早先用滑流理论^[1], 后来发展到预定尾涡模型^[2,3]。滑流理论不计及尾迹畸变(其在两旋翼干扰时更严重); 预定尾涡模型计及尾迹畸变和两尾迹的干扰, 但需用实验给出尾迹。文献[4]将自由涡模型推广至双旋翼尾迹的计算, 但未计算气动力; 且由于涡线的奇性、位流涡模型不能计及粘性影响, 也不能很好地给出尾迹和两旋翼的干扰作用。最近本文作者用 N-S 方程模拟的方法计算了共轴式双旋翼的流动^[5], 因是基于流场的解, 可较好地描述尾涡系的畸变和两旋翼尾迹的干扰。文献[5]主要侧重于旋翼附近流场(下洗速度)的分析, 本文继续文献[5]的工作, 用该方法计算双旋翼的气动力特性, 与实验进行详细的比较, 以检验其能否估算好双旋翼气动特性。

因不能同时顾及桨叶附近的细致流动(如叶片表面边界层)和尾迹中大尺度的流动(如桨叶涡系), 采用了动量源项法^[6], 即将旋翼对流场的影响用桨叶施与流体的动量来计及, 在 N-S 方程中引入动量源项, 而不把桨叶看成物面, 整个流场中就不存在边界层那样的小尺度区域了, 可将大量的网格点用于计算两旋翼尾迹的相互干扰。

1 计算方法

(1) 动量源项方法的基本思想 桨叶绕轴旋转, 产生气动力, 从流体微团的角度来看, 流体微团感受到的是动量的交换, 可通过在 N-S 方程中引入动量源项来表示旋翼的这种作用。

具体的做法是: 在展弦比较大的情况下, 把桨叶看成一根细杆, 沿展向分割成若干微段, 通过升力线理论计算细杆产生的力, 流场感受到的是这个力的反作用力, 可用动量源项来模拟细杆的这种作用。桨叶在不同时刻处于不同位置, 其对流场某点的作用力只当其经过该点时才存在。求解旋翼气动性能时, 只要求时均结果。设桨叶微段产生气动力为 F , $\Delta\theta$ 为微段扫过流体控制体的角度, 则该力在此控制体上一周期的平均为 $\Delta\theta / (2\pi) \cdot F$ 。若有 b 片桨叶, 则作用在流体控制体的时间平均力为

$$S = \frac{b\Delta\theta}{2\pi} (-F) \quad (1)$$

所以, 桨盘上控制体内就好像分布有大小正比于 S 的动量源。将此动量源引入 N-S 方程中, 便可求解旋翼产生的尾迹所诱导的流场(动量源的强度需在求解过程中迭代确定)。更详细的描述见文献[5, 6]。

(2) 流动的求解 如图 1 所示取包含旋翼的长方体为计算域。在入流边界给定来流条件(悬停

时,此边界的处理同其它边界),其它边界外插。旋翼的作用由方程中的动量源项表示,本身不再被看成物面。控制方程组可写为:

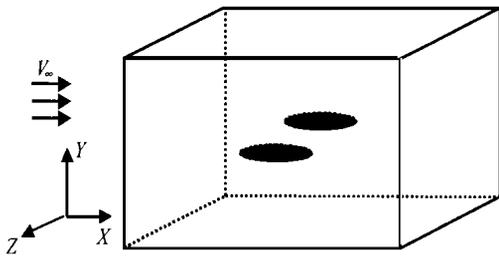


图 1 计算域

连续方程 $\nabla \cdot \mathbf{V} = 0$ (2)

动量方程

$$\rho \nabla \cdot \mathbf{V} = - \nabla p + \rho \mathbf{Q} \mathbf{V} + \mathbf{S}' \quad (3)$$

其中:源项 $\mathbf{S}' = (S'_x, S'_y, S'_z)$ 表示某点单位体积内旋翼施于流体的力,即式(1)中的 \mathbf{S} 除以控制体的体积,其引入了旋翼对流体的作用。方程(2)、方程(3)采用有限体积法进行离散;用 SIMPLER 方法^[7]求解。动量源项是在方程求解的迭代过程中不断改变而最后趋于常值的。

计算中取大小为 $16R \times 12R \times 12R$ (R 为旋翼半径)的计算域(图 1):上游、下游,顶部、底部,左、右边界距旋翼中心分别为 7, 9, 4, 8, 6, 6 个 R 。网格在旋翼附近分布较密,远离旋翼处分布较稀。为研究网格疏密及计算域大小对计算结果的影响,采用 $60 \times 60 \times 58, 80 \times 86 \times 76$ (计算域为 $16R \times 12R \times 12R$), 以及 $76 \times 74 \times 78$ (计算域为 $22R \times 17R \times 20R$) 3 套网格计算了 Rotor I (见表 1) 悬停时的气动力。结果相差不大,故以下的计算中均采用 $60 \times 60 \times 58$ 的网格。

(3) 气动力的计算 流场的迭代求解过程结束后,源项 \mathbf{S}' 就确定了,从而作用在桨盘处某控制体上的时间平均的气动力为

$$\bar{\mathbf{F}} = (\bar{F}_x, \bar{F}_y, \bar{F}_z) = \mathbf{S}' \mathbf{V} \quad (4)$$

式中: \mathbf{V} 为控制体体积。桨盘的拉力系数 C_T 和扭矩系数 C_Q 由时均气动力 $\bar{\mathbf{F}}$ 沿桨盘的周向和径向求和获得

$$\begin{aligned} \frac{C_T}{R} &= \frac{\sum \sum \bar{F}_y}{QA(8R)^2R} \\ \frac{C_Q}{R} &= \frac{\sum \sum (-\bar{F}_x Z + \bar{F}_z X)}{QA(8R)^2RR} \end{aligned} \quad (5)$$

其中: $A = PR^2$ 为桨盘面积; $R = bc/(PR)$ 为旋翼实度。

2 结果与讨论

文献[3]提供了双旋翼气动性能的测量结果,其翼型气动参数为:升力线斜率 $C_y^A = 5.3$; 零升阻力系数 $C_{d0} = 0.0148 - 0.048A - 1.48A^2$; 其它数据见表 1(Rotor I)。

表 1 实验旋翼的参数

项 目	符 号	Rotor I	Rotor II
旋翼半径	R/m	0.38	7.95
上、下旋翼间距	d/R	0.21, 0.26, 0.42	0.189
弦长	c	0.06	0.48
桨叶根切	r _{cut}	21%	20%
每个旋翼桨叶片数	b	2	3
转速	$\delta / \text{rad} \cdot \text{s}^{-1}$	324.6	28.43
扭转角	H _w	0°	- 6°
桨根安装角	H	3°~12°	由 $C_T = 0.016$ 确定

图 2 给出了悬停时上、下旋翼性能曲线的计算与实验的比较(两旋翼间距为 $d/R = 0.26$)。可见,计算与实验是较吻合的。由计算和实验结果都可见,下旋翼性能较上旋翼的差,此差别在 C_T 大(即桨根安装角大)时增大(这与文献[5]中有关流场的结果是一致的:桨根安装角增大,上、下旋翼下洗速度差别增大)。

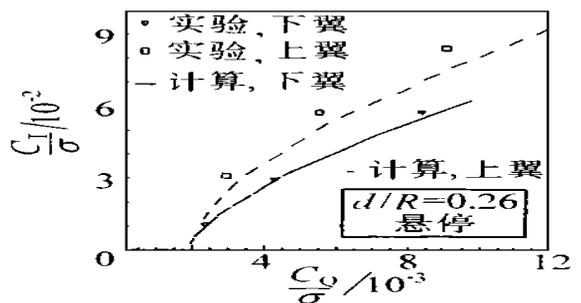


图 2 悬停时,上、下旋翼性能计算与实验的比较

图 3(a) 为悬停状态旋翼总性能(上、下旋翼性能的总和)的计算与实验的比较。图 3(b) 为 4 片桨叶和 2 片桨叶单旋翼的性能计算与实验的比较,吻合情况与图 2 一样。另外,比较图 3(a) 和图 3(b),可见共轴式双旋翼每片桨叶的平均性能比 2 片桨叶单旋翼的差,但比 4 片桨叶单旋翼略好。

以前进比 $L = 0.16$ 为例(文献[3]中只提供了此 L 下的 C_T-C_Q 实验曲线),考查前飞时的情形。图 4 为上、下旋翼性能曲线的计算结果,可见上、下旋翼的性能在此较大的 L 下趋于相同(这与文献[5]中有关流场的结果也是一致的:随着 L

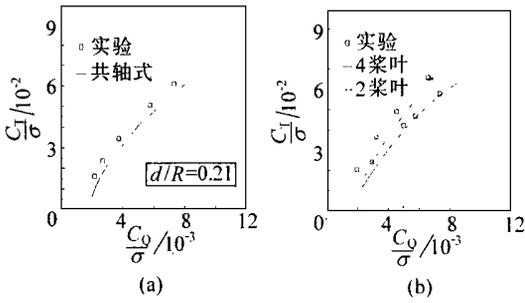


图3 悬停状态,性能计算与实验的比较
(a)双旋翼 $d/R = 0.21$; (b)单旋翼

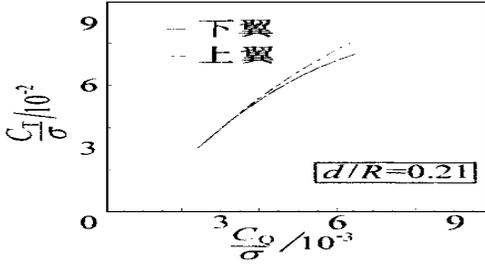


图4 $L = 0.16$ 时,上、下旋翼性能计算

的增大,上、下旋翼下洗速度分布趋于相同)。图5分别为不同间距的共轴式双旋翼总性能,以及2片、4片桨叶单旋翼性能计算与实验的比较,可见计算与实验也是较吻合的。另外,比较图5(a)、5(b)和图5(c)可见:增大间距,双旋翼每片桨叶的平均性能接近2片桨叶单旋翼的;间距减小,则接近4片桨叶单旋翼的。

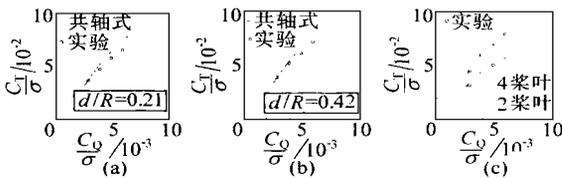


图5 前飞($L = 0.16$)时,性能计算与实验的比较
(a)双旋翼 $d/R = 0.21$; (b)双旋翼 $d/R = 0.42$; (c)单旋翼

文献[8]提供了双旋翼直升机尾迹形状的试飞数据,因尾迹形状与旋翼气动性能密切相关,故也与之进行了比较,从另一角度来检验本计算方法。旋翼参数见表1(Rotor II),翼型为NACA23012。

由所计算的流场,可近似描绘出尾迹形状($L = 0.006$ 的流场中,速度的剪切层,即尾迹涡层比较明显; $L = 0.089$ 时,来流速度较大,尾迹涡层较散开,加之计算的数值粘性扩散,离旋翼远处尾迹的位置不易判定)。图6为计算与试飞结果的比较。“悬停”($L = 0.006$)时结果较好;前飞($L = 0.089$)时,前缘附近有些差别(这里未考虑机身的

存在,可能是原因之一)。

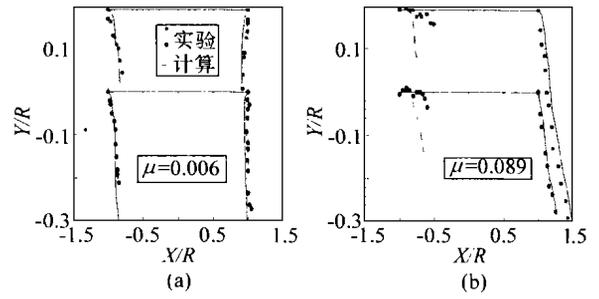


图6 尾迹形状,计算与试飞的比较

参考文献

- [1] Johnson W. Helicopter theory[M]. Princeton: Princeton University Press, 1980.
- [2] Andrew M J. Co-axial rotor aerodynamics in hover[J]. Vertica, 1981, 5: 163~172.
- [3] Saito S, Azuma A. A numerical approach to Co-axial rotor aerodynamics[J]. Vertica, 1982, 6: 253~266.
- [4] Bagai A, Leishman J G. Free-wake analysis of tandem, tilt-rotor and coaxial rotor configurations [J]. J AHS, 1996, 41(3): 196~207.
- [5] 童自力,孙茂. 共轴式双旋翼流动的N-S方程模拟[J]. 航空学报, 1998, 19(1): 1~5.
- [6] Rajagopalan R G, Mathur S R. Three dimensional analysis of a rotor in forward flight[J]. J AHS, 1993, 38(3): 14~25.
- [7] 帕坦卡S V. 传热与流体流动的数值计算[M]. 北京: 科学出版社, 1984.
- [8] Akimov A I, Butov V P, Bourtsev B N, et al. Flight investigation of coaxial rotor tip vortex structure[A]. In: Proceedings of the 50th Annual Forum of the American Helicopter Society[C], 1994.

作者简介:



童自力 男,29岁,博士研究生。主要研究方向为:旋翼空气动力学,计算流体力学。



孙茂 男,43岁,北京航空航天大学教授,博士生导师。力学学会理事;《力学学报》、《航空学报》编委。主要研究方向为:非定常流与旋涡、旋翼空气动力学,动物的飞行与游动。1997年被航空部授予“有突出贡献专家”称号。获1997年度国家杰出青年科学基金。