

# 涡桨飞机缩比模型机体噪声预测研究

宋敏华<sup>1,2</sup>, 宋文萍<sup>1</sup>, 王跃<sup>1</sup>, 韩忠华<sup>1</sup>, 张彦军<sup>3</sup>, 雷武涛<sup>3</sup>

(1.西北工业大学翼型、叶栅空气动力学重点实验室 气动与多学科优化设计研究所, 陕西 西安 710072; 2.中国航空研究院, 北京 100029; 3.航空工业第一飞机设计研究院, 陕西 西安 710089)

**摘要:**民用飞机机体噪声水平已成为衡量飞机性能的重要指标,受到了越来越多的关注。当前基于CFD数值模拟的机体噪声预测研究大多针对飞机单独部件开展,缺乏对全机高保真复杂构型的噪声预测。由于部件之间的干扰,针对部件的噪声预测在计算条件、噪声的产生及传播等方面均和实际构型之间存在很大的差异,因此采用高保真真实飞机模型才能对飞机机体噪声进行更准确的预测。采用精细化高分辨率网格与高精度混合RANS/LES方法,结合FW-H声类比方法,对涡桨飞机高保真1/6缩比模型在降落状态下的气动噪声进行了数值预测研究。采用改进的延迟分离涡模拟(IDDES)方法对近场声源区流动进行模拟,得到了涡桨飞机全机的近场声源特性。除了捕捉到襟翼侧缘和翼尖2个重要噪声源之外,还发现了由短舱尾迹和后缘襟翼之间的干扰引起的噪声源、襟翼内侧和机身之间的复杂流动引起的噪声源。远场噪声研究结果显示,在机身的纵向对称面内,噪声主要向前下方和后上方传播,偶极子特性十分明显。在垂直于来流的平面内,横向噪声较弱。

**关键词:**计算流体力学;飞机噪声;FW-H声类比;IDDES

**中图分类号:** TB533;V211.3

**文献标志码:** A

**文章编号:** 1000-2758(2021)06-1169-10

飞机的气动噪声会对机体结构和机场附近人员的健康带来严重的负面影响,与客机设计所要求的“四性”严重相悖,噪声水平是民机设计的关键问题之一。从2018年1月1日起,飞机噪声第五阶段控制标准正式生效,这将在第四阶段的标准上进一步降低7 dB。越来越严苛的适航条例使得噪声水平成为影响民机能否取得适航证的关键因素之一,这对于我国正在研制的新一代民用涡桨客机和大型客机来说无疑是一项巨大的挑战。因此,对飞机的噪声进行预测,深入了解其机理并进行降噪具有十分重要的意义。

机体噪声是飞机噪声的重要组成部分<sup>[1]</sup>,为了研究飞机机体噪声机理并发展降噪技术,从20世纪70年代开始,NASA启动飞机噪声预测项目(ANOPP)对飞机各部件的噪声进行预测,发展了部件级的半经验噪声预测工具<sup>[2]</sup>。在随后的数十年间,美国和欧洲在持续的大型项目支持下,对气动噪

声进行了深入的数值模拟及实验研究。当前针对飞机远场噪声的预测,主要还是采用结合CFD和声类比的混合方法,随着计算能力的发展,混合方法中针对声源模拟的CFD方法也从工程常用的雷诺平均Navier-Stokes(RANS)方法<sup>[3]</sup>变成更高精度的混合RANS/LES方法<sup>[4]</sup>,甚至是大涡模拟方法(LES)<sup>[5]</sup>或直接数值模拟方法(DNS)<sup>[6]</sup>。经过多年的研究,结合高精度CFD的声类比方法在孤立部件的气动噪声预测上已经取得了非常显著的成果。

近些年来,得益于计算能力的进一步提高,国外一些研究机构开始针对全机复杂构型进行气动噪声研究,并进行风洞实验和飞行试验验证。NASA在对环境负责的航空(ERA)项目的支持下,和Gulfstream合作对短程小型客机的气动噪声进行了深入的研究。在2014年,NASA对缩比18%的高保真全机半模构型(包括机身、机翼、襟翼、平尾和垂尾以及通气短舱等)在降落状态下的非定常流动及噪声

收稿日期:2021-04-08

作者简介:宋敏华(1995—),西北工业大学硕士研究生,主要从事计算流体力学、气动噪声研究。

通信作者:宋文萍(1964—),西北工业大学教授,主要从事设计空气动力学、气动噪声研究。e-mail:wpsong@nwpu.edu.cn

进行了大量的数值模拟<sup>[7]</sup>。表面探测点的压力分布、非定常脉动的频谱和远场的噪声预测结果,均与风洞实验均吻合较好。在起落架收起和放下 2 种状态下,远场噪声的频谱在 8 000 Hz 以内计算结果和实验值分别相差约 1 dB 和 2 dB。在 2016 年,研究者将缩比模型半模噪声预测研究拓展到全尺寸全模,提高了预测的雷诺数和飞机几何的复杂度,并将数值模拟结果和 2006 年的飞行试验结果进行了对比<sup>[8]</sup>。研究表明,在中低频段全尺寸和缩比模型计算得到的结果和实验值基本一致。但同时也表明,襟翼支架等机构对远场的中高频噪声有较大的贡献。2018 年通过对真实飞机进行激光扫描,实现了更高几何保真度构型的气动噪声数值模拟<sup>[9]</sup>。目前,NASA 计划将在短程支线客机的气动噪声数值模拟方面获得的丰富经验应用于完整的全尺寸双通道大型民机,并已经在波音 777-200 的 26% 缩比起落架上开展了初步的研究<sup>[10]</sup>。结果表明,数值模拟和实验的波束成型积分结果在 9 000 Hz 的范围内,频谱的结果都吻合较好。除美国之外,日本从 2015 年开始了针对机体噪声的研究与降噪项目 FQUROH<sup>[11-12]</sup>,同时采用数值方法、风洞实验和飞行试验的方法对典型客机的机体噪声和一些降噪方案进行了深入的研究。

国内在机体噪声领域的研究开展得相对较晚,但也取得了许多突出的成果。在增升装置噪声预测方面,张宇飞等<sup>[13]</sup>采用壁面模化 LES(WMLES)方法,以 30P30N 多段翼型为例,对增升装置的噪声进行了深入研究。通过对定常流场、瞬态流场、表面压力频谱、远场噪声的频谱、指向性以及速度率等方面的深入研究,对噪声机理进行了比较详细的分析。龙双丽等<sup>[14]</sup>采用结合基于 SA 模型的 DES 方法和 FW-H 方法,研究了起落架近场的非定常流动、噪声的产生机制和主要的噪声源位置、频谱特性及远场指向特性,并评估了各部件对总噪声的贡献量,同时还开展了起落架风洞实验研究并将数值模拟结果和实验值进行了对比。肖志祥等<sup>[15]</sup>采用基于 SST 模型的延迟分离涡模拟方法(DDES)和改进的延迟分离涡模拟方法(IDDES)对起落架噪声进行了数值模拟研究。除此之外,国内还有很多针对飞机机体噪声的研究,在此不再赘述。

但是,当前国内针对飞机气动噪声和降噪方法的研究基本都局限于飞机的部件,而且其中许多是对标准算例进行研究,着重强调各个单独噪声源的

预测及其特性,而忽略了部件之间干扰而产生的噪声,而有时候后者的噪声强度和熟知的单独噪声源的强度相当,而且对全机的噪声强度和指向性等均有显著影响。此外,噪声特性预测和气动特性预测不同,较小的几何部件也可能对全机的噪声产生较大的影响,因此对更加真实的包含更多几何细节的全机复杂构型进行噪声预测研究十分必要。

因此,本文采用精细化的高分辨率网格、高精度的 IDDES 湍流模拟方法对涡桨飞机高保真模型在降落状态的 1/6 缩比构型进行气动噪声预测研究,从而更全面地认识全机的气动噪声特性,为我国自主研制的涡桨飞机提供更全面的气动噪声特性分析,缩短与国外的差距。

## 1 数值方法

### 1.1 非定常流场求解方法

本文采用有限体积法求解非定常 NS 方程,采用的积分形式控制方程为

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \mathbf{Q} dV + \oint_{\partial V} \mathbf{F} \cdot \mathbf{n} dS = 0 \quad (1)$$

式中:  $\mathbf{Q} = (\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho E)^T$  为守恒变量;  $\rho$ ,  $(u, v, w)$ ,  $E$  分别为流体的密度、直角坐标系下的速度分量和单位质量气体的总能量;  $V$  为某一固定区域,  $\partial V$  为区域的边界;  $\mathbf{n}$  为边界的单位外法向矢量;  $\mathbf{F}$  为矢通量。湍流模拟采用 Shur 等<sup>[16]</sup>提出的基于 SST 模型的 IDDES 方法。相比于 DES 和 DDES 方法, IDDES 克服了“灰区”以及“对数层不匹配”等问题,能更好地模拟分离区及壁面附近的流动。IDDES 方法的混合长度尺度由 RANS 长度尺度和 LES 长度尺度两部分构成,通过混合函数  $\tilde{f}_d$  确定 RANS 和 LES 区域

$$l_{\text{IDDES}} = \tilde{f}_d(1 + f_e)l_{\text{RANS}} + (1 - \tilde{f}_d)l_{\text{LES}} \quad (2)$$

LES 和 RANS 长度尺度分别为

$$l_{\text{LES}} = C_{\text{DES}} \Delta_{\text{IDDES}} \quad (3)$$

$$l_{\text{RANS}} = \frac{\sqrt{k}}{c_\mu \omega}$$

式中

$$\Delta_{\text{IDDES}} = \min(\max[C_w d_w, C_w h_{\max}, h_{\text{wn}}], h_{\max}) \quad (4)$$

为重新定义的亚格子尺度,  $h_{\max}$  是网格在 3 个方向上的最大网格尺度,  $h_{\text{wn}}$  为沿壁面法向网格单元尺度,  $d_w$  是网格单元与壁面的距离。通过使用 IDDES 方法,既可以使用 DDES 模式,又可以用壁面

模化 LES 模式,2 种模式的选择通过混合函数实现

$$\tilde{f}_d = \max[(1 - f_{dt}), f_B] \quad (5)$$

式中,  $f_{dt}$  为保护函数

$$f_{dt} = 1 - \tanh[(20r_{dt})^3] \quad (6)$$

式中

$$r_{dt} = \frac{\nu_l}{\sqrt{U_{i,j}U_{i,j}k^2y^2}} \quad (7)$$

$f_B$  为该模型的另一个混合函数,其表达式为

$$f_B = \min[2\exp(-9\alpha^2), 1] \quad (8)$$

式中,  $\alpha = 0.25 - \frac{d_w}{h_{\max}}$ 。在上游的湍流脉动信息较强

时,  $\nu_l$  较小,  $f_{dt}$  趋近于 1, 流动模拟采用 WMLES, 当湍流脉动信息较弱时, 采用 DDES。

控制方程的对流项离散采用迎风 AUSM 格式, 通量计算采用 3 阶 MUSCL 插值, 黏性项采用中心格式离散。时间离散采用双时间步方法, 同时在内迭代中采用预处理和多重网格方法加速收敛。物面采用无滑移绝热壁面边界条件, 远场添加吸收边界以减少边界的反射, 避免对计算结果的污染。NASA 在针对飞机全机噪声预测研究中发现, 飞机全机的左右两侧声源相干性弱, 全模的噪声频谱相对于半模在整个频谱范围内都增加 3 dB 左右, 可以通过半模的噪声预测结果得到全机的噪声特性<sup>[9]</sup>。因此, 本文对飞机的半模进行噪声预测, 对称面采用对称边界条件。无限展长算例的展向也采用对称边界。

## 1.2 远场噪声计算方法

本文的远场噪声求解采用基于 FW-H 方程的声类比方法<sup>[17]</sup>, FW-H 方程同时考虑了固壁及固壁的运动。声类比方法将噪声预测分为两部分——噪声的产生和噪声的传播。在近场, 流体运动十分复杂, 存在强烈的非线性, 直接采用 CFD 方法求解声源。在远场, 假设近场产生的噪声在均匀介质中传播, 采用解析的方法求解远场噪声。FW-H 方程为

$$\frac{1}{c_0^2} \frac{\partial^2 p'}{\partial t^2} - \nabla^2 p' = \frac{\partial}{\partial t} [\rho_0 v_n \delta(f)] - \frac{\partial}{\partial x_i} [pn_i \delta(f)] + \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} [T_{ij} H(f)] \quad (9)$$

式中

$$T_{ij} = \rho u_i u_j - \sigma_{ij} + (p' - c_0^2 \rho') \delta_{ij} \quad (10)$$

$T_{ij}$  为 Lighthill 应力张量;  $c_0$  为远场声速;  $u_i$  是  $x_i$  方向的流体速度分量;  $v_n$  是固壁的法向速度分量;  $\delta(f)$  为 Dirac 函数;  $\delta(f) = \partial H / \partial f$ ,  $H(f)$  为 Heaviside 函数。

FW-H 方程右端 3 项分别代表单极子声源项、偶极子声源项和四极子声源项。本文研究飞机降落状态时的噪声, 来流速度低, 空间四极子噪声在全部噪声源中的占比很小, 因此本文直接采用固壁作为声源面进行积分求解远场噪声。本文采用的积分方法为 Farassat 等提出的时域方法<sup>[18]</sup>。厚度噪声和载荷噪声的表达式如下:

$$4\pi p'_T(\mathbf{x}, t) = \int_{f=0} \left[ \frac{\rho_0 \dot{v}_n}{r(1-M_r)^2} + \frac{\rho_0 v_n \hat{\mathbf{r}}_i \dot{M}_i}{r(1-M_r)^2} \right] dS + \int_{f=0} \left[ \frac{\rho_0 c v_n (M_r - M^2)}{r^2(1-M_r)^3} \right] dS$$

$$4\pi p'_L(\mathbf{x}, t) = \int_{f=0} \left[ \frac{p \cos \theta}{c_0 r (1-M_r)^2} + \frac{\hat{\mathbf{r}}_i \dot{M}_i p \cos \theta}{c_0 r (1-M_r)^3} \right] dS + \int_{f=0} \left[ \frac{p(\cos \theta - M_i n_i)}{r^2(1-M_r)^2} + \frac{(M_r - M^2) p \cos \theta}{r^2(1-M_r)^3} \right] dS \quad (11)$$

式中:  $p'_T$  和  $p'_L$  分别为厚度噪声和载荷噪声; 变量上方圆点“·”代表时间导数;  $\theta$  为控制面法向和声传播方向的夹角;  $M_i$  为声源发射点运动的马赫数;  $M_r$  为声源发射点沿声传播方向运动的马赫数分量;  $\hat{\mathbf{r}}_i$  为声传播方向单位矢量;  $\text{ret}$  代表延迟时刻, 表示被积函数的值采用发射时间的值进行计算, 发射时间为

$$\tau = t - \frac{r}{c_0}.$$

## 2 算例验证

30P30N 是研究增升装置气动噪声广泛采用的多段翼构型。该翼型由前缘缝翼、主翼和后缘襟翼三部分组成, 模型的弦长  $C$  为 0.457 2 m, 来流马赫数为 0.17, 基于弦长的雷诺数为  $1.71 \times 10^6$ 。计算采用多块结构网格, 计算网格如图 1 所示, 展向长度取  $1/9C$ <sup>[19]</sup>。网格沿展向拉伸 45 层, 网格量约为 1 800 万。

计算的来流迎角  $\alpha = 5.5^\circ$ , 非定常计算物理时间步长为 0.000 6C/ $U_\infty$ , 内迭代 5 步。图 2 是时均压力分布的计算结果和日本宇航局 (JAXA) 的实验结果<sup>[20]</sup>对比, 可以看到, 翼型各段的表面压力分布都和实验值十分吻合。

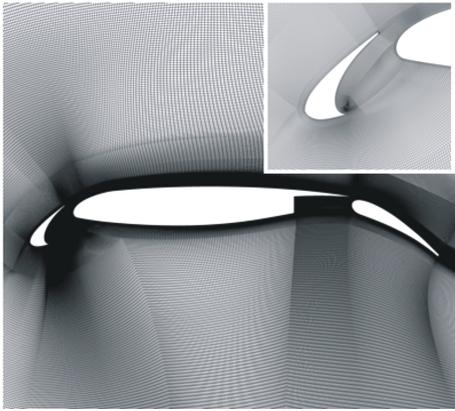


图 1 30P30N 多段翼型计算网格

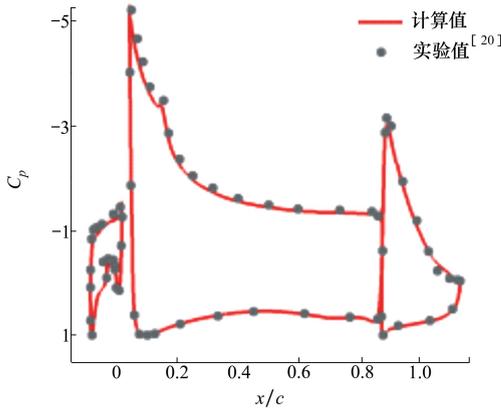


图 2 压力分布与实验值的对比

在缝翼区域,速度分布的预测结果和弗洛里达州立大学(FSU)的 PIV 实验结果<sup>[21]</sup>对比如图 3 所示,在缝翼凹腔内两者的速度分布基本吻合。从缝翼前缘尖端脱落的剪切层及其失稳是这个部位的重要流动特征,准确捕捉剪切层对预测该翼型的气动性能及气动噪声非常重要。对图 3 所示沿剪切层发展方向的 7 个剖面位置处速度型的计算和实验结果进行了对比,剪切层的速度型预测结果和实验基本一致。由于篇幅所限,图 4 只给出 L2 和 L6 剖面的对比图。可以看到剪切层的速度型预测结果和实验基本一致。

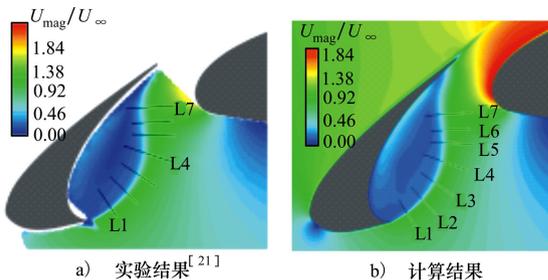


图 3 缝翼区域速度大小对比

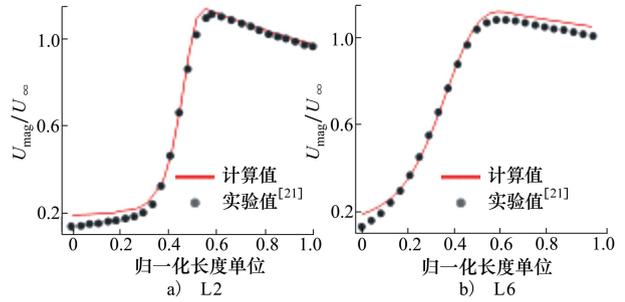


图 4 缝翼剪切层剖面速度型对比

计算得到的翼型表面部分压力脉动频谱和实验值对比如图 5 所示,其中  $P_3$  位于缝翼凹腔内, $P_6$  位于缝翼的上表面后缘,纵横坐标分别为斯特劳哈尔数和归一化功率谱密度

$$St_s = \frac{fs}{U_\infty}$$

$$G_{PP} = G_{PP} \left( \frac{1}{q^2} \frac{U_\infty}{s} \right)$$

式中:  $G_{PP}$  为压力脉动的功率谱密度;  $U_\infty$  为远场来流速度;  $s$  和  $q$  分别是缝翼弦长和远场来流的动压。数值模拟准确地捕捉到了单音噪声的频率,和实验值基本吻合,在中低频部分,频谱幅值和实验值吻合较好,高频部分比实验值偏低。

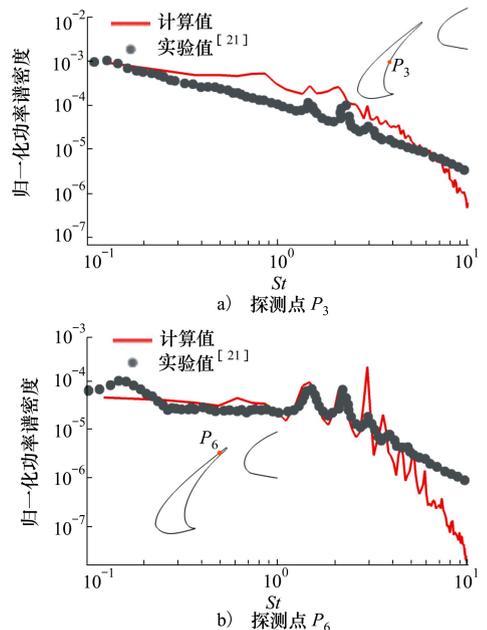


图 5 表面探测点压力脉动频谱和实验值对比

为了验证声类比方法计算远场噪声的准确性,采用 FW-H 方法,对远场的噪声结果进行验证。远场观测点的位置分为 2 组,分别是 JAXA<sup>[22]</sup> 和

FSU<sup>[23]</sup> 的实验结果。JAXA 的观测点位置位于 10 倍弦长处,角度分别为沿流向逆时针的 249°, 270° 和 291°, FSU 观测点位于 2.19 倍弦长处,角度为 287.5°,所有观测点都大致位于翼型的下方。其中 FSU 的数据包括采用波束成型积分和单独麦克风信

号的实验结果,实验的模型展向方向是 1 m,因此将计算结果归一化为展向方向 1 m 并进行对比。2 组观测点的计算结果和实验值对比如图 6 所示,可以看出,在 6 000 Hz 以内,频谱的计算结果和实验值吻合较好。

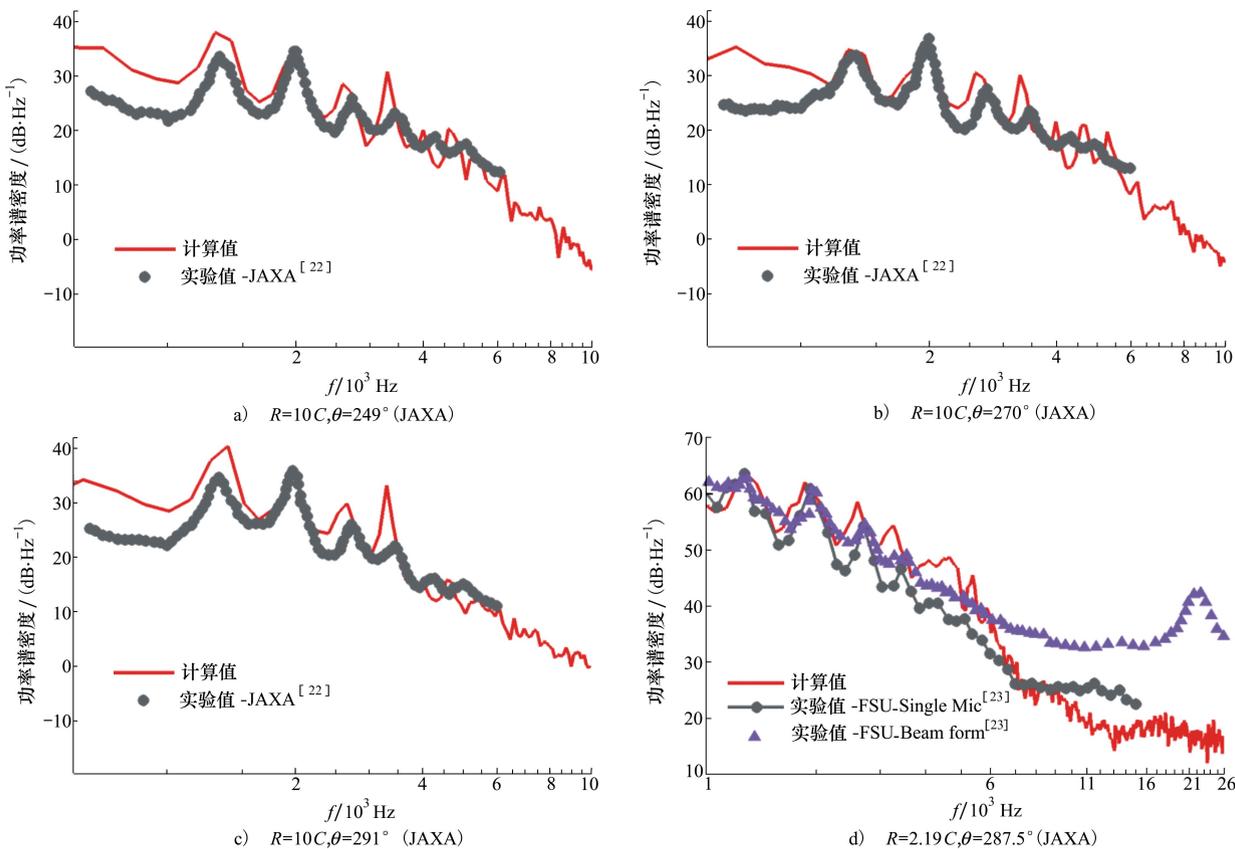


图 6 远场噪声频谱和实验值对比

从上述结果来看,本文采用的数值模拟方法对 30P30N 翼型的气动特性及气动噪声都进行了准确的预测,结果和实验值基本一致,验证了该方法在气动及气动噪声预测上的准确性。

### 3 涡桨飞机气动噪声模拟

#### 3.1 计算模型和网格

采用上述数值方法,对涡桨飞机降落状态下的气动噪声进行模拟。飞机全机外形半模如图 7 所示,由机身、增升装置(主翼、翼尖小翼、襟翼舱与襟翼)、发动机短舱等部分组成,襟翼偏角 38°。纵向对称面为 XZ 平面,X 方向沿机体水平向后,Y 方向为展向。在本文的研究中,不考虑发动机内部的流

动,对进气道入口进行了封闭,计算采用缩比为 1/6 的半模实验模型。

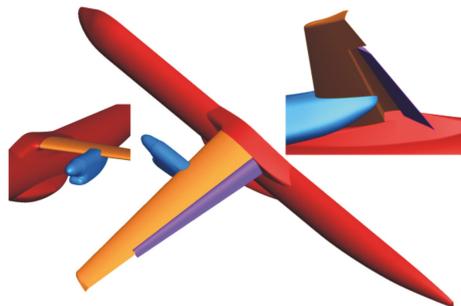


图 7 降落状态几何模型

生成 1 套高质量的计算网格对气动噪声的模拟十分重要。本文采用混合网格,即物面附近采用三棱柱或六面体网格,其余采用四棱锥或四面体网格。

首先进行物面网格的生成,在物面的大部分区域,采用结构网格的生成方法。生成的表面网格为 35 万,其中四边形网格 31 万,三角形网格 4 万,物面网格如图 8 所示。

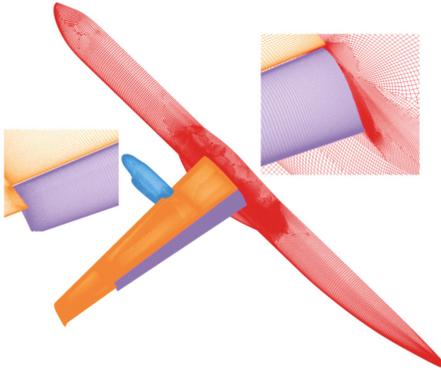


图 8 全机半模构型表面网格

在生成了表面网格之后进行体网格的生成。为了尽可能提高边界层内和边界层外的模拟精度,需要物面附近的棱柱形网格有一定的层数,同时需要附面层外各向同性网格的尺度不会因为物面法向的各向异性网格层数过多而过大。另外,也要避免在一些狭缝位置,附面层网格层数过多导致网格过渡急剧变差,如襟翼和机翼的后缘、下方的襟翼舱端板之间。针对该构型,边界层内的棱柱形网格最小层数为 25 层,大部分区域为 40 层左右,为了提高附面层的模拟精度,第一层网格高度为  $5 \times 10^{-6}$  m,预估的  $y^+$  略小于 1。为了提高噪声源的模拟精度,附面层的增长率较小,各向异性网格的增长率为 1.13。

在网格生成过程中,对襟翼内侧和外侧侧缘、增升装置尾迹区、翼尖等几个可能的重要噪声源部分的网格均作了仔细处理。声类比方法的噪声求解精度很大程度上取决于声源的准确模拟,所以在这几个可能的重要噪声源位置,通过限制其附近的网格尺度来提高对流动细节的捕捉,从而提高声源的模拟精度。为了和验证算例保持一致,针对全机构型噪声研究的网格在近壁面区域和多段翼型的网格尺寸相当,在增升装置内侧和机身相接的部位、襟翼外侧侧缘以及翼尖等潜在的重要噪声源区域,网格尺寸在 0.1%弦长左右。另外,缩比的全机模型和多段翼型的平均气动弦长和雷诺数差别不大,因此,预计 2 套网格所能捕捉的频率范围也基本相同。最终生成的空间网格总量约为 1.03 亿。其中,六面体网格 2 100 万,四面体网格 7 800 万,四棱锥网格 170 万,

三棱柱网格 300 万。沿流向和展向的 2 个剖面处的网格分布如图 9 所示,可以看出,在物面附近的声源区域,网格进行了明显加密。

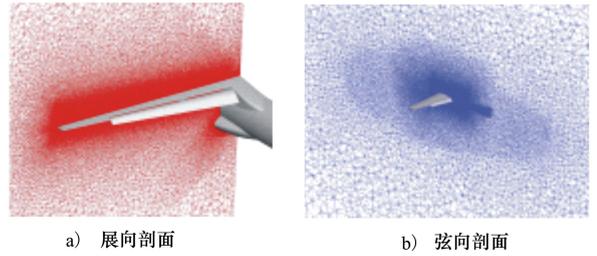


图 9 模型附近的网格加密

### 3.2 全机气动特性与气动噪声预测

计算状态为  $Ma = 0.2$ ,  $Re = 1.9 \times 10^6$ 。来流迎角  $\alpha = 6^\circ$ 。非定常计算内迭代 5 步。计算环境为天津超算中心 HPC1 系统,处理器型号为 Intel Xeon CPU E5-2690 v4@2.60GHz,采用 8 个节点并行计算,每个节点为 28 核。计算模拟的物理时间约为 0.16 s,所耗费的计算资源约为  $1.6 \times 10^5$  核时。计算过程中气动力系数变化如图 10 所示,升阻力系数都逐渐收敛于一个稳定的值。

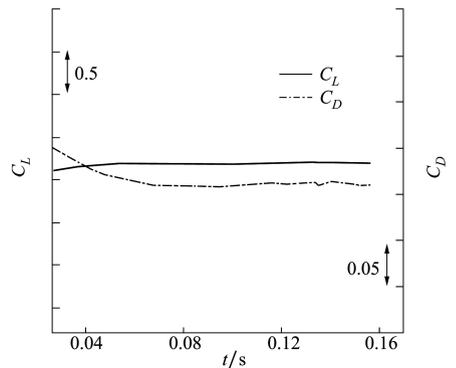


图 10 气动力系数收敛情况

无量纲螺旋度 ( $H = (\boldsymbol{\omega} \cdot \mathbf{V})C/U_\infty^2$ ) 染色的  $Q$  判据等值面如图 11 所示。从图中可以看出在机翼,尤其是襟翼后产生的各种尺度的涡结构,在受短舱影响的尾迹区,流动更加复杂。降落状态襟翼侧缘产生了很强的侧缘流向涡,翼尖也产生了较强的翼尖涡。

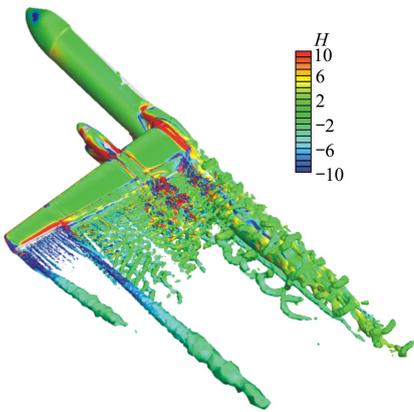


图 11 无量纲螺旋度 ( $H = (\boldsymbol{\omega} \cdot \mathbf{V})C/U_\infty^2$ ) 染色的  $Q$  判据等值面 ( $Q = 10\ 000$ )

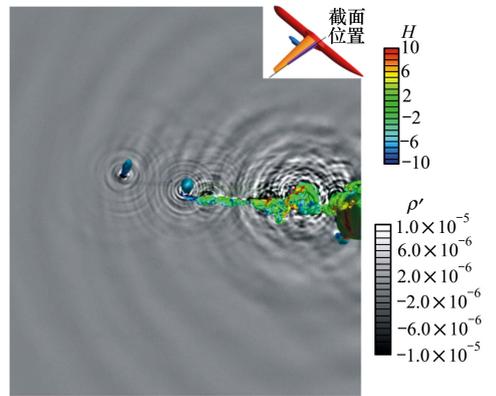


图 12 流向方向 ( $X=2.6\text{ m}$ ) 瞬时脉动密度云图

图 12 是全机在流向截面 ( $X=2.6\text{ m}$ ) 的瞬态密度波动,截面的位置大概在襟翼的中弦线处。该二维切面清楚地显示了声波的产生和在空间中的传播。可以明显地看到,襟翼的外侧侧缘和翼尖是声源的重要区域,而且襟翼的噪声更强。除了这两个单独部件产生的噪声之外,短舱的尾迹和襟翼之间、襟翼内侧和机身之间的干扰产生了非常复杂的流动,引起了强烈的声压脉动,其幅值甚至高于襟翼侧缘和翼尖,是全机构型重要的噪声源,由此可以看出全机构型噪声预测的必要性。

全机表面的压强脉动如图 13 所示,可以清楚地看到这几个噪声源区域产生的噪声在机体表面的传播。

全机表面的压强均方根如图 14 所示,在襟翼内侧和机身相邻部分、短舱后方的襟翼、襟翼外侧侧缘及翼尖几个部位,压强的均方根显著高于其他部位。在和机身相邻的襟翼内侧,发展出的复杂涡流沿流向方向发展,和机身之间相互作用,产生了强烈的压力脉动,诱导偶极子噪声,涡和机身之间的干扰也是重要的噪声源。

机体表面及襟翼侧缘附近的展向截面处的瞬时脉动密度如图 15 所示。可以看出,展向截面的压力脉动主要由襟翼的侧缘产生。在襟翼的尾迹区,湍流脉动产生的噪声频率较高但幅值较小。相对于襟翼的后缘噪声,襟翼的侧缘噪声更强。

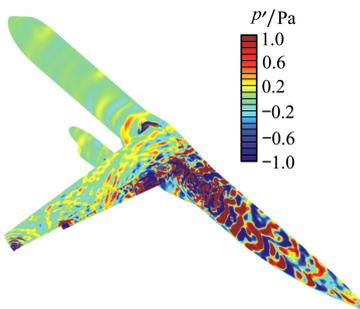


图 13 表面压力脉动云图

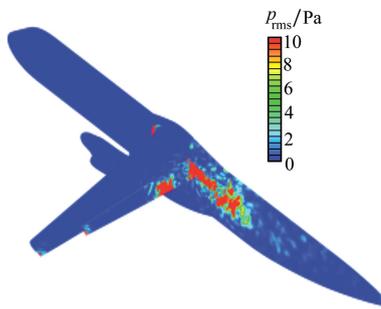


图 14 表面压力均方根分布

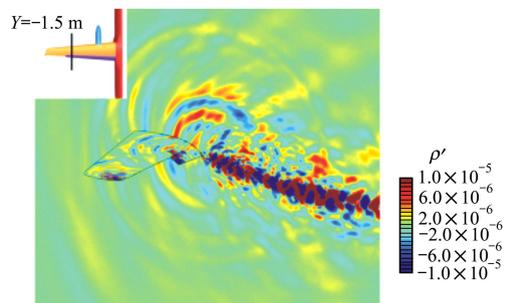


图 15 机体表面及襟翼侧缘附近展向截面的瞬时脉动密度

下面对远场噪声及其指向性进行研究。远场噪声观测点分为 2 组,即 WBA201-WBA272 和 WBA301-WBA372,分别位于垂直来流的平面和机

体纵向对称面。圆心均为气动中心,半径均为 7 m,每隔 5°布置一个观测点。部分观测点的声压频谱

(参考压力  $2 \times 10^{-5}$  Pa) 分别如图 16~17 所示。

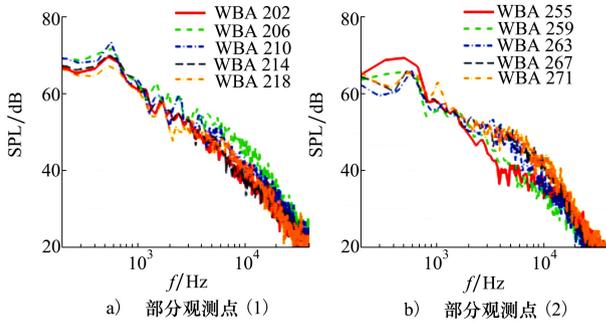


图 16 WBA201-WBA272 部分观测点噪声频谱

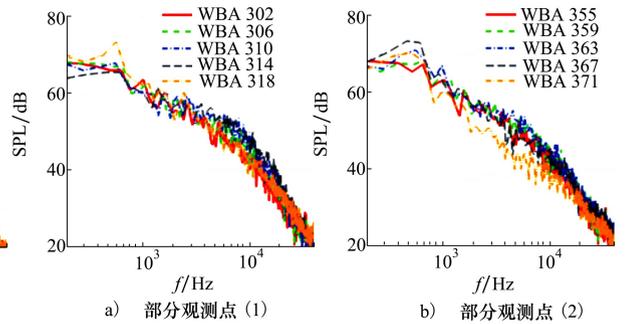


图 17 WBA301-WBA372 部分观测点噪声频谱

图 18 和图 19 分别为 2 组观测点的总声压级。

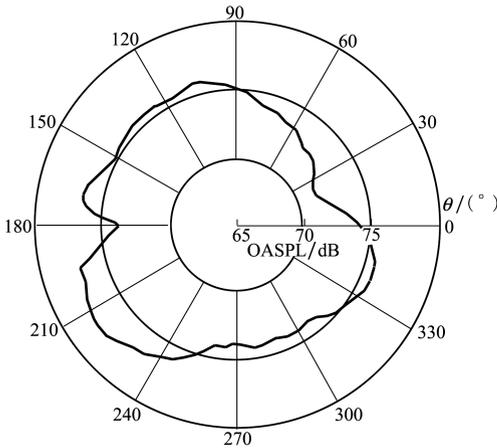


图 18 垂直流向平面(YZ 平面)指向性

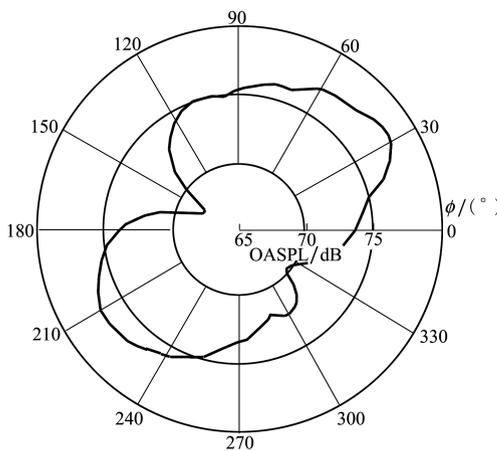


图 19 纵向对称面内(XZ 平面)指向性

在垂直于流向的 YZ 平面,横向的噪声更小,侧下方和侧上方的噪声更强。在机体的纵向对称面内(XZ 平面),噪声主要向前下方和后上方传播,噪声呈现明显的偶极子特性。

### 4 结 论

本文采用基于 SST 模型的 IDDES 方法,对涡桨飞机的 1/6 缩比模型进行了气动噪声研究。近场高精度 CFD 方法对声源区的流动进行了精细地模拟,捕捉到了近场区域噪声的产生和传播。研究结果表明,襟翼外侧侧缘、翼尖、短舱的尾迹和后缘襟翼之间的干扰以及襟翼和机身之间的复杂流动是该构型最重要的噪声源。远场噪声研究结果显示,噪声主要向前下方和后上方传播,偶极子特性十分明显,水平横向噪声相对更弱。对于涡桨飞机来说,螺旋桨也是重要的噪声源,而且增升装置的一些辅助部件对气动噪声也有一定的影响,因此下一步计划对包含这些部件的更复杂的全机模型噪声进行更加深入的研究。

**致谢** 本文工作是在国家超级计算天津中心的“天河一号”超级计算机上完成,感谢“天河一号”的大力支持。

### 参考文献:

[1] DOBRZYNSKI W. Almost 40 years of airframe noise research: what did we achieve? [J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(2): 353-367

- [2] FINK M R. Noise component method for airframe noise[J]. *Journal of Aircraft*, 1979, 16(10): 659-665
- [3] KHORRAMI M R, SINGER B A, Berkman M E. Time-accurate simulations and acoustic analysis of slat free-shear-layer[J]. *AIAA Journal*, 2001, 40(7): 1284-1291
- [4] DECK S, LARAUFIE R. Numerical investigation of the flow dynamics past a three-element airfoil[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2013, 732: 401-444
- [5] TERRACOL M, MANOHA E. Wall-resolved large eddy simulation of a highlift airfoil: detailed flow analysis and noise generation study[C]//AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2014
- [6] SANDBERG R D. Compressible-flow DNS with application to airfoil noise[J]. *Flow Turbulence & Combustion*, 2015, 95: 211-229
- [7] KHORRAMI M R, MINECK R E. Towards full aircraft airframe noise prediction: detached eddy simulations[C]//20th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2014
- [8] KHORRAMI M R, FARES E. Simulation-based airframe noise prediction of a full-scale, full aircraft[C]//22nd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2016
- [9] APPELBAUM J, DUDA B, FARES E, et al. Airframe noise simulations of a full-scale aircraft[C]//24th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2018
- [10] KONIG B, FARES E, RAVETTA P, et al. A comparative study of simulated and measured main landing gear noise for large civil transports[C]//23rd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2017
- [11] YAMAMOTO K, TAKAISHI T, MURAYAMA M, et al. FQUROH: a flight demonstration project for airframe noise reduction technology-the 1st flight demonstration[C]//23rd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2017
- [12] YAMAMOTO K, TAKAISHI T, MURAYAMA M, et al. FQUROH: a flight demonstration project for airframe noise reduction technology-the 2nd flight demonstration[C]//24th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2018
- [13] ZHANG Y F, CHEN H X, WANG K, et al. Aeroacoustic prediction of a multi-element airfoil using wall-modeled large-eddy simulation[J]. *AIAA Journal*, 2017, 55(12): 4219-4233
- [14] 龙双丽, 聂宏, 薛彩军, 等. 飞机起落架气动噪声特性仿真与试验[J]. *航空学报*, 2012, 33(6): 1002-1013  
LONG Shuangli, NIE Hong, XUE Caijun, et al. Simulation and experiment on aeroacoustic noise characteristic of aircraft landing gear[J]. *Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica*, 2012, 33(6): 1002-1013 (in Chinese)
- [15] XIAO Z, LIU J, LUO K, et al. Investigation of flows around a rudimentary landing gear with advanced detached-eddy-simulation approaches[J]. *AIAA Journal*, 2013, 51(1): 107-125
- [16] SHUR M L, SPALART P R, STRELETS M K, et al. A hybrid RANS-LES approach with delayed-DES and wall-modelled LES capabilities[J]. *International Journal of Heat & Fluid Flow*, 2008, 29(6): 1638-1649
- [17] FFWOCS WILLIAMS J E, HAWKINGS D L. Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion[J]. *Philosophical Trans of the Royal Society of London. Series A Mathematical and Physical Sciences*, 1969, 264(1151): 321-342
- [18] FARASSAT F, SUCCI G P. A review of propeller discrete frequency noise prediction technology with emphasis on two current methods for time domain calculations[J]. *Journal of Sound & Vibration*, 1980, 71(3): 399-419
- [19] CHOUDHARI M, LOCKARD D P, BANC-III Category-7 Team. Assessment of slat noise predictions for 30P30N high-lift configuration from BANC-III workshop[C]//21st AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. 2015
- [20] MURAYAMA M, NAKAKITA K, YAMAMOTO K, et al. Experimental study on slat noise from 30P30N three-element high-lift airfoil at JAXA hard-wall lowspeed wind tunnel[C]//20th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2014
- [21] PASCIONI K, CATTAFESTA L N, CHOUDHARI M. An experimental investigation of the 30P30N multi-element high-lift airfoil [C]//20th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2014
- [22] HOUSMAN J A, STICH G D, KOICHEEMOOLAYIL J G, et al. Predictions of slat noise from the 30P30N at high angles of attack using zonal hybrid RANS-LES[C]//25th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2019
- [23] PASCIONI K A, CATTAFESTA L N. Aeroacoustic measurements of leading-edge slat noise[C]//22nd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2016

# Noise prediction research of a scaled turboprop aircraft

SONG Minhua<sup>1,2</sup>, SONG Wenping<sup>1</sup>, WANG Yue<sup>1</sup>, HAN Zhonghua<sup>1</sup>,  
ZHANG Yanjun<sup>3</sup>, LEI Wutao<sup>3</sup>

(1. Institute of Aerodynamic and Multidisciplinary Design Optimization, Key Laboratory of Science and Technology on Aerodynamic Design and Research, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;  
2. Chinese Aeronautical Establishment, Beijing 100029, China;  
3. AVIC the First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China)

**Abstract:** Aerodynamic noise level has become an important performance index of civil aircraft, and it is drawing more and more attention. Most airframe noise research based on CFD method is aimed at aircraft individual parts at present, while lack of noise prediction for the complex high fidelity full aircraft model. Due to the interaction between aircraft parts, noise prediction between single part and the actual configuration are very different in the aspect of calculation conditions, noise generation and propagation. Only by using more realistic model can the noise be accurately predicted. In this paper, high-resolution mesh and high-precision hybrid RANS/LES method, combined with the FW-H acoustic analogy method, are employed to predict the noise of a turboprop's high-fidelity 1/6 scale model of landing configure. The improved delayed detached eddy simulation (IDDES) method was used to simulate the flow in the near-field sound source region, and the sound source characteristics of the whole turboprop are obtained. In addition to the two important noise sources-flap side edge and wing tip, numerical simulation also found other two important noise sources resulting from the interaction between parts-interaction between nacelle wake and flap, and the complex flow between flap inner side and fuselage. Results of far-field noise show that in the longitudinal symmetry plane of the fuselage, the noise mainly propagates to the lower front and over back direction, and the dipole characteristics are very obvious. In the plane perpendicular to the incoming flow, the noise in the transverse direction is weaker.

**Keywords:** computational fluid dynamics; aircraft noise; FW-H acoustic analogy; IDDES

**引用格式:** 宋敏华, 宋文萍, 王跃, 等. 涡桨飞机缩比模型机体噪声预测研究[J]. 西北工业大学学报, 2021, 39(6): 1169-1178  
SONG Minhua, SONG Wenping, WANG Yue, et al. Noise prediction research of a scaled turboprop aircraft[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2021, 39(6): 1169-1178 (in Chinese)