

文章编号: 1000-6893(2000)01-0048-04

旋翼桨尖形状对噪声影响量级的研究

王立群¹, 宋文萍²

(1 清华大学 工程力学系, 北京 100084)

(2 西北工业大学 飞机系, 陕西 西安 710072)

INVESTIGATION OF HELICOPTER ROTOR AEROACOUSTICS FOR DIFFERENT TIP SHAPES

WANG Li-qun¹, SONG Wen-ping²

(1 Department of Engineering Mechanics, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

(2 Department of Aircraft, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

摘要: 在求解直升机旋翼流场的基础上, 预测了旋翼悬停状态下的高速冲击远场噪声, 并且针对不同桨尖形状所引起的气动噪声量级作了对比计算, 分析了噪声产生机理, 并提出了有利于降噪的方法, 体现出旋翼 CFD 技术与 Kirchhoff 方法相结合的良好应用前景。

关键词: 旋翼; 气动噪声; Kirchhoff 方法; 计算流体力学; 直升机

中图分类号: V 211. 73 **文献标识码:** A

Abstract: This paper describes a new method for predicting high-speed impulsive noise generated by a hovering rotor blade. The nonlinear near field solution is computed by an Euler solver, and the pressure signal in the near field can be extracted directly from the Euler solution; moreover, the sound propagation to the far field is computed with linear acoustic methods, namely, the Kirchhoff integration over a surface that completely encloses the rotor blades. Although lacking experimental verification at this time, the results of computed high-speed impulsive noise are promising. These calculations show that some benefit can be obtained by taking thin or sweep or taper blade-tip shape in reducing the far-field noise. Overall, the combined Euler/Kirchhoff scheme provides a powerful new framework for engineering purposes of noise prediction.

Key words: rotor; aeroacoustics; Kirchhoff method; CFD; helicopter

近年来, 随着直升机的广泛应用, 受环境保护意识影响, 人们开始关注旋翼桨叶产生的气动噪声, 包括高速冲击噪声 (HSI) 和叶涡干扰噪声 (BVI)。目前主要有 3 种噪声模拟方法^[1], 其中将旋翼 CFD 技术与 Kirchhoff 方法相结合, 从近场计算结果直接得到远场的气动噪声的方法, 日益成为噪声模拟技术的主流。

流场计算的时间精度以及空间的离散格式直接影响到声场的计算精度。在直升机旋翼流场中, 桨尖涡占主导地位并能诱导出强烈的非定常下洗效应, 这些尾迹发展难以描述, 但往往又是得到正确解的关键。目前在旋翼 CFD 技术上, 尾迹不需事先定义, 直接求解欧拉方程就能包含尾迹涡的解。随着计算机资源和计算方法的进步, CFD 方法已经能在细节计算方面提供相当精度的流场信息。这就为 Kirchhoff 方法应用提供了技术支持。该方法简单精确, 计及了与激波有关的远场噪声,

具有广泛的应用发展前景^[2]。

旋翼桨叶的形状, 如翼型剖面、翼型厚度、扭转角度等, 尤其是桨尖区域的几何构型, 直接影响着气动载荷径向、展向分布, 而保证桨叶气动性能好、气动噪声量级低又不可能同时做到。如何取得二者的最佳搭配一直是直升机界颇感困难的问题之一, 为此研究旋翼桨尖形状对气动噪声量级的影响程度就具有特别的重要性。

1 Kirchhoff 方法

Kirchhoff 公式是一种积分表达式, 用来计算远场观测点位置处的声压信号。将声场的求解分成近场和远场两部分, 在近场区利用非线性方法如欧拉方程求解, 在远场区通过选取 Kirchhoff 面包含所有的非线性区域, 利用已经求出的近场压强值在控制积分面上积分得到远场观测点的声压信息。

预测直升机旋翼的远场噪声, 需要知道运动物体在近场的流场信息, 这些都可以由旋翼欧拉方程程序计算完成^[3]。为了保证噪声计算的精度

要求, 在欧拉方程计算过程中, 至少应在每一度的方位角下贮存压强和压强梯度等物理参数值。

为了将欧拉方程计算出的压强等物理量结果插值到 Kirchhoff 积分面上, 本文利用圆柱形网格技术, 将沿展向的两个站位的径向平均值选定在事先确认好的某一位置处, 即积分面位于 2 个径向网格面的径向中心。于是便将空间三维插值过程转化为二维平面问题, 使得插值计算直观方便。

选取一个控制积分面, 它包围着旋翼桨叶, 即所有非线性流动效应的噪声源。积分面将声压计算分别在里、外两个区域进行, 积分面上所用到的物理参数在里层非线性区域内由求解欧拉方程得到, 而在外部认为声波是线性传播。旋转 Kirchhoff 控制面为圆柱形, 如图 1 所示, 其轴线与旋翼旋转轴重合, 旋翼在固定积分面之内作旋转运动。积分面的角速度 $\omega = 0$, 积分面以均匀速度与桨毂一起向前平移。

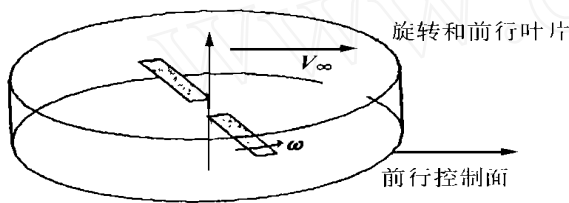


图 1 非旋转的 Kirchhoff 控制面

在某时刻 t 下, 远场某观测点 x 的声压 p_s 的 Kirchhoff 公式为^[4]

$$p_s(x, t) = \frac{1}{4\pi} \iint \left[\frac{E_1}{|r|(1 - M_r)} + \frac{E_2 p}{r^2(1 - M_r)} \right]_{\tau} dS \quad (1)$$

其中:

$$E_1 = (M_n^2 - 1)p_n + M_n M_r \nabla p - \frac{M_n \dot{p}}{a} + \frac{(n_r - M_n) \dot{p}}{a(1 - M_r)} \quad (2)$$

$$E_2 = \frac{(1 - M^2)(n_r - M_n)}{(1 - M_r)^2} \quad (3)$$

这里, 各参数定义如下:

$$\begin{aligned} M_n &= V_{ni}/a, \quad M_r = V_{ri}/(a|r|), \\ n_r &= n_i r_i / |r|, \quad \dot{M}_r = \dot{V}_{ri}/a, \\ \dot{M}_r &= \dot{V}_{ri}/(a|r|), \quad \dot{n}_r = \dot{n}_i r_i / |r|, \\ \dot{n}_m &= \dot{n}_i V_i / a, \quad M^2 = V V_i / a^2 \end{aligned}$$

其中: V 为积分面的速度; n 为积分面的法向矢量; r 为辐射半径; 参数上面的小圆点表示该参

数对时间的偏导数。

为了简化在不同延迟时间下, 将旋转叶片所对应的压强等数据向非旋转积分面的转化, 本文分两个步骤实施插值: 第 1 步, 再生成一个圆柱面, 其大小、形状以及圆柱面上的网格划分, 都同已生成好的非旋转的积分面一样, 但它随桨叶一起旋转, 称之为主动积分面。将欧拉方程所计算出的结果向该积分面上插值; 第 2 步, 为了在非旋转积分面上获得所用的物理参数, 按照对应于每一面元的延迟时间, 在周向位置作方位角修正后再进行插值。这样做是为了减少读取数据文件的个数。

2 物理参数确定

(1) 延迟时间 远场某处观测点的某时刻声压是 Kirchhoff 积分面上不同声源在不同时间发出的声压总和, 而 Kirchhoff 公式中的物理参数是以发射时间即延迟时间定义的, 因此如何估算积分面上不同声源面元的延迟时间便成为噪声计算的难点。

设观测点以速度 V 运动, 即

$$V = \mu \omega R \quad (4)$$

其中: μ 为前进比; ω 为旋转速度; R 为旋翼半径。观测点同桨毂一起平移, 那么在时刻 t 观测点的位置确定为

$$x_t = x_0 + V t \quad (5)$$

对于一个仅作平移的声源, 其延迟时刻 τ 为二次方程, 即

$$\tau = t - \frac{(x_t - y_t)V + r}{a(1 - V^2)} \quad (6)$$

其中:

$$\bar{r} = \sqrt{|x_t - y_t|^2 + (1 - V^2)|x_t - y_t|^2} \quad (7)$$

式(7)的下标表示平行于 V 的矢量; 下标表示垂直于 V 的矢量。

(2) 流场信息传递 在主动、固定两个积分面上生成相同的网格, 并以罗马字母 I, II, III, ... 和数字 1, 2, 3... 分别表示两个积分面沿周向的子域块序号。在方位角 $\varphi = 0$ 时, 两个相应的子域块对应次序一致。当 $t = 0$ 时, 主动面开始随桨叶转动。固定面的某面元在 τ 时刻发出的干扰信息, 可以看作是面元此刻与主动面有重叠关系的某一面元在相应位置发出的, 经过 Δt 时间间隔, 干扰波于 $t = \tau + \Delta t$ 时刻到达观测点处, 而在该时刻, 固定面上的同一面元又与主动面的另一面元有重

叠关系。为了减少对延迟时间 τ 的计算量, 事先在观测点处给定某一时刻 t , 然后利用固定面与观测点之间的距离关系, 反推出固定面上每一面元的延迟时间。在观测点处从 $t=0$ 到 $t=2\pi/\omega$ 时刻重复以上步骤, 利用 Kirchhoff 公式, 可以计算出一个周期旋翼所产生的噪声与时间的函数关系^[5]。

3 算例与分析

计算气动噪声的基本模型为两桨UH-1H旋翼, 其桨叶为矩形平面, 无扭转, 翼型为NACA0012, 展弦比为13.71。桨尖马赫数为0.9, 总距角为0°。共在旋翼平面选取了3个声学观测点, 距旋翼旋转轴的距离分别为1.78, 2.18和3.09(旋翼半径取为1), 其中Kirchhoff控制积分面的距离为1.4。下面就不同桨尖形状的旋翼桨叶进行计算(它们具有相同的半径), 计算结果见图2~图7。

(1) 叶片厚度影响 就桨尖区两种不同叶片厚度做了计算, 其根梢比为1.0, 而桨尖区翼型, 由桨毂到0.91R为NACA0012, 从0.91R至1.0R线性分别变化到NACA0006和NACA0009, 平面形状为矩形。图2给出了桨尖翼型为NACA0006、NACA0009的桨尖区附近的压

强分布, 反映出激波位置明显靠近前缘的特征, 并且随着桨尖处应用薄翼型, 激波一方面负压峰值降低, 另一方面位置逐渐向前缘靠拢。图3给出了相应两种桨尖薄翼型和平直机翼的远场噪声强度, 从图上可见, 桨尖处的翼型越薄, 降噪性能越明显。

(2) 叶片后掠影响 就桨尖区两种不同后掠角做了计算, 其根梢比为1.0, 而桨尖区翼型, 由桨毂到1.0R为NACA0012, 后掠角分别为 $\beta_{tip}=30^\circ, 45^\circ$ 。图4给出了后掠角为 $30^\circ, 45^\circ$ 的桨尖区附近的压强分布, 反映出激波明显消失的特征, 并且随着后掠角的增大, 激波一方面负压峰值降低, 另一方面逐渐衰减消失。图5给出了相应两种有后掠效应的桨叶和平直机翼的远场噪声强度, 从图上可见, 后掠角越大, 降噪作用越明显。

(3) 叶片尖削影响 就桨尖区两种不同尖削比叶片做了计算, 其根梢比分别为0.5, 0.75, 而桨尖区翼型, 由桨毂到1.0R为NACA0012, 平面形状从0.9R~1.0R为梯形形状。图6给出了尖削比为0.5, 0.75时的桨尖区附近的压强分布, 反映出激波位置靠后的特征, 并且随着尖削比的减小, 激波位置逐渐向后缘靠近。图7给出了相应两种有尖削效应的桨叶和平直机翼的远场噪声强度, 从图上可见, 尖削比越小, 降噪作用越明显。

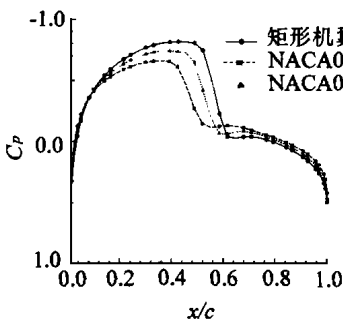


图2 厚度变化的压强分布

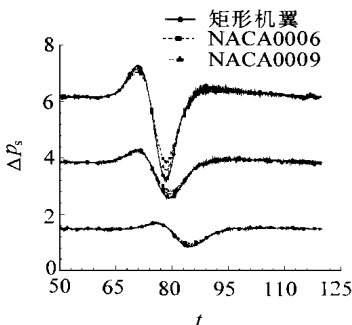


图5 厚度变化的远场噪声

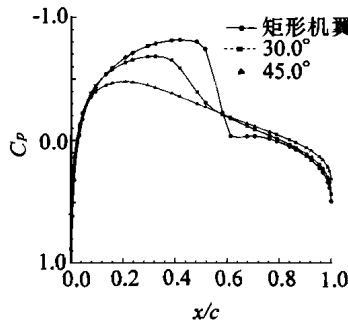


图3 后掠变化的压强分布

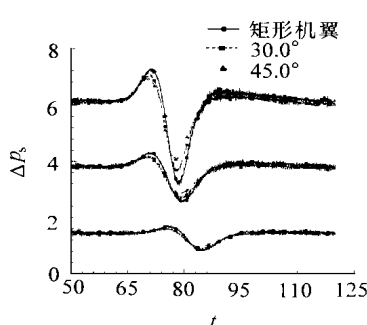


图6 后掠变化的远场噪声

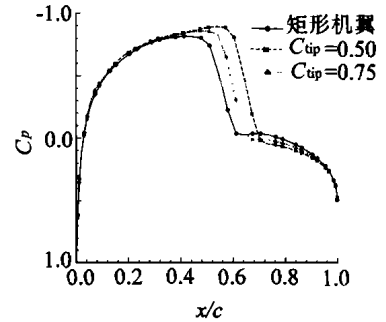


图4 尖削变化的压强分布

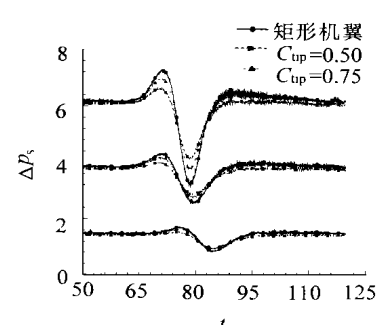


图7 尖削变化的远场噪声

参 考 文 献

- [1] ffwcs William s J E, Hawkings D J. Sound generated by turbulence and surfaces in arbitrary motion[J]. Philosophical Transactions of the Royal Society, 1969, A-264:
- [2] Farassat F, Myers M. Extension of Kirchhoff's formula to radiation from moving surface[J]. J of Sound and Vibration, 1988, 123: 116~ 119.
- [3] 乔志德, 王立群. 有升力旋翼悬停流场的数值模拟[A]. 见: 北京空气动力研究所编 第二届全国航空航天空气动力学前沿问题学术研讨会论文集[C]. 北京: 北京空气动力研究所, 1996: 81~ 86.
- [4] 孙晓峰, 周盛. 气动声学[M]. 北京: 国防工业出版社,

(上接 29 页) 中值滤波及小波变浚等技术抑制噪声的效果, 并指出对于干涉合成孔径雷达图象, 小波变换在抑制噪声的同时可以最大限度地保持图象的分辨率. 实际数据的处理结果证明本文提出的小波变换方法的可行性及有效性.

关键词 合成孔径雷达, 干涉, 滤波器, 小波变换, 低通滤波器, 中值滤波器

利用多传感器对近程目标精确定位的实现与性能分析= Implementation and performance analysis of accurate localization of short-range targets based on multisensor systems/ 尹成友(合肥电子工程学院), 徐善驾(中国科学技术大学), 王东进 - 1999, 12(2). - 93~ 99

系统分析了利用多传感器系统巡:(一个发射传感器, n 个接收传感器)对空中近程目标位置和速度矢量的最优估计方法. 提出一种易于实现的次优信号处理方案, 并对该方案的性能进行了详细理论分析, 给出了其误差协方差矩阵的解析表达式. 数值模拟验证了理论分析, 并证实了该系统对近程目标具有很高的定位精度.

关键词 多传感器系统, 状态估计, 性能分析, 次优实现

基于状态和目标属性的数据融合方法研究= Data fusion algorithm based on state and attribute parameter/ 康伟(西北工业大学), 潘泉, 张洪才, 等 - 1999, 12(2). - 100~ 105

提出了一种两层属性参数与状态参数相结合的数据融合算法, 首先用 D-S 证据推理技术融合多个属性参数, 计算出命题“该回波是目标回波”的证据区间识别杂波与目标回波下看效地减少了波门内的非目标回波数. 其次采用 PDA 结构导出属性参数与运动状态的联合似然函数,

1994 253~ 260

- [5] 王立群. 直升机旋翼流场欧拉方程计算与噪声预测[D]. 西安: 西北工业大学, 1998

作者简介:



王立群 1967 年 5 月生, 清华大学工程力学系博士后. 主要研究兴趣: 直升机旋翼流场模拟, 网格生成技术和气动噪声研究. 联系电话: 010-62788674; Email: reynolds@mail Tsinghua.edu.cn.

宋文萍 西北工业大学飞机系副教授. 主要从事旋翼翼型流场计算和非定常研究. 联系电话: 029-8491124.

并给出了属性似然函数的计算公式. 在此基础上推导并证明了同类目标与非同类目标在属性似然函数方面存在的差异. 利用这种差异, 成功地区分了相距很近的目标. 本算法的性能通过单目标和多目标的跟踪仿真得到了证实. 在仿真中, 考虑到了杂波的存在, 目标机动和参数的变化.

关键词 数据关联, D-S 证据理论, 数据融合

带罩天线的口径波谱与视轴偏差= Plane wave spectrum and boresight error of radome- enclosed antennas/ 万国宾(西北工业大学), 唐善敬, 侯新宇, 等 - 1999, 12(2). - 106~ 110

应用天线口径函数加空域二维周期窗的方法, 建立差口径波谱的解析表达式, 解决了平面波谱一表面积分(PWS-SI)技术无法有效分析带罩天线差特性的问题. 引入和波谱影响半径的概念, 对口径天线差波谱级数表达式及其截断误差作了进一步研究. 采用 PWS-SI 和口径积分一表面积分法(AI-SI), 通过差方向图零点搜索的方法计算了具有多层结构的三维工程雷达罩的视轴偏差, 并同实验测试结果作了比较.

关键词 雷达罩, 差方向图, 平面波谱, 视轴偏差

防氧化碳/碳复合材料涂层研究及自愈合性质分析= Oxidation resistance and self-sealing property of ceramic coatings for C/C composites/ 曾雯榕(西北工业大学), 李贺军, 朱小旗, 等 - 1999, 12(2). - 111~ 114

研究了碳/碳复合材料多种类型的抗氧化涂层体系的制备工艺和抗氧化性能并对所存在的问题进行了讨论; 在此研究基础上, 提出了碳/碳复合材料高温防氧化涂层自愈合性质的构想和为实现该构想的新涂层设计思想.

关键词 碳/碳复合材料, 抗氧化涂层, 自愈合性质