

文章编号: 1000-8055(2006)01-0019-06

涵道尾桨的CFD模拟与验证

于子文, 曹义华

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘要: 采用CFD(计算流体力学)方法分析在悬停和侧飞时直升机涵道尾桨的流场与性能。在轴对称的圆柱坐标系中, 用有限容积法和SMPL E(压力耦合方程的半隐式法)算法求解定常不可压的湍流N-S方程。在分析中, 旋转的螺桨被描绘成沿螺桨桨叶展向分布的、与本地流动参数相关的、时间平均的动量源项, 通过在N-S方程中加入此动量源项来替代螺桨对流体的作用。计算方法还包括涵道壁的阶梯型近似, 原始变量的交错网格, $k-\epsilon$ 湍流模型和涵道壁上的壁面函数法等措施。涵道尾桨的流场分析和性能预测同实验测量数据的良好的一致性表明, 这种CFD方法可以有效的分析涵道尾桨的具体设计问题。

关键词: 航空、航天推进系统; 涵道尾桨; 湍流流动; 数值模拟; 动量源项; 壁面函数

中图分类号: V 211.45

文献标识码: A

CFD Simulation and Validation of Ducted Tail Rotor

YU Ziwen, CAO Yi-hua

(School of Aeronautical Science and Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The flow field and performance of a helicopter ducted tail rotor in hovering and sideward flight were analyzed using CFD (Computational Fluid Dynamic) technique. At first the general governing equations of turbulent flow around ducted tail rotors were set up, and then directly solved by finite volume approach and SMPL E (Semi-Implicit Method for Pressure-Linked Equations) approach in an axisymmetric coordinate system. The spinning fan was represented as time-averaged momentum source terms distributed along the span of the fan with functional relationship to the local flow conditions in N-S equations. The calculation method also included a stair-step representation of the shroud, staggered grid system, the $k-\epsilon$ turbulence model and wall function method on the shroud. The calculated results of flow field and performance correlation show good agreement with the measured data. Therefore, it is concluded that the numerical simulation technique is proved to be feasible for analyzing design issues of ducted tail rotor.

Key words: aerospace propulsion system; ducted tail rotor; turbulent flow; numerical simulation; momentum source term; wall function

与孤立尾桨相比, 直升机涵道尾桨具有更好的空气动力特性, 更高的安全性, 以及更小的尺寸,

所以其在全球范围内得到了广泛的应用。涵道尾桨由于涵道的存在, 其滑流形式发生了很大的

收稿日期: 2004- 12- 27; **修订日期:** 2005- 03- 07

作者简介: 于子文(1977-), 男, 黑龙江齐齐哈尔人, 北京航空航天大学航空科学与工程学院博士生, 主要从事飞行器设计的研究

变化。涵道尾桨除螺桨桨叶产生拉力外,涵道上还产生附加拉力。涵道上的拉力由涵道入口处的逆压所产生,最大可达总拉力的50%^[1]。为了确定涵道尾桨的流场,总拉力及其在螺桨桨叶和涵道上的分配关系,本文采用了一种新的数值模拟方法。

在涵道尾桨的流场中存在桨-涡干扰和壁-涡干扰等复杂的流动现象,应把它看作湍流流动问题。随着计算机和计算技术的飞速发展,用数值模拟方法来研究湍流流动已形成一股极有势头的潮流。在湍流流动的数值计算方法中,常用的是涡粘性模式法。本文采用 $K-\epsilon$ 两方程湍流模型^[2],并在涵道壁上进行壁面函数法处理,通过 K (湍流脉动动能)方程和 ϵ (湍流能量耗散率)方程来确定湍流粘性系数 μ_t 。

在涵道尾桨的计算分析中,理想的做法是绕着每一片螺桨桨叶生成旋转的高密度的贴体网格,在此网格系统之下求解 $N-S$ 方程;但由于流动中同时存在叶片边界层,螺桨尾迹等尺度很不相同的区域,这样分析将超出当前的求解能力范围。使用尾迹模型来求解也是不合理的,因为尾迹结构会随着飞行条件和桨叶结构的改变而变化。解连续方程:

$$\frac{1}{r} \left[\frac{\partial(\rho r v_z)}{\partial z} + \frac{\partial(\rho r v_r)}{\partial r} \right] = 0 \quad (1)$$

z 向动量方程:

$$\begin{aligned} \frac{1}{r} \left\{ \frac{\partial}{\partial z} \left[\rho r v_z^2 - \mu_e r \frac{\partial v_z}{\partial z} \right] + \frac{\partial}{\partial r} \left[\rho r v_r v_z - \mu_e r \frac{\partial v_z}{\partial r} \right] \right\} = \\ - \frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial}{\partial z} \left[\mu_e \frac{\partial v_z}{\partial z} \right] + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left[r \mu_e \frac{\partial v_r}{\partial r} \right] + S_z' \end{aligned} \quad (2)$$

r 向动量方程:

$$\begin{aligned} \frac{1}{r} \left\{ \frac{\partial}{\partial z} \left[\rho r v_z v_r - \mu_e r \frac{\partial v_r}{\partial z} \right] + \frac{\partial}{\partial r} \left[\rho r v_r^2 v_z - \mu_e r \frac{\partial v_r}{\partial r} \right] \right\} = - \frac{\partial p}{\partial r} - \\ \frac{2\mu_e v_r}{r^2} + \frac{\rho v_\theta^2}{r} + \frac{\partial}{\partial z} \left[\mu_e \frac{\partial v_r}{\partial z} \right] + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left[r \mu_e \frac{\partial v_r}{\partial r} \right] \end{aligned} \quad (3)$$

θ 向动量方程:

$$\begin{aligned} \frac{1}{r} \left\{ \frac{\partial}{\partial z} \left[\rho r v_z v_\theta - \mu_e r \frac{\partial v_\theta}{\partial z} \right] + \frac{\partial}{\partial r} \left[\rho r v_r v_\theta - \mu_e r \frac{\partial v_\theta}{\partial r} \right] \right\} = \\ - \frac{\rho v_r v_\theta}{r} - \frac{v_\theta}{r^2} \frac{\partial(r \mu_e)}{\partial r} + S_\theta' \end{aligned} \quad (4)$$

湍流脉动动能 K 方程:

$$\begin{aligned} \frac{1}{r} \left\{ \frac{\partial}{\partial z} \left[\rho r v_z K - \left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) r \frac{\partial K}{\partial z} \right] + \frac{\partial}{\partial r} \left[\rho r v_r K - \left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) r \frac{\partial K}{\partial r} \right] \right\} = \\ G - \epsilon \rho \epsilon \end{aligned} \quad (5)$$

决此困难的方法是对螺桨桨叶进行建模。可以根据螺桨的工作特性建模^[3],也可以用升力线理论或布涡理论来建模^[4],而用桨叶元理论来描述桨叶载荷分布^[5,6]是一种更精确的建模方法。本文就是采用第三种建模方法,把桨叶对流体的作用通过在 $N-S$ 方程中加入动量源项(分布的载荷)来替代。在建模中,不把桨叶看成物面,舍去求解桨叶附近(如桨叶边界层)的详细流动。这样整个流动就不存在桨叶边界层那样的小尺度区域了,可将大量的网格点用于计算涵道尾桨的尾迹^[7]。

目前,存在一些研究涵道尾桨的文章,但大部分研究都只是通过工程方法来分析其性能问题,只有少数的文章采用CFD方法对其流场和性能进行研究。而且,这些早期的研究也仅限于层流的分析^[8]。因此,这种状况需要改善。本文就是对涵道尾桨湍流场数值模拟的一个探索性研究。

1 控制方程

选用柱坐标系 (z, r, θ) ,该坐标系固定在涵道尾桨的中心, z, r, θ 分别是螺桨的轴向,径向和周向。最终所讨论的涵道尾桨流场的控制微分方程是定常不可压、轴对称、湍流流动的 $N-S$ 方程:

湍流能量耗散率 ϵ 方程:

$$\frac{1}{r} \left\{ \frac{\partial}{\partial z} \left[\rho r v_z \epsilon - \left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) r \frac{\partial \epsilon}{\partial z} \right] + \frac{\partial}{\partial r} \left[\rho r v_r \epsilon - \left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) r \frac{\partial \epsilon}{\partial r} \right] \right\} = c_1 \frac{\epsilon}{K} G - c_2 \frac{\epsilon^2}{K} \tag{6}$$

其中:

$$G = \mu_t \left\{ 2 \left[\left(\frac{\partial v_z}{\partial z} \right)^2 + \left(\frac{\partial v_r}{\partial r} \right)^2 + \left(\frac{v_r}{r} \right)^2 \right] \left(\frac{\partial v_z}{\partial z} + \frac{\partial v_r}{\partial r} \right)^2 + \left[r \frac{\partial}{\partial r} \left(\frac{v_\theta}{r} \right) \right]^2 + \left(\frac{\partial v_\theta}{\partial z} \right)^2 \right\} \tag{7}$$

$$\mu_e = \mu + \mu_t \tag{8}$$

式中: v_z, v_r 和 v_θ 是速度矢量 V_{abs} 在 3 个方向上的分量, 而 $p, \rho, \mu, \mu_t, \mu_e$ 和分别为流场的静压, 密度, 分子粘性系数, 湍流粘性系数和总粘性系数, 而源项 S_z' 和 S_θ' 表示螺旋桨赋予流场 z 和 θ 方向上的单位体积的、时间平均的气动力。由于附加了 $K-\epsilon$ 两方程模型, 所以在这一方程组中引入了 4 个系数 (c_1, c_2, C_μ, C_D) 及 2 个常数 ($\sigma_k, \sigma_\epsilon$)。

采用有限容积法对控制微分方程进行离散, 而对得到的离散化方程, 采用 ADI (交替方向隐式迭代) 法进行求解^[9]。在此计算分析中, 使用 SIMPLE 算法求解流场原始变量, 即速度矢量 V_{abs} 和静压 p 。而这些变量也只是在涵道尾桨的轴对称平面内, 即 $z-r$ 平面上解出。本文采用交错网格, 把速度 v_z 和 v_r 以及剩下的所有变量, 包括速度 v_θ 、压力 p 、湍流脉动动能 K 、湍流的能量耗散率 ϵ , 分别存储于 3 套不同的网格系统上。

2 计算方法

2.1 壁面函数

高 Re (雷诺数) 数模型 $K-\epsilon$ 适用于计算离开壁面一定距离的湍流区域的流场。而在与壁面相邻接的粘性次层内, 湍流 Re 数很低。所以当采用高 Re 数 $K-\epsilon$ 模型来计算涵道尾桨的流场时, 对于涵道壁附近的区域, 需采用壁面函数法来处理^[2]。也就是说, 离开涵道壁一定距离的湍流区域采用高 Re 数 $K-\epsilon$ 模型, 而在粘性次层内不布置任何节点, 把第一个与涵道壁相邻的节点布置在主湍流区域内。壁面函数法能节省内存与计算时间, 在工程湍流计算中应用较广。

采用高 Re 数的 $K-\epsilon$ 模型及壁面函数法时, 涵道尾桨边界条件的确定方法如下:

(1) 进口边界

给定进口边界上的流动参数, 湍流动能和湍

流耗散率可采用经验公式间接估算。

(2) 出口边界

采用坐标局部单向化方式处理, 各变量沿出口方向的粘性系数皆设定为零。

(3) 中心线

采用对称性边界条件, 各变量的法向导数为零。

(4) 涵道壁面

采用无滑移边界条件, 靠近壁面处要用壁面函数法加以处理。

2.2 动量源项

涵道尾桨的桨叶在绕 z 轴旋转时, 传递给流入的流体气团一定的动量。也就是说, 对每一个流体气团, 旋转桨叶的影响改变了它们的动量。在本研究中, 这种流体动量的改变, 通过引入动量源项 S_θ, S_z 到离散化方程中来模拟, 其表示为:

$$\begin{cases} S_\theta = S_\theta(C_l, C_d, \alpha, V_{abs}, \Omega, r, \varphi, z, t, b, \rho, B) \\ S_z = S_z(C_l, C_d, \alpha, V_{abs}, \Omega, r, \varphi, z, t, b, \rho, B) \end{cases} \tag{9}$$

这里: C_l 和 C_d 是涵道尾桨桨叶翼型的升力系数和阻力系数, 是迎角的函数; α 是桨叶叶片与相对速度矢量 V_{rel} 之间的迎角; V_{abs} 是在某一瞬间桨叶位置 (z, r, θ, t) 上流体的绝对速度; b 是桨叶弦长; B 是桨叶片数; Ω 为螺旋桨转速; φ 为桨叶桨距角。这样就可以把旋转的螺旋桨理想化为沿叶片展长离散分布的动量源项^[7]。

桨叶 z, θ 向气动力系数 C_z, C_θ 可由桨叶翼型的升力系数 C_l 和阻力系数 C_d 获得:

$$\begin{cases} C_z = C_d \sin \beta - C_l \cos \beta \\ C_\theta = C_d \cos \beta + C_l \sin \beta \end{cases} \tag{10}$$

其中: β 是相对速度矢量 V_{rel} 同 $r-\theta$ 平面之间的夹角, 即入流角。

由此得出在指定桨叶剖面上随时间变化的源

项为:

$$\begin{cases} s_\theta = C_\theta \left[\frac{1}{2} V_{rel}^2 b \rho \right] \\ s_z = C_z \left[\frac{1}{2} V_{rel}^2 b \rho \right] \end{cases} \quad (11)$$

现在此源项求出的是在螺旋桨叶片上产生的气动力,而螺旋桨叶片作用在流体控制体上的力正是此力的反作用力。另外,此源项是在桨叶剖面固定在某网格点时计算得出的。而实际上,螺旋桨是不停的旋转的,桨叶在不同时刻处于不同的位置,其对流场某点的作用力只是在其经过该点时才存在。要求的远场尾迹是桨叶作用的时均结果,因而把桨叶过某点时的气动力平均在一个周期内,转化为不随时间变化的动量源加于该点就可以了。所以最后得出具有 B 片桨叶的螺旋桨作用在流体控制体上的按时间平均的源项是:

$$\begin{cases} S_\theta = \frac{B}{2\pi} (-s_\theta) \\ S_z = \frac{B}{2\pi} (-s_z) \end{cases} \quad (12)$$

最后,需要说明一下,在前面部分所介绍的 S'_θ 和 S'_z ,就是指单位体积的动量源项 S_θ 和 S_z 。

3 算例分析

3.1 涵道尾桨建模

本文把某典型直升机的涵道尾桨作为计算讨论的对象,图1就是其简化后的模型示意图,此模型简化成轴对称结构以减少网格的生成而成为二维问题。

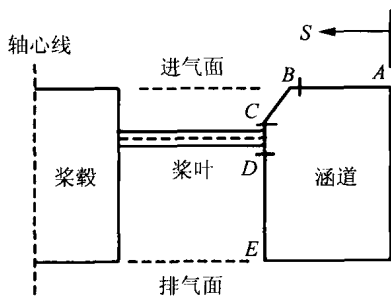


图1 涵道尾桨简化的模型示意图

Fig 1 Model of ducted tail rotor

计算采用正交结构网格,对除螺旋桨桨叶之外的所有固体区域,把其控制体按零速度隔开。而对于涵道壁上的非正交平面(B-C面),要增加网格密度且进行阶梯型近似。网格在临近螺旋桨和涵道处加密,而在远离螺旋桨和涵道时则变粗。最初使用

两个(56×63)和(70×109)的网格对相同的涵道尾桨进行计算。采用这两种网格得到的结果基本一致,所以为了节省计算时间,大部分计算采用(56×63)网格。

3.2 结果分析

3.2.1 悬停

悬停是提供升力的旋翼没有空速时的飞行状态,此时,它既没有垂直速度,也没有水平速度。下面将从流场分析和性能预测两个方面对悬停状态的涵道尾桨进行分析。

(1) 流场分析

在图2中描绘了悬停时25°总距角的涵道尾桨的流场流线。螺旋桨的尾迹沿着涵道一直延伸至无穷远,桨毂后有一个流动的分流,出现一个小回流区。这与参考文献[8]的结果相类似。

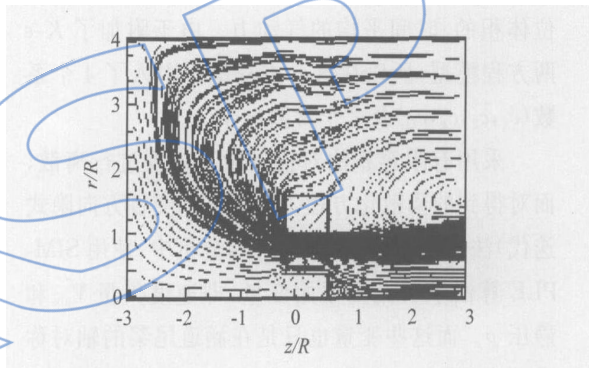


图2 悬停时25°总距角的尾桨的流场流线

Fig 2 Hover stream lines with 25° of collective pitch

(2) 性能预测

在涵道尾桨的设计中,最重要的就是计算其提供的拉力。图3中描绘了涵道尾桨的螺旋桨拉力随桨叶总距角的变化曲线,并与参考文献[8]中的计算结果作了比较。图中所示的拉力完全是由螺旋桨产生的,不包括涵道壁或桨毂产生的拉力。为求出螺旋桨产生的拉力需要单独考虑螺旋桨的平衡。如图所示,在大部分的总距角范围内,本文计算结果与参考文献[8]的结果是相同的。但在总距角达到一定角度后,螺旋桨的拉力会下降。这是由于大的总距角会导致迎角增加,翼型失速而最终使拉力下降。

悬停时在涵道尾桨的涵道上产生的拉力是非常大的,这主要是由涵道入口处的逆压产生的。在图4中把本文分析所得的涵道壁表面的静压分布与参考文献[8]中的结果进行了比较。 $C_{p_{VTp}}$ 压力系数按如下公式确定:

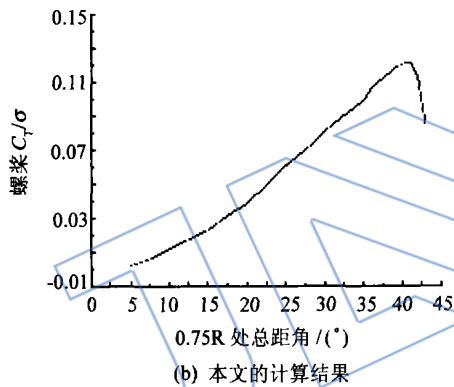
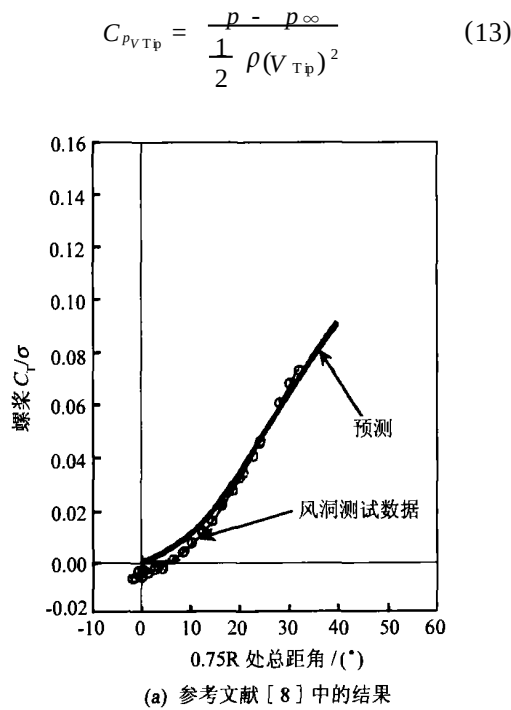


图3 悬停时涵道尾桨的螺旋拉力

Fig 3 Fan Thrust in Hover

如图所示, 此压力系数从涵道壁上表面外侧点A 开始, 作为涵道壁表面轨迹S 的函数进行描述。图示曲线表明气流在涵道壁上表面(A -B) 具有少许的逆压, 而在进气缘(B -C) 逆压迅速增加, 这种迅速上升的逆压一直延伸到桨叶区域(C -D), 然后在螺旋下游(D -E) 逐渐还原为空气静压直至气流排出。此曲线趋势与参考文献[8]的结果相类似。但与参考文献[8]中的“分析”相比, 本文所预测的压力系数在涵道壁上表面(A -B) 具有更少的逆压, 而在进气缘(B -C) 则有更多的逆压, 这更接近于参考文献[8]中的“风洞测试数据”。

图5 描绘了悬停时桨叶总距角从25 增加到35 后, 升力系数径向分布的变化。从图5 中可以看到, 升力系数在根部和尖部比较大, 随着总距角的不断增大, 在桨叶的尖部和根部将出现失速。如

图所示, 桨叶根部的升力系数超过静态升力系数

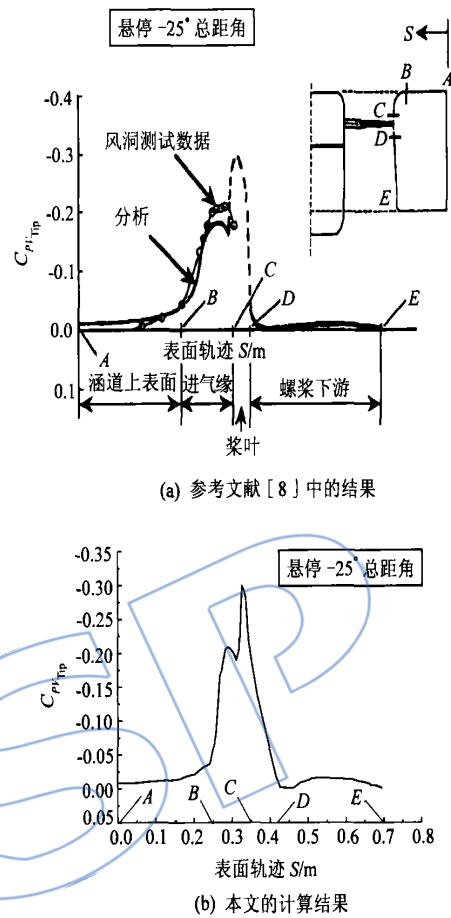


图4 悬停时涵道尾桨涵道壁表面的静压分布

Fig 4 Shroud static pressure distribution in hover

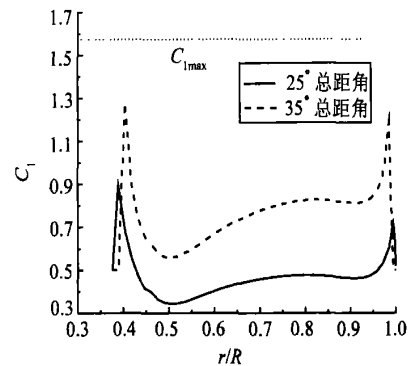


图5 悬停时尾桨桨叶升力系数的径向分布

Fig 5 Fan blade section lift coefficient radial distribution in hover

的两倍, 这将导致桨叶阻力和动量损失的增加。此计算分析只用到了桨叶翼型剖面的二维气动特性, 由于桨叶数目是有限的, 且桨叶上下表面间的

压力差诱导产生径向流,所以在螺桨桨叶上具有三维效应。而在桨尖区域的三维效应则会使其升力系数 C_l 值下降,而延迟失速到高的总距角。

3.2.2 侧 飞

(1) 流场分析

在图6中描绘了直升机以 12.5 m/s 速度右侧飞时,总距角为 35° 的涵道尾桨的流场流线图。在涵道壁和桨毂的下游侧面流动明显是分离的。桨毂附近的流场表明,流动的分离是从螺桨的上游开始的,而当分离的尾迹移向涵道壁时,这种流动的分离更加明显了。这些旋涡就是在涵道尾桨出口处的所见的排气流的扭曲。

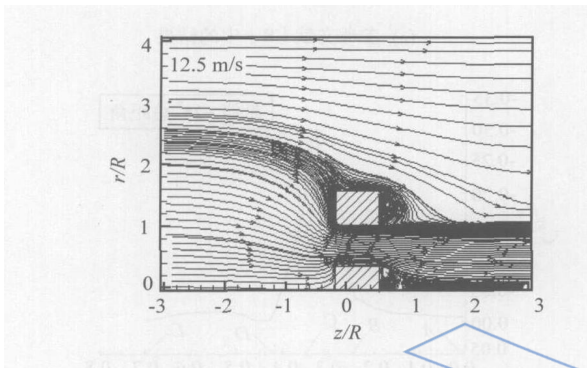


图6 右侧飞时 35° 总距角的涵道尾桨的流场流线图

Fig 6 Stream lines in right sideward flight with 35° of collective pitch

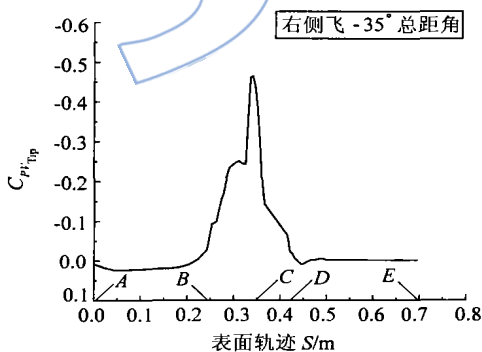


图7 右侧飞时尾桨涵道壁表面的静压分布

Fig 7 Shroud static pressure distribution in right sideward flight

(2) 性能预测

右侧飞时在涵道尾桨的涵道上产生的拉力也是很大的,也主要是由在涵道入口处的逆压产生

的。在图7中描绘了直升机以 12.5 m/s 速度右侧飞时,总距角为 35° 的尾桨涵道壁表面的静压分布。如图所示,压力系数从涵道壁上表面外侧点A开始,作为涵道壁表面轨迹 s 的函数进行描述。此曲线的趋势走向与悬停时的图4相类似。但右侧飞相对于悬停来说,气流在涵道壁上表面(A-B)具有少许的正压。

4 结 论

这种CFD分析方法,除了需要知道螺桨桨叶的一些动力特性参数之外,不需要任何经验的考虑,是一种很完备的方法。它可以用一个简单的程序来解决涵道尾桨的流场分析和性能预测问题。在此计算中,流场分析和性能预测同实验测量数据的良好的一致性表明,此程序可以作为一个分析工具有效的进行涵道尾桨的设计参数的研究,对于一般的设计意图,这种方法的准确度是可以接受的。但目前还有很多的后续工作,包括分析解决在桨叶根部和尖部流动的不稳定性与不连续性,改进具有延迟失速效应的螺桨桨叶数据,另外也要对旋涡作用显著的左侧飞情况给予关注。

参考文献

- [1] Clark D R. Aerodynamic Design Rational for the Fan-in-Fin on the S-76 Helicopter[R]. Presented at the 31st Annual National Forum, American Helicopter Society, Preprint 904, Washington D. C., May 1975
- [2] 陶文铨. 数值传热学[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 1988
- [3] Wilhelm R. Development and Testing of an Actuator Disk Boundary Condition Based on the DLR FLOWer Code[R]. DLR Technical Report IB 129 - 99/22, Braunschweig 1999
- [4] Brezillon J. Simulation of Rotor-Fuselage Interactions by Using an Actuator Disk[R]. In: Proceedings of the 26th European Rotorcraft Forum, The Hague, The Netherlands, 2000
- [5] Fle Chuiton. Actuator Disc Modeling for Helicopter Rotors[J]. Aerospace Science and Technology, 2004, 8: 285~297.
- [6] Rajagopalan R G, Lam C K. Laminar Flow Analysis of a Rotor in Hover[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1991, 36(1): 12~23
- [7] Rajagopalan R G, Mathur S R. Three Dimensional Analysis of a Rotor in Forward Flight[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1993, 38(3): 14~25
- [8] Rajagopalan R G, Keys C N. Detailed Aerodynamic Analysis of the RAH-66 Fantail using CFD[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1997: 310~320