

Mini-TED 跨声速气动特性及其增升机理

姬乐强, 丁东建, 李建波, 崔 钊

(南京航空航天大学 航空宇航学院 直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 通过求解二维可压 Navier-Stokes 方程, 研究了 NACA0012 翼型加装微型后缘增升装置 (mini-TED) 后的跨声速流场特性, 与 Gurney flap (GF) 对比分析了几何参数对 mini-TED 后方涡系及翼型气动特性的影响. 将 mini-TED 的几何细节参数定义为弦向长度和有效高度, 两者方向正交. 在相同迎角下仅改变 mini-TED 的弦向长度, 后缘涡系结构虽发生变化, 但翼型气动力几乎没有影响; 反之仅改变有效高度则后缘涡系和翼型气动力系数同时发生明显改变, 且与同等高度下的 GF 气动系数相近. 结果表明: 有效高度是影响翼型气动特性的决定因素. 有效高度改变了 mini-TED 后涡系的发生范围, 而相对于整个翼型绕流, 后缘涡系的大小是影响翼型流场最重要的因素, 而涡系的微观结构和形态的改变影响相对很小. 加装 mini-TED 后上表面激波位置后移、下表面激波强度削弱, 从而翼型表面压力分布特性发生了改变. 随有效高度增大, mini-TED 诱导的涡系发生区域随之增大, 引流作用增强, 翼型升力系数、阻力系数和低头力矩系数提高, 同时相同迎角下翼型的升阻比明显提高.

关 键 词: 跨声速; 增升机理; 气动特性; 微型后缘增升装置; 翼型

中图分类号: V211.4

文献标志码: A

Aerodynamic characteristics and lift enhancement mechanism of mini-TED in transonic flow

Ji Le-qiang, Ding Dong-jian, Li Jian-bo, Cui Zhao

(National Key Laboratory of Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics,
College of Aerospace Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 210016, China)

Abstract: By means of solving two dimensional and compressible Navier-Stokes equations, the transonic flow-field characteristics of NACA0012 airfoil equipped with mini trailing edge lift enhancement device (mini-TED) was investigated, and the influences of geometrical parameters on the vortices and aerodynamic characteristics of airfoil were analyzed and compared with the Gurney flap (GF). The two orthorhombic geometry detailed parameters were defined as chord-wise length and effective height to describe the geometric features. Only the chord-wise length changed at the same angle of attack, although the trailing edge vortices varied greatly, the aerodynamic characteristics of airfoil had little change. On the other hand, the trailing edge vortices and the aerodynamic characteristics of airfoil varied significantly with the effective height changed, and the aerodynamic characteristics were very close to the GF in the same condition of effective height. Result shows that the effective height plays a dominant role in affecting the aerodynamic characteristics of airfoil. Rather than the microstructure and shape, the size of the vortices is the main factor influencing the flow field of airfoil as this is mainly decided by the effective height. With the mini-TED, compared with the original airfoil, the shock wave on the upper surface of the airfoil moves

收稿日期: 2015-10-22

基金项目: 研究项目(7130511); 江苏高校优势学科建设工程资助项目(PAPD)

作者简介: 姬乐强(1983—), 男, 山东莘县人, 博士生, 主要从事直升机总体气动方向研究.

backward and the strength of the lower shock wave is weakened, so the pressure coefficient of airfoil surface changes. With the increasing effective height, the induced vortices scope becomes larger, enhancing the drainage effect and increasing the lift coefficient, drag coefficient and nose-down pitching moment coefficient. The lift-drag ratio is improved at the same angle of attack as well.

Key words: transonic; lift enhancement mechanism; aerodynamic characteristics; mini-TED (mini trailing edge lift enhancement device); airfoil

通常高升阻比翼型能够显著提高升力面的气动效率,从而改善飞行器的飞行性能,减小燃料消耗降低使用成本。但是高性能翼型的原准设计技术难度大、研制成本高,在制造和使用过程中的工艺性不佳,可维护要求严苛。此外,当飞行器处于不同的飞行条件和飞行状态时,翼型也难以维持设计点的高气动效率。因此,在现有翼型设计中加入襟翼等气动增升装置,是目前常用的翼型改进设计方法,高效实用。如前缘襟翼、开裂襟翼、富勒襟翼、克鲁格襟翼等增升襟翼设计,已在大中型飞机上成功采用,用于提高飞机的巡航效率、增大载荷能力、降低起降距离等。

多年来研究人员始终在探索更加高效的翼型增升方式。随着边界层减阻技术的深入研究,如 Gurney flap (GF)^[1-7]、发散后缘 (divergent trailing edge, DTE)^[8-12] 等微型后缘增升装置引起了航空领域的广泛关注。与传统的增升襟翼相比,微型后缘增升装置的几何尺寸通常小于 5% 弦长,与后缘附面层高度相当,因此不会显著增大翼型的阻力系数。进行主动流动控制时,驱动此类微型装置的作动机构,无需付出过大的质量代价,也不需要过多的能量输入。

Mini-TED (mini trailing edge device) 就是近年来提出的一种微型后缘增升装置。Mini-TED 在结构上类似于微型化的开裂式襟翼,通过控制襟翼来进行流动控制。20 世纪 90 年代德国首先提出了可偏转微型后缘装置概念,并将其命名为 mini-TED^[13]。2002 年在空中客车公司主导实施的“AWIATOR”项目中,作为多功能控制面系统的一部分,围绕 mini-TED 开展了一系列的研究,并进行了飞行实验研究。此外,德国宇航中心的 Richter 和 Rosemann^[14] 通过数值计算研究了小偏角 mini-TED 对飞机半模的增升作用,数值分析表明 mini-TED 能够略微推迟激波位置,并减小激波强度;在中高升力系数下,展开 mini-TED 能够改变翼载荷的展向分布、增升减阻。周华^[15] 研究了 mini-TED 的跨声速气动特性,长度为 5%

弦长、张角为 40° 的 mini-TED,在马赫数为 0.8 时能够大幅增大 NACA0012 翼型的升阻比。研究显示了 mini-TED 后的局部流场结构以及翼型表面激波位置的变化。饶盼和周华^[16] 研究了 mini-TED 对翼型跨声速抖振特性的影响,表明在抖振攻角附近能够稳定抖振攻角、提高升力系数。程巨擘和代钦^[17] 对加装了 mini-TED 的 NACA23012 翼型的低雷诺流场结构进行了实验研究,实验采用 PIV (particle image velocimetry) 测试技术测量了后缘附近 mini-TED 的涡旋结构,分析研究了该 mini-TED 对翼面流动分离特性造成的影响。王云飞和代钦^[18] 对加装了 mini-TED 的 NACA23012 机翼在低雷诺数下的升/阻力、力矩和翼尖涡速度分布进行了实验研究,并根据实验测量结果研究了该装置对机翼气动特性和翼尖涡结构的影响。

关于 Mini-TED 微型气动装置,目前可获取的文献非常有限。尽管已知先前研究表明的 mini-TED 增升减阻效果,但目前对其增升原理与后部涡系作用机制的理解还不够明确。本文将 mini-TED 的结构参数定义为弦向长度和有效高度,采用数值计算方法研究了两个参数对 NACA0012 翼型流场的改变,从而确定了 mini-TED 增升作用的主要因素。本研究为 mini-TED 的气动设计及构型优化提供支持。

1 数值分析方法

求解二维可压 Navier-Stokes 方程进行 mini-TED 的稳态流场计算,采用有限体积法离散控制方程,动量方程由 2 阶迎风格式离散。采用 Roe-FDS (flux difference splitting) 格式进行空间离散,该格式对可压缩流具有较高的模拟精度。湍流黏度由 Menter^[19] 发展的剪切应力输运 (shear stress transport, SST) $k-\omega$ 两方程湍流模型求解,层流黏度由 Sutherland 定律给出。在 Reynolds average Navier-Stokes (RANS) 方法中湍流模型起到了封闭控制方程的作用, SST $k-\omega$ 湍流模型

的输运方程如下:

$$\frac{D\rho\kappa}{Dt} = \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta^* \rho \omega \kappa + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\kappa} \right) \frac{\partial \kappa}{\partial x_j} \right] \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \frac{D\rho\omega}{Dt} = & \frac{\gamma}{\nu_t} \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + \\ & 2\rho(1 - F_1) \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \cdot \frac{\partial \kappa}{\partial x_j} \cdot \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \end{aligned} \quad (2)$$

式中 κ 为湍流动能, ω 为湍流频率, τ_{ij} 为湍流剪切应力, μ_t 为湍流黏度, ν_t 为涡黏系数. 该模型以湍流动能 κ 和湍流频率 ω 为输运变量, 考虑了湍流剪切应力的输运效应, 能够更准确地捕捉边界层分离现象.

图 1 为 GF 和 mini-TED 两种微型后缘增升装置结构示意图. 为了形成较好的结构网格, 将流场分割成满足结构化拓扑关系的区块, 围绕翼型及 mini-TED 生成 C-H 型结构网格, 如图 2 所示. 翼型壁面第 1 层网格厚度为 10^{-6} 量级, 此时边界层底部可布置足够多的网格, $y^+ < 1$. 网格单元总量约为 10 万, 流场外边界距翼型前缘和后缘分别为 20 倍和 25 倍弦长. 翼型及 mini-TED 表面为无滑移壁面, 外边界为压力远场.

采用本文建立的数值分析模型, 计算了 RAE2822 翼型的跨声速气动特性, 并与文献[20]中的实验数据进行对比. 计算马赫数 $Ma =$

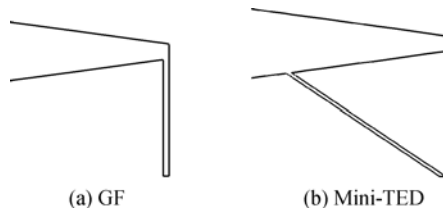


图 1 两种微型后缘增升装置

Fig. 1 Two kinds of mini trailing edge lift enhancement device

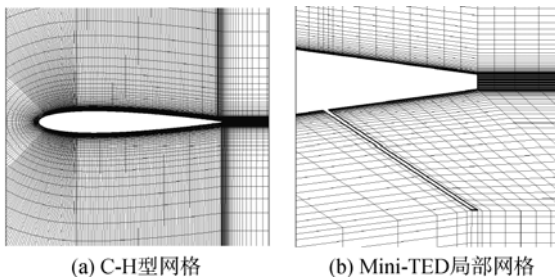


图 2 翼型及其加装 mini-TED 的流场网格

Fig. 2 Flow field grid in airfoil and with mini-TED

0.725, 雷诺数 $Re = 6.5 \times 10^6$, 迎角 $\alpha = -2^\circ \sim 6^\circ$.

图 3 为表面的压力系数(C_p)的计算与试验结果对比, 对翼型上表面激波位置的捕捉存在很小的误差, 在翼型下表面与上表面大部分区域内均准确体现了与试验一致的分布规律, 说明本模型能够用于翼型跨声速流场的模拟. 图 4 气动力的对比表明, 本模型对于升力系数(C_l)和阻力系数(C_d)的计算精度满足跨声速气动力的计算.

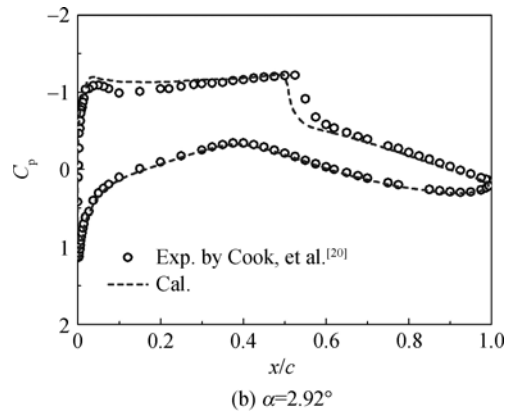
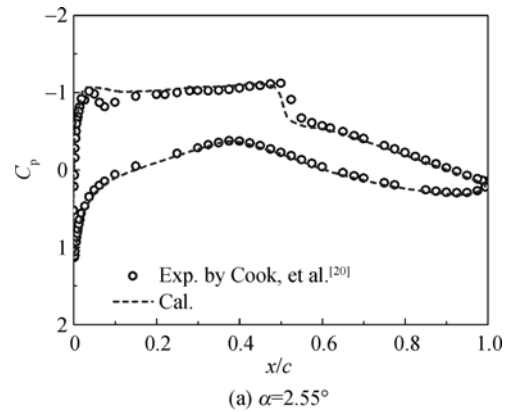


图 3 RAE2822 翼型表面的压力系数分布

Fig. 3 Surface pressure coefficient distribution of RAE2822 airfoil

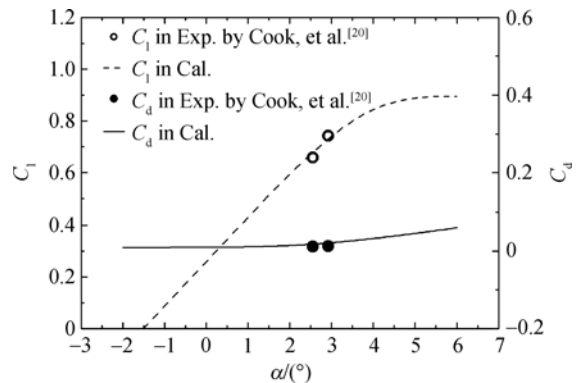


图 4 RAE2822 翼型升力系数和阻力系数

Fig. 4 Lift and drag coefficient of RAE2822 airfoil

2 细节参数定义

将 mini-TED 的结构参数定义为方向正交的 2 个参数:弦向长度和有效高度,如图 5 所示.

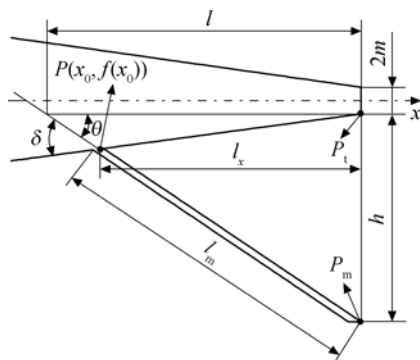


图 5 mini-TED 几何参数定义

Fig. 5 Definition of geometrical parameters of mini-TED

图 5 中沿翼型弦线方向、由前缘到后缘定义为 x 方向,垂直于 x 轴指向上表面定义为 y 方向,前缘处定义为坐标原点. Mini-TED 安装于翼型下表面点 P 处,翼型下表面曲线假设可表达为 $f(x)$, P 点坐标即表示为 $(x_0, f(x_0))$, P 点处切线斜率为 $f'(x_0)$. l_m 表示襟翼的实际长度, l_x 为其在 x 方向的投影长度. 图中 δ 为张角,是 mini-TED 与 P 点切线的夹角; θ 为偏角,定义为 mini-TED 与翼型弦线的夹角. NACA0012 翼型为对称翼型,对该翼型后缘进行简化处理,存在一定的后缘厚度,为表述方便,将该厚度定义为 $2m$,翼型弦线平分此厚度.

将 mini-TED 襟翼尖部简化为一点 P_m ,该点与翼型下表面后缘点 P_t 之间的距离定义为有效高度 h . 过 P_t 点作 x 轴的平行线,该线与 mini-TED 的反向延长线相交,交点与 P_t 之间的距离定义为弦向长度 l . 由图可知,弦向长度和有效高度的方向垂直正交,通过不同的 l 和 h 组合,可以定义唯一的一个 mini-TED 构型. 根据参数敏感性问题变量定义的方法,本文将这两个参数称为细节参数. 而已有研究中关于 mini-TED 的构型通常采用襟翼长度和张角作为构型参数,本文将这些参数定义为导出参数,在设计中可以写为 l 和 h 的函数表达

$$l_x = \frac{h - |f(x_0)| + m}{\sin \theta} \quad (3)$$

$$\theta = \arctan \left[\frac{h}{l} \right] \quad (4)$$

那么 mini-TED 的实际长度 l_m 和张角 δ 即为

$$l_m = \sqrt{l_x^2 + (h - |f(x_0)| + m)^2} \quad (5)$$

$$\delta = \arctan[f'(x_0)] + \theta \quad (6)$$

本文采用 NACA0012 翼型,针对跨声速条件下,mini-TED 气动特性随弦向长度和有效高度的变化规律开展研究.

3 弦向长度的影响

3.1 对流场的影响

采取 4 种构型进行对比,mini-TED 的有效高度 h 保持 $0.5\%c$ (c 表示弦长)不变,弦向长度分别为 $0.5\%c$, $1\%c$, $2\%c$ 和 $3\%c$. 计算来流马赫数 $Ma=0.8$,雷诺数 $Re=1.85 \times 10^6$,翼型迎角 $\alpha = -4^\circ \sim 10^\circ$,间隔为 2° . 计算结果如图 6~图 11 所示.

图 6 表示了在 0° 迎角下,翼型后缘附近的速度流线. 图 6(a) 中当 $l=0.5\%c$, $h=0.5\%c$ 时,mini-TED 后部存在一个双涡涡系结构,其中靠近上翼面的涡顺时针旋转,靠近襟翼的逆时针旋转. 图 6(b) 中当弦向长度增大到 $1.0\%c$ 时,在 mini-TED 与下翼面的尖锐夹角中,另外产生了一个顺时针弱涡,即形成了三涡涡系结构. 图 6(c) 中弦向长度增大为 $2.0\%c$ 后,夹角中的顺时针涡有所加强,同时最初的双涡被削弱,此时仍保持三涡结构. 图 6(d) 中当弦向长度增大到 $3.0\%c$ 后,夹角中的顺时针涡范围更大,而靠近上翼面的顺时针

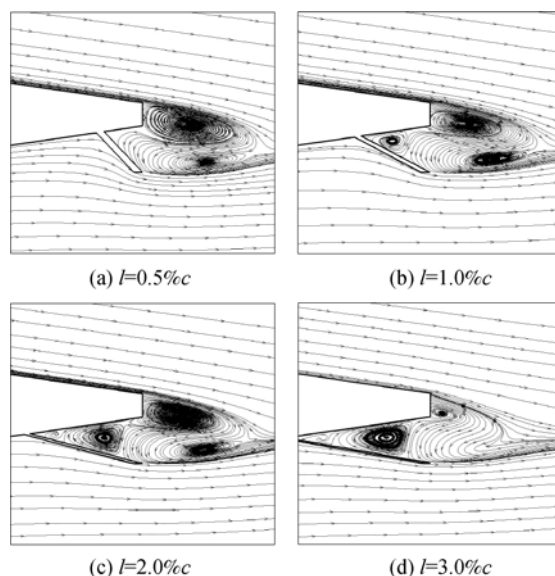


图 6 mini-TED 局部流场的速度流线 ($\alpha=0^\circ$)

Fig. 6 Velocity streamline of local flow field near mini-TED ($\alpha=0^\circ$)

涡变得很小,靠近下翼面的涡结构已然消失,但流线仍然存在大幅偏转.也就是说随弦向长度的变化,襟翼后部涡系的微观结构发生了明显改变.

图 7 表示了 0° 迎角时,不同弦向长度对压力场分布的影响.加装 mini-TED 后,翼型上表面激波位置略有推迟,下表面激波造成的低压区则明显减小,这在图 8 翼型表面压力分布图中也得到了体现.对比图 7(b)~图 7(d),在有效高度不变时,随弦向长度变化,翼型附近流场压力分布并没有明显的改变.图 8 也表明弦向长度改变,上下表面激波位置基本没有变化,后缘压差也大致相同,总的来说压力分布曲线基本重合.

图 9 对比了不同弦向长度时,在不同位置处

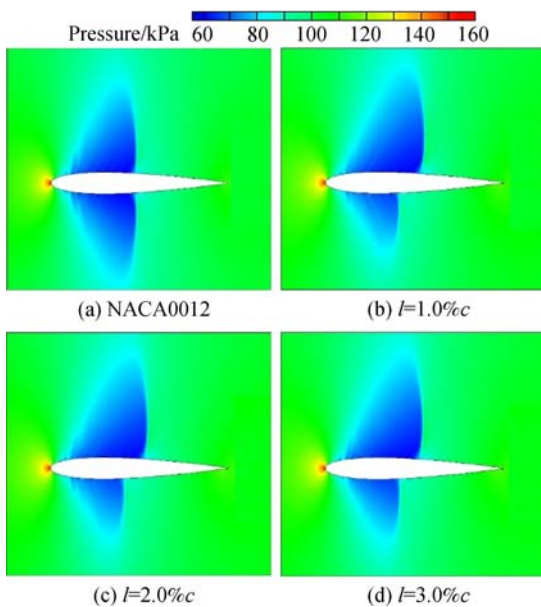


图 7 加装 mini-TED 后流场的压力云图 ($\alpha=0^\circ$)

Fig. 7 Pressure contour of flow field with mini-TED ($\alpha=0^\circ$)

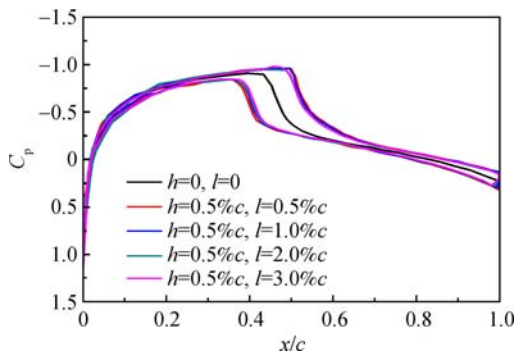
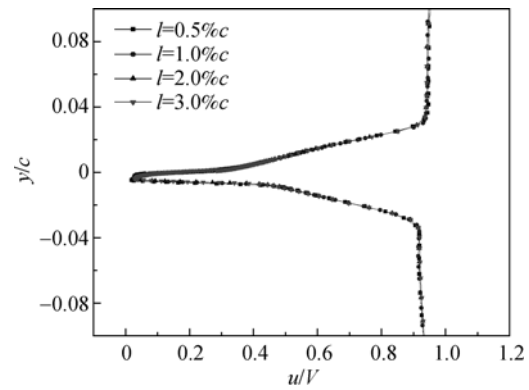
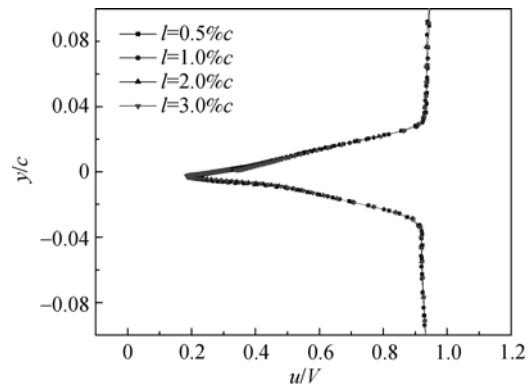


图 8 不同弦向长度 mini-TED 的压力系数分布 ($\alpha=0^\circ$)

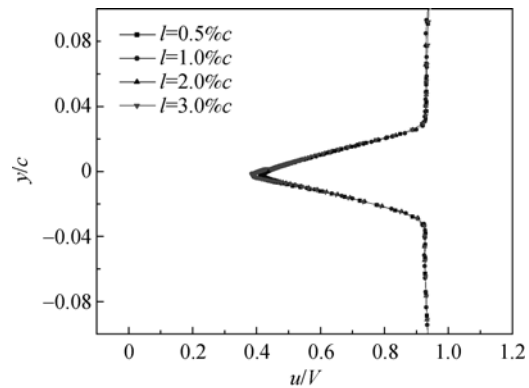
Fig. 8 Pressure coefficient distribution of mini-TED with different chord-wise lengths ($\alpha=0^\circ$)



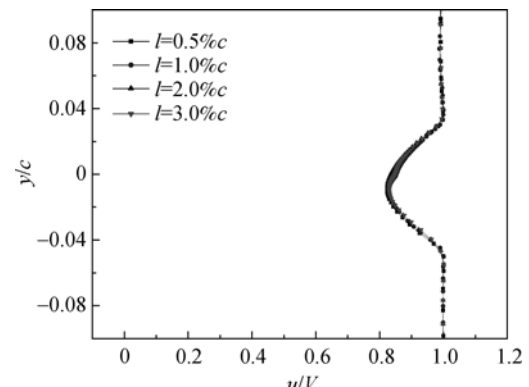
(a) $x/c=1\%$



(b) $x/c=3\%$



(c) $x/c=8\%$



(d) $x/c=80\%$

图 9 不同位置处的尾流速度型 ($\alpha=0^\circ, h=0.5\%c$)

Fig. 9 Wake velocity profile at different locations ($\alpha=0^\circ, h=0.5\%c$)

mini-TED的尾迹速度型,图中 u 表示尾流 x 方向的速度, V 表示来流速度,可以看出,弦向长度几乎不影响尾迹速度,无论速度大小或是尾迹偏转方向.结合图6中涡结构的变化,表明尽管弦向长度明显改变了mini-TED后涡的微观结构,但对翼型的宏观流场并未明显改变.

3.2 对气动力的影响

图10和图11分别为不同弦向长度的mini-TED,翼型及原翼型的升力系数和阻力系数变化.结合图7可以看到加装mini-TED后,翼型上表面激波位置发生了明显的后移,同时翼型上下表面的压差增大,从而大大增加了翼型的升力系数.同时,加装mini-TED后,翼型的迎风面积增加,阻力系数也明显增大.以 0° 迎角为例,有效高度为 $0.5\%c$,弦向长度 0.5% 为弦长,与普通翼型相比,升力系数从0增大到0.17,阻力系数从0.018增加至0.02.但在相同的有效高度下,随弦向长度变化,升力系数和阻力系数的变化非常小,

这说明弦向长度不是mini-TED改变翼型升阻特性的主要因素.结合图7~图9,可以推断后缘涡系的微观结构不是mini-TED引流作用增强或削弱的主要原因,因此对翼型绕流及环量的影响就有限.对比GF的升阻特性发现,高度同为 0.5% 弦长时,两种后缘增升装置的气动系数大致相同.可以猜想,虽然mini-TED的结构参数很多,但其主要影响参数是微型装置的有效高度,相当于GF的垂直高度.

4 有效高度的影响

固定弦向长度为 $3\%c$ 不变,分别计算mini-TED的有效高度为 $0.5\%c$, $1.0\%c$, $2.0\%c$ 的翼型流场,计算状态与第3节相同.

4.1 流场的影响

图12为仅改变mini-TED有效高度时,后缘局部流场的速度云图及流线图.对比图12(b)~图12(d),随有效高度增大,夹角中的顺时针涡逐渐削弱,同时上部顺时针涡逐步加强,整个涡系的发生范围随之显著扩大.

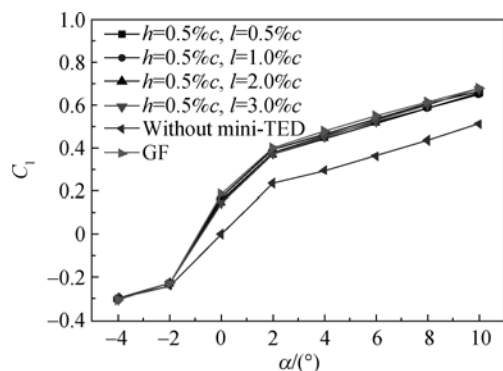


图10 不同弦向长度mini-TED的升力系数
Fig. 10 Lift coefficient of mini-TED with different chord-wise lengths

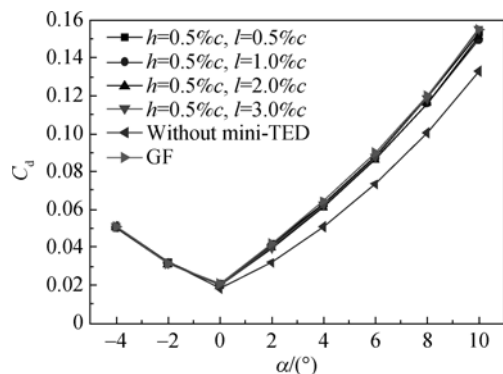


图11 不同弦向长度mini-TED的阻力系数
Fig. 11 Drag coefficient of mini-TED with different chord-wise lengths

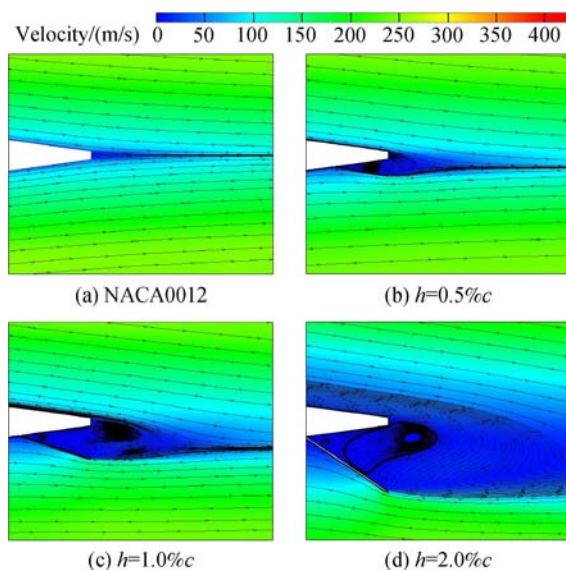


图12 Mini-TED局部流场的速度云图及流线($\alpha=0^\circ$)
Fig. 12 Velocity contour and streamline of local flow field near mini-TED ($\alpha=0^\circ$)

图13中的尾迹速度型表明,随有效高度增大,尾迹中速度损失增大,且尾迹向下偏转加剧,说明随有效高度增大,翼型的有效弯度增大.图13(a)、图13(b)还表明在紧靠后缘的近尾迹处,有效高度越大,速度损失的区域范围也就越大,也就是说涡系的作用范围增大.图14表明随mini-TED有效高度的增大,翼型上表面激波位置愈加

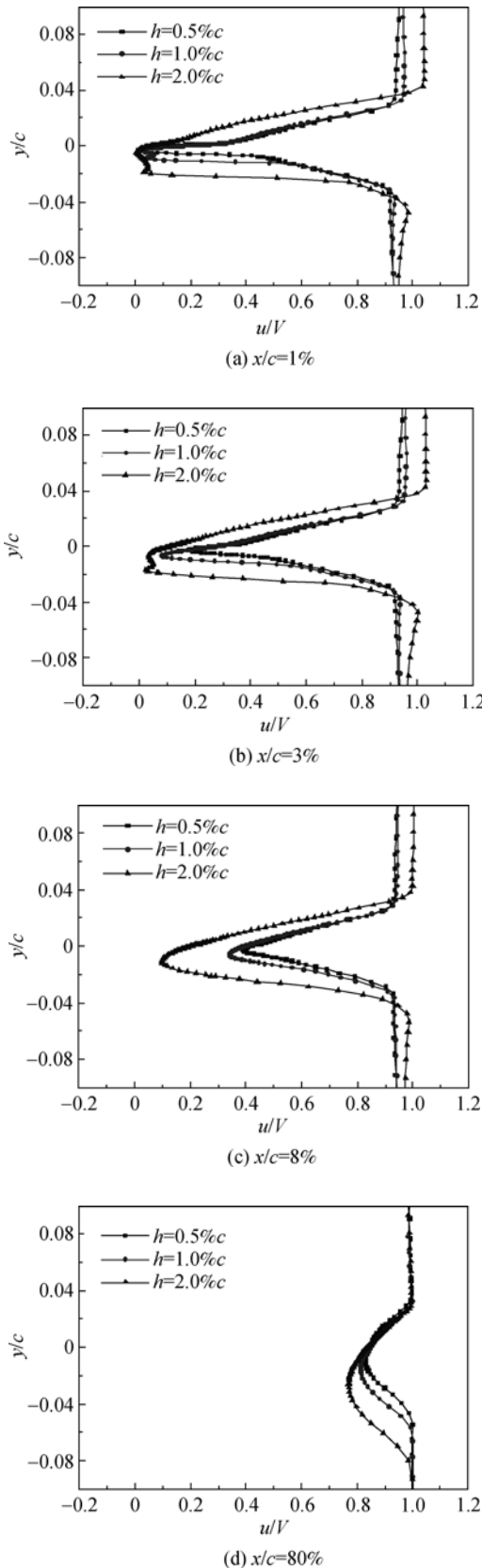
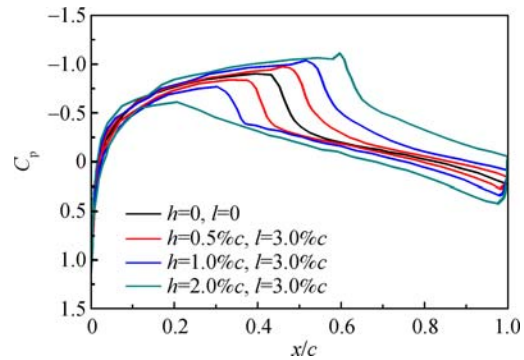
图 13 不同位置处的尾流速度型 ($\alpha=0^\circ$, $h=3.0\%c$)

Fig. 13 Wake velocity profile at different locations

($\alpha=0^\circ$, $h=3.0\%c$)图 14 不同有效高度 mini-TED 的压力系数分布 ($\alpha=0^\circ$)Fig. 14 Pressure coefficient distribution of mini-TED with different effective heights ($\alpha=0^\circ$)

向后缘移动,而下表面激波造成的低压区快速减小,同时后缘上下表面压差增大。

4.2 气动力的影响

图 15~图 17 为翼型加装不同有效高度的 mini-TED 后气动力的变化。随有效高度增大,翼型升力系数、阻力系数和力矩系数均明显增大。这是因为增加一定有效高度的 mini-TED,从而增加了翼型弯度,改变了翼型后缘的库塔条件,导致上翼面的流速增加,激波位置向后缘移动,上下翼面的压差进一步加大,从而增大了翼型升力,同时也增加了阻力。因激波位置的后移,使得翼型低头力矩也相应的增加。并且,mini-TED 的有效高度越大对翼型气动特性影响越大。以 0° 迎角为例,与普通翼型相比,不同的有效高度,升力系数从 0 分别增大至为 0.144, 0.301, 0.545。阻力系数的增长幅度大约为 11%, 36%, 113%。为了放大 mini-TED 弦向长度对翼型气动参数的影响,图 15~图 17 在比较具有相同有效高度的 mini-TED 和 GF 的差别时,弦向长度取最大值 ($3.0\%c$)。因为高度一定时,弦向长度越大,偏度越远离 90° ,与 GF 越不相似。与 GF 对比发现,相同高度下,GF 的升力,阻力以及力矩系数都比 mini-TED 的略大,但差距很小,这进一步表明,mini-TED 类似于 GF,有效高度是影响翼型气动系数的主要参数。图 18 显示了不同有效高度下 mini-TED 与 GF 升阻比 K 的变化 (K 表示风轴系下,升力系数和阻力系数的比值)。从中可以看出,尽管随着有效高度的增加,升力系数和阻力系数同时增加,但总体来看仍大幅提高了翼型的升阻比。

翼型气动力的变化,正是由上表面激波推迟、下表面低压减小和后缘压差增大造成的。有效高

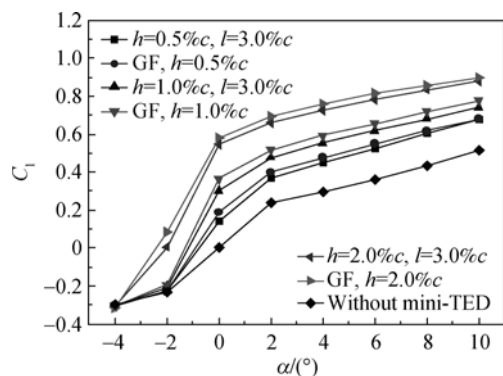


图15 不同有效高度下 mini-TED 的升力系数
Fig. 15 Lift coefficient of mini-TED with different effective heights

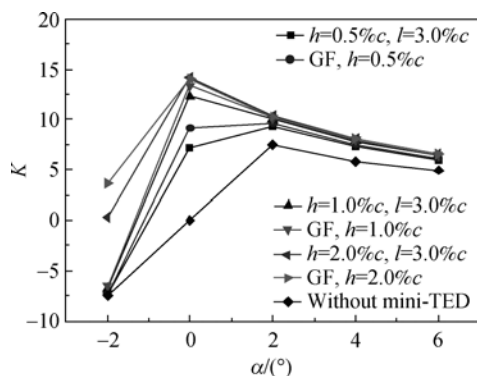


图18 不同有效高度下 mini-TED 的升阻比
Fig. 18 Lift-drag ratio of mini-TED with different effective heights

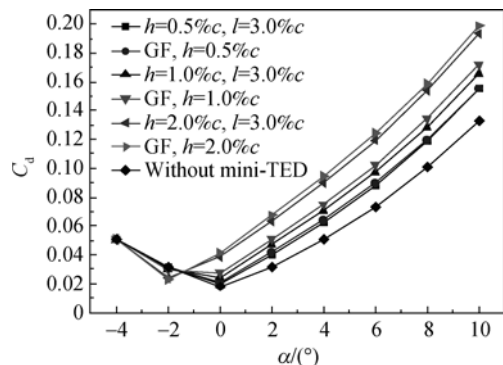


图16 不同有效高度下 mini-TED 的阻力系数
Fig. 16 Drag coefficient of mini-TED with different effective heights

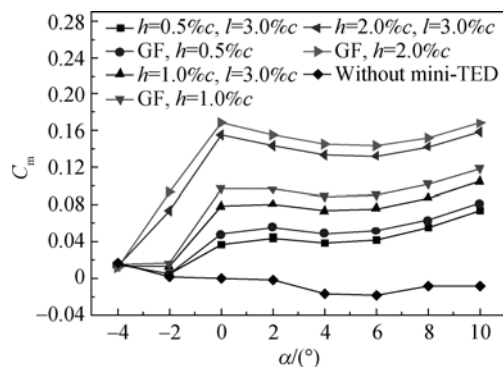


图17 不同有效高度下 mini-TED 的力矩系数
Fig. 17 Moment coefficient of mini-TED with different effective heights

度改变了后缘涡系的发生范围,随有效高度增大该区域增大,对翼型绕流的引流作用显著加强,与激波的相互作用也得以强化。

比较弦向长度对 mini-TED 气动力的影响,说明后缘涡系的发生范围是影响翼型气动力的决定因素,涡系的微观结构只能产生次要影响。相应

的,mini-TED 的有效高度才是决定翼型气动性能的决定因素。在初始气动设计阶段,首先考虑有效高度对增升装置气动力的影响,可以有效地简化设计工作。

5 结 论

1) 采用弦向长度和有效高度两个参数来描述 mini-TED 的构型设计,计算表明有效高度是 mini-TED 影响翼型气动力的决定因素,相比之下弦向长度对气动力系数的影响很小。

2) 后缘附近的流场研究表明,有效高度相同时,随弦向长度变化的 mini-TED,虽然后缘附近涡系结构发生了直观的变化,但表面压力分布规律几近一致,涡系发生范围也基本相同。因此,对于 mini-TED 来说,涡系内部微观结构的改变对翼型宏观气动力的影响很小。

3) 在小迎角下 mini-TED 能够增大翼型的升力系数、阻力系数和低头力矩系数;在小迎角范围,翼型加装 mini-TED 后升阻比增大。对翼型上表面激波的推迟、下表面激波强度的削弱、以及后缘载荷的增大,是增升的 3 个主要原因。有效高度越大增升效果越显著,这是因为增大有效高度会明显扩大后缘局部涡系的宏观发生范围,涡系的引流作用增强。

4) 相同有效高度时,与 GF 的对比体现了两种后缘增升装置对翼型的气动特性影响趋势相同,气动力数值上稍有差异,这是由于相比 GF, mini-TED 的等效弦向安装位置略有提前。在机构实现上,mini-TED 更方便偏转。

5) 飞行器的概念设计阶段,在根据性能指标对微型增升装置提出性能要求后,可以通过确定有效高度来初步设计 mini-TED,弦向长度则根据

结构约束来确定.这样就简少了设计参数,有助于初步设计的开展.

参考文献:

- [1] Neuhart D H, Pendergraft O C. A water tunnel study of Gurney flaps[R]. NASA TM 4071, 1988.
- [2] Storms B L, Jang C S. Lift enhancement of an airfoil using a Gurney flap and vortex generators[J]. *Journal of Aircraft*, 1994, 31(3): 542-547.
- [3] Jang C S, Ross J C, Cummings R M. Computational evaluation of an airfoil with a Gurney flap[R]. AIAA 92-2708, 1992.
- [4] 崔钊, 李建波. 小展弦比机翼加装 Gurney flap 的低雷诺数试验[J]. *航空动力学报*, 2014, 29(3): 637-644.
- CUI Zhao, LI Jianbo. Test of low aspect ratio wing equipped with Gurney flaps at low Reynolds numbers[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2014, 29(3): 637-644. (in Chinese)
- [5] Myose R, Heron I, Papadakis M. The effect of Gurney flaps on a NACA0011 airfoil[R]. AIAA 96-0059, 1996.
- [6] Li Y C, Wang J J, Zhang P F. Effect of Gurney flaps on a NACA0012 airfoil[J]. *Flow, Turbulence and Combustion*, 2002, 68(1): 27-39.
- [7] Giguere P, Lemay J, Dumas G. Gurney flap effects and scaling for low speed airfoils[R]. AIAA 95-1881, 1995.
- [8] Richter K, Rosemann H. Experimental investigation of trailing-edge devices at transonic speeds[J]. *The Aeronautical Journal*, 2002, 106(1058): 185-193.
- [9] El-Gammal M, Hangan H. Three-dimensional wake dynamics of a blunt and divergent trailing edge airfoil[J]. *Experiments in Fluids*, 2008, 44(5): 705-717.
- [10] Thompson B E, Lotz R D. Flow around a blunt and divergent trailing edge[J]. *Experiments in Fluids*, 2002, 33(3): 374-383.
- [11] 陆群峰, 陈进. 基于混合改型理论的风力机翼型参数化方法[J]. *机械工程学报*, 2011, 47(5): 143-148.
- LU Qunfeng, CHEN Jin. Parameterization of airfoil profiles for wind turbines based on hybrid modification theory[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2011, 47(5): 143-148. (in Chinese)
- [12] 李亚臣, 王晋军. 发散后缘与 Gurney 襟翼对超临界翼型影响的实验研究[R]. 太原: 第6届全国实验流体力学学术会议, 2004.
- [13] 李果. 商用飞机机翼后缘设计新思路[J]. *国际航空: 商用飞机专辑*, 2006(10): 62-64.
- LI Guo. Introduction of mini-TED for civil aircraft[J]. *International Aviation: Commercial Aircraft Special*, 2006(10): 62-64. (in Chinese)
- [14] Richter K, Rosemann H. Numerical investigation on the aerodynamic effect of mini-TEDs on the awiator aircraft at cruise conditions[R]. Hamburg: The 25th International Congress of the Aeronautical Sciences, 2006.
- [15] 周华. Mini-TED 改变翼型跨声速性能的数值分析[J]. *航空学报*, 2009, 30(8): 1367-1373.
- ZHOU Hua. Numerical analysis of effect of mini-TED on aerodynamic characteristics in transonic flow[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2009, 30(8): 1367-1373. (in Chinese)
- [16] 饶盼, 周华. Mini-TED 对跨声速抖振边界影响的数值分析[J]. *力学季刊*, 2012, 33(3): 404-413.
- RAO Pan, ZHOU Hua. Numerical analysis of the effect of mini-TED on transonic buffet boundary of airfoil[J]. *Chinese Quarterly of Mechanics*, 2012, 33(3): 404-413. (in Chinese)
- [17] 程巨擘, 代钦. 低雷诺数下 mini-TED 对翼型流动分离特性的影响 PIV 实验研究[J]. *实验流体力学*, 2014, 28(6): 20-26.
- CHENG Jubo, DAI Qin. Experimental investigation on the influence of a mini-TED on the flow separation of an airfoil at low Reynolds number using PIV[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2014, 28(6): 20-26. (in Chinese)
- [18] 王云飞, 代钦. 后退式微型后缘装置对机翼增升和流动特性影响的实验研究[J]. *空气动力学学报*, 2015, 33(3): 338-344.
- WANG Yunfei, DAI Qin. Experimental investigation on aerodynamics and flow structures of a wing with mini-trailing edge device[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2015, 33(3): 338-344. (in Chinese)
- [19] Menter F. Two-equation eddy viscosity turbulence models for engineering applications[J]. *AIAA Journal*, 1994, 32(8): 1598-1605.
- [20] Cook P H, McDonald M A, Firmin M C P. Aerofoil RAE 2822: pressure distributions and boundary layer and wake measurements[R]. Advisory Group for Aerospace Research and Development, AGARD Report AR 138, 1979.

(编辑: 王碧珺)