

DOI: 10.7652/xjtuxb201509023

用于飞机机翼涡固干扰噪声数值模拟的 RANS/NLAS 方法

刘菲菲^{1,2}, 陈刚², 李跃明²

(1. 中国空气动力研究与发展中心, 621000, 四川绵阳; 2. 西安交通大学航天航空学院, 710049, 西安)

摘要: 针对传统的气动噪声混合模拟方法对网格要求过高的问题, 尝试将非线性声学方程应用于涡固干扰噪声的计算中, 以串列柱-翼模型作为飞机关键噪声部件的典型模型, 利用数值模拟方法来研究涡固干扰噪声机理。通过雷诺平均 N-S 方程(RANS)求解流场信息, 再通过非线性声学方程(NLAS)求解声场, 获得串列柱-翼模型典型位置处的流场特性和噪声预测结果, 揭示了涡固干扰噪声机制。RANS/NLAS 方法对计算网格要求低、节约计算资源、缩短计算时间且计算精度高, 可较准确地模拟非线性噪声。模拟计算表明: 非定常来流下, 涡固干扰是造成机翼噪声的最主要原因, 主要发声部位由机翼后缘移至前缘, 串列柱-翼模型噪声的单音峰值出现在频率 1 354 Hz 处, 最大声压级为 91 dB。对近场流动特性和远场噪声预测的结果, 与文献中实验结果均取得很好的一致性。

关键词: RANS/NLAS; 机翼噪声; 涡固干扰; 串列柱-翼模型

中图分类号: V211.3 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2015)09-0141-06

An RANS/NLAS-Based Numerical Simulation for the Prediction of Aerodynamic Noise Due to Vortex-Structure Interaction of Airfoil

LIU Feifei^{1,2}, CHEN Gang², LI Yueming²

(1. China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang, Sichuan 621000, China;
2. School of Aerospace, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: The aerodynamic noise caused by vortex-structure interaction is becoming one of the main research hotspots in aeronautics. The paper takes rod-airfoil model as the research object to conduct acoustic analogy through NLAS and CFD analysis through RANS, to investigate the mechanism of this kind of noise. Compared with the traditional analogy methods, RANS/NLAS method can simulate the nonlinear noise more accurately with less grid requirements, higher accuracy and is easy to be implemented. The results show that the vortex-structure interaction is the main cause of airfoil noise and leading edge is the major noise source position. Meanwhile, the RANS/NLAS method can successfully predict vortex-structure interaction in near-field and the noise spectra in far-field, which is in accord with the earlier experimental research.

Keywords: RANS/NLAS method; airfoil noise; vortex-structure interaction; rod-airfoil model

飞机的气动噪声形成机理十分复杂, 主要是由 于气体流经机体表面时在不同部件处形成不稳定气

流,产生分离流、湍流、旋涡以及湍流与部件的干扰形成^[1]。尤其在飞机起飞降落或者不稳定来流情况下,上下游部件形成强烈的涡固干扰,已经成为飞机的最重要噪声源之一^[2-3]。串列柱-翼模型既具有较为简单的几何结构,也可以较好地模拟来流中的湍流和涡量特征。因此,本文以串列柱-翼模型作为飞机关键噪声部件的典型模型,利用数值模拟方法,来研究涡固干扰噪声机理。

目前,对于气动噪声的模拟主要有纯理论方法、半经验方法、纯数值法和混合方法^[4-6]。混合方法是将CFD计算与FH-W声比拟方法相混合,既可以获得近场的流动分布,也可以得到远场的声学特性,是目前噪声模拟最为可行的方法^[7-8]。韩忠华采用RANS/FW-H方法预测了直升机旋翼的气动噪声^[9],Kato将大涡模拟LES和FW-H声比拟相结合预测出了机翼边界层的噪声问题^[10],Carani则采用分离涡模拟(DES)结合FW-H方法对串列柱-翼模型进行了声学预测^[11]。但是,传统的混合方法对于网格要求比较高,想要获得准确的流场及声场模拟,网格量往往要达到千万量级。这不但增加了整体计算要求,而且计算准确率也会由于信息传递的叠加而降低。因此,研究气动噪声需要寻求一种更高效、更准确的计算模拟方法。

本文尝试将非线性声学方程(NLAS方法)应用于涡固干扰噪声的计算中,大大减小了对计算网格的要求,节约了计算资源,缩短了计算时间。将雷诺平均N-S方程(RANS)求解平均流场和非线性声学方程(NLAS)求解声场相结合,通过对模型噪声典型位置处流场结构的计算以及噪声结果的预测,进一步揭示了涡固干扰噪声机制。

1 声学模拟理论分析

1.1 非线性声学方程

NLAS方法可以从最初的统计学稳定湍流模型中模拟噪声的产生和传播,这些统计学数据来源于RANS计算的简单解。然后,NLAS从给定的一系列统计数字中重构噪声源,模拟在初始的RANS计算网格中的压力扰动传播。

NLAS相比于LES、RANS等方法在网格上有明显的优势,既降低了近场网格密度,也降低了远场网格的需求量,可将计算所需上千万的网格量降到百万甚至十万量级。同时,NLAS将空间变化平均场数据代替感兴趣区域的外边界,避免了亚格子涡黏模式的耗散性,提高了计算精度。

NLAS假定对N-S方程添加一个扰动,将每个原始变量分解为统计平均变量与随机扰动变量,即 $\phi = \bar{\phi} + \phi'$,代入到N-S方程中,重新整理N-S方程可以获得非线性的扰动方程组^[12-13]

$$\frac{\partial \mathbf{Q}'}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}_i'}{\partial x_i} - \frac{\partial (\mathbf{F}_i^v)'}{\partial x_i} = -\frac{\partial \bar{\mathbf{Q}}}{\partial t} - \frac{\partial \bar{\mathbf{F}}_i}{\partial x_i} + \frac{\partial \bar{\mathbf{F}}_i^v}{\partial x_i} \quad (1)$$

式中: $\mathbf{Q}'$ 为扰动量; $\bar{\mathbf{Q}}$ 为瞬态平均量; $\mathbf{F}_i'$ 为线性无黏扰动量; $\bar{\mathbf{F}}_i$ 为无黏平均量; $(\mathbf{F}_i^v)'$ 为黏性扰动量; $\bar{\mathbf{F}}_i^v$ 为黏性平均量。具体表达式为

$$\begin{aligned} \bar{\mathbf{Q}} &= \begin{bmatrix} \bar{\rho} \\ \bar{\rho} \bar{u}_j \\ \bar{e} \end{bmatrix}; \quad \bar{\mathbf{F}}_i = \begin{bmatrix} 0 \\ \bar{\tau}_{ij} \\ -\bar{\theta}_i + \bar{u}_k \bar{\tau}_{ki} \end{bmatrix}; \\ \bar{\mathbf{F}}_i^v &= \begin{bmatrix} \bar{\rho} & \bar{u}_i \\ \bar{\rho} \bar{u}_i \bar{u}_j + \bar{p} \delta_{ij} \\ \bar{u}_i (\bar{e} + \bar{p}) \end{bmatrix}; \quad \mathbf{Q}' = \begin{bmatrix} \rho' \\ \rho u'_j + \rho' \bar{u}_j + \rho' u'_j \\ e' \end{bmatrix}; \\ (\mathbf{F}_i^v)' &= \begin{bmatrix} 0 \\ \tau'_{ij} \\ -\theta'_i + u'_k \bar{\tau}_{ki} + \bar{u}_k \tau'_{ki} \end{bmatrix}; \\ \mathbf{F}_i' &= \begin{bmatrix} \bar{\rho} u'_i + \rho' \bar{u}_i \\ \rho' \bar{u}_i \bar{u}_j + \bar{\rho} \bar{u}_i u'_j + \bar{\rho} u'_i \bar{u}_j + p' \delta_{ij} \\ u'_i (\bar{e} + \bar{p}) + \bar{u}_i (e' + p') \end{bmatrix} + \\ &\quad \begin{bmatrix} \rho' u'_i \\ \bar{\rho} u'_i u'_j + \rho' u'_i \bar{u}_j + \rho' \bar{u}_i u'_j + \rho' u'_i u'_j \\ u'_i (e' + p') \end{bmatrix} \end{aligned}$$

忽略密度扰动并对方程两边进行时间平均,可消去密度扰动相关项和线性扰动通量项。时间平均后得到的公式左右项,分别用 S_L (Left-Hand side)和 S_R (Right-Hand Side)表示,得到

$$S_L = S_R = \frac{\partial \mathbf{R}_i}{\partial x_i} \quad (2)$$

式中: $\mathbf{R}_i$ 为标准雷诺应力张量和湍流热通量相关项,具体表示为

$$\mathbf{R}_i = \begin{bmatrix} 0 \\ \bar{\rho} \overline{u'_i u'_j} \\ c_p \bar{\rho} \overline{T' u'_i} + \bar{\rho} \overline{u'_i u'_k \bar{u}_k} + \frac{1}{2} \bar{\rho} \overline{u'_k u'_k u'_i} + \overline{u'_k \tau_{ki}} \end{bmatrix}$$

现在需要求得这些未知项的值,通常可在求解扰动方程之前通过RANS计算方法获取,而不能求解的小尺度量则可通过湍流的人工重构方法求得。在求出统计平均变量之后,即可采用式(1)进行时间相关计算,求得随机扰动量。

1.2 声压级修正

通常情况下,数值模拟建立的模型与实验实际情况不完全相同,在本文主要体现在模型展长上。

在噪声测量实验中,为方便模型的安装,其展长 L 远远大于 c ;在数值计算过程中,为降低计算的网格量,模型的展长 L_s 一般不大于弦长 c 。因此,对模拟所得的声学结果的声压级 P ,需进行相应的声学修正^[14-15]。修正公式为

$$P = P_s + \log(L/L_s), L_c \leq L_s \quad (3)$$

$$P = P_s + 20\log(L/L_s) + 10\log(L/L_c), \\ L_s < L_c \leq L \quad (4)$$

$$P = P_s + 20\log(L/L_s), L < L_c \quad (5)$$

式中: P 为实验模型的实际声压级; P_s 为模拟计算的声压级; L 为实验模型的实际展长; L_s 为模拟计算的展长; L_c 为等效相干长度(压力表面下降一半时的长度)。

2 计算模型及条件

法国里昂中央理工大学的 Jacob 完成了串列柱-翼模型的干涉实验^[16],从实验角度研究了涡固干扰噪声的特性。为了验证 RANS/NLAS 方法的可靠性,本文建立了与干涉实验参数相一致的计算模型,并将所得结果与实验结果相对比,得到了相关结论。

实验中,将对称翼型 NACA0012(弦长 $c=0.1$ m,厚度 $e=0.012$ m)位于圆柱($d=0.01$ m)的下游,翼型前缘距离圆柱后缘为 0.1 m,模型展长为 0.3 m,声源观测点在弦长中心位置上方 1.85 m 处。来流速度为 72 m/s,对应的圆柱雷诺数为 $48\ 000$,机翼雷诺数为 $480\ 000$,俯仰角 α 为 0° 。风洞实验安装截面示意图如图 1 所示。

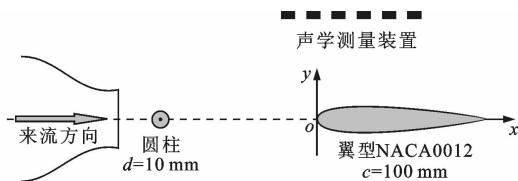


图1 模型的风洞安装截面示意图

根据以上实验,本文建立三维计算网格。网格采用分块结构网格,在靠近壁面以及流动现象集中的区域进行了网格加密,以便于精确地描述壁面结构,同时也可以获得较为准确的流场结果。计算模型参数除展长($L_s=0.05$ m)缩短外,其他参数与实验模型保持一致。模型网格数为 230 万,建立 x 区域为 $(-0.2, 0.3)$, y 区域为 $(-0.2, 0.2)$, z 区域为 $(-0.05, 0)$,单位为 m,法向第一层网格距离物面 10^{-5} 倍弦长。

由于观测点位于离翼型弦长中心法向 1.85 m,

为减小计算网格,采用 NLAS 方法并引入声源积分面概念,其观测点不必位于计算网格中。声源积分面 x 区域为 $(-0.15, 0.15)$, y 区域为 $(-0.1, 0.1)$, z 区域为 $(-0.05, 0)$,单位为 m,声源面分辨率为 0.002 。声源积分建立在主要发声位置及其周围的敏感区域,保证了以最小的模型网格量来得到更为精确的结果。整体网格边界及声源积分面位置如图 2 所示。

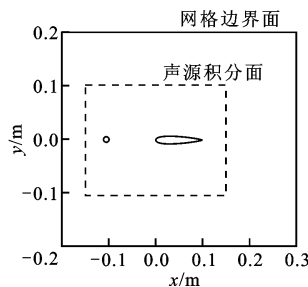


图2 整体网格边界及声源积分面位置

3 计算结果及讨论

3.1 流场计算及结果分析

湍流模型选用非线性 $k-\epsilon$ 模型。风洞入口边界设置为入流边界条件,来流速度为 72 m/s,开放实验段外边界设置为出口边界条件,翼型表面和风洞壁面设置为黏性无滑移绝热壁边界条件,并应用壁面函数法求解,来保证物面区域的求解精度。

本文计算了模型流场特性,对串列柱-翼模型的升力进行监控。图 3 给出了圆柱和机翼的升力系数 C_L 曲线图,从图中可以看出,机翼的升力系数随时间变化的曲线已经与普遍认知的趋势不同,为正弦振荡模式,并且与圆柱的振动频率相同。模拟中采用时间步长 $\Delta t=0.000\ 01$ s,从图中可知,振动周期 $T=7.1\Delta t$,可得 $St=0.195\ 6$,与圆柱形成卡门涡街的 Strouhal 数基本一致。因此可得,圆柱后方脱落涡的干扰造成了机翼表面的脉动压力变化,也成为机翼产生噪声的最主要来源。与此同时,模拟结果还观测到了涡的具体形式,图 4、图 5 分别给出了圆柱和机翼后方的流线图。定常来流情况下,机翼后缘本身会产生一定数量的大尺度涡,形成机翼的主要噪音,但当涡固相互干扰存在时,上游涡的流动情况对机翼的影响更为重大:圆柱产生大量的大尺度涡不断脱落,顺流扩散到机翼前缘,发生碰撞、拉伸和撕裂,进而改变了机翼整个表面的压力分布,形成不稳定的压力脉动,从而产生更大的噪声辐射。

由图 6、图 7 可以直观了解耦合干扰的具体形

成和发展过程。由图7可以看到,反方向的涡一直交替与机翼前缘相互干涉,强度也随着距离的增加而减弱,到翼型的中后部基本消失。其中正涡量涡沿着中心线下方运动,涡固干扰产生的位置位于机翼前缘下方,并沿机翼下壁面移动,是其下壁面脉动压力产生的来源;负涡量则主要作用于机翼偏上位置,是其上壁面脉动压力的来源。由以上可得,非定常来流情况下,由于涡固干扰作用,机翼前缘才是最主要的噪声产生部位。

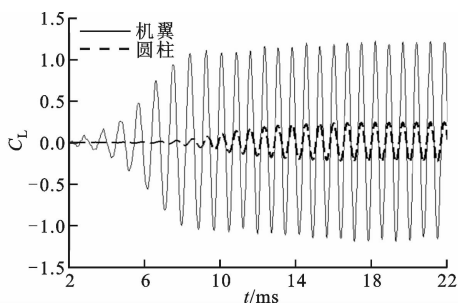


图3 柱-翼模型升力系数变化曲线

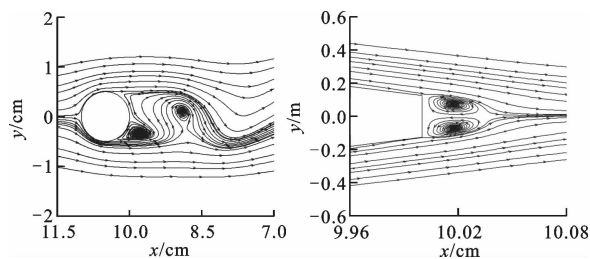


图4 柱体后方流线图

图5 机翼后方流线图

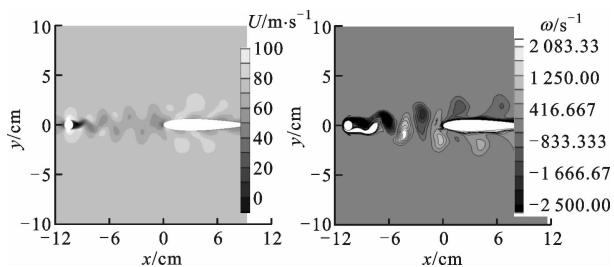


图6 流向速度 U 云图

图7 涡量 ω 云图

以上均为定性分析串列柱-翼模型的物理现象和噪声产生的机理,从宏观上观测到噪声的发声位置及形成过程。图8在典型位置处进行了定量分析,将数值模拟得到的平均流场与 Jacob 文献中的实验数据^[16]结果进行了对比。选取 $x/c=0.25$ 的 y/c 方向上流向平均速度 (U/U_0) 的分布图,由于平均流场是对称的,故只选用 $y>0$ 时作分析。通过对比可以看出,采用 RANS 模拟的结果比实验结果的梯度大,但与文献中采用的 urans 方法趋势较为一致。对于壁面 $y/c=0.065$ 的预测明显要优于

urans 方法;在 $0.077<y/c<0.26$ 区间内,两种模拟方法均与实验结果有一定的偏差; $y/c>0.26$ 区间内,采用 RANS 方法模拟的数据与实验结果更加接近。

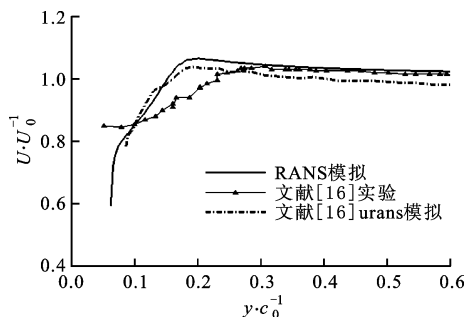


图8 $x/c=0.25$ 直线上的平均速度

3.2 声场计算及结果分析

声场计算过程中,首先将定常 RANS 计算得到的统计平均结果插值到 NLAS 计算网格上,插值精度为二阶,再根据这一统计平均结果对湍流进行人工重构,空间离散采用耦合 TVD 限制器的二阶迎风格式,时间离散采用二阶隐式格式,采用双时间迭代,时间步长 $\Delta t=0.000\ 02\text{ s}$,每步迭代 10 次。推进 1 500 步到 0.03 s 之后,开始记录平板翼型附近声源数据面上的压强、密度和速度,然后继续推进 2 500 步到 0.08 s,完成 NLAS 计算。

声学模拟过程引入了声源积分面的概念,取消了对探测点位置的限制,即声压探测点既可以位于计算网格内,也可以位于计算网格之外,大大减小了声学计算网格的规模。在数值计算过程中,圆柱与翼型的展长 ($L_s=0.05\text{ m}$) 为 0.5 倍弦长,小于实验中的模型展长 ($L=0.3\text{ m}$),因此对这一声学结果的声压级进行相应的声学修正。本文模拟满足 $L_c \leq L_s$,故采用式(3)修正。

噪声采集点正对机翼中心,距中心 1.85 m。图9、图10分别为时域采集压力信号以及经过 FFT 分析后的声学频域结果。由图10可知,机翼噪声的单

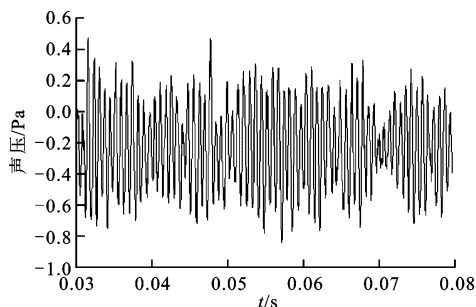


图9 时域采集压力结果

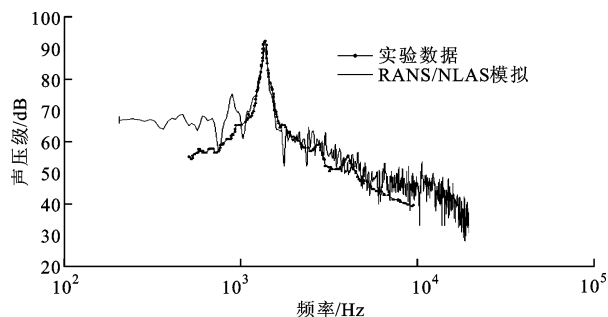


图10 频域声学结果

音峰值出现在频率为1 354 Hz处,最大声压级为91 dB。模拟数据与文献的实验数据相比,噪声趋势一致,尤其对于中高频段噪声的捕捉基本稳定在相同的声压级范围内。由此可以看出,NLAS方法对于形成噪声的主要频段(85~3 000 Hz)的捕捉较好,对于单音峰值位置、峰值宽带噪声以及峰值声压级预测已经十分精确,比一般现有其他方法要准确很多。

4 结 论

本文采用RANS/NLAS方法对串列柱-翼模型进行了数值模拟计算,以此来研究涡固干扰噪声的现象、机理及规律。通过对流场及声场的模拟、展示与分析可得:非定常来流下机翼的主体噪声并非来源于自身形成的旋涡脱落,最主要的噪声源是由涡结构和固体部件相互作用形成的;形成主要噪声的位置由机翼后缘向前延伸至机翼前缘,是由脱落涡与机翼结构相互碰撞形成的,声场精确捕捉到了单音峰值频率与中高频的声压级走势。

与此同时,将计算结果与经典实验结果相比较,两者取得了较好的一致性,平均流场与实验结果基本吻合,优于urans方法,并且准确捕捉到了声压峰值频率及声压级,与实验结果很好地吻合。结果表明,将RANS/NLAS方法应用于涡固干扰噪声研究上,不仅大大降低了网格计算的要求,并且结果也合理有效。

参考文献:

- [1] 郝璇,张卫民,周家检,等.民用客机增升装置气动噪声研究进展[J].民用飞机设计与研究,2012,106(3):1-7.
HAO Xuan, ZHANG Weimin, ZHOU Jiajian, et al. The progress of civil aircraft high-lift noise research [J]. Civil Aircraft Design and Research, 2012, 106(3): 1-7.
- [2] 王阳,宋辰瑶,徐国华.直升机飞行参数对起降过程

中旋翼桨-涡干扰噪声影响的分析[J].空气动力学学报,2010,28(3):322-327.

WANG Yang, SONG Chenyao, XU Guohua, Research on effects of flight parameters on helicopter noise in taking off and landing [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2010, 28(3): 322-327.

- [3] 陈正武,王福新.悬停旋翼气动噪声数值分析方法研究[D].四川绵阳:中国空气动力研究与发展中心,2008.
- [4] 宋文萍,余雷,韩忠华.飞机机体气动噪声计算方法综述[J].航空工程进展,2010,1(2):125-131.
SONG Wenping, YU Lei, HAN Zhonghua, Status of investigation on airframe noise computation [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2010, 1(2): 125-131.
- [5] LOCKARD D P. A comparison of Ffowcs Williams-Hawkings solvers for airframe noise applications [J]. AIAA Paper, 2002, 2580(8): 1-10.
- [6] BLACODON D. Analysis of the airframe noise of an a320/a321 with a parametric method [J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(1): 26-34.
- [7] BOUDET J, CASALINO D, JACOB M, et al. Prediction of broadband noise: airfoil in the wake of a rod [C]//42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston, USA: AIAA, 2004: 0852.
- [8] BERLAND J, LAFON P, CROUZET F, et al. Numerical insight into sound sources of a rod-airfoil flow configuration using direct noise calculation [C]//16th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Reston, USA: AIAA, 2010: 0375.
- [9] 韩忠华,宋文萍,乔志德. Kirchhoff方法在旋翼前飞噪声预测中的应用研究[J].空气动力学学报,2004,22(2):47-51.
HAN Zhonghua, SONG Wenping, QIAO Zhide. Aeroacoustic noise prediction of helicopter rotor in forward flight using Kirchhoff method [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2004, 22(2): 47-51.
- [10] KATO C, YAMADE Y, WANG H, et al. Numerical prediction of sound generated from flows with a low Mach number [J]. Computers & Fluids, 2007, 36(1): 53-68.
- [11] CARANI M, DAI Y, CARANI D. Acoustic investigation of rod airfoil configuration with DES and FW-H [C]//37th AIAA Fluid Dynamics Conference. Reston, USA: AIAA, 2007: 4016.
- [12] MORRIS P J, LONG L N, BANGALORE A, et al. A parallel three-dimensional computational aeroacoustics method using nonlinear disturbance equations [J].

- Journal of Computational Physics, 1997, 133(1): 56-74.
- [13] BATTEN P, RIBALDONE E, CASELLA M, et al. Towards a generalized non-linear acoustics solver [C] // 10th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Reston, USA: AIAA, 2004: 3001.
- [14] KATO C, IIDA A, TAKANO Y, et al. Numerical prediction of aerodynamic noise radiated from low Mach number turbulent wake [C] // 31st AIAA Aerospace Sciences Meet. Reston, USA: AIAA, 1993: 0145.
- [15] MATHEY F. Computation of trailing-edge noise using a zonal RANS-LES approach and acoustic analogy [C] // 12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Reston, USA: AIAA, 2006: 2505.
- [16] JACOB M C, BOUDET J, CASALINO D, et al. A rod-airfoil experiment as a benchmark for broadband noise modeling [J]. Theoretical and Computational Fluid Dynamics, 2005, 19(3): 171-196.

[本刊相关文献链接]

- 韩玉兰,朱洪艳,韩崇昭. 采用随机矩阵的多扩展目标滤波器. 2015, 49(7): 98-104. [doi:10.7652/xjtuxb201507017]
- 吴一全,孟天亮,吴诗嫻. 人工蜂群优化的非下采样 Shearlet 域引导滤波图像增强. 2015, 49(6): 39-45. [doi:10.7652/xjtuxb201506007]
- 郝双晖,王磊,宋宝玉,等. 交流伺服系统永磁同步电机电流及位置二级状态观测器设计. 2015, 49(5): 100-107. [doi:10.7652/xjtuxb201505016]
- 曾立飞,刘观伟,毛靖儒,等. 调节阀内流型分布及利用声音突变判别流型转变的方法. 2015, 49(5): 116-121. [doi:10.7652/xjtuxb201505018]
- 王云龙,吴瑛. 联合时延与多普勒频率的直接定位改进算法. 2015, 49(4): 123-129. [doi:10.7652/xjtuxb201504020]
- 刘小民,赵嘉,李典. 单圆弧等厚叶片前后缘多元耦合仿生设计及降噪机理研究. 2015, 49(3): 1-10. [doi:10.7652/xjtuxb201503001]

(编辑 赵炜)

(上接第 62 页)

- [6] LIN Wensheng, HUANG Meibin, HE Hongming, et al. A transcritical CO₂ Rankine cycle with LNG cold energy utilization and liquefaction of CO₂ in gas turbine exhaust [J]. ASME Journal of Energy Resources, 2009, 131(4): 042201.
- [7] WANG Xurong, WU Yi, WANG Jiangfeng, et al. Thermo-economic analysis of a recompression supercritical CO₂ cycle combined with a transcritical CO₂ cycle [C] // ASME Turbo Expo 2015: Turbine Technical Conference and Exposition. New York, USA: ASME, 2015: GT2015-42033.
- [8] ZHANG N, LIOR N. A novel near-zero CO₂ emission

thermal cycle with LNG cryogenic exergy utilization [J]. Energy, 2006, 31(10/11): 1666-1679.

- [9] SARKAR J. Second law analysis of supercritical CO₂ recompression Brayton cycle [J]. Energy, 2009, 34(9): 1172-1178.
- [10] LEMMON E W, HUBER M L, MCLINDEN M O. NIST reference fluid thermodynamic and transport properties: REFPROP, NIST standard reference database 23 [DB]. version 9.0. Boulder, USA: National Institute of Standards and Technology, 2010.

(编辑 荆树蓉)

(上接第 125 页)

- [9] AYDIN M, HUNG S, THOMAS A. Design and 3D electromagnetic field analysis of non-slotted and slotted TO-RUS type axial flux surface mounted permanent magnet disc machines [C] // Proceedings of IEEE Electric Machines and Drives Conference. Piscataway, NJ, USA: IEEE International, 2001: 645-651.
- [10] 王秀和. 永磁电机 [M]. 2 版. 北京: 中国电力出版社, 2007: 73-87.
- [11] GHOLAMIAN S A, ABLOUIE M T A, MOHSENI A, et al. Effects of air gap on torque density for double-sided axial flux slotted permanent magnet motors using analytic and FEM evaluation [J]. Journal of Applied Sciences Research, 2009, 5(9): 1230-1238.

- [12] BRAID J, VAN ZYL A, LANDY C. Design analysis and development of a multistage axial-flux PM synchronous machine [C] // Proceedings of IEEE AFRI-CON 6th Conference: vol. 2. Piscataway, NJ, USA: 2002: 675-680.

- [13] 罗德荣,王耀南,何东霞,等. 盘式永磁同步发电机的设计研究 [J]. 湖南大学学报: 自然科学版, 2006, 33(3): 46-49.

LUO Derong, WANG Yaonan, HE Dongxia, et al. Design study of disk-type permanent-magnet synchronous generator [J]. Journal of Hunan University: Natural Science, 2006, 33(3): 46-49.

(编辑 葛赵青)