

文章编号: 1000-8055(2008)10-1882-06

直升机旋翼机身发动机耦合流场数值模拟

胡 利, 曹义华, 赵 明

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 运用计算流体力学(CFD)数值工具研究旋翼机身发动机空气动力干扰. 通过生成多块贴体网格, 运用有限体积方法直接求解了不可压 N-S 方程. 分析了某直升机低速前飞时的流场性质. 首先对孤立机身周围粘性流场进行数值模拟, 然后运用作用盘模型分析了旋翼机身空气动力干扰对机身压力分布等方面的影响; 最后运用简单的发动机模型分析了发动机进出口对直升机流场的影响.

关 键 词: 数值模拟; 旋翼机身; 作用盘; 发动机进出口; 前飞

中图分类号: V211.41

文献标识码: A

Numerical simulation of helicopter rotor-fuselage-engine aerodynamic interactions

HU Li, CAO Yi-hua, ZHAO Ming

(School of Aeronautical Science and Technology,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The rotor-fuselage-engine aerodynamic interactions were studied using computational fluid dynamics numerical tools. The body-fitted structural grid was generated through multi-block grid technique. The finite volume method was adopted and incompressible Navier-Stokes equation was solved. The flow field and performance of the helicopter in forward flight were analyzed. Firstly, the accuracy of viscous simulation was investigated for the isolated fuselage configuration. Then, the rotor-fuselage aerodynamic interactions using the actuator disk model were obtained by discussing the influence of rotor on fuselage pressure distribution. Finally, the effect of the helicopter engine inlet and outlet was analyzed using a simplified engine model and the rotor-fuselage-engine interactions were obtained.

Key words: numerical simulation; rotor-fuselage-engine; actuator disk; engine inlet and outlet; forward flight

直升机旋翼/机身/发动机的气动干扰对直升机的性能、飞行品质、噪声、振动特性具有较大影响^[1-2], 准确预估直升机的气动干扰, 对直升机的设计及维护具有重要意义. 直升机的气动干扰以前一般采用工程估算方法, 随着旋翼尾迹理论的发展, 采用尾迹技术和机身面元法相结合, 已经成为预估直升机气动干扰的主要方法之一. 近年来,

随着计算机和计算技术的发展, 应用计算流体力学方法研究直升机旋翼流场和直升机气动干扰的技术, 得到了较快的发展^[3-4]. 本文通过求解 N-S 方程, 对直升机低速前飞的旋翼机身干扰和发动机进出口处流场进行了数值模拟, 并对结果进行了分析和研究, 获得了全机流场分布和气动性能参数.

收稿日期: 2007-09-10; 修订日期: 2008-04-28

作者简介: 胡利(1983-), 男, 重庆市人, 硕士生, 主要从事飞行器设计研究. E-mail: foxbuaa @126.com

1 模型建立

在本文中,重点研究了直升机在低速前飞时的空气动力学性能,采用流体动力学中最为常用的有限体积法,网格类型为结构化多重贴体网格.为了研究机身发动机进出口对流场性能的影响,分别对旋翼、机身、发动机建立了简单的模型.用作用盘模型处理旋翼已经被广泛使用^[5-7],所以本文同样采用作用盘模型,即用无限薄的圆盘代替旋转的桨叶,圆盘上下表面动量和能量的变化等效于旋翼对流场的作用.均匀的拉力分布等效于旋翼平面上下表面的压力差.在本文中,作用盘定义在内部网格边界面上,因此,此边界面必须等同于旋翼扫过的平面.机身建模和网格划分是整个建模过程的关键,首先通过 CAD 软件对直升机进行实体建模,如图 1.

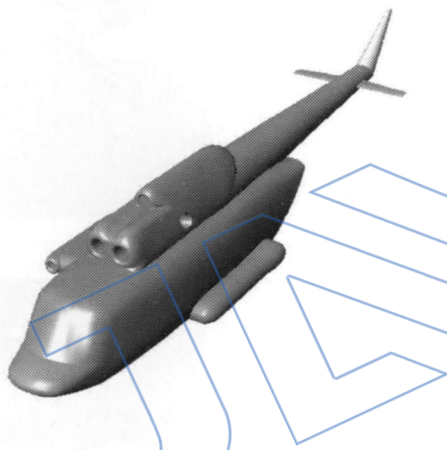


图 1 直升机实体模型
Fig. 1 Entity model of helicopter

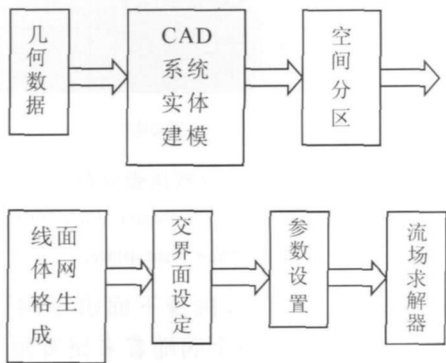


图 2 网格生成过程
Fig. 2 Process of grid generation

由于直升机外形复杂度高,生成单域贴体网格非常困难,因此采用分区结构网格,网格总数大

约 180 万,最内层网格厚度大约在 10^{-5} m 量级.远场边界距离旋翼中心距离大约为 $10R$ (R 为旋翼半径).分区网格的生成步骤如图 2.

由于只关心发动机进排气对流场的影响,因此不需要模拟发动机内部的流场情况.只是将发动机进口和出口当作边界条件来处理,给定一定的参数即可,比如速度,流量,压强等等.如图 3.

进口边界设为速度进口边界,出口边界设定为流量边界条件.由参考文献[8]可知进口速度 $v = 40.175$ m/s,温度 $T = 283.15$ K;出口流量 $\dot{m} = 9.486$ kg/s,温度 $T = 833$ K,压强 $p = 61\,640.7$ Pa.

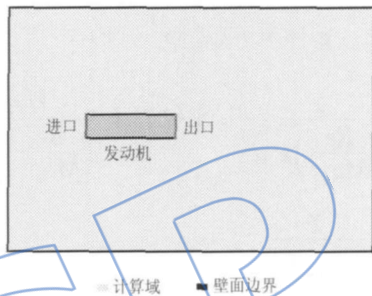


图 3 发动机模型示意图
Fig. 3 Sketch of the engine model

2 控制方程和湍流模型

质量方程 $\frac{\partial U_i}{\partial x_i} = 0$

动量方程

$$\frac{\partial U_i}{\partial t} + U_j \frac{\partial U_i}{\partial x_j} = - \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x_i} + \nu \frac{\partial^2 U_i}{\partial x_j \partial x_j} + \frac{1}{\rho} \frac{\partial (-\overline{\rho u_i u_j})}{\partial x_j}$$

其中 $-\overline{\rho u_i u_j}$ 称为雷诺应力,对于平均运动而言,它具有表面力的效果,像分子粘性力一样作用在湍流平均运动的微元体上.为了建立脉动关联量与平均量之间的关系,使湍流平均运动方程组能够封闭,提出了各种各样的湍流模型,Spalart-Allmaras 模式是一种一方程模型.

Spalart-Allmaras 模式

用 Spalart-Allmaras 模式来求解一个有关涡粘性的变量 ν 的方程为

$$\mu = \rho \nu f_{\nu_1}$$

式中

$$f_{\nu_1} = \frac{\chi^2}{\chi^2 + C_{\nu_1}^3}, \text{ 其中 } \chi \equiv \frac{\nu}{\nu}$$

SA 模式的方程是

$$\frac{\partial \mathbf{v}}{\partial t} + u_j \frac{\partial \mathbf{v}}{\partial x_j} = C_{b_1} (1 - f_{t_2}) \Omega \mathbf{v} + \frac{Ma_\infty}{Re} \cdot \left\{ C_{b_1} [(1 - f_{t_2}) f_{v_2} + f_{t_2}] \frac{1}{\kappa^2} - C_{w_1} f_w \right\} \cdot \left(\frac{\mathbf{v}}{d} \right)^2 - \frac{Ma_\infty}{Re} \frac{C_{b_2}}{\sigma} \mathbf{v} \frac{\partial^2 \mathbf{v}}{\partial x_j^2} + \frac{Ma_\infty}{Re} \frac{1}{\sigma} \frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ [\mathbf{v} + (1 + C_{b_2}) \mathbf{v}] \frac{\partial \mathbf{v}}{\partial x_j} \right\}$$

式中 d 为到物面的最近距离.

$$f_{t_2} = C_{t_3} \exp(-C_{t_4} \chi^2)$$

$$f_w = g \left(\frac{1 + C_{w_3}^6}{g^6 + C_{w_3}^6} \right)^{\frac{1}{6}} = \left(\frac{g^{-6} + C_{w_3}^{-6}}{1 + C_{w_3}^{-6}} \right)^{-\frac{1}{6}}$$

其中 $g = r + C_{w_2} (r^6 - r)$,

$$\text{而 } r = \frac{\mathbf{v}}{s \left(\frac{Re}{Ma_\infty} \right) \kappa^2 d^2}, s = \Omega + \left(\frac{Re}{Ma_\infty} \right) \kappa^2 d^2, f_{v_2} = 1 - \frac{\chi}{1 + \chi f_{v_1}}$$

3 计算方法和边界条件

本文运用 FLUENT-CFD 软件,计算采用了直接求解三维粘性不可压 RANS 方程,微分方程的离散使用有限体积法,压力速度耦合迭代选用著名的 SIMPL E 方法,对流项和扩散项使用二阶迎风差分格式离散.离散得到的代数方程组用高斯-赛德尔迭代法求解.

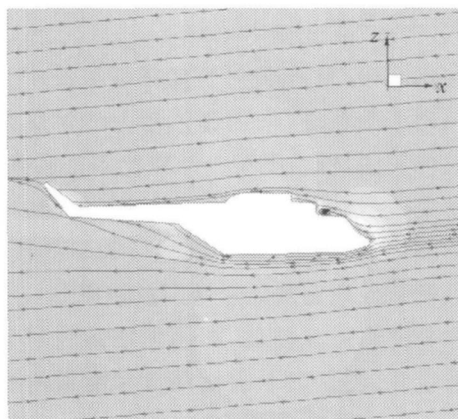
在本文算例中,采用小扰动方法来处理无限远物理边界,计算中直升机飞行高度为 $H = 4\,000\text{ m}$,气体参数与该高度上气体手册数据保持一致,前进比 $\mu = 0.05$,旋翼直径 $D = 21.3\text{ m}$,转速 $\omega = 20.096\text{ rad/s}$,直升机起飞质量 $M = 11\,100\text{ kg}$,旋翼安装角 $\theta = 4.5^\circ$,来流迎角 $\alpha = -5^\circ$.

4 计算结果与分析

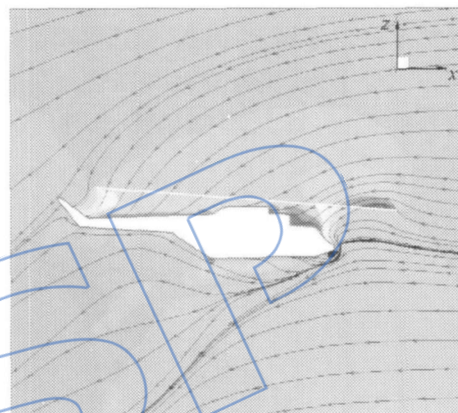
本文采用均匀作用盘理论,将分布均匀的旋翼拉力等效为作用盘上下表面的压力差.计算中采用的压差为

$$\Delta p = \frac{M \cdot g}{\pi \left(\frac{D}{2} \right)^2 \cdot \cos(\theta - \alpha)} = 309.7\text{ N} \cdot \text{m}^{-2}$$

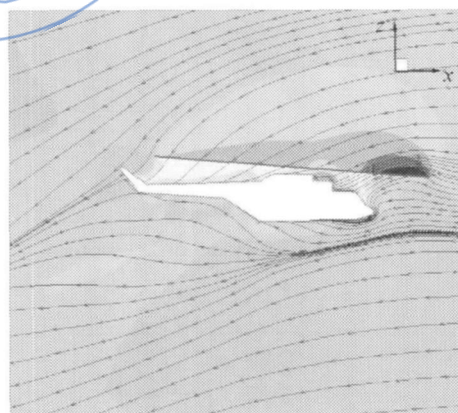
图 4 展示了机身中截面 ($y/R = 0$) 流线和压强分布,可以很明显的看出孤立机身流线很平滑地经过机身表面,旋翼的作用使得流场在机身周围以及远离机身的地方与孤立机身情况有明显的区别.旋翼产生的下洗速度,使来流产生明显的



(a) 孤立机身



(b) 旋翼+机身



(c) 旋翼+机身+发动机

图 4 $y/R = 0$ 流线压强分布

Fig. 4 Streamlines and pressure distribution in the centerline slice plane

偏转.在机身的影响下,机身下面由于附面层分离,产生了两个涡.这两个涡随着来流慢慢与下洗气流融合,最终消散,使得流场的性能发生很大的变化.同时旋翼翼尖即作用盘边缘也会产生涡,并随着来流拖向远场.随着速度方向的改变,压力分布也改变了,孤立机身压力峰值出现在机身前端,而有了旋翼之后压力峰值向后移动到进气道附近,由于旋翼的下洗,使得机身上表面压力变大,

产生较大的阻力,因而需要更大的旋翼拉力.与文献[6]中孤立机身与旋翼机身中截面流线图进行对比可以看出,本文的计算结果与之非常吻合.

对直升机流场的研究,必须要进行旋翼和机身耦合研究,因为旋翼和机身存在相互的干扰和影响.从计算结果中可以清晰地发现机身下方涡的产生发展变化情况.图 5 是垂直于 x 轴截面上的涡形分布和流场演变,从中可以看到涡的产生吸收融合的过程.图 5(a) 中机身底部两个涡非常明显,在来流和旋翼下洗的影响下,涡向下运动并开始相互融合吸收.同时在底部产生新的涡核,并慢慢变大(图 5(b)).随着涡慢慢变化,最初的两

对涡已经分别融合为一个,同时形成第三对涡(图 5(c)).再继续发展,第三对涡也明显能看见,而此时前两对涡都已经相互吸收(图 5(d)).然后在尾桨的地方又将生成一对涡,之前产生的涡都已经陆续消失(图 5(e)).最终,当在为尾桨处产生的一对涡消失的时候,流场又变得光滑(图 5(f)).

发动机进气和排气会对直升机周围的流场产生巨大影响,如图 6 和图 7 在进气道入口处,由于发动机的作用,发动机入口处空气流速增加,靠近进气口流线汇聚也很明显.发动机入口处压强分布与不考虑发动机时有明显区别.

发动机排出的高温高压气体,对发动机出口

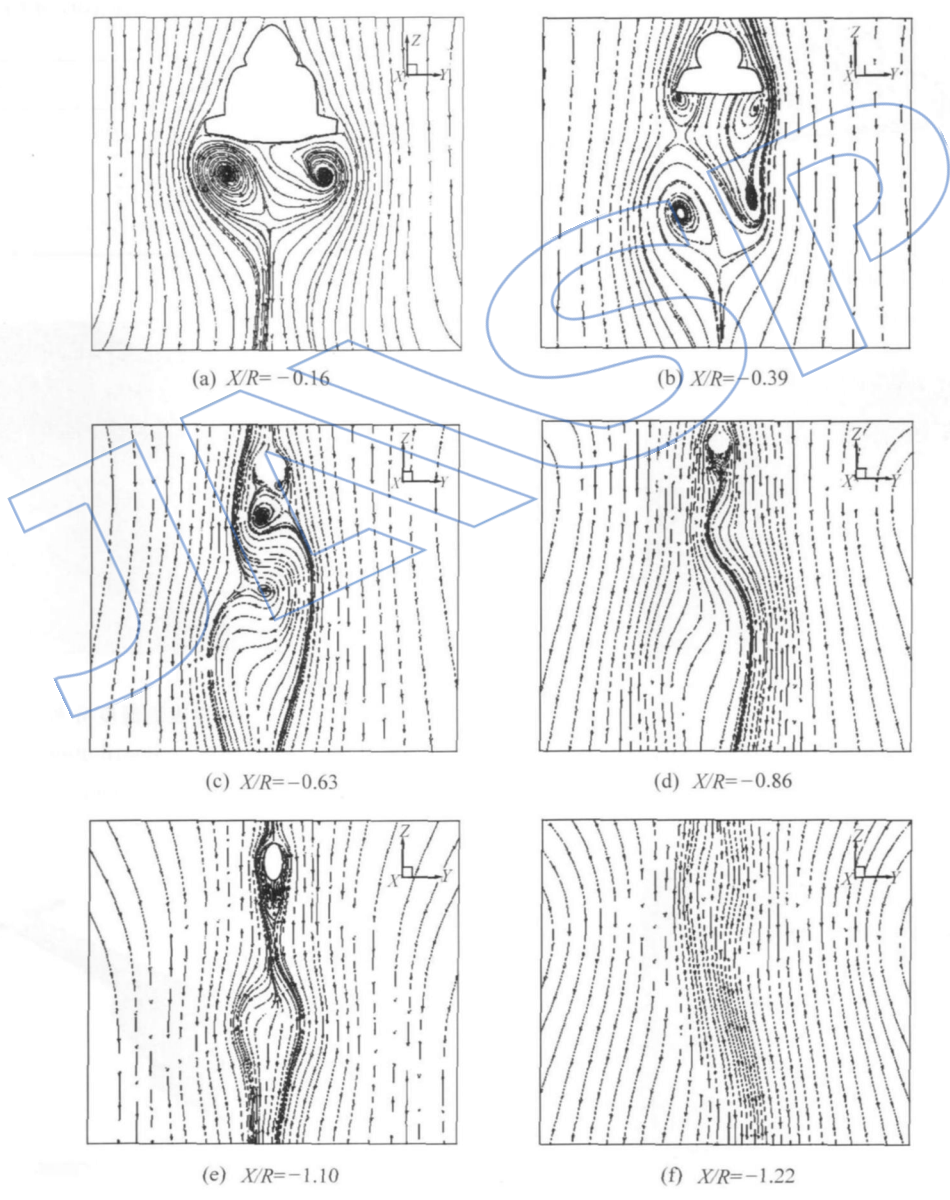


图 5 涡生成变化图

Fig.5 Evolvement of the whorl under the fuselage

周围的流场和温度场都有很大的影响.如图 8:排气方向垂直于机身表面,与下洗速度和来流速度几乎均成 90°角,这使得下洗速度和来流速度的方向发生明显的变化,同时在排气口下方产生局部回流,形成一个涡.从图 4 可以看出排气流影响机体下方的流场分布,发动机排气口后面的流场与不考虑排气时有很大区别.如图 9 排出的高温气体使得在出口处温度场存在较大的梯度,对机身表面温度分布有较大影响.这在直升机结构设计时起到很大作用.

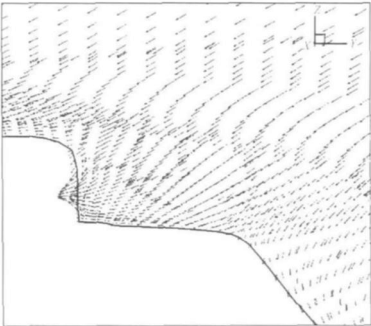


图 6 发动机进口速度矢量图
Fig. 6 Velocity vectorgraph at engine inlet

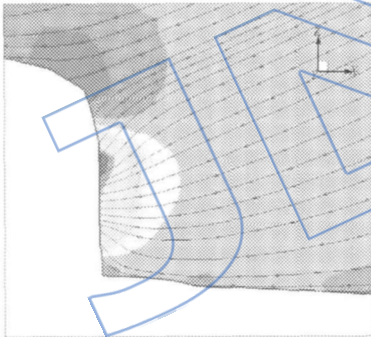


图 7 发动机进口处流线压强图
Fig. 7 Streamlines and pressure distribution at engine inlet

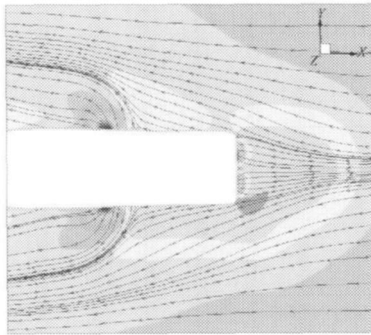


图 8 发动机进出口水平截面流线压强图
Fig. 8 Streamlines and pressure distribution in the plane $z/R=0.24$

旋翼机身发动机的相互干扰,对机身升力阻力系数产生很大影响,表 1 分别给出了当前坐标系下孤立机身、旋翼机身、旋翼机身发动机三种情况下机身的升阻力系数大小情况.从表中可以看出孤立机身情况的机身升阻力系数与其它两种情况有很大区别,这主要是因为下洗气流的影响,使得机身上下表面产生较大的压差.后两种情况差别微小,升阻力系数旋翼机身情况稍大.如图 9~图 10.压强在发动机出口和进口周围有差别,这可能是导致升阻力系数不同的原因,图中压强为相对值(参考压强为 61 640.7 Pa).

表 1 机身升阻力系数
Table 1 Lift and drag coefficients of fuselage

	阻力系数	升力系数
孤立机身	0.333 531 96	- 0.084 235 8
机身+旋翼	4.164 52	- 5.006 811 4
机身+旋翼+发动机	4.013 924 6	- 4.513 051 9

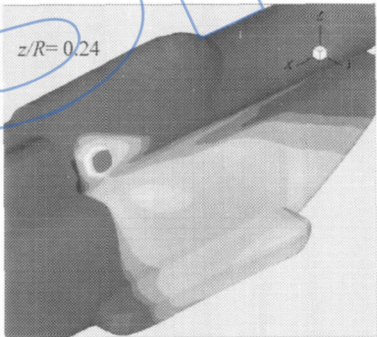


图 9 机身表面温度分布
Fig. 9 Temperature distribution on the surface of fuselage

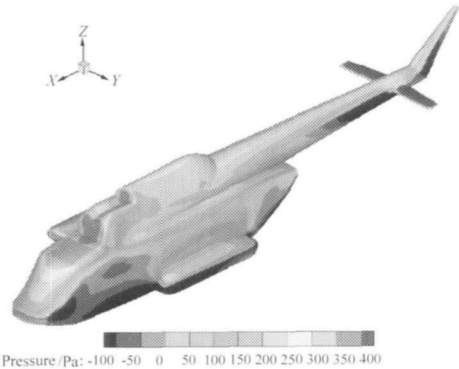


图 10 旋翼机身表面压强分布
Fig. 10 Pressure distribution of rotor+fuselage

本文最后将非均匀作用盘^[9]引入计算,从而得到比非均匀作用盘更真实的流场,非均匀作用盘是通过直升机涡流理论和叶素理论计算出桨盘表面的压力分布,将其作为源项加入到流场程序中进行耦合求解,如图 11. 可以看到非均匀作用盘导致流场非均匀分布, Y 正方向为直升机旋翼前行侧,因此此方向上压力分布大一些,这与参考文献[9]中结论有一定相似性.

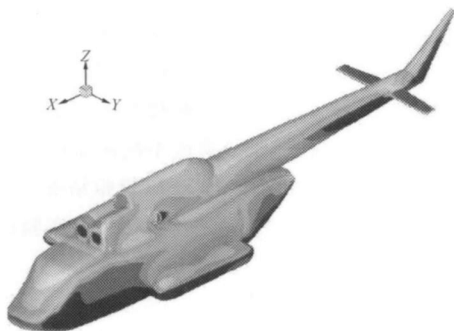
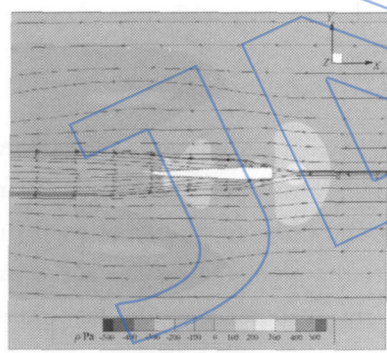
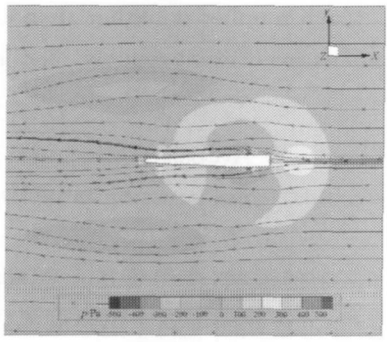


图 11 旋翼机身发动机表面压强分布
Fig. 11 Pressure distribution of
rotor+fuselage+engine



(a) 均匀作用盘



(b) 非均匀作用盘

图 12 $z/R=0.24$ 截面流线压强图

Fig. 12 Streamlines and pressure distribution in the
plane $z/R=0.24$

5 结 论

通过对直升机旋翼机身发动机耦合流场的数值模拟,我们可以发现流场在旋翼、机身和发动机三者的相互作用之下是如何变化的. 通过计算得到了直升机发动机进气口和出气口的流场分布特性,在定常不可压条件下,得出了流场的演变过程并进行了分析. 部分结果与参考文献基本吻合.

- 1) 旋翼下洗流的影响使得机身表面压强分布存在明显变化,从而使得升阻系数也变大,见表 1.
- 2) 尽管发动机排气不直接产生推力,但发动机进气出气对机身表面压强分布有一定影响,使得升阻系数变小,同时使得机身表面温度有大幅度提高.
- 3) 均匀作用盘与非均匀作用盘对流场的影响明显. 非均匀作用盘使流场具有非对称性,较真实地模拟了机身周围的流场分布.

参考文献

[1] Cao Y , Yuan K, Li X . Computational methods for simulation of flow around helicopter engine inlet[J]. Journal of Aircraft , 2006 ,43(1) :141-146.

[2] Cao Y , Su Y . Insight into the effects of rotor downwash on engine jet [J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology , 2003 , 75(4) : 345-349.

[3] Benoit B , Dequin A-M , Kampa K , et al . HOST , a general helicopter simulation , tool for Germany and France [R]. Virginia Beach(USA) :56th Annual Forum of the American Helicopter Society , 2000 : 1110-1131.

[4] Khalid M , Sun Y . Numerical simulation of rotor-fuselage interaction[J]. Canadian Aeronautics and Space Journal , 1997 ,43(3) :176-183.

[5] Bettschart N . Rotor fuselage interaction: Euler and Navier-Stokes computations with an actuator disk[R]. Montreal , Canada :American Helicopter Society 55th Annual Forum , 1999 :419-438.

[6] Brezillon J . Simulation of rotor-fuselage interactions by using an actuator disk[R]. The Hague , Netherlands :26th European Rotorcraft Forum , 2000 ,50 :1-15.

[7] Le Chuiton F . Actuator disc modeling for helicopter rotors [J]. Aerospace Science and Technology , 2004 , 8 (4) : 285-297.

[8] 阎丽君 . 米-8/米-17 系列直升机[M]. 北京:航空工业出版社 ,2006 :155-159.

[9] Renaud T , O'Brien D , Smith M , et al . Evaluation of isolated fuselage and rotor-fuselage interaction using CFD [R]. Baltimore , MD : 60th Annual Forum of the American Helicopter Society , 2004 :995-1009.