航空科学技术
Aeronautical Science & Technology
Dec. 15 2018 Vol. 29 No.12 29-33

基于多物理场的涡扇发动机尾喷口近场噪声模拟研究

闫国华*，汪霁洁
中国民航大学，天津 300300

摘　要：本文通过简化尾喷口模型，针对喷管涵道内流场中的不同周向模态数对噪声的传播影响进行研究，基于 COMSOL 多物理场建立计算流体力学（CFD）数值计算模型，得到了不同周向模态数的尾喷口近场压力变化图、声压级变化图。研究结果表明，在以涡轮风扇为噪声源的基础上，声波从喷管内涵道的入口端到出口端，波的反射清晰可见，对于模态数 m=10 和 m=18 尤为明显，噪声波的衍射效应在 m=18 时不是很显著。另外，由声压级等值线图可知，周向模态数越小，内涵道内近壁面辐射声压级越小，但在喷口后缘处，声压级传播基本以 5~7dB 的幅度在减小。

关键词：喷流噪声；周向模态数；COMSOL；近场声压级；衍射

中图分类号：TU385.3　　**文献标识**：A　　**DOI**：10.19452/j.issn1007-5453.2018.12.029

涡扇发动机已广泛应用于军民用运输机，但其排气噪声仍是有待解决的重要问题之一。为实现喷流降噪，必须开展噪声机理研究。飞机发动机喷气流入静止或流速较慢的气流时，高速喷流与周围相对静止的介质急剧混合，压力起伏引起密度变化并传播到区域之外的介质中，即喷流混合噪声源[1]。国内外针对高速射流喷管开展了大量的研究，以揭示喷管的内部流动和高速射流的流场特征[2,3]。如最早由 Lighthill 提出的“拟声源”的概念，并在此基础上建立了高速喷流噪声的物理和数学模型[4,5]。国内也开展了一定的研究，其中就有乔渭阳[1,6] 等对喷流噪声预测方法的研究，田玉雯[7] 等利用大涡模拟的计算流体力学（CFD）以及 ACTRAN 声学软件计算出喷流远场流场中的声传播。他们大多数是针对远场噪声传播的模拟计算以及预测噪声，对于尾喷口近场噪声传播研究较少。对于喷管内部流场的噪声研究，早期的有 Rienstra 提出的内部声场与涡流层相互作用是复杂关系[8,9] 以及 Taylor，Crighton & Cargill 等提出的内流场噪声被描述为来自于内管的平面波，并且涡旋脱落是由分离内部、外部和周围流的涡流层来模拟的[10]。到后来的 G. Gabard 和 R.J. Astley 较详细地研究圆形喷管的远近场噪声的理论模型[11]。随着喷流噪声宏观研究不断的深入，简单地考虑单一物理场工作条件下的喷流情况已经不能够解决实际问题，所以通过多物理场的设定来研究喷流近场噪声就显的尤为重要。

本文基于 COMSOL 多物理场条件下，简化尾喷口物理模型，通过定义进口边界条件以及硬声场边界和涡流层边界条件，模拟计算了尾喷口近场的真实流动工况，并由计算出的结果分析出尾喷口噪声的传播情况。

1 计算模型

1.1 COMSOL 软件介绍

COMSOL Multiphysics 作为一款基于全新有限元理论，直接以偏微分方程为研究对象的大型数值仿真软件，广泛应用于各个领域的科学研究以及工程计算，适用于科学和工程领域的一些物理过程，并以高效的计算性能和杰出的多场直接耦合分析能力实现了多物理场的高度精确的数值仿真，在全球领先的数值仿真领域里得到广泛的应用[12]。

收稿日期：2018-08-23；　退修日期：2018-09-29；　录用日期：2018-10-25
* 通信作者 . Tel.：13194617319　E-mail：ghyan@ cauc.edu.cn
引用格式：Yan Guohua, Wang Jijie. Simulation study on the near field noise of turbofan engine tail nozzle based on multiphysical field[J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29 (12)：29-33. 闫国华，汪霁洁 . 基于多物理场的涡扇发动机尾喷口近场噪声模拟研究 [J]. 航空科学技术，2018, 29 (12)：29-33.

1.2 模型建立

本研究使用 COMSOL 软件的气动声学模块的边界模式物理场和频域物理场建立模型以及网格划分如图 1 所示。其中 a 边表示的是喷管管道壳体，简化为内部硬声场边界条件，b 边表示的是涡流层边界条件，c 边表示的是环境流边界，d 区域表示的是喷流与环境流的混合场。由于二维几何的对称性以及软件对声场的要求设定为非结构化网格，即选择极端细化的物理场控制网格。设定边界模式中的喷管流入口马赫数 $Ma1$=0.45，频域物理场中的环境流马赫数 $Ma0$=0.25。在尾喷口外围我们由 COMSOL 软件的特性设定了完美匹配层，即当声波传播到完美匹配层时，会产生很小的反射，高透射率传播出去，故而可认为无限大空气域来模拟现实中的远场求解域[12, 13]。

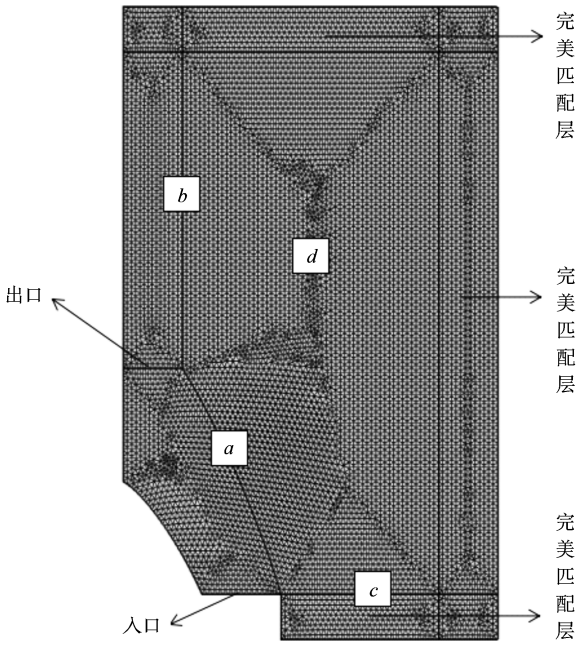


图 1 尾喷口物理模型
Fig.1 Physical model of tail vents

由于喷管内声场可以描述为在涵道中传播的特征模的总和，所以我们主要关心的是由单一特征模 (m, n) 所产生的辐射噪声，在管道中传播到出口平面，然后在自由场中辐射。在分析计算辐射噪声时，为研究尾喷口的噪声波的衍射，设定背景速度场为无旋转，场方程仅为有效，这种情况在涡流层中是不满足的。因此，速度势在涡流层上是不连续的。为了方便建立这种不连续的模型，使用了在内部边界上可用的涡流层边界条件，即 b 边。涡流层两侧的边界条件定义如下：

$$\left[n\cdot\left(\rho_0\nabla\varphi - V\frac{\rho_0}{c_0^2}\left(i\omega\varphi + V\cdot\nabla\varphi\right)\right)\right] = \left[\rho_0\left(i\omega + V\cdot\nabla\right)w\right]_i$$
$$i = \text{up,down}$$
$$p_{\text{up}} = p_{\text{down}}$$
$$w_{\text{up}} = -w_{\text{down}} \tag{1}$$

式中：ω 为角频率；V 为平均流速度；w 为外法线位移；ϕ 为速度势；p 为压力；up 和 down 角标表示边界的两边[14~16]。

涡流层的速度正常为零，这意味着方程 (1) 中第一式左侧的最后两项就消失了。在模型中，变量是无量纲的。速度除以空气中声音的速度，密度除以空气的密度[17]。如模型使用马赫数 $Ma=V/C_0$ 作为平均流速。由此引出了边界条件：

$$\left(i\omega + Ma_{\text{up}}\nabla_T\right)w = \frac{\partial\phi_{\text{up}}}{\partial n}$$
$$\left(i\omega + Ma_{\text{down}}\nabla_T\right)w = \frac{\partial\phi_{\text{down}}}{\partial n} \tag{2}$$
$$p_{\text{up}} = p_{\text{down}}$$
$$w_{\text{up}} = -w_{\text{down}}$$

计算域边界条件的设定是物理模型在解决实际问题中的补充，具有重要意义。

2 计算结果分析

在建立好上述物理模型后，运用 COMSOL 软件进行计算，通过设置图 2 高度表达式，可看到声压的传递方式，也可

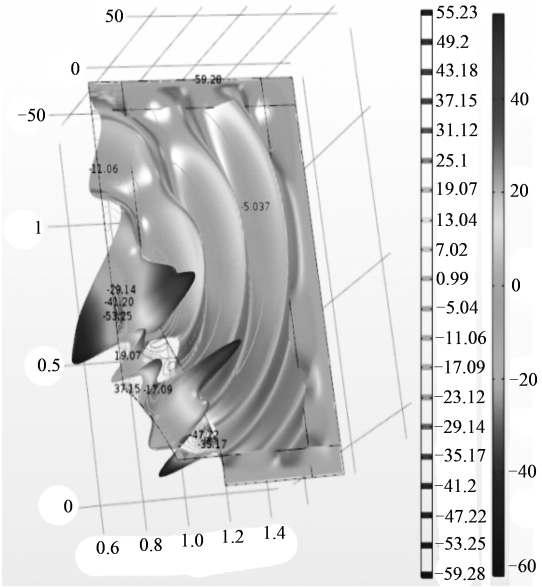
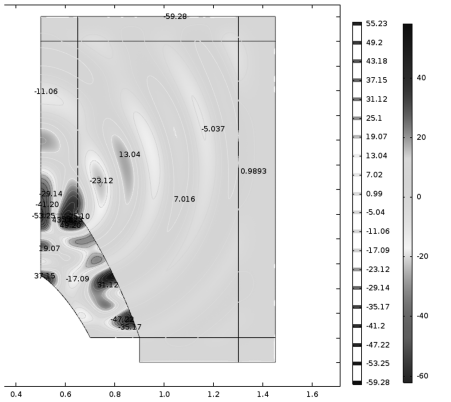
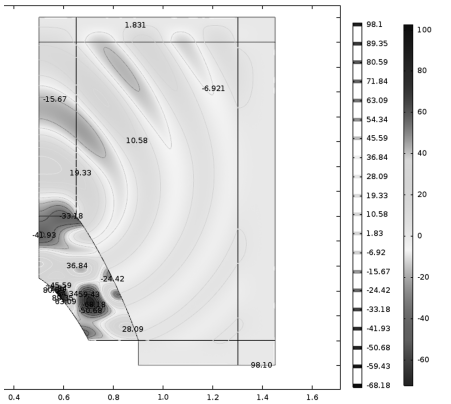


图 2 m=4 高度表达式
Fig.2 m=4 height expression

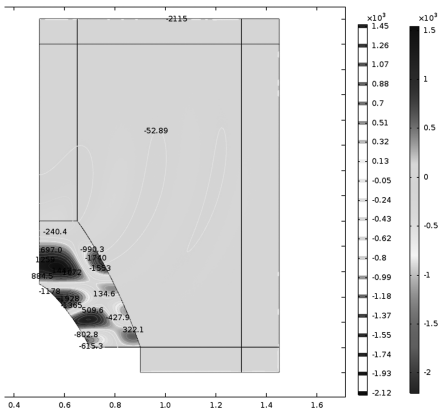
得到尾喷口如图 3 所示近场声压图和图 4 所示声压级图，此计算结果可与 G. Gabard 和 R.J. Astley[17] 提出的一个类似系统的结果进行类比分析。



(a) m=4声压图



(b) m=10声压图

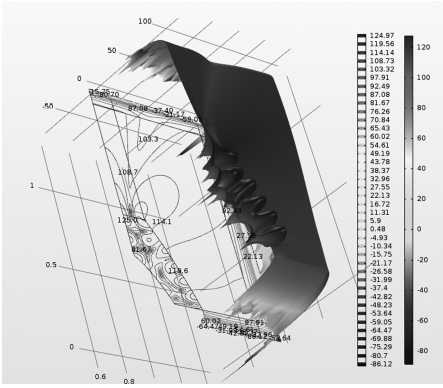


(c) m=18声压图

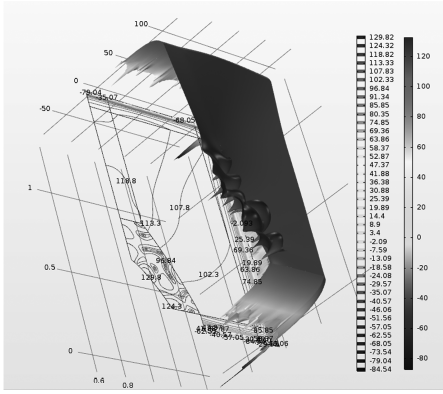
图 3　不同 m 值的声压图

Fig.3　Sound press diagram of different m values

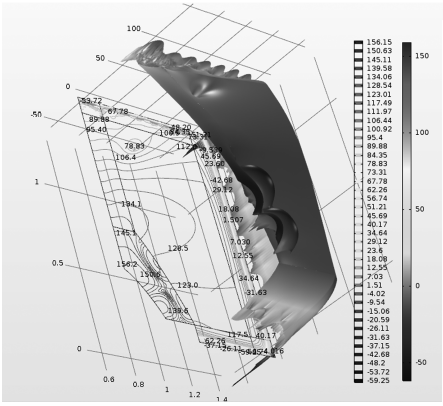
图 3 为不同周向模态数的近场声压图。从压力图中可以清晰地看出，由于内涵道气流的高温高压特性，在整流锥尖部以及出口混合接触面上会出现小范围的高低压交错区，并且声波发生剧烈波动。由声压的高度表达式拓展功能，可以看出内涵道的内部硬声场边界和整流锥面上产生的声波会向喷口传播，由于在整流锥界面上的声波幅度较小，内部硬声场边界上幅度较大，所以在出口不远处两声波会以同频率、同振动方向发生干涉，形成更小幅度更小声压的声波向远场方向传播。此外，从图中可分析出声波在近场的衍射效应不明显，反而是在内涵道中的反射较为显著，声波能量也在反射过程中发生损失，尤其是在 m=10 和 m=18 时。



(a) m=4声压级图



(b) m=10声压级图



(c) m=18声压级图

图 4　不同 m 值的声压级图

Fig.4　The sound press level diagram of different m values

图 4 是不同周向模态数的近场声压级图。从图 4 中的声压级图可以分析出，在内涵道中的整流锥边界面上的声压级普遍大于硬声场边界上的声压级，并随着声波向出口传播，差值越来越大。这主要是因为随着高温高压气流在管道内得到加速，声压有所增加，增大了整流锥边界面上的声波的声压级，加之硬声场边界上的阻抗效应，降低硬声场边界上声波的声压级，所以差值会越来越大。当声波传至出口处时，会以较快速度向环境流场方向传播，声压级也有所减小。主要是因为环境流中有一定的流速，声波在传播过程中受到扰动，能量有所损失，但对比距离在声压级减小的影响可以看出，越往远处传播，声压级降低的速率越来越小。

3 结论

本文针对简化的航空发动机尾喷口物理模型，采用 COMSOL 软件进行了多物理场的近场噪声辐射数值模拟，结果表明：

（1）喷管内高温高压气流，在管道内加速，整流锥界面上的声波与管道壁界面上的声波发生干涉，在尾喷口处形成更大幅度更大声压的声波向远场方向传播。并且声波在近场的衍射效应不明显，反而是在内涵道中的反射较为显著，声波能量也在反射过程中发生损失，尤其是在周向模态数 m=10 和 m=18 时。

（2）不同周向模态数的近场声压级有着明显的差异。在 m=4 的时候，声压级等值线呈现出喇叭型，喷口处有极低的声压区，主要是由于喷口后缘发散出的不稳定波的扰动。在 m=10 的时候，不稳定波的扰动效应慢慢变弱，导致在喷口成型的干涉波发生衍射，传播至远场中。在 m=18 的时候，后缘发散出的不稳定扰动基本消失，干涉波以喷口为中心传播出去，并且声压级减小越来越快。

参考文献

[1] 武兆伟，乔渭阳 . 航空发动机风扇噪声经验预测方法分析 [J]. 噪声与振动控制，2008（04）：112–114.
Wu Zhaowei，Qiao Weiyang. Empirical prediction model for jet noise of aero–engine[J].Noise and Vibration Control，2008（04）：112–114.（in Chinese）

[2] Kawai S，Fujii K. Time–series and time–averaged characteristics of subsonic to supersonic base flows[J]. AIAA Journal，2007（45）：289–301.

[3] 汪明生，杨平 . 双喉道推力矢量喷管的内流特性研究 [J]. 推进技术，2008（05）：566–572.
Wang Mingsheng，Yang Ping. Study of dual throat nozzle internal flow characteristic[J] .Journal of Propulsion Technology，2008（05）：566–572.（in Chinese）

[4] Lighthill M J. On sound generated aerodynamically，I：General theroy[J]. Proceedings of the Royal Society of London A，1952，211：564–587.

[5] Lighthill M J. On sound generated aerodynamically，II：Turbulence as a source of sound[J].Proceedings of the Royal Society of London A，1954，222：1–32.

[6] 闫国华，孔鹏 . 民用飞机噪声预测影响因素分析 [J]. 机械研究与应用，2017，30（06）：153–155.
Yan Guohua，Kong Peng. Analysis of influence factors of noise forecast of civil aircraft[J].Mechanical Research & Application，2017，30（06）：153–155.（in Chinese）

[7] 田玉雯，单勇 . 发动机三喷管流场和红外辐射特征数值研究 [J]. 南京航空航天大学学报，2014，46（02）：259–264.
Tian Yuwen，Shan Yong. Numerical simulation on engine three–nozzle flow field and infrared radiation[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics，2014，46（02）：259–264.（in Chinese）

[8] Rienstra S W. Acoustic radiation from a semi–infinite annular duct in a uniform subsonic mean flow[J]. Journal of Sound and Vibration，1894，94（2），267–288.

[9] Rienstra S W. Sound diffraction at a trailing edge[J]. Journal of Fluid Mechanics，1981，108（108），443–460.

[10] Taylor M V，Crighton D G，Cargill A M. The low frequency aeroacoustics of buried nozzle systems[J]. Journal of Sound and Vibration，1993，163（3）：493–526.

[11] Gabard G，Astley R，Bentahar M. Noise radiation from a jet pipe：A benchmark problem for computational aeroacoustics[C]// 11th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference，2005.

[12] 李淑君，王惠泉，赵文玉，等 . 基于 COMSOL 多物理场耦合仿真建模方法研究 [J]. 机械工程与自动化，2014（04）：19–20.
Li Shujun，Wang Huiquan，Zhao Wenyu，et al. Multiphysics coupling simulation modeling methods based on COMSOL[J]. Mechanical Engineering & Automation，2014（04）：19–20.（in Chinese）

[13] Bogey C，Bailly C. Three–dimensional non–reflective boundary conditions for acoustic simulations：Far field formulation and

validation test cases[J]. Acta Acustica，2002，88（4）：463-471.

[14] 冯峰 . 高亚声速喷流噪声 Reynolds 数效应数值分析 [C]//2016 年度全国气动声学学术会，2016.
Feng Feng. Numerical analysis of Reynolds number effect of high subsonic jet noise[C]// 2016 the National Pneumatic Acoustic Seminars，2016.（in Chinese）

[15] Crighton D G. Acoustics as a branch of fluid mechanics[J]. Journal of Fluid Mechanics，1981，106：261-298.

[16] Bogey C，Bailly C，Juvé D. Noise investigation of a high subsonic，moderate Reynolds number jet using a compressible LES[J]. Theoretical & Computational Fluid Dynamaics，2003，16（4）：273-297.

[17] Gabard G，Astley R J. Theoretical model for sound radiation from annular jet pipes：far- and near-field solutions[J].Journal of Fluid Mechanics，2006，549：315-341.

作者简介

闫国华（1964- ）男，博士。主要研究方向：飞机噪声适航审定。

Tel：13194617319 E-mail：ghyan@ cauc.edu.cn

Simulation Study on the Near Field Noise of Turbofan Engine Tail Nozzle Based on Multiphysical Field

Yan Guohua*, Wang Jijie

Civil Aviation University of China，Tianjin 300300，China

Abstract: In this paper，the influence of different weeks on the noise in the flow field of the nozzle was studied by simplifying the tail nozzle model. The CFD numerical calculation model is established based on COMSOL Multiphysics，and the near field pressure variation diagram and the sound pressure level variation diagram of the tail nozzle were obtained with the change of the weekly direction mode number in the flow field. The research results show that based on the turbine fan as the noise source，the reflection of the sound wave is clearly visible from the entrance end to the exit end of the nozzle connotation channel，especially for the modal Numbers m=10 and m=18，the diffraction effect of the noise wave is not very significant in m=18. In addition，it can be seen from the sound pressure level contour map that the smaller the number of circumferential modes，the smaller the radiation sound pressure level in the near wall of the channel，but at the trailing edge of the jet，sound pressure level propagation is basically reduced by 5~7dB.

Key Words: jet noise；circumferential mode number；COMSOL；near field sound pressure level；diffraction

Received: 2018-08-23； **Revised:** 2018-09-29； **Accepted:** 2018-10-25

***Corresponding author.Tel.:** 13194617319 **E-mail:** ghyan@ cauc.edu.cn