

涵道尾桨噪声辐射特性研究

仲唯贵¹ 陈平剑¹ 林永峰²

(1. 中国直升机设计研究所总体气动室, 景德镇, 333001;

2. 中国直升机设计研究所直升机旋翼动力学重点实验室, 景德镇, 333001)

摘要:通过理论和试验对涵道尾桨噪声辐射特性进行了研究。建立了涵道尾桨气动噪声的频域分析方法, 采用面元-涡流理论计算涵道尾桨的气动载荷, 采用 Farassat 1A 公式计算尾桨的自由声场噪声, 涵道的声学散射效应通过频域的边界元法进行计算。通过对试验结果的分析研究了涵道尾桨噪声的辐射特性, 并且利用试验结果对理论分析方法进行了验证。

关键词:涵道尾桨; 噪声; 边界元法

中图分类号: V211.52

文献标识码: A

文章编号: 1005-2615(2011)03-0341-05

Experimental and Analytical Investigation on Ducted Rotor Noise

Zhong Weigui¹, Chen Pingjian¹, Lin Yongfeng²

(1. General and Aerodynamic Department, China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen, 333001, China; 2. Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics Laboratory, China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen, 333001, China)

Abstract: The experimental and analytical investigation on ducted rotor noise is presented. A frequency domain method for predicting the ducted rotor noise is presented. The aerodynamic loads of the ducted rotor are calculated by using the panel-vortex theory. Acoustic free field due to the rotor is obtained by Farassat 1A equation. The duct sound scattering effect is calculated by the boundary element method. Base on the experimental results, the ducted rotor noise is analyzed. The analytical method is validated through comparing the calculation results and experimental results.

Key words: ducted rotor; noise; boundary element method

涵道尾桨与常规尾桨相比, 具有尺寸小、维修方便、使用安全、总体效率较高、噪声水平较低等技术优势和特点, 因此涵道尾桨在多种直升机的型号中被采用, 如法国 EC 系列、美国的科曼奇、俄罗斯的卡-60 等。

涵道尾桨的噪声特性是涵道尾桨研究的一个重要方面。在近 20 年中, 许多的研究人员开展了这方面的研究工作。Roger 和 Fournier 对涵道尾桨噪声特性进行了理论和试验研究^[1], 他们利用非定常空气动力学开发了一种涵道尾桨在吸入涡作用下产生噪声的计算方法, 并且通过模型试验研究了涵

道的反射效应, 研究表明涵道尾桨噪声谱以桨叶通过频率为主, 并且涵道对噪声辐射具有较强的屏蔽作用。Riley 等人研究了非均匀分布风扇对涵道尾桨噪声的影响^[2], 通过傅里叶级数法对非均匀分布风扇的噪声进行了研究, 并通过谐波调制对涵道尾桨叶片分布进行了设计, 达到了降低涵道尾桨噪声的目的。目前常用的涵道尾桨噪声分析方法包括 CFD, 有限元法以及边界元法^[3-5]。边界元法具有计算速度快的优点, 被广泛应用于结构体的声散射计算中, 如 Choi H L 等人利用 Kirchhoff 法结合边界元法研究了涵道对风扇噪声辐射的影响^[5]。

基金项目: 科技重点实验室基金资助项目。

收稿日期: 2010-11-16; 修订日期: 2011-04-07

通讯作者: 仲唯贵, 男, 工程师, 1980 年生, E-mail: weigui-zh@163.com。

本文对涵道尾桨噪声辐射特性进行了理论和试验研究。在理论方面,结合气动计算的面元-涡流理论、旋转气动噪声计算的Farassat 1A公式以及声学辐射计算的频域边界元法建立了涵道尾桨气动噪声的频域预估方法。在试验研究方面,对涵道尾桨噪声辐射特性试验结果进行了分析,并且通过与试验结果对比对本文建立的分析方法进行了验证。

1 理论分析方法

1.1 涵道尾桨的气动特性计算

气动载荷是声学计算的基础,本文通过面元-涡流理论建立涵道尾桨的气动载荷计算模型。涵道尾桨采用轴对称模型简化,由风扇叶片、尾迹和涵道内壁构成,如图1所示。风扇叶片采用线性涡段表示,叶片尾迹采用涡柱面表示。涵道内壁离散为若干面元,在面元中点布置涡环。

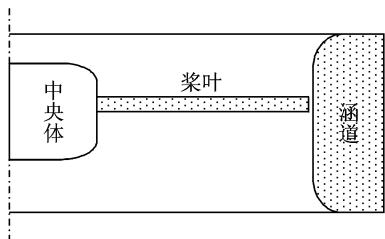


图1 涵道尾桨气动特性计算模型

通过风扇叶片、尾迹和涵道内壁之间的诱导速度影响关系,建立关于控制点环量的非线性方程

$$\mathbf{A} \cdot \Gamma = \mathbf{B} \quad (1)$$

式中: \mathbf{A} 为影响系数矩阵; Γ 为风扇叶片、涵道和尾迹控制点的环量; \mathbf{B} 为控制点诱导速度。方程可通过拟牛顿迭代法进行求解。

风扇及尾迹的诱导速度通过涡流理论计算,具体计算方法见文献[6]。涵道对风扇叶片和尾迹的诱导速度通过毕奥-萨瓦定理计算。

通过求解方程(1)得到控制点处环量和诱导速度,并根据涡流理论相关公式计算风扇拉力和功率。涵道载荷通过对控制点处压力分布积分计算。

1.2 旋翼气动声学计算

风扇是涵道尾桨的主要噪声源,其声学计算采用FW-H方程为方程,仅包括厚度噪声和载荷噪声。对FW-H方程进一步推导可以得到包含载荷噪声和厚度噪声的时域公式Farassat 1A公式^[7],以此公式作为本文旋转噪声的基本表达式,公式如下

$$p(\mathbf{x}, t) = p_T(\mathbf{x}, t) + p_L(\mathbf{x}, t) \quad (2)$$

$$4\pi p_T(\mathbf{x}, t) =$$

$$\int_{f=0} \left[\rho_0 c_0 Ma_n \frac{r Ma_i \mathbf{r}_i + c_0 Ma_r - c_0 Ma^2}{r^2 (1 - Ma_r)^3} \right]_{\text{ret}} dS$$

$$4\pi p_L(\mathbf{x}, t) = \int_{f=0} \left[\frac{\dot{P} \mathbf{n} \cdot \mathbf{r}_i}{c_0 r (1 - Ma_r)^2} + \frac{P \dot{\mathbf{n}} \cdot \mathbf{r}_i}{c_0 r (1 - Ma_r)^2} \right]_{\text{ret}} dS + \int_{f=0} P \left[\frac{\mathbf{n} \cdot \mathbf{r}_i - \mathbf{n} \cdot Ma}{r^2 (1 - Ma_r)^2} + \frac{\mathbf{n} \cdot \mathbf{r}_i (r Ma \cdot \mathbf{r}_i + c_0 Ma_r - c_0 Ma^2)}{c_0 r^2 (1 - Ma_r)^3} \right]_{\text{ret}} dS$$

式中: p_T 和 p_L 分别表示厚度噪声和载荷噪声的声压; ρ_0 和 c_0 分别为空气密度和声速; r 为控制点到观测点的距离; Ma 为当前马赫数; Ma_n 表示法向马赫数; Ma_r 表示 r 方向马赫数; P 为气动部分计算的载荷值; $\dot{(\)}$ 表示对时间的导数。

1.3 涵道的声学效应计算

涵道的声学效应通过边界元法进行计算,其控制方程为频域的Helmholtz方程,积分形式的Helmholtz方程表示为^[8]

$$C p(\mathbf{x}) = p_i(\mathbf{x}) + \int_s \left(p(\mathbf{y}) \frac{\partial G(\mathbf{x}, \mathbf{y})}{\partial \mathbf{n}} - G(\mathbf{x}, \mathbf{y}) \frac{\partial p(\mathbf{y})}{\partial \mathbf{n}} \right) dS(\mathbf{y}) \quad (3)$$

式中: $p_i(\mathbf{x})$ 为声源的入射声压; $p(\mathbf{x})$ 为总声压; C 为场地位置系数,对于结构体表面和自由场分别取1/2和1; \mathbf{n} 表示结构表面单位法向矢量,指向声辐射空间; $G(\mathbf{x}, \mathbf{y})$ 为亥姆霍兹方程的基本解。对于三维问题,亥姆霍兹方程的基本解可以表示为

$$G(\mathbf{x}, \mathbf{y}) = \frac{e^{-jkr}}{4\pi r} \quad (4)$$

式中 $r = |\mathbf{x} - \mathbf{y}|$ 。

涵道对声学的散射效应通过对方程(3)进行两次求解获得。第一次求解获得涵道表面声压分布,此时方程(3)的系数 C 取为1/2;第二次求解获得涵道对空间点的反射声压,此时方程(3)的系数 C 取为1。

边界积分方程通过数值方法求解,采用刚性壁面假设消去压力沿法向的积分项。设将边界表面离散化为 M 个面元,第 k 片面元面积为 s_k ,场点设在中心位置,得到线性方程组

$$\mathbf{H} \cdot \mathbf{p} = \mathbf{p}_i \quad (5)$$

式中: $\mathbf{p} = [p(\mathbf{x}_1), p(\mathbf{x}_2), \dots, p(\mathbf{x}_M)]^T$

$$H_{kl} = \int_{s_l} \frac{\partial G(\zeta, \mathbf{x}_k)}{\partial \mathbf{n}_\zeta} N_q(\zeta) ds_l \quad k \neq l$$

$$H_{kk} = C - \int_{s_k} \frac{\partial G(\zeta, \mathbf{x}_k)}{\partial \mathbf{n}_\zeta} N_q(\zeta) ds_k \quad k \in [1, M]$$

式中: $N_q(\zeta)$ 为插值函数。全局坐标系与局部坐标

系的变换采用文献[9]中的坐标变换方法。

2 试验研究

涵道尾桨噪声辐射特性试验研究在中国直升机设计研究所直升机旋翼动力学重点实验室的涵道尾桨噪声实验台上进行。试验模型包括涵道、尾桨毂、转接头和风扇叶片,构型如图2所示,其中涵道为实木结构、尾桨毂和转接头为金属结构、风扇叶片为复合材料结构。涵道模型内径0.74 m,尾桨模型直径0.73 m,8片桨叶,最大转速3 000 r/min,可实现最大总距角 35° ,涵道尾桨实验台由台架、动力、控制、数采、监控等系统构成,由额定功率为136 kW的电机驱动。测试系统包括噪声测量系统、尾桨和涵道推力测量系统、尾桨扭矩测量系统、转速测量系统、台体振动测量系统以及环境参数测量系统,总的系统构成如图3所示。

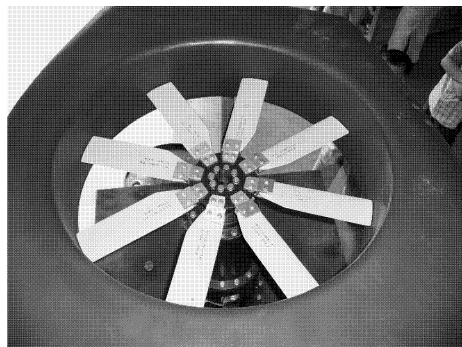


图2 涵道尾桨试验模型

试验现场布置在空旷的外场,桨毂中心距地面高度为4.2 m,试验台周围无高大建筑物,避免对噪声的反射,试验现场如图4所示。试验现场共布置了16个传声器,传声器的频率范围为20 Hz~20 kHz,噪声测量点及布置位置如图5所示。

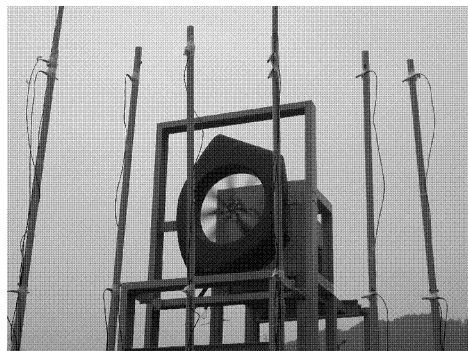


图4 涵道尾桨噪声测量试验

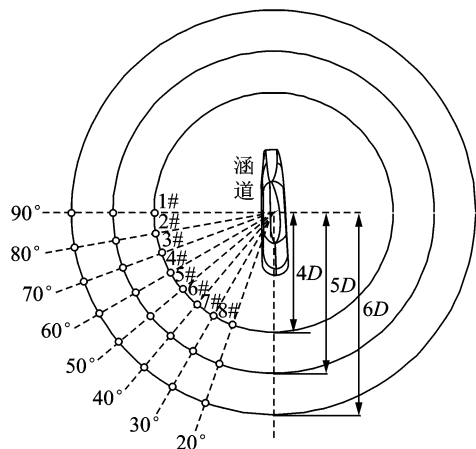


图5 噪声试验测量方位

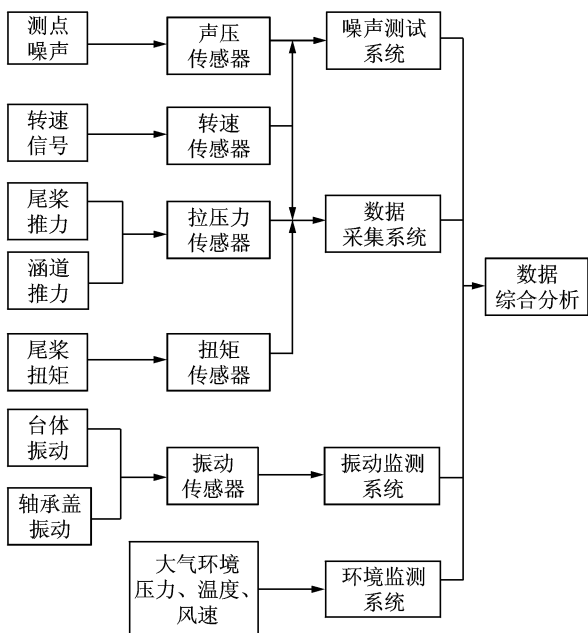


图3 测试系统构成

3 结果分析

3.1 涵道尾桨气动特性

对涵道尾桨的气动特性试验结果进行了分析,并且与理论计算结果进行了对比。图6和7中分别给出了涵道尾桨的推力随总距变化趋势和推力随功率变化趋势,同时给出了涵道推力、风扇推力和总推力,包括试验结果和理论计算结果(转速为2 000 r/min)。从图中可以看出,随着总距和功率增加风扇推力和涵道推力都会增加,并且涵道尾桨推力以风扇推力为主,涵道推力低于风扇推力,其中风扇推力约占涵道尾桨总推力的55%~60%,而涵道推力约占总推力的40%~45%。从理论计算结果和试验结果的对比中可以看出,计算结果与试验结果吻合较好,说明本文的计算方法在载荷计算方面是有效的,这对于准确预测风扇的旋转噪声十分重要。

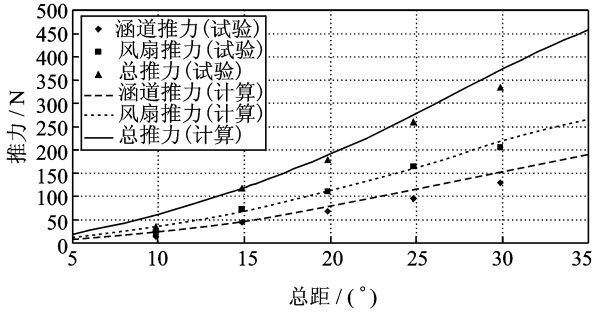


图6 涵道尾桨总距-推力曲线

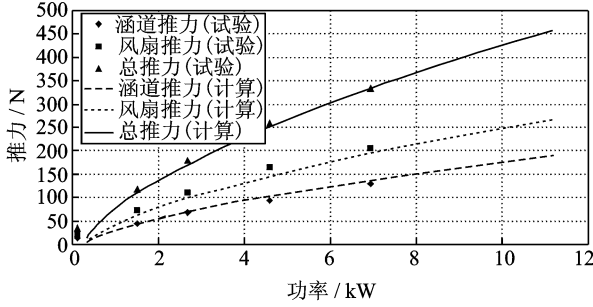
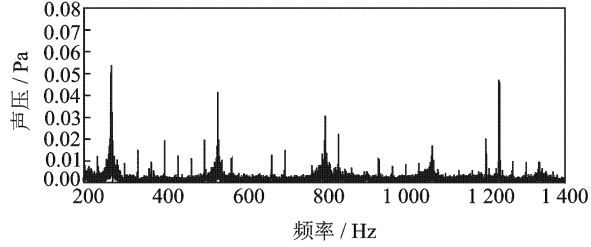


图7 涵道尾桨功率-推力曲线

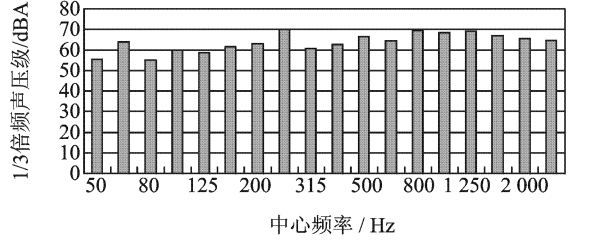
3.2 涵道尾桨噪声试验结果

对转速为 2 000 和 2 510 r/min、总距为 15°、观测方位为 60° 的两个状态的试验结果进行频谱分析,转速为 2 000 r/min 对应的桨叶通过频率为 267 Hz,转速为 2 510 r/min 对应的桨叶通过频率为 335 Hz。图8,9 中分别给出了两个试验状态试验数据的频谱分析结果,包括频谱图和 1/3 倍频分析,其中声压级为 A 声级。从频谱中可以看出噪声能量主要集中在以桨叶通过频率为基频的谐波上,随着谐波增加能量会逐渐降低。频谱图中还存在以转速为基频的谐波,这可能是由于叶片安装角度存在偏差,造成载荷不平均产生的。从 1/3 倍频的分析中可以看出,最大声压级主要出现在涵道尾桨的一阶谐波上。随着转速增加基频的声压级增加,这主要是由于相同总距下,风扇随着转速和载荷增加产生的。

对不同方位角测量点的试验数据处理,获得不同方位角的总声压级,研究涵道尾桨噪声辐射的指向性。图10 中给出了不同观测距离(以风扇直径 D 表示)和不同总距下涵道尾桨噪声的指向性试验结果,图中的 90° 方向为尾桨轴方向(气流出口方向),0° 方向为涵道尾桨桨盘平面。从图中可以看出,涵道尾桨噪声具有很强的指向性,在涵道出口方向声压级最大,在涵道侧面声压级较低,这主要是由于涵道的反射和屏蔽作用产生的结果。随着总距的增加,指向性更加明显,并且随着距离降低和总距增加声压级增加。

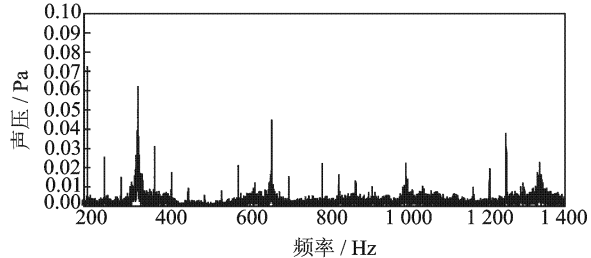


(a) 频谱图

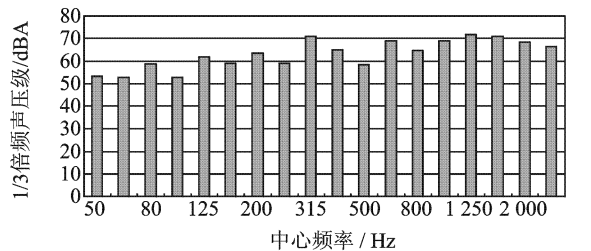


(b) 1/3 倍频分析图

图8 试验数据频谱分析(2 000 r/min,总距15°,方位60°)

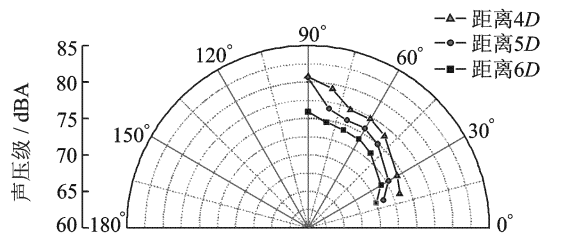


(a) 频谱图

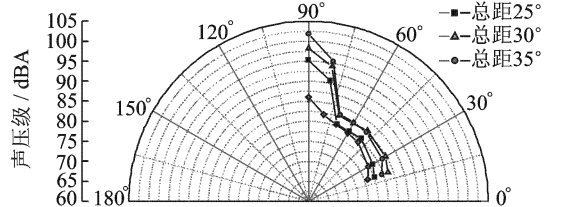


(b) 1/3 倍频分析图

图9 试验数据频谱分析(2 510 r/min,总距15°,方位60°)



(a) 不同观测距离试验结果



(b) 不同总距试验结果

图10 涵道尾桨噪声指向性

3.3 涵道尾桨噪声理论计算与试验结果对比

通过与试验结果进行对比,对本文的理论分析方法的可行性进行了研究。图11中给出了用于声学计算的风扇叶片和涵道壁面网格,涵道简化为圆柱壁面,并且采用刚性壁面假设。图12中给出了涵道尾桨噪声指向性的理论计算结果和试验结果对比情况,从中可以看出,理论分析方法基本能反映涵道尾桨的指向性,但是在 $80\sim 90^\circ$ 方向对声压级有所低估,这可能是由于本文的计算方法中没有考虑非定常载荷及尾流对噪声的影响。图13中给出了涵道尾桨噪声前六阶谐波声压级的理论计算结果和试验结果对比情况。从图中可以看出,声压级随谐波的变化趋势基本一致,但在声压级上还有一定的偏差。从理论计算结果与试验结果的对比中可以看出,本文的涵道尾桨噪声分析方法是可行的,但是在计算精度方面有待进一步提高。

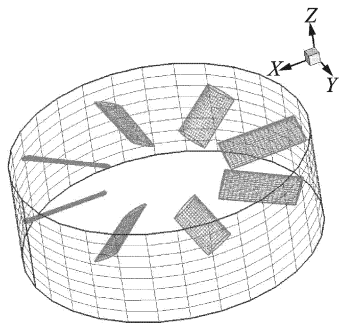


图11 涵道尾桨声学计算网格

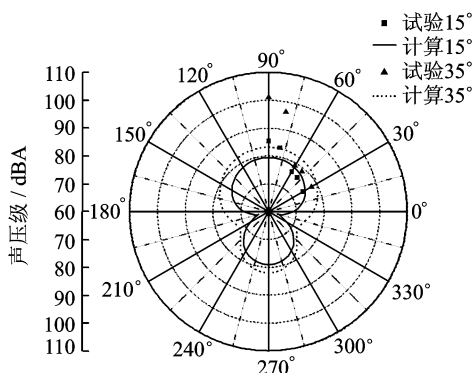


图12 涵道尾桨噪声指向性理论与试验结果对比

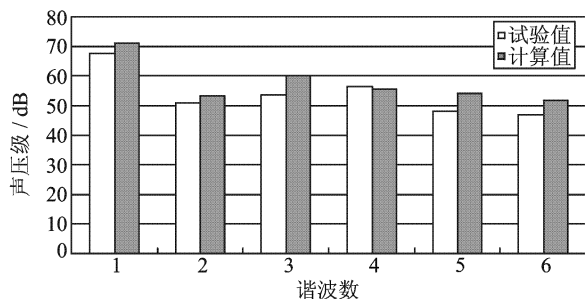


图13 涵道尾桨噪声谐波声压级理论与试验结果对比

4 结 论

本文对涵道尾桨噪声辐射特性进行了理论和试验研究,建立了基于面元-涡流理论/FW-H方程/边界元法的涵道尾桨噪声特性分析方法,对涵道尾桨噪声辐射特性的试验结果进行了分析,并且通过试验结果对理论分析方法进行了验证。通过本文的研究,得到以下研究结论:

(1)涵道尾桨推力以风扇推力为主,涵道推力低于风扇推力,其中风扇推力约占涵道尾桨总推力的 $55\%\sim 60\%$,而涵道推力约占总推力的 $40\%\sim 45\%$;

(2)涵道尾桨噪声的能量主要集中在以桨叶通过频率为基频的谐波上,随着谐波增加能量会逐渐降低;

(3)涵道尾桨噪声具有很强的指向性,在涵道出口方向声压级最大,在涵道侧面声压级较低,并且随着距离降低和总距增加声压级增加;

(4)本文的涵道尾桨噪声分析方法是可行的,但在涵道气流出口方向有所低估,其原因需要在后续研究中深入探讨。

参考文献:

- [1] Roger M, Fournier F. An analysis of in-fin tail rotor noise [C]//12th European Rotorcraft Forum. Germany: ERF, 1986:1-16.
- [2] Riley R G. Effects of uneven blade spacing on ducted tail rotor acoustics [C]//52nd American Helicopter Society Forum. Washington, DC: AHS, 1996:1-12.
- [3] Gardarein P, Canard S, Prieur J. Unsteady aerodynamic and aeroacoustic simulations of a fenestron tail rotor [C]//62nd American Helicopter Society Forum. Phoenix, Arizona: AHS, 2006:1-12.
- [4] Dunn M H, Tweed J, Farassat F. The application of a boundary integral equation method to the prediction of ducted fan engineering noise [J]. Journal of Sound and Vibration 1999,227(5):1019-1048.
- [5] Choi H L, Lee D J, Chung K H. Duct effects on rotor noise in radiation [C]//60th American Helicopter Society Forum. Baltimore, MD: AHS, 2004:1968-1979.
- [6] Leishman J G. Principles of helicopter aerodynamics [M]. 2nd Edition, New York: Cambridge University Press, 2006.
- [7] Seongkyu L, James P E, Kenneth S B. Acoustic scattering of rotorcraft noise [C]//64th American Helicopter Society Forum. Canada: AHS, 2008:1-16.
- [8] Ih K D, Lee D J. Development of the direct boundary element method for thin bodies with general boundary conditions [J]. Journal of Sound and Vibration, 1997,202(3):361-373.
- [9] 赵志高,黄其柏. Helmholtz 声学边界积分方程中奇异积分的计算 [J]. 工程数学学报,2004,21(5):779-784.