

新型桨尖旋翼气动布局计算及试验验证

Computation and Test Validation of Aerodynamic Characteristics of Rotor with New Tip Shape

刘平安¹ 林永峰¹ 邓景辉¹ 陈平剑¹ 招启军² 1 中航工业直升机所直升机旋翼动力学国防科技重点实验室 2 南京航空航天大学直升机旋翼动力学国防科技重点实验室

摘 要:建立了一套适合于新型桨尖旋翼气动特性分析的计算方法,利用该方法计算分析了扭转及弦长分布等 参数变化对新型桨尖旋翼气动特性的影响,对新型桨尖旋翼和抛物线后掠旋翼的气动特性进行了数值模拟,开 展了新型桨尖旋翼和抛物线后掠旋翼的悬停气动性能试验研究,验证了理论分析的结果。

关键词: 直升机; 旋翼; 新型桨尖 Keywords: helicopter; rotors; new blade tip

0引言

桨尖形状对旋翼性能有着重大的 影响。桨尖区域是一个非常敏感的区 域。它既是桨叶的高动压区,又是桨 尖涡的形成和逸出之处,桨尖形状小 的改变就能导致桨尖涡的涡强和轨迹 有大的变化,从而影响旋翼的流场、 气动载荷和噪声。因此,采用合适的 桨尖构型,能有效地改进旋翼的气动 性能,对直升机旋翼桨尖形状的理论 和试验研究已成为当今旋翼气动研究 的重要课题。

世界直升机发达国家均投入了大 量的人力物力对桨叶气动布局设计进 行了深入研究。首先可以通过研发新 的拥有高的升力系数和升阻比的桨叶 翼型来提高旋翼的气动性能。但是如 果依然使用简单的矩形桨叶,新翼型 带来大拉力和高的机动载荷的同时往 往也伴随着大的俯仰力矩、大的拉杆 载荷和操纵载荷,以及更加强烈的桨 尖涡。因此在发展先进翼型的同时也需 要对桨叶的扭转分布、平面形状及桨尖 构型等方面开展相应的研究才能使直升机旋翼系统性能得到全面的提高。

"黑鹰"直升机所使用的旋翼就经历过 翼型的改进、扭转分布的优化(使用了 一种被称作贝塔桨尖的特殊扭转)、平 面形状的改进(使用了平直后掠和调整 片)及桨尖构型的改进(最新使用了双 后掠带下反桨尖)。

本文建立了一套适合于新型桨尖 旋翼气动特性分析的计算方法,利用 该方法,计算和分析了新型桨尖对直 升机旋翼气动特性的影响;同时,使 用模型旋翼台和风洞开展了一种新型 桨尖模型旋翼试验研究。

1 **计算方法**

本文使用基于N-S方程模型的旋 翼流场计算方法分析旋翼流场。采用 求解椭圆型微分方程建立了生成桨叶 三维贴体网格的方法。计算方法采用 格心形式的有限体积法,通量计算采 用成熟的二阶中心差分格式,时间推 进为五步Runge-Kutta法,具有计算速 度快,稳定性好的特点。紊流模型采用Baldwin-Lomax平衡模型,分内外两 层求解紊流粘性系数,比层流N-S方 程更有利于桨叶表面黏性的计算。

1.1 网格生成方法

本文采用贴体网格生成方法得到了 包裹旋翼桨叶的三维贴体网格。由于桨 叶片数为5片,为了使桨叶网格的计算 区域尽量大一些,且避免相邻桨叶桨根 处网格发生干涉,在不增加根切的情况 下,选择了缩小桨根处网格。由于桨根 处速度小,产生的气动力也小,对旋翼 整体的气动性能影响较小,这样处理对 计算结果的影响比较小。在桨叶网格的 基础上嵌套外围正方型网格,形成完整 的嵌套网格,如图1所示。

1.2 旋翼流场的数值模拟

描述流体运动的微分方程是根据流 体运动的质量、动量和能量守恒律推导 出来的。在绝大多数情况下,这些偏微 分方程无法得到精确的解析解。在计算 流体力学中,研究流体运动规律的手段 是采用数值计算方法来求解这些微分方



程,以数值模拟的结果为依据研究流体运动的物理特征。目 前广泛应用的计算方法:有限差分方法、有限体积法、有限 元方法和谱方法。本文采用的是有限体积法。

1) 控制方程

有限体积法是以积分型守恒方程为出发点,通过对流体 运动的体积域的离散来构造积分型离散方程。由于有限体积 法是将控制方程直接在物理域内进行空间离散,因此避免了 从物理域向计算域的转化,并使控制方程离散时的物理概念 简单明了,更能体现数值模拟的特点。有限体积法具有良好 的守恒性,适合于求解具有复杂几何边界的流场。

对于直升机旋翼流场,选择固连于旋转桨叶的旋转坐标 系,定义y轴沿旋转轴向下。为便于处理远场条件,建立以 绝对物理量为参数的守恒的积分形式的雷诺平均N-S方程:

速度 $q_{\omega} = (u_{\omega}, v_{\omega}, w_{\omega})^{T}$ 和角速度 $= (0, -\Omega, 0)^{T}$ 的关系为 $u_{\omega} = -\Omega Z, u_{\omega} = 0$ 和 $w_{\omega} = \Omega x$; S为单元的表面积, \vec{n} 为单 元外法向矢量, \vec{i}_{x}, \vec{i}_{y} 和 \vec{i}_{z} 分别为三个坐标方向的单位矢 量, V为控制单元体积, p, ρ 分别代表压强和密度。

2) 有限体积法

本文采用格心形式的有限体积法,相邻格子交接面处的 数值通量通过Jamesom中心差分格式来计算得到。

对于任意六面体单元(图2),其边界S按下式构成

$$\vec{S}_{i,j,k} = \vec{S}_{i+\frac{1}{2},j,k} + \vec{S}_{i,j+\frac{1}{2},k} + \vec{S}_{i,j,k+\frac{1}{2}} + \vec{S}_{i-\frac{1}{2},j,k} + \vec{S}_{i,j-\frac{1}{2},k} + \vec{S}_{i,j,k-\frac{1}{2}}$$
(2)

在CFD中一般采用半离散格式,也就是将空间近似与时间近似分开,流动量W和源项G可取单元中心的体积平均,即

$$W_{i,j,k} = \frac{1}{V_{i,j,k}} \iiint_{V_{i,j,k}} W dV$$

$$G_{i,j,k} = \frac{1}{V_{i,j,k}} \iiint_{V_{i,j,k}} G dV$$
(3)

首先研究由 F_1 产生的通量,定义:

$$\vec{Q}^{1}_{i,j,k} = \iint_{S_{i,j,k}} \vec{F}_{1} \cdot \vec{n} dS$$
(4)

此时, $Q^{i_{i,j,k}}$ 代表流出控制体所有网格面的净通量, 有:

$$Q^{1}_{i,j,k} = (F_{1} \cdot S)_{i+\frac{1}{2},j,k} + (F_{1} \cdot S)_{i-\frac{1}{2},j,k} + (F_{1} \cdot S)_{i,j+\frac{1}{2},k} + (F_{1} \cdot S)_{i,j-\frac{1}{2},k} + (F_{1} \cdot S)_{i,j,k+\frac{1}{2}} + (F_{1} \cdot S)_{i,j,k-\frac{1}{2}}$$
(5)



图2 网格控制体单元及面积外法向矢量

式中,带有1/2项的计算如采用二阶中心差分法计算,则取



相邻流动量的平均值,例如:

$$\vec{F}_{1i+\frac{1}{2},j,k} = \vec{F}_{1} \left(\frac{1}{2} (\vec{W}_{i+1,j\,k} + \vec{W}_{i,j,k}) \right)$$
(6)

可以看出,流动变量W与F·S的空间 位置不同,这是有限体积格式的主要特点 之一。因为流动变量W是在单元中心求得 的,所以此格式称为单元中心格式。由于 式(6)使用了中心平均公式,因此有限体 积空间离散格式对均匀直网格具有二阶精 度,而对于一般曲线网格,格式的精度则 取决于网格的光滑程度,如果网格足够光 滑,格式的精度则近似是二阶的。

当采用中心格式对流场进行数值模拟 时,必须在格式中添加人工黏性项。人工



图3 新型旋翼模型悬停试验照片



图4 不同转速对悬停效率的影响(新型桨尖旋翼)



图5 两种形状桨尖旋翼的悬停效率对比 (n-1027r/min)







图7 新型桨尖模型旋翼悬停效率计算结果与 试验结果对比



图8 抛物线后掠模型旋翼悬停效率计算结果与 试验结果对比

黏性项的主要作用是:提供高频阻尼特性 以抑制奇偶点失联,防止激波和驻点附近 出现非物理振荡。人工黏性既要足够大以 保证良好的收敛性,又要尽量小以不降低 数值计算精度。

2 旋翼模型试验

本研究针对两种桨叶模型进行了旋翼 模型在3种转速下(960r/min、1027r/min、 1065r/min)的悬停试验。在悬停试验同时 对旋翼周围8个不同位置点进行了悬停噪声 测量。

图4对新型桨尖形状旋翼模型在不同转 速下的悬停效率进行了比较。从图中可以看 出,在大拉力系数时,旋翼转速小,悬停效 率较大。旋翼转速降到936r/min 时,悬停效率提高了4.84%,而 旋翼转速升到1065r/min时,悬停 效率降低了1.8%。

图5对不同桨尖形状旋翼模 型的悬停效率进行了比较。从 图中可以看出,新型桨尖的最 大悬停效率比高新桨尖的稍微 高一些,而在低拉力区,高新 桨尖的悬停效率稍高一些。

图6对不同桨尖形状旋翼模 型悬停状态噪声效率进行了比 较。从图中可以看出,新型桨 尖旋翼在测量点处的噪声在不 同总距时都小于抛物线旋翼, 平均小1.5dB。

3 理论计算与试验结果的 相关性分析

图7和图8为两副模型旋翼 悬停效率计算结果与试验结果 对比。可以看到:两副旋翼的 计算结果与试验结果在某些点 有一些误差,但悬停效率随悬 停效率的变化趋势基本吻合, 特别是新型桨尖模型旋翼。从 对比两副旋翼悬停效率的角度 来看,计算结果应该是可以接 受的。

4 结论

通过对新型桨尖旋翼的数 值模拟分析,并结合模型试验 研究,可得出以下结论:

 1) 大拉力情况时,新型桨 尖形状旋翼模型的悬停效率比 抛物线后掠桨尖的高一些,而 在低拉力区,抛物线后掠桨尖 的悬停效率稍高一些。

2) 新型桨尖旋翼悬停时



旋翼性能与动力学试验技术的现状及发展

Rotor Performance and Dynamic Test Technology

李开成 金坤健/中航工业直升机所

摘 要:介绍了国内旋翼性能试验与动力学试验技术的进展,对影响旋翼性能试验的一些因素进行初步探讨, 并分析了国外旋翼动力学试验的进展,对我国旋翼试验的研究发展具有一定指导意义。

关键词:旋翼性能试验;旋翼动力学试验;旋翼塔 Keywords: rotor performance test; rotor dynamic test; whirl tower

0 引言

旋翼系统是直升机最具特色的 系统,其发展经历了铰接式旋翼、无 铰式旋翼、球柔性旋翼和无轴承旋翼 等过程。旋翼系统的构型也日趋简单 化,但是其各种特性的耦合越来越复 杂,使得旋翼系统的分析和设计也 越来越复杂。旋翼试验对于旋翼预先 研究和旋翼设计的验证变得越来越重 要。旋翼试验涉及直升机研制全部流 程,包括缩比模型旋翼试验、静态旋 翼试验、地面旋翼旋转试验、地面铁 鸟试验、直升机地面试验和直升机飞 行试验等。

旋翼性能试验是在悬停状态下 不同转速和不同总距下获得旋翼的悬 停性能,包括悬停效率—拉力关系、

的噪声在不同总距时都小于抛物线旋 翼,平均小1.5dB。 (AST

参考文献

[1] 利奥,"黑鹰"之路[M]. 李丹, 黄毅,程颖,等,译. 北京: 航空工业出 版社,2010.

[2] 朱自强,吴子牛,李津,等. 应用 计算流体力学[M]. 北京:北京航空航 拉力—功率关系、拉力— 总距关系、功率—总距关 系、拉力—拉杆载荷关 系,初步验证旋翼的设计 指标。动力学试验是识别 旋转状态下不同转速下旋 翼整体模态的固有频率, 获得旋翼旋转状态下的共 振图,对旋翼动力学设计 指标进行验证。

目前型号旋翼试验在 旋翼试验塔上进行。旋翼 塔塔高21.5m,能够覆盖13t 以下的直升机型号旋翼试验。旋翼塔由 动力拖动系统、传动系统、天平测力系 统、操纵系统、激振系统、数据采集系 统和监控报警系统等组成。旋翼塔外观

天大学出版社,2006.

[3] 李万平. 计算流体力学[M]. 武 汉: 华中科技大学出版社,2004.

[4] 王适存. 直升机空气动力学[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1964.

[5] IVTCHIN V, LISS A. Analytical and experimental studies of two tipswept blade versions[C]. 25th European Rotorcraft Forum, 1999.



图1 旋翼塔外观图

图2 旋翼塔内部结构图

图和内部结构分别为图1和图2。

1 旋翼性能试验技术进展

在旋翼性能试验前,需要对桨距

[6] 招启军. 新型桨尖旋翼流场及 噪声的数值模拟研究[D].南京: 南京航 空航天大学博士学位论文,2005.

作者简介

刘平安,助理研究员,主要从事 直升机空气动力学研究工作。