

后掠翼三维鼓包串激波控制 参数的影响

陶 洋¹, 邓 枫², 刘光远¹, 刘志勇¹, 周 岭¹

(1. 中国空气动力研究与发展中心 高速空气动力研究所, 四川 绵阳 621000)

(2. 南京航空航天大学 航空宇航学院, 南京 210016)

摘 要: 针对跨声速后掠翼, 三维鼓包串作为一种有效的减阻方式具有结构简单、高效及鲁棒性好等优点. 利用全局优化算法探索了鼓包设计参数空间的整体特性, 并对鼓包长度、三维鼓包展向设计参数对鼓包减阻效果的影响进行了研究, 发现鼓包顶点位置和高度对阻力系数最敏感, 三维鼓包的展向设计参数则对阻力系数不敏感, 而鼓包长度和鼓包相对展长越长越有利于减阻. 在此基础上开展了小后掠角自然层流机翼加 3 种不同类型鼓包串的优化研究, 通过优化结果发现, 增加优化后的三维鼓包串, 可将小后掠角自然层流机翼阻力发散马赫数向后推移, 并且鼓包平均长度和控制区越大, 效果越好. 三维鼓包串具有良好的局部控制特性, 可用于局部较强激波的抑制. 三维鼓包串对常规后掠翼波阻具有良好的控制效果, 同时能够抑制激波诱导的机翼后缘气流分离.

关 键 词: 减阻; 后掠翼; 鼓包串; 流动控制; 激波

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Shock control parameters with 3-D bump serials on sweep wing

TAO Yang¹, DENG Feng², LIU Guang-yuan¹,
LIU Zhi-yong¹, ZHOU Ling¹

(1. High Speed Aerodynamics Research Institute,
China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China;

2. College of Aerospace Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: For sweep wing at transonic speed, 3-D bump serials as an effective way of drag reduction have simple structure, high efficiency and good robustness. Using global optimization algorithm to explore the design parameter space, the bump length, 3-D bump spanwise design parameters for the influence of design parameters on the bump drag reduction effect were studied, finding that bump peak position and height of drag coefficient were the most sensitive, 3-D bump spanwise design parameters were not sensitive to the drag coefficient, and the bigger bump length and bump relatively spanwise length were more conducive to drag reduction. Based on this, optimization research into the sweep natural laminar wing with three different types bump serials were carried out. Through the optimization results, it shows that the drag divergence Mach number of sweep natural laminar wing can be increased by 3-D bumps serials, the larger average bump length and control area means the

收稿日期: 2014-11-03

基金项目: 国家自然科学基金(11372337, 91216203, 10972233); 中央高校基本科研业务费专项科研项目(NS 2014013)

作者简介: 陶洋(1980—), 男, 湖北麻城人, 副研究员, 博士, 主要从事流动控制及优化研究. E-mail: 50323222@qq.com

better effect; 3-D bump serials have good local control features, so that they can be used for partial inhibition of strong shock wave. 3-D bump serials have good effect on wave drag of conventional sweep wings wave drag, and can restrain the trailing edge flow separation induced by shock wave.

Key words: drag reduction; sweep wing; bump serials; flow control; shock

增升减阻是流体力学研究人员与飞机设计师永恒的追求目标,同时减阻亦与当今追求绿色环保、燃油经济性等飞行目标一致。

早期的研究者提出了在上翼面增加鼓包的 SCBs(shock control bumps)的方法通过将激波位置固定来改进飞行器的跨声速非设计点气动特性,例如增大阻力发散马赫数及提高颤振边界等^[1]. Ashill 等人首次尝试将 SCBs 作为一种减阻方式^[2],针对二维鼓包开展了大量的研究工作^[3-7],对鼓包的减阻机理进行了研究,提出了鼓包激波减阻 λ 形激波结构的“强干扰”和等熵压缩“弱干扰”两种弱化激波流动控制原理. 从鼓包的外形来分可分为型面导数连续的连续型鼓包和型面导数不连续的“楔形”鼓包,前者减阻效果更优,而后者适用范围更广. 通过风洞试验研究表明二维鼓包减阻最大达到 16%。

在此基础上国外学者采用优化设计对三维鼓包开展了研究^[8-10], Qiu 等人^[11-14]在 BWB(blend wing body)布局三维鼓包激波控制的初步研究成果中指出,三维鼓包对超临界机翼的激波控制效果甚至优于二维鼓包,但是由于鼓包形状参数更加复杂,必须对鼓包形状的优化研究才能使三维鼓包达到工程应用要求,鼓包串的设置方式及各影响参数的效能需进一步研究。

本文采用基于 Kriging 代理模型的响应面优化方法,开展了激波控制参数影响研究,评估各参数效能,为多鼓包参数优化的参数选取提供有益指导,并在此基础上开展了三维鼓包在后掠翼上的激波控制效果,重点考察了三维鼓包控制局部激波的效果,三维鼓包对常规后掠翼的激波控制减阻效果及抑制激波诱导分离的能力。

1 数值计算方法

1.1 鼓包参数化

三维鼓包的参数化参见图 1,一共有 6 个设计参数:顶点位置(P)、相对顶点位置(P_r)、鼓包长度(L)、鼓包高度(h)、鼓包展长(s_b)和相邻鼓包距离(L_b)。

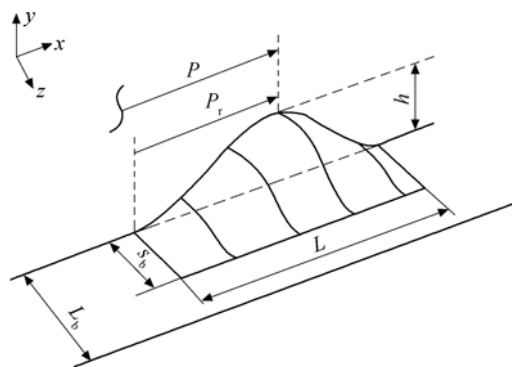


图 1 三维鼓包参数化方法

Fig. 1 Parameterized method of 3-D bump

1.2 动网格方法

采用超限插值法对网格进行修改,它具有算法简单、计算速度快以及变形连续等优点. 该方法通过对每根从物面到远场的网格线分别独立进行变形从而实现整个空间网格的变形. 设网格线上的网格点坐标为 (x_j, y_j, z_j) , $j=1, \dots, n$, 则网格点根据下式进行修改

$$x_j^{\text{new}} = x_j^{\text{old}} + [1 - c(j)](x_{\text{surface}}^{\text{new}} - x_{\text{surface}}^{\text{old}}) \quad (1)$$

其中上角标 new, old 代表新、旧空间网格,下角标 surface 代表物面网格, $c(j)$ 代表法向网格线弧长,表达式如下

$$c(j) = \sum_{l=2}^j d_l / \sum_{l=2}^n d_l \quad (2)$$

而

$$d_l = \sqrt{(x_l - x_{l-1})^2 + (y_l - y_{l-1})^2 + (z_l - z_{l-1})^2} \quad (3)$$

式中 d_l 表示法向相邻两个网格点的距离,表面网格点编号为 1,远场网格为编号为 n .

1.3 流场求解

流动的主控方程为三维非定常雷诺平均 NS 方程^[15],湍流模型采用切应力输运湍流模型^[16],方程中已经加入了可压缩修正. 计算时采用多重网格、隐式残差光滑等技术加速收敛。

1.4 优化算法

这类多设计变量的优化问题采用梯度法具有较高的效率,这就需要在每次迭代过程中获取目标函数和约束条件的梯度信息,在本项研究中目标函数(阻力)和约束条件(升力)对设计变量的导数采用离散伴随方法^[17]进行求解.采用 SQP(sequential quadratic programming)方法^[18]进行优化迭代.

2 鼓包设计参数影响研究

自然层流机翼在未来民用运输机设计中具有重要的应用价值,本章采用了 RAE 5243 自然层流翼型作为研究的基准形状.最大相对厚度为 14%,翼型上表面能够产生大约 55% 的顺压梯度. z 向网格数为 33,只计算一半鼓包的展长;设计点来流条件取为 $Ma_\infty = 0.68$, $Re_\infty = 1.868 \times 10^7$, $C_i = 0.82$.

为了评估各设计参数对鼓包激波控制效果的影响特性,采用 Kriging 模型建立响应面,并利用 EGO(efficient global optimization algorithm)对鼓包设计参数空间的整体特性进行了分析,在优化获取最优三维鼓包参数后,提取优化迭代过程中 Kriging 模型的超参数值.根据 Kriging 模型的特性,这些超参数反映了目标函数对设计参数的敏感程度,越大的相对值,说明该设计

参数越敏感.通过该方法分析得到各设计变量的超参数值分别为:鼓包长度为 6.09 cm,顶点位置为 17.01 cm,相对顶点位置为 0.3974 cm,鼓包高度为 9.589 cm,相对鼓包展长为 2.24 cm,翼面展长为 1.486 cm(翼型弦长为 30 cm).从结果来看,顶点位置和高度及长度所对应的超参数都要大于其他超参数,说明在这 6 个设计参数中,目标函数对顶点位置和鼓包高度及长度这 3 个设计参数是最为敏感的,而对其他设计参数相对不敏感.

图 2 给出了添加优化二维鼓包和三维鼓包的流场特性,图中 $\bar{x}, \bar{y}$ 坐标采用机翼截面弦长无量纲化.通过分析可以看到,经过优化后,强的正激波结构变成了弱的“膝状”激波,其中三维鼓包的“膝状”激波具有明显的三维结构.在三维鼓包的展向腰部($\bar{z} = 0.050$, $\bar{z}$ 采用机翼展长无量纲化),压力系数(C_p)分布和流场马赫数等值线图最接近二维鼓包情况,在三维鼓包靠近展向波峰($\bar{z} = 0$),压力系数跳跃的变化幅度要比二维鼓包大,在展向波谷部位($\bar{z} = 0.115$),压力系数分布逐渐恢复到基准压力系数分布,但是鼓包对激波控制的作用仍然存在,这也解释了为什么三维鼓包可以接近于二维鼓包的控制效果.图 3 给出了表面流线的比较,在添加三维鼓包后,流动在展向有了分量,出现了三维流场结构.

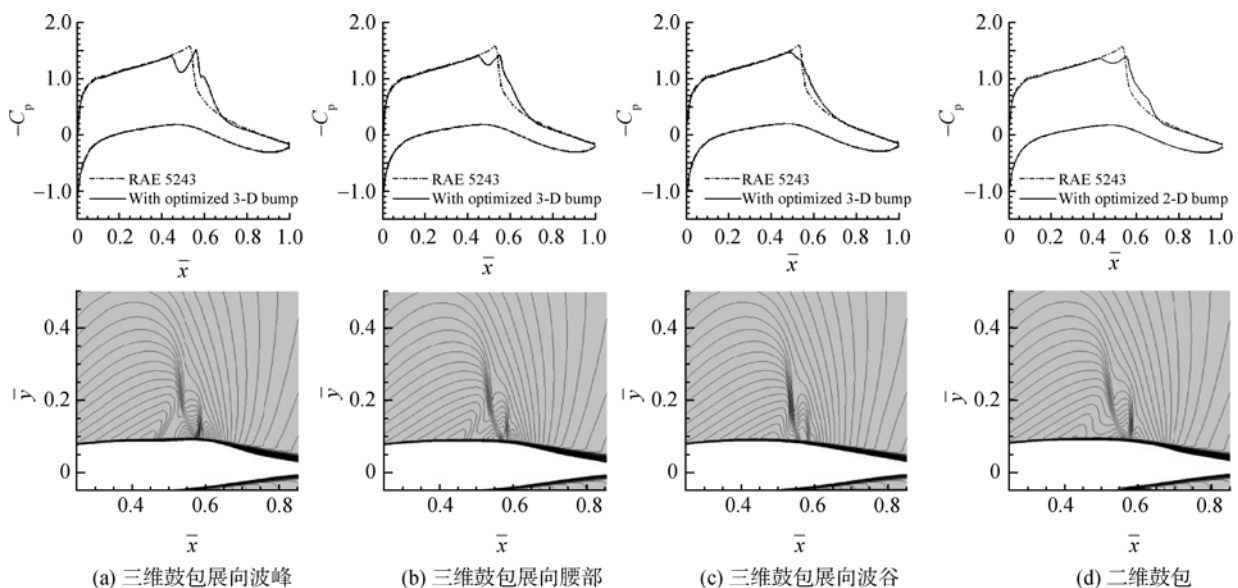


图 2 鼓包优化前后的压力系数分布比较

Fig. 2 Comparison of pressure coefficients distribution of base airfoil and bumps

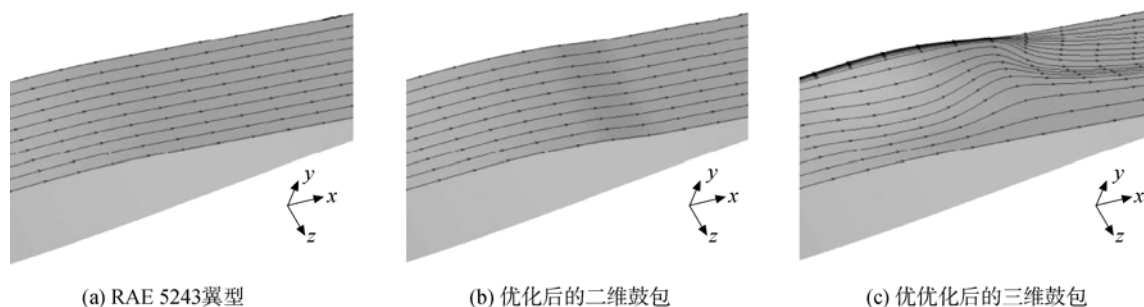


图3 鼓包优化前后表面流线比较

Fig. 3 Comparison of streamlines of base airfoil and bumps

3 小后掠角自然层流机翼比较

为研究小后掠角自然层流机翼的激波控制问题,基于某型支线飞机的小后掠角机翼设计方案进行了研究,该方案前缘后掠角为 19.168° . 该机翼的形状由翼根、转折处和翼尖3个控制截面进行控制,它们分别位于 $z=0, 5, 15$ cm 的位置,扭转角为零,平均气动弦长为 3.5 cm. 3个控制截面采用 RAE 5243 自然层流翼型. 设计点来流条件

取为: $Ma_\infty=0.73$, $Re_\infty=2\times 10^7$, $C_l=0.54$. 为了刻画鼓包,在机翼展向进行了加密,网格点总数约为 328 万. 由于鼓包串优化参数较多,这里采用基于梯度的 SQP 方法^[18]进行优化,分别采用了3种不同鼓包串形式,参见表1,其中鼓包串A和B只控制机翼转折处外侧区域,鼓包串C在鼓包串B的基础上控制全部上表面,而鼓包串A平均长度短,鼓包串B和C平均长度更长. 优化后的鼓包串形状参见图4.

表1 优化参数及结果

Table 1 Optimization parameters and results

不同布局	阻力系数	升阻比	展向控制区/cm	鼓包平均长度/cm	鼓包个数
基准机翼	0.024 036	22.47			
鼓包串A	0.022 303	24.21	$z=50\sim 145$	7.5	15
鼓包串B	0.021 845	24.72	$z=50\sim 145$	12.5	15
鼓包串C	0.019 893	27.14	$z=0\sim 145$	7.5 ($z=0\sim 50$), 12.5 ($z=50\sim 145$)	22

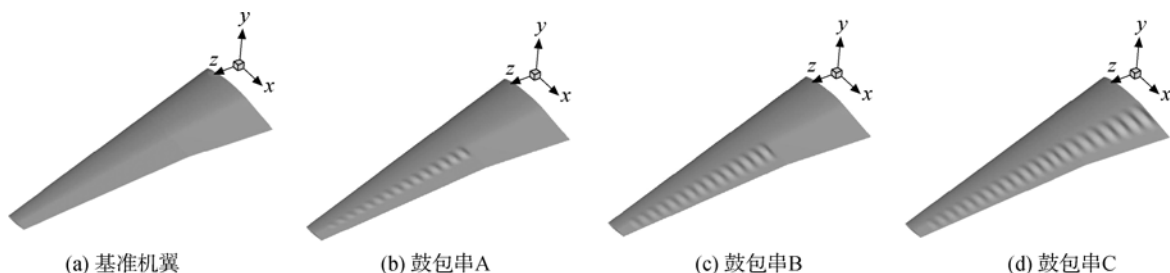


图4 不同鼓包串形状

Fig. 4 Different shape of bump serials

表1中还给出了优化后阻力系数(C_d)的比较. 随着鼓包平均长度和控制区域的增大,阻力系数明显降低. 相比于基准机翼而言,其中鼓包串A下降了0.0017,鼓包串B下降了0.0022,鼓包串C下降了0.0041. 图5中给出的阻力系数随来流

马赫数的变化曲线也表明激波控制之后阻力发散马赫数向后推移了,并且鼓包平均长度和控制区越大,则向后推移得越多.

图6给出了压力系数的比较,可以看到在控制区,激波得到了减弱,并且鼓包越长,激波处的

压力系数过渡得就越平缓,因此减阻效果越好.而在非控制区,鼓包对压力系数的扰动几乎没有,说明激波控制具有局部化的优点,不会对非控制区流场产生不利的因素.图7给出的机翼表面流线图表明在控制之前,机翼上表面存在微小的激波诱导分离,采用鼓包激波进行控制之后,由于激波强度的减弱,激波诱导分离区消失了,并且鼓包也没有带来新的分离区.

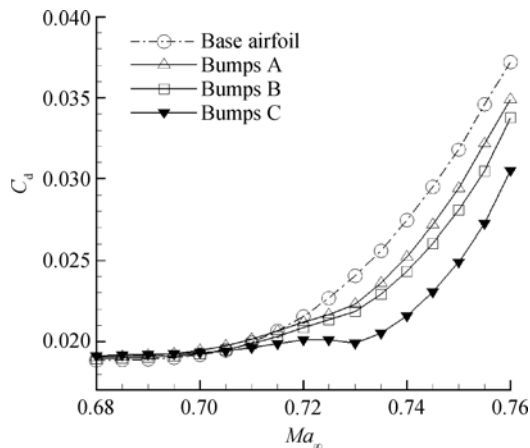


图5 阻力系数随来流马赫数的变化

Fig. 5 Drag coefficients varying with incoming Mach number

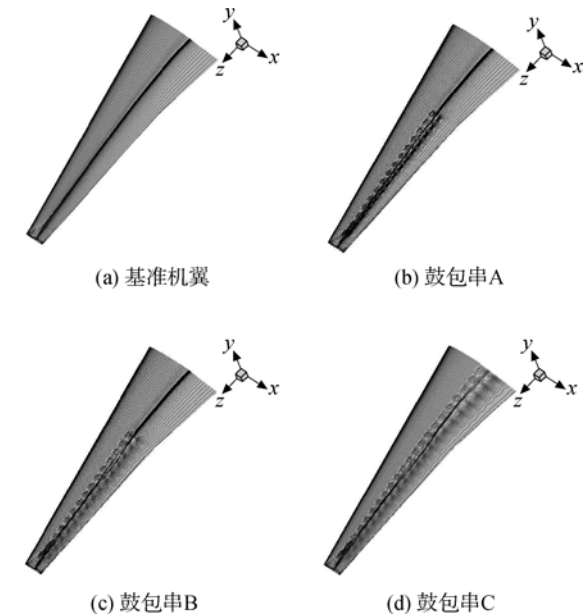


图6 表面压力系数对比

Fig. 6 Comparison of surface pressure coefficients

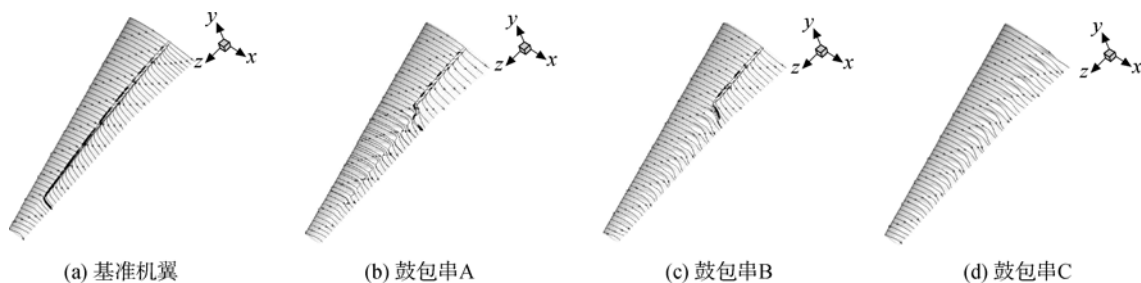
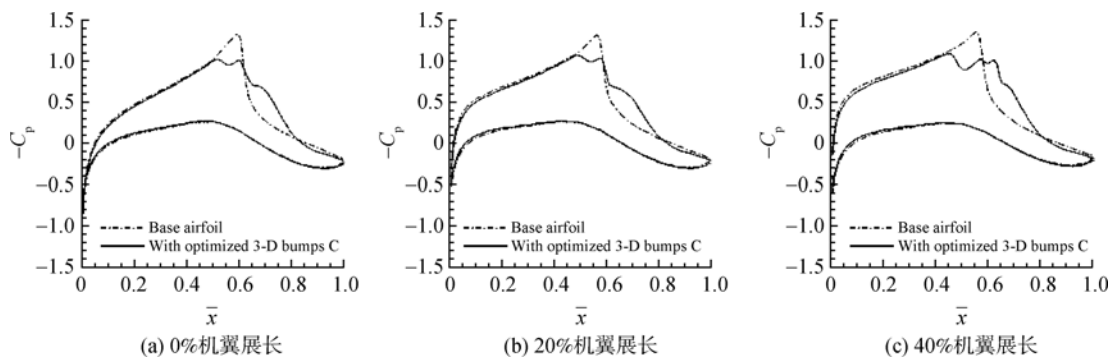


图7 机翼表面流线对比

Fig. 7 Comparison of streamlines on wing surface



(a) 0%机翼展长 (b) 20%机翼展长 (c) 40%机翼展长

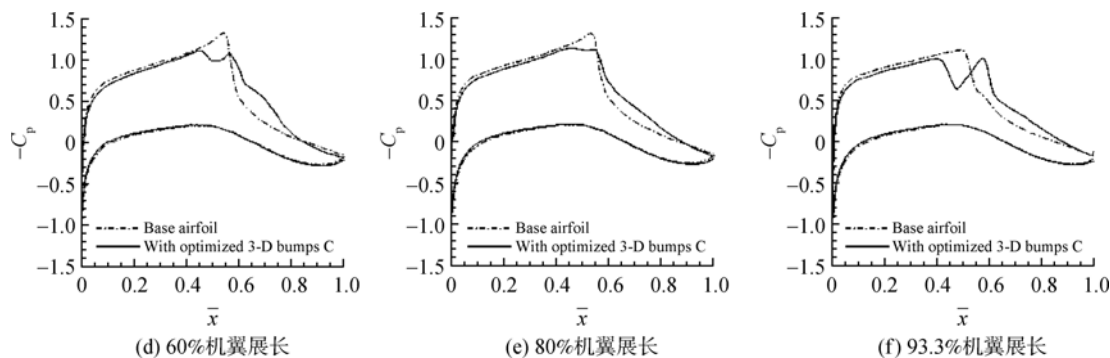


图8 不同展向截面压力系数对比

Fig.8 Comparison of pressure coefficients distribution on different spanwise sections

4 结 论

本文通过鼓包设计参数影响研究及在后掠翼上的应用,发现三维鼓包串可对后掠翼上翼面激波进行有效的控制,主要研究结论如下:

1) 激波控制效果对鼓包顶点位置、高度、长度这3个设计参数是最为敏感的,而对相对顶点位置、相对鼓包展长、翼面展长相对不敏感。

2) 通过增加优化后的三维鼓包串,可将小后掠角自然层流机翼阻力发散马赫数向后推移,并且鼓包平均长度和控制区越大,效果越明显。

3) 三维鼓包串具有良好的局部控制特性,可用于局部较强激波的抑制。

4) 三维鼓包串对常规后掠翼波阻具有良好的控制效果,同时能够抑制激波诱导的机翼后缘气流分离。

参考文献:

- [1] Tai T, Huson G, Hicks R, et al. Transonic characteristics of a humped airfoil[R]. AIAA 87-1239, 1987.
- [2] Ashill P, Fulkner J, Shires A. A novel technique for controlling shock strength of laminar-flow aerofoil sections [R]. Bath, UK: First European Forum on Laminar Flow Technology, 1992.
- [3] 李沛峰, 张彬乾, 陈迎春, 等. 减小翼型激波阻力的鼓包流动控制技术[J]. 航空学报, 2011, 32(6): 971-977.
LI Peifeng, ZHANG Binqian, CHEN Yingchun, et al. Wave drag reduction of airfoil with shock control bump[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(6): 971-977. (in Chinese)
- [4] 陶洋, 林俊, 屠恒章, 等. 实体鼓包改进超临界翼型跨声速气动特性研究[J]. 空气动力学学报, 2007, 25(1): 116-119.
TAO Yang, LIN Jun, TU Hengzhang, et al. Investigation on drag reduction with contour bump located on a super-critical airfoil[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2007, 25(1): 116-119. (in Chinese)
- [5] Sommerer A, Lutz T, Wagner S. Numerical optimization of adaptive transonic airfoils with variable camber[R]. Harrogate, UK: 22nd International Congress of the Aeronautical Sciences, 2000.
- [6] Stanewsky E, Détery J, Fulkner J, et al. Drag reduction by shock and boundary layer control: results of the project EUROSHOCK II [M]. Berlin: Springer-Verlag, 2002.
- [7] Jameson A, Hu R, Brown A C, et al. Aerodynamic shape optimization for the world's fastest P-51[R]. AIAA-2006-48, 2006.
- [8] Milholen W E, Owens L R. On the application of contour bumps for transonic drag reduction[R]. AIAA-2005-462, 2005.
- [9] Peigin S, Epstein B. Computational fluid dynamics driven optimization of blended wing body aircraft[J]. AIAA Journal, 2006, 44(11): 2736-2745.
- [10] He C, Corke T C, Patel M P. Numerical and experimental analysis of plasma flow control over a bump model[R]. AIAA-2007-935, 2007.
- [11] Qin N, Zhu Y, Shaw S T. Numerical study of active shock control for transonic aerodynamics[J]. International Journal of Numerical Methods for Heat and Fluid Flow, 2004, 14(4): 444-466.
- [12] Qin N, Wong W S, LeMoigne A. Three-dimensional contour bumps for transonic wing drag reduction[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2008, 222(5): 619-629.
- [13] LeMoigne A. A discrete Navier-Stokes adjoint method for aerodynamic optimization of blended wing-body configurations[D]. Cranfield: Cranfield University, 2002.
- [14] LeMoigne A, Qin N. Variable-fidelity aerodynamic optimization for turbulent flows using a discrete adjoint formulation[J]. AIAA Journal, 2004, 42(7): 1281-1192.
- [15] 朱自强. 应用计算流体力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1998.
- [16] Wilcox D C. A half century historical review of the $k-\omega$ model[R]. AIAA 91-0615, 1991.
- [17] Jameson A. Aerodynamic design via control theory[J]. Journal of Scientific Computing, 1988, 3(3): 233-260.
- [18] Wilson R B. A simplicial algorithm for concave programming[D]. Boston: Harvard University, 1963.

(编辑: 陈 越)