

文章编号:1000-8055(2012)04-0721-05

有限厚度变截面管道噪声的数值研究

王同庆¹, 张莉爽¹, 杨 兵²

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

2. 中国科学院 工程热物理研究所, 北京 100190)

摘 要: 为了研究航空发动机消声短舱声传播的物理机制, 采用快速声散射方法计算管道风扇远场散射问题, 使用该方法不但可计算变截面管道风扇的噪声, 还可计算有限厚度对声散射的影响. 通过数值模拟分析了两种不同简化管道形状(等截面圆管、变截面圆管)中管道厚度对散射声场的影响, 当管道厚度超过半径的 2% 时, 管道厚度对散射声场的影响不能忽略. 研究成果为声学预测中管道厚度的选择提供了参考依据.

关 键 词: 发动机短舱; 管道厚度; 散射声场; 快速声散射方法; 直接边界元方法

中图分类号: V231

文献标志码: A

Numerical simulation of the ducted-fan noise with finite thickness

WANG Tong-qing¹, ZHANG Li-shuang¹, YANG Bin²

(1. School of Jet Propulsion,

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

2. Institute of Engineering Thermophysics Chinese Academy of Sciences,

Beijing 100190, China)

Abstract: To analyze the acoustic propagation of aircraft engine nacelle, predicting the acoustic propagation of a varying cross-section ducted-fan with finite thickness, the fast scattering method was discussed. The ability of the method in application to the sound propagation problems with different pipeline thickness of ducted-fan shapes, including the equal circular tube and variable cross-section tube has been demonstrated. If the pipeline thickness is more than 2 percents of the radius, the pipeline thickness should not be ignored in the prediction of the scattering sound field. The present method provides the theory basis for choosing the ducted-fan thickness in the engineering.

Key words: aircraft engine nacelle; pipeline thickness; scattering field; fast scattering method; direct boundary element method

随着大涵道比涡扇发动机广泛应用, 风扇噪声逐渐取代喷流噪声在发动机的声源中占主要地位, 因此需要在涡扇发动机的设计过程中考虑各种措施以降低风扇噪声. 随着气动声学的发展, 发动机短舱内声传播特性受到越来越多的重视.

1962 年, Tyler 和 Sofrin 在文献^[1]中率先给出了管道内旋转模态的概念及模态的传播和截止特性, 标志着发动机管道声传播理论研究的开始.

随后, 国内外学者采用有限元方法^[2]、计算气动声学方法^[3-4]、边界元方法^[5-8]和传递单元方法^[9]等在管道声传播理论做了大量的数值研究工作.

2011 年, 北京航空航天大学流体与声学实验室发展了一种快速声散射方法^[10], 用于计算管道风扇噪声, 该方法不但可计算变截面管道风扇的噪声, 还可计算有限厚度对声散射的影响.

目前对管道风扇声场的研究中大多将管道外

收稿日期: 2011-06-19; 修订日期: 2011-10-17

作者简介: 王同庆(1945—), 男, 江苏江阴人, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事气动测量及声学方面的研究.

壁面简化为无限薄情况,并没有考虑管道壁厚的影响,本文侧重于应用快速声散射方法作为预测工具,对管道厚度影响进行数值模拟,进而进行理论分析。

1 快速声散射模型

文献[10]对所发展的快速声散射计算模型及计算方法做了较详细的介绍,这里只作简要介绍。

如图 1 所示管道声散射的物理模型中用 s 表示空气绕流体散射表面, s^+ 表示表面外空间, $\hat{n}$ 表示外法向, v_f 表示声源及散射体的运动速度。

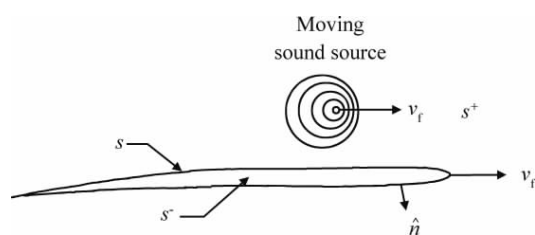


图 1 快速声散射方法的基本思想

Fig. 1 Sketch of fast scattering method

快速声散射方法将管道简化为低速、定常、直线运动的细长空气动力绕流体,截面形状变化不大。从状态方程出发,引入等熵声学小扰动假设,分离背景流动和声学扰动量,忽略物体运动对流动的影响,用无穷远处流速代替当地流速,通过 Lorentz 变换得到无对流项的 Helmholtz 方程,将求解有流动声散射问题转化为求解无流动的 Helmholtz 方程边值问题。

求解这类线性定系数齐次 Helmholtz 方程可以采用直接边界元方法,利用 Green 函数方法求解,通过将整个管道声场分为管道内/外声场两部分,用进出口边界声压和声质点速度连续的条件,将内外声场联系起来,避免了求解管口反射系数。

2 数值模拟结果

2.1 等截面管道声传播计算

假设有限长圆柱形管道,在管道中心垂直于轴的平面上同一有效半径处均匀分布 20 个偶极子点源,管道轴向运动马赫数 $Ma=0.4$,亥姆霍兹数 $k_a=24.4$,管道长度为 1 m,管道直径为 2 m,内壁面为刚性边界,参考声压 $p_{ref}=2 \times 10^{-5}$ Pa,远场指向性半径为 10 m。简化后的管道形状和点源分布见文献[11]的图 1。

图 2 为刚性边界条件用本文方法和直接边界

积分方法(boundary integral equation method,简称 BIEM)计算得到的管道声散射云图,图 2(a)为采用快速声散射方法得到的结果,图 2(b)为 BIEM 方法的结果,两种方法的声传播特性一致。图 3 为两种方法声压级指向性图,对比发现各角度基本一致。

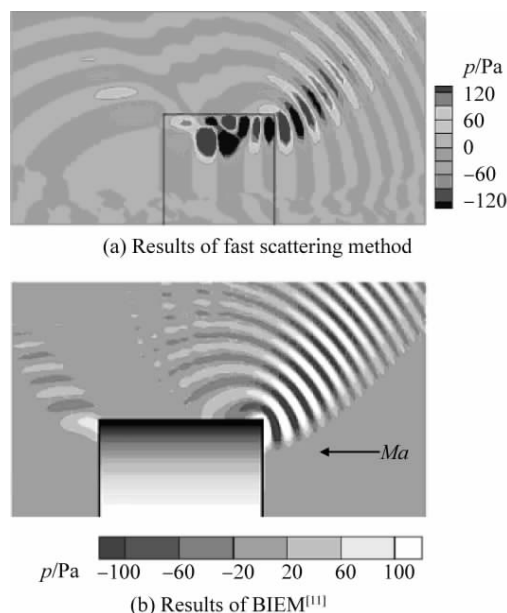


图 2 瞬时声压云图

Fig. 2 Contours of instantaneous acoustic pressure

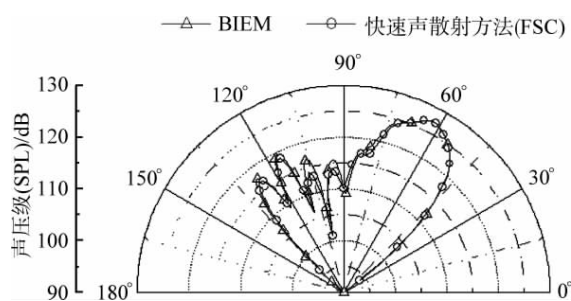


图 3 声压级指向性图

Fig. 3 Sound pressure level directivity figure

为说明壁厚影响,图 4(a)~图 4(c)分别示出无壁厚 $D=0$ m,壁厚 $D=0.02$ m 和 $D=0.04$ m 3 种管道厚度的瞬时声压云图,不同管道厚度对管口声辐射几乎没有影响,但有壁厚管道声场中各点的声压值比无壁厚的要略高些。

从图 5 对几种管道厚度计算的声场指向性图可看出随着管道壁厚的增加,声压级 (SPL) 幅值也随之变大,但变化幅度较小,不超过 2 dB。

2.2 变截面管道声传播计算

采用文献[12]中应用有限元方法求解的变截

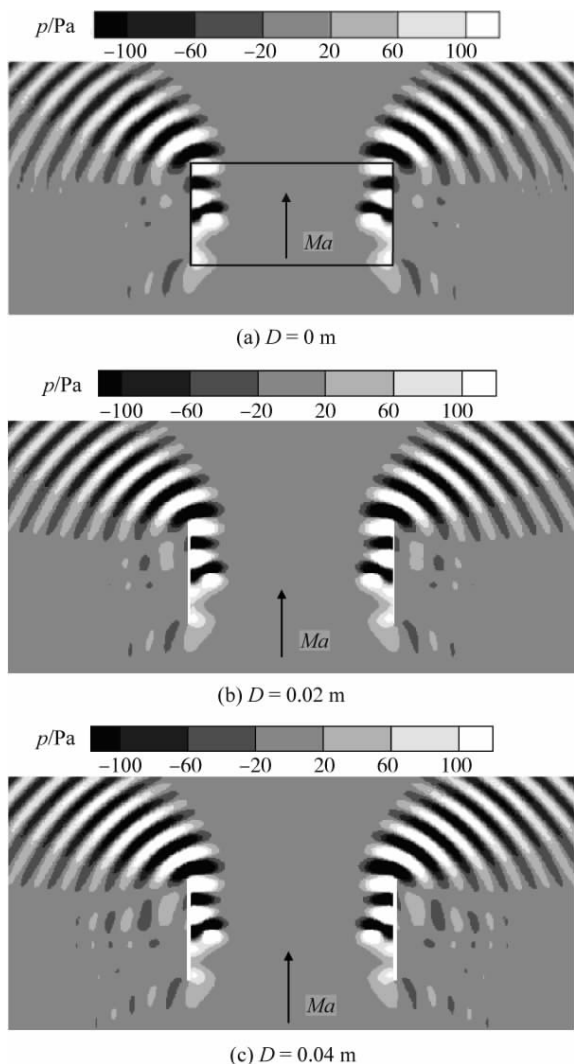


图 4 不同管道厚度瞬时声压云图

Fig. 4 Contours of instantaneous acoustic pressure with different wall thickness

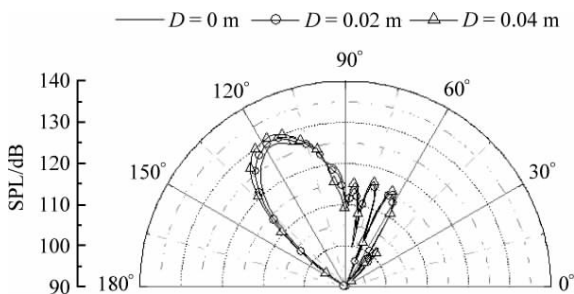


图 5 不同管道厚度声压级指向性图

Fig. 5 Sound pressure level directivity figure with different wall thickness

面管道形状,分别采用等截面圆管、变截面圆管简化模型,分析不同管道厚度对散射声场的影响。

入射声由 10 个有效半径 $r_s=0.9r_d$ 的旋转偶极子源产生的,轴向位置为 -0.25 ,转频 $f=86.58\text{ Hz}$,通过频率 $f=865.8\text{ Hz}$,推力 $F=50\text{ N}$ 。

2.2.1 简化的等截面圆管模型

管道几何形状采用图 6 所示的等截面圆管近似,管道内壁面半径为 1 m ,长度为 4 m ,内壁面为刚性条件,管道厚度分别为 $D=0\text{ m}$, $D=0.01\text{ m}$, $D=0.02\text{ m}$ 和 $D=0.04\text{ m}$ 。

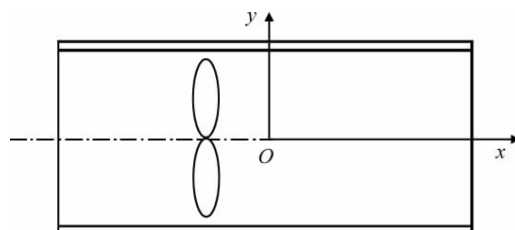


图 6 等截面圆管示意图

Fig. 6 Sketch of the equal circular tube

图 7 为管道静止和运动时等截面圆管不同管道厚度时声散射指向性图,当壁厚 $D=0\text{ m}$, $D=0.01\text{ m}$, $D=0.02\text{ m}$ 时,管道声散射指向性基本一致,但 $D=0.04\text{ m}$ 时指向性图出现明显变化,由于算例中管道半径为 1.0 m ,此时壁厚相当于管道半径的 4% ,总散射声变化较大,与前一节算例不同,原因是由于管道长度较长,长宽比较大,而且声源靠近管道出口处。从本算例看有流动工况

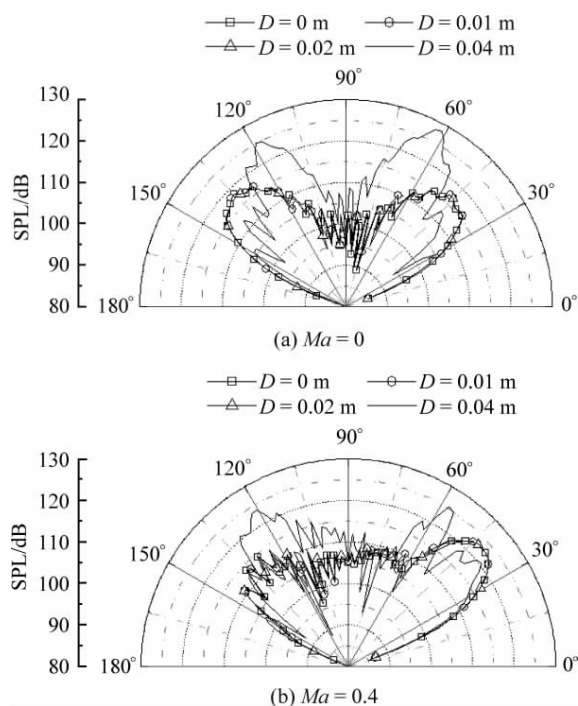


图 7 等截面圆管不同管道厚度指向性图

Fig. 7 Sound pressure level directivity figure of equal circular tube with different wall thickness

比无流动工况厚度的影响小一些. 通常情况下, 所计算的发动机管道壁厚不超过半径的 2%, 因此在计算发动机散射声场时, 将管道简化为等截面圆管, 管道厚度对计算结果的影响不大. 如果管道厚度超过半径的 2%, 则必须考虑管道厚度对散射声场的影响.

2.2.2 简化的变截面圆管模型

管道几何形状采用图 8(a) 所示的变截面圆管, 管道内壁面半径 1 m, 长度 4 m, 内壁面为刚性条件, 由于管道内壁为变截面, 外壁为直管道, 因此实际厚度分别为 $D=0\text{ m}$, $D\geq 0.01\text{ m}$, $D\geq 0.02\text{ m}$ 和 $D\geq 0.04\text{ m}$.

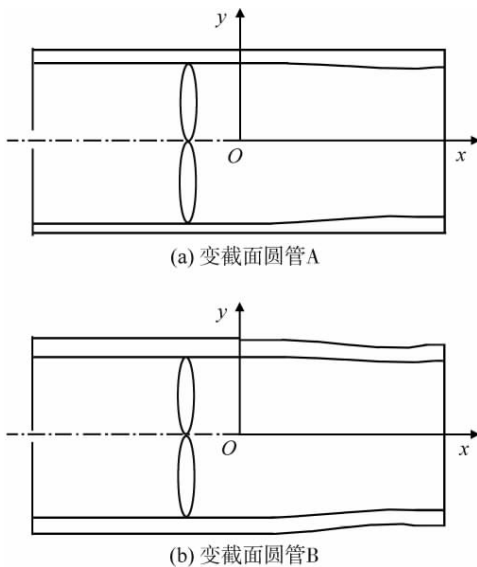


图 8 变截面圆管示意图

Fig. 8 Sketch of the varying cross-section tube

图 9 为该变截面圆管在不同管道厚度时计算得到的声散射指向性图, 此时管道为上述变截面圆管, 由于管道进出口散射表面及进出口辐射声对散射声场的影响, 产生的散射声场与等截面圆管的散射声场存在较大差异. 当壁厚 $D\geq 0.01\text{ m}$, $D\geq 0.02\text{ m}$ 时, 管道声散射指向性与无厚度时相比有较大变化, 当 $D\geq 0.04\text{ m}$ 时的指向性则出现更明显变化. 在计算散射声场, 将管道简化为变截面圆管时不同的管道厚度对计算结果有较大影响, 实际应用过程中要根据具体情况选择适当的管道厚度进行声场预测.

为了进一步说明厚度的影响, 图 8(b) 示出了管道内外壁面均为变截面, 保持管道厚度不变的形状, 图 10 为对该管道形状计算得到的声压指向性图, 图中的指向性随管道厚度变化规律与等截面圆管基本相同, 当壁厚 $D=0\text{ m}$, $D=0.01\text{ m}$,

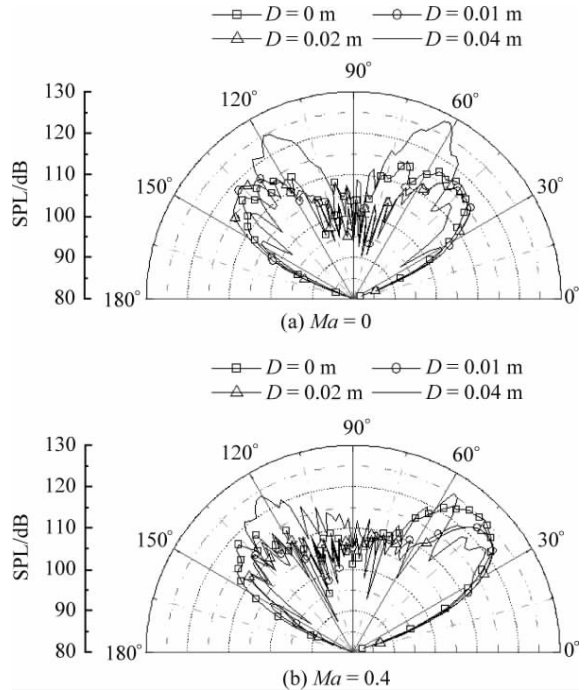


图 9 变截面圆管 A 不同管道厚度指向性图

Fig. 9 Sound pressure level directivity figure of varying cross-section tube A with different wall thickness

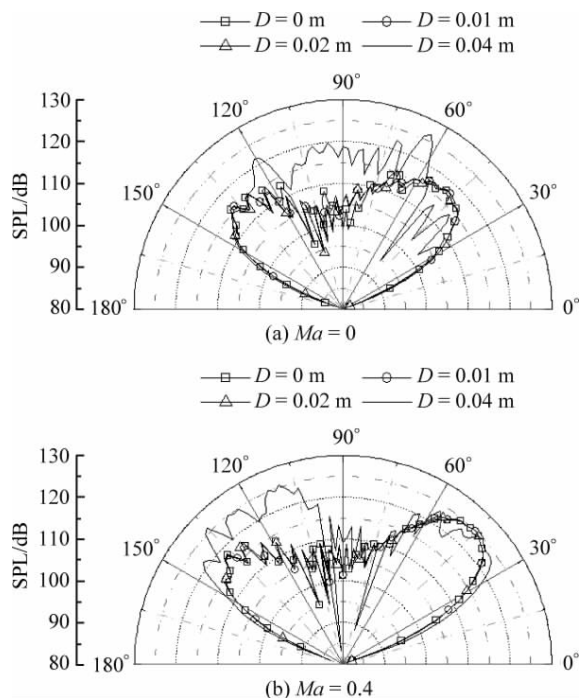


图 10 变截面圆管 B 不同管道厚度指向性图

Fig. 10 Sound pressure level directivity figure of varying cross-section tube B with different wall thickness

$D=0.02\text{ m}$ 时, 管道声散射指向性基本一致, 但 $D=0.04\text{ m}$ 时指向性仍出现较明显变化, 原因与

前面等截面圆管不同厚度对声散射的影响是一致的,包括声源位置和管道长宽比的影响。

3 结 论

通过对等截面和变截面圆管风扇声传播算例分析说明随着管道厚度增加,散射声压级的值增大,但对等截面圆管增大的散射声压级较小。

对于文献[12]中给出的变截面管道声传播问题,管道外壁面的几何形状、声源位置、管道长宽比对散射声场均存在一定影响。但同样随着管道壁厚的增加,声散射增加。

进行散射声场预测时,要根据实际情况选择适当的几何简化,即通过不同简化模型计算结果的对比进行选取。当可以将管道简化为等截面圆管时,如果管道厚度小于半径的2%,管道厚度对计算结果影响不大,如果管道厚度超过半径的2%,则必须考虑管道厚度对散射声场的影响。

参考文献:

- [1] Tyler J M, Sofrin T G. Axial flow compressor noise studies [J]. Society of Automotive Engineers, 1962, 70: 309-332.
- [2] Alfredson R J. The propagation of sound in a circular duct of continuously varying cross-sectional area[J]. Journal of Sound and Vibration, 1972, 23(4): 433-442.
- [3] Ozyoruk Y, Long L N, Jones M G. Time-domain numerical simulation of a flow-impedance tube[J]. Journal of Computational Physics, 1998, 146(1): 29-57.
- [4] Mankbadi R R. Review of computational aero acoustics in propulsion systems[J]. AIAA Journal of Propulsion and Power, 1999, 15(4): 504-512.
- [5] Myers M K. Radiation of sound from a point source in a short duct[R]. NASA CP-3352, 1997.
- [6] Myers M K. Boundary integral formulations for ducted fan radiation calculations[R]. CEAS/AIAA Paper 1995-076, 1995.
- [7] Dunn M H, Tinetti A F. Aeroacoustic scattering via the equivalent source method[R]. AIAA-2004-2937, 2004.
- [8] Yang B, Wang T Q. An approach to predict ducted fan noise by boundary integral equation method[R]. AIAA-2005-3068, 2005.
- [9] 王晓宇, 杜林, 孙晓峰. 考虑变截面影响的航空发动机短舱声学模型及数值结果[J]. 航空学报, 2006, 27(6): 1073-1079.
WANG Xiaoyu, DU Lin, SUN Xiaofeng. A new approach for the acoustic design of aeroengine nacelle with the effect of varying cross-section area[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(6): 1073-1079. (in Chinese)
- [10] 王同庆, 张莉爽, 杨兵, 等. 变截面风扇管道快速声散射计算[J]. 航空动力学报, 2011, 26(7): 1569-1574.
WANG Tongqing, ZHANG Lishuang, YANG Bing, et al. Aeroacoustic scattering via the fast scattering method[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(7): 1569-1574. (in Chinese)
- [11] Dunn M H, Tweed J, Farassat F. The application of a boundary integral equation method to the prediction of ducted fan engine noise[J]. Journal of Sound and Vibration, 1999, 277(5): 1019-1048.
- [12] Rienstra W S, Eversman W. A numerical comparison between the multiple-scales and finite-element solution for sound propagation in lined flow ducts[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2001, 437: 367-384.