

文章编号:1674-8190(2013)01-106-06

# 湍动能模拟内部声激励的计算研究

郭洁,高永卫,朱奇亮

(西北工业大学 翼型叶栅空气动力学国防科技重点实验室,西安 710072)

**摘要:** 为了研究襟翼表面的声激励对多段翼型升力特性的影响机理,利用湍动能假设进行数值计算研究。以湍动能的量值、雷诺数以及襟翼与主翼的搭接量为参数,研究上述参数的变化对升力特性的影响,得到的结果与实验值符合良好。在多段翼型缝道处加入湍动能的影响规律是:(1) 在升力特性线性段减少了升力系数,在失速点附近可以推迟分离,提高升力系数;(2) 当雷诺数增加时,湍动能对升力系数的影响量减小;(3) 在搭接量为零时,湍动能的影响最大。上述规律与在缝道处加入声学激励的影响规律一致,表明采用注入湍动能来类比声学激励有一定的应用价值。

**关键词:** 多段翼型;升力特性;声激励;数值模拟;湍动能

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

## Computational Research on Internal Acoustic Excitation by Using Turbulence Kinetic Energy Analogy

Guo Jie, Gao Yongwei, Zhu Qiliang

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aerodynamic Design and Research,  
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** In order to study the effects of acoustic excitation on a multi-element airfoil performance, a computational method is provided, which uses an assumption that turbulent kinetic energy can be a good analogy of acoustic excitation. The results show that acoustic excitation can affect the aerodynamic characteristics of airfoil when changing some conditions, which including the magnitude of turbulent kinetic energy, the Reynolds number, the gap between flap and wing. The simulation results are in accord with the experimental results. Results of using turbulent kinetic energy assumption on a multi-element are as follows: (1) The lift in linear area of airfoil is reduced, it can delay separation around the stall point, and the lift is improved. (2) When the Reynolds number is increased, the turbulent kinetic energy will reduce the effect on lift. (3) When the overlap equals zero, the effect on lift is the largest. These computational requests are in good agreement with wind tunnel experiment in qualitative analysis. It is confirmed that the analogy is a good approach to be used.

**Key words:** multi-element airfoil; lift performance; acoustic excitation; numerical simulation; turbulent kinetic energy

## 0 引言

在流动控制研究中,通常采用声激励作为控制

手段。以声源的位置在模型外部或内部来划分,声激励可以分为外部激励和内部激励两大类。早在20世纪70年代,已经有学者对两类问题展开了研究<sup>[1-3]</sup>。到目前为止,基本的结论有以下几点:(1) 声激励对气动力的影响在雷诺数较小时作用比较大<sup>[4]</sup>;(2) 流动控制的效果与声激励的频率和幅值有关<sup>[5-6]</sup>;(3) 在分离控制方面,声激励频率与脱落

收稿日期:2012-02-09; 修回日期:2012-03-13

基金项目:国家自然科学基金(10972184)

通信作者:郭洁, guojiejie@163.com

涡频率一致时,控制效果较好<sup>[7-8]</sup>等。

由于 LES、DNS 等精细计算方法,对于复杂模型和较高雷诺数情形下的模拟还存在较多不足,为了能研究声激励的机理和尽快为工程应用服务,本文作者试图采用类比法通过求解 RANS(Reynolds-averaged Navier-Stokes)方程来模拟声激励对气动力影响的规律。2010 年,采用动量假设进行了数值计算模拟,其主要思想是假定声学扰动类似于零质量射流效应,在声源处给定脉动速度或脉动压力边界条件。但是,一年多的计算未能获得与实验较为一致的结果。2011 年初,开始采用湍动能假设,即认为声学激励类似于给流场注入湍动能,通过大量的尝试,最终获得了一些与实验较为接近的结果。

### 1 风洞实验

实验是在某 NF-3 低速风洞翼型实验段中进行的。NF-3 风洞是直流式闭口风洞,动力为轴流式风扇,驱动电机功率为 1 120 kW。风洞配有三个可以互换的实验段。其中翼型实验段横截面为矩形,高 1.6 m,宽 3.0 m,实验段长 8.0 m;实验段最大风速 130 m/s,湍流度 0.045%。

模型为 GAW-1 两段翼型,襟翼弦长为襟翼全部收起的“干净”翼型弦长的 29%。实验模型为钢芯木质结构,弦长 500 mm,如图 1 所示。在模型展向中心剖面的主翼和襟翼上分别布置了 59 个和 28 个测压点,翼型的升力系数由测得的压力分布积分得到。



图 1 安装在 NF-3 风洞中的模型  
Fig. 1 Model in NF-3 wind tunnel

采用内部声激励方式,襟翼前缘蜂鸣器的位置

如图 2 所示,实验雷诺数为  $0.51 \times 10^6$ 。

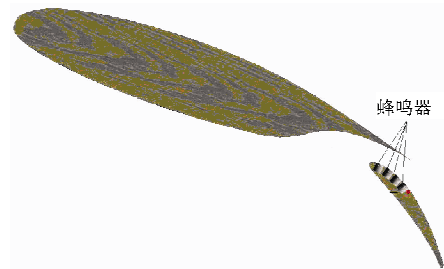


图 2 襟翼前缘蜂鸣器的位置  
Fig. 2 Buzzers in leading edge of flap

声源是无源式蜂鸣器(额定电压 5 V;圆形; $\phi = 3 \text{ mm}$ ),如图 3 所示。采用 GFG-8016D 型函数发生器作为蜂鸣器的驱动源。



图 3 无源式蜂鸣器  
Fig. 3 Passive buzzer

声源的分布如图 4 所示:第一行声源中心距襟翼前缘 20 mm(13.38%襟翼弦长),相邻两声源中心间距  $b = 17 \text{ mm}$ ;第二行声源中心距襟翼前缘 37 mm(25.52%襟翼弦长),两声源中心间距  $b = 17 \text{ mm}$ 。

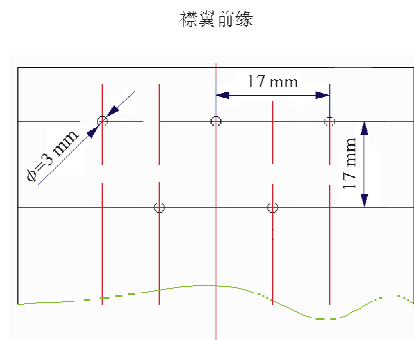


图 4 声源分布图  
Fig. 4 Distribution of the sound source

实验中选择的驱动频率为 30、50、100、150、200、300、400、500、800、1 000、1 200、1 500 Hz, 蜂鸣器出口 20 mm 处的声压级约为 60 dB。

在特定翼型构型和声源几何分布构型下, 实验得出的主要结论有: (1) 襟翼表面的声激励在多段翼型升力曲线线性段使得翼型升力系数下降(最大约-2%); (2) 在翼型失速点附近, 声激励可以提高升力系数(最大约+5%); (3) 实验雷诺数增加, 声激励的效果减弱; (4) 声激励效果在搭接量为零时效果较好。

在多段翼型气动性能风洞实验研究中发现: 在襟翼上表面人为加入声激励可以影响多段翼型的升力特性。

## 2 方程、模型及边界条件

### 2.1 控制方程及计算方法

本文采用求解三维 RANS 方程的方法进行研究。

连续性方程:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{U}) = 0 \quad (1)$$

动量方程:

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u \mathbf{U}) = -\frac{\partial p}{\partial x} + \nabla \cdot [(\mu + \mu_t) \cdot \nabla \mathbf{u}] + S_x \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho v \mathbf{U}) = -\frac{\partial p}{\partial y} + \nabla \cdot [(\mu + \mu_t) \cdot \nabla \mathbf{v}] + S_y \quad (3)$$

$$\frac{\partial(\rho w)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho w \mathbf{U}) = -\frac{\partial p}{\partial z} + \nabla \cdot [(\mu + \mu_t) \cdot \nabla \mathbf{w}] + S_z \quad (4)$$

能量方程:

$$\frac{\partial(\rho i)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho i \mathbf{U}) = \nabla \cdot \left[ \left( \frac{k_t}{c_p} + \frac{\mu_t}{\sigma_T} \nabla T \right) \right] + \Phi + S_i \quad (5)$$

湍动能方程:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho k \mathbf{U}) = \nabla \cdot \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \nabla k \right] + P_k - \mu_t \rho k \omega \quad (6)$$

湍动能比耗散率方程:

$$\frac{\partial(\rho \epsilon)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \epsilon \mathbf{U}) = \nabla \cdot \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \nabla \omega \right] + P_\omega - \beta \rho \omega^2 \quad (7)$$

式中:  $\rho$  为空气密度;  $T$  为温度;  $u$ 、 $v$ 、 $w$  分别表示  $x$ 、 $y$ 、 $z$  轴三个方向的速度;  $S_x$ 、 $S_y$ 、 $S_z$  为源项;  $k$  为湍动能;  $\omega$  为比耗散率;  $\mu$  为分子粘性系数, 湍流粘性系数  $\mu_t = \rho k / \omega$ ;  $\sigma_k$  和  $\sigma_\omega$  分别为湍动能及比耗散率的普朗特数;  $P_k$  和  $P_\omega$  为湍流生成项,  $P_k = \mu_t \left( \frac{\partial \mu_i}{\partial x_j} - \frac{\partial \mu_j}{\partial x_i} \right)^2$ ,  $P_\omega = \gamma \rho \left( \frac{\partial \mu_i}{\partial x_j} - \frac{\partial \mu_j}{\partial x_i} \right)^2$ 。

从上述方程可以看出, 湍动能  $k$  的量值及空间分布影响湍流粘性系数与流动参数的空间、时间分布。从总体来看, 声激励没有纯流量的加入或流出, 又不能看作纯动量效应, 而声源的能量通过脉动压力和脉动速度传递给流体, 因此采用湍动能假设有了一定的合理性。

求解时, 方程的离散采用有限体积法; 无粘项采用二阶迎风格式, 粘性项采用中心差分格式, 速度压力耦合采用高精度格式; 湍流模型为 SST  $k$ - $\omega$  模型。

### 2.2 模型及网格

计算采用与风洞实验一致的两段翼型模型, 多段翼型缝道参数的定义如图 5 所示。图中:  $\delta_i$  为后缘襟翼偏角;  $Gap$  为缝道宽度;  $O/L$  为搭接量 ( $O$ - $verlap$ , 简写  $O/L$ )。

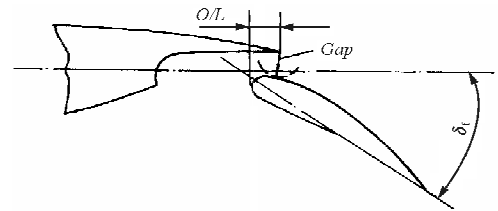


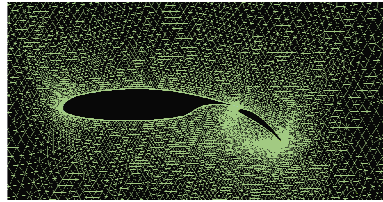
图 5 多段翼型缝道参数的定义

Fig. 5 Definition of multi-element airfoil gap parameter

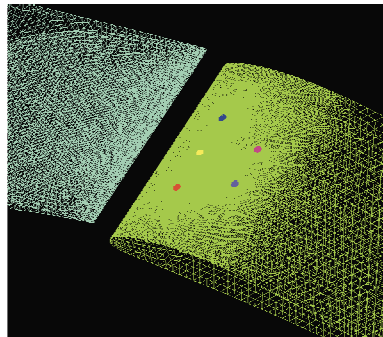
计算时选用的构型为: 弦长 500 mm,  $\delta_i = 40^\circ$ ,  $Gap = 8.45$  mm, 翼型展向长 119 mm, 襟翼上表面布置 5 个声激励源, 排列形式如图 4, 声源直径 3 mm。

计算网格如图 6(a) 所示, 计算区域设置为: 左、右两侧边界取 40 倍的翼型弦长长度, 上、下边

界取 30 倍的翼型弦长长度。为了更精确地模拟声激励附近的流场结构,对声激励孔附近进行了局部加密,如图 6(b)所示。计算网格单元总数约为  $3.3 \times 10^6$ 。



(a) 模型附近的网格



(b) 声源附近的网格

图 6 计算网格示意图

Fig. 6 Computational mesh used for simulation

### 2.3 边界条件及声激励的加入方法

进口条件设置为速度入口边界条件,使用均匀的自由来流速度;出口条件设为零梯度的压力出口边界;翼型表面采用无滑移无穿透的壁面边界条件;展向的两个边界设置为对称边界。声源点处边界条件设置为自由滑移壁面条件,同时给出湍动能  $k$  的值。这样设置可以允许流体在声源位置进行滑动,符合声源位置处的物理条件。

### 2.4 算例

首先通过计算不加声激励的状态来验证算法的可靠性。计算状态:来流风速  $v=15 \text{ m/s}$ ,以翼型弦长为参考长度的雷诺数  $Re=0.515 \times 10^5$ ,迎角  $\alpha$  为  $0^\circ \sim 12^\circ$ 。在上述计算状态下,计算结果无论是在压力分布还是在升力、阻力曲线方面都与实验值符合良好。表明本文的计算方法在气动力的模拟方面是可行的,展向中心剖面处计算压力分布

与风洞实验结果的比较,如图 7 所示。

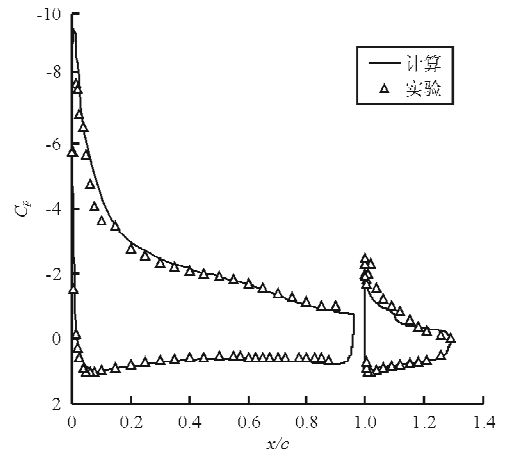


图 7 计算压力系数与风洞实验对比  
Fig. 7 Comparison of pressure distributions

## 3 计算结果与实验结果的对比

### 3.1 湍动能量的研究

在  $\delta_t=40^\circ, O/L=0 \text{ mm}, Gap=8.45 \text{ mm}, v=15 \text{ m/s}$  条件和固定迎角下,升力系数变化量随湍动能的变化如图 8 所示。

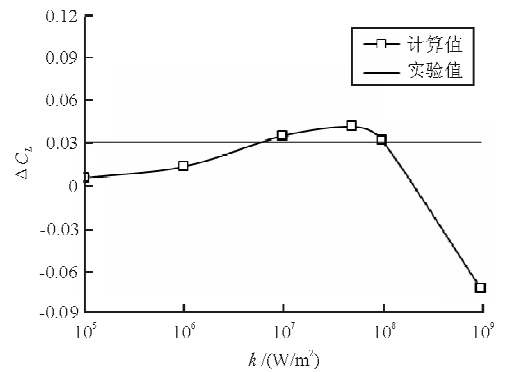


图 8 升力系数变化量随湍动能的变化  
Fig. 8 Variation of  $\Delta C_L$  with  $k$

从图 8 可以看出,随着湍动能的增大,升力系数的变化量  $\Delta C_L$  先增大后减小,湍动能的量值在  $10^7 (\text{W} \cdot \text{m}^{-2})$  情况下与实验值符合较好。因此,本文后面的工作都以此量值作为计算输入值。

### 3.2 迎角对声激励效果的影响

在  $\delta_t=40^\circ, O/L=0 \text{ mm}, Gap=8.45 \text{ mm}$  构型下,升力系数变化量  $\Delta C_L$  随迎角的变化,如表 1

所示。在翼型升力线性段,添加声激励使升力系数下降;在失速点附近,声激励的加入使升力系数增加。

表1 升力变化量随迎角的变化

Table 1 Variation of  $\Delta C_L$  with  $\alpha$

$\alpha/(^{\circ})$	$\Delta C_L$
5	-0.052
6	-0.026
8	0.034
9	0.079
10	0.073
12	0.029

迎角  $\alpha=9.5^{\circ}$  时,在展向中心剖面的不加声激励和加声激励的流线如图9所示。

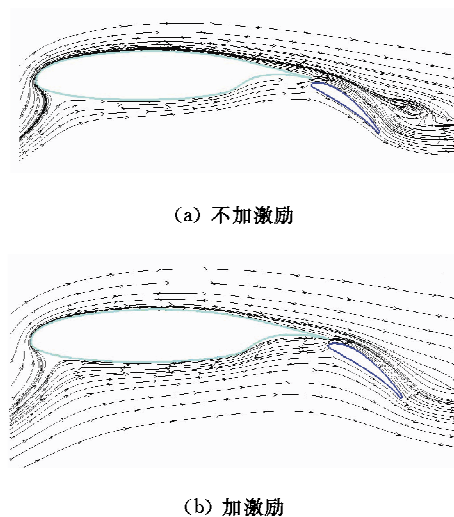


图9 不加与加激励的流线对比

Fig. 9 Comparison of streamlines without and with excitation

从图9可以看出,加与不加声激励,在襟翼后缘附近的流动有较大差异。因此,湍动能的加入改变了多段翼型周围的流场。

### 3.3 雷诺数对激励效果的影响

在  $\delta_i=40^{\circ}$ 、 $O/L=0$  mm、 $Gap=8.45$  mm 构型下,雷诺数分别为  $0.515 \times 10^6$ 、 $0.773 \times 10^6$  和  $1.03 \times 10^6$  的三个状态(对应来流风速分别为 15、22.5 和 30 m/s)时,计算各雷诺数所对应的升力系数曲线,如图10所示。

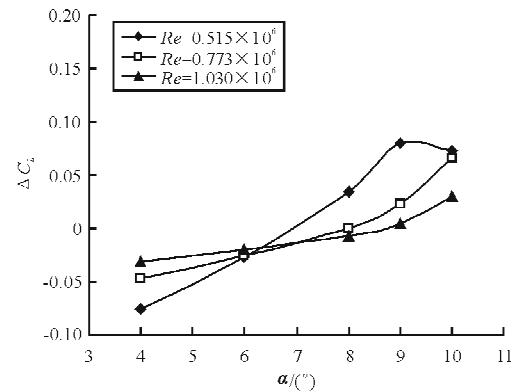


图10 升力系数变化量  $\Delta C_L$  随  $Re$  的变化

Fig. 10 Variation of  $\Delta C_L$  with  $Re$

从图10可以看出,对应相同的迎角, $Re$  越大,升力系数变化量  $\Delta C_L$  越小。这与实验结果是一致的。

### 3.4 搭接量对激励效果的影响

$\delta_i=40^{\circ}$ 、 $Gap=8.45$  mm,搭接量  $O/L$  分别为 0 mm 和 8.5 mm 两个构型下,计算各个迎角所对应的升力系数变化量  $\Delta C_L$ ,如图11所示。

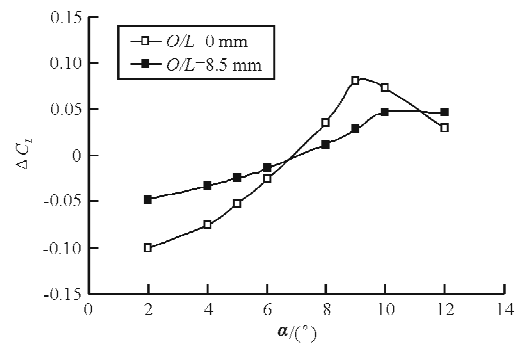


图11 搭接量对升力系数变化量的影响

Fig. 11 Variation of  $\Delta C_L$  with  $O/L$

从图11可以看出,在同一迎角下,当  $O/L=0$  mm 时,激励对升力系数的影响比  $O/L=8.5$  mm 构型时的大。这一计算结果与风洞实验结论相符。即在相同扰动位置、相同缝道宽度的条件下,升力系数变化量随着搭接量的减小而增大。搭接量越小,对扰动越敏感。

## 4 结论

在多段翼型缝道处加入湍动能的影响规律是:

(1) 在失速点附近可以推迟分离,提高升力系数;  
 (2) 当雷诺数增加时,湍动能对升力系数的影响量减小;(3) 在搭接量为零时,湍动能的影响最大。  
 上述规律与在缝道处加入声学激励的影响规律一致。表明利用湍动能的空间分布,在一定程度上可以定性模拟内部声激励对多段翼型气动性能的影响效果。湍动能与声激励在如此多的方面存在相同的效果,表明必有内在联系,值得进一步研究。

### 参考文献

- [1] Bohn A J, Mangiarotty R A. Wind tunnel study on the effects of acoustical disturbances on controlled laminar flow [R]. AIAA-79-0629, 1979.
- [2] Nishioka M, Asai M, Yoshida S. Control of flow separation by acoustic excitation [R]. AIAA Journal, 1989 (28): 1909-1915.
- [3] 侯跃龙, 卢奇正, 王开春, 等. 声激励增升机理研究[J]. 流体力学实验与测量, 1998, 12(4): 8-14.  
 Hou Yuelong, Lu Qizheng, Wang Kaichun, et al. Investigation on the mechanism of acoustic excitation on enhancing lift [J]. Measurements in Fluid Mechanics, 1998, 12(4): 8-14. (in Chinese)
- [4] Hsiao F, Shyu R. Forcing level effect of internal acoustic excitation of the improvement of airfoil performance [R]. AIAA-90-4010, 1990.
- [5] Williams D, Acharya M, Bernhardt J, et al. The mechanism of flow control on a cylinder with the unsteady bleed technique[R]. AIAA-91-0039, 1991.
- [6] Satoshi Suzuki, Katsuya Ishii. Numerical simulation of the acoustic control of separation over 2D airfoils[R]. AIAA-2000-1996, 2000.
- [7] Serhiy Yarusevych, Pierre E Sullivan, John G Kawall. Effect of acoustic excitation amplitude on laminar boundary layer separation and wake development[R]. AIAA-2006-3685, 2006.
- [8] 侯跃龙, 卢奇正. 声激励增升效应研究[J]. 空气动力学报, 1992, 10(1): 140-145.  
 Hou Yuelong, Lu Qizheng. Investigation on effects on enhancing lift by acoustic excitation[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 1992, 10(1): 140-145. (in Chinese)

### 作者简介:

郭洁(1984-)女,硕士研究生。主要研究方向:理论与计算流体力学。

高永卫(1968-)男,博士,教授。主要研究方向:飞行器设计空气动力学、流固耦合与气动噪声、实验流体力学。

朱奇亮(1982-)男,博士研究生。主要研究方向:实验流体力学、气动声学。

(编辑:赵毓梅)

(上接第 80 页)

- 沈阳航空工业学院学报, 2006, 23(4): 55-56.
- Zhao Lin, Hu Jiangfeng, Liu Zhenxia. The research of liquid-solid coupled solution[J]. Journal of Shenyang Institute of Aeronautical Engineering, 2006, 23(4): 55-56. (in Chinese)
- [10] 金如山. 航空燃气轮机燃烧室[M]. 北京: 宇航出版社, 1988.  
 Jin Rushan. Aero gas turbine combustor[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 1988. (in Chinese)

### 作者简介:

武晓欣(1987-)男,硕士研究生。主要研究方向:燃气轮机燃烧室冷却。

索建秦(1962-)男,硕士,研究员。主要研究方向:燃气轮机燃烧室与燃烧、液雾燃烧以及发动机可靠性。

梁红侠(1979-)女,博士,讲师。主要研究方向:燃气轮机燃烧室性能。

常峰(1987-)男,硕士研究生。主要研究方向:高温升燃气轮机燃烧室。

(编辑:张杰)