

DOI:10.16356/j.1005-2615.2018.04.017

# 应用后缘装置的跨声速层流翼型多岛优化设计

陈永彬 唐智礼 盛建达

(南京航空航天大学航空宇航学院,南京,210016)

**摘要:**高雷诺数状态下,自然层流技术(Natural laminar flow, NLF)是减小机翼表面湍流摩擦阻力的有效方法。然而由于层流翼面上大范围顺压梯度的存在使得后缘处的恢复压差更大,产生更强的激波。因此在减小摩擦阻力的同时又增加了激波阻力。本文采用后缘装置(Trailing edge device, TED)来控制翼型后缘处的激波强度,基于线性稳定性理论(Linear stability theory, LST)的 eN 方法对流动进行转捩判断,进而应用多岛并行多目标进化算法(multi-objective evolutionary algorithm, MOEA)以获得大范围层流区域和弱化激波强度为目标对翼型进行优化设计。优化结果表明合作均衡策略耦合进化算法可以快速地捕捉到该多目标问题的 Pareto 阵面解。阵面上翼型的波阻力和摩擦阻力性能较初始翼型大大改善。同时,采用后缘装置控制激波强度时,无论在设计点还是偏离设计点时,优化后翼型均具有良好的升阻力特性和鲁棒性。

**关键词:**自然层流翼型;激波控制;后缘装置研究;Pareto 策略;多岛多目标进化算法

中图分类号:V211.3

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2018)04-0548-10

## Trailing Edge Device Application for Wave Drag Reduction in NLF Airfoil Multi-island Design Optimization

CHEN Yongbin, TANG Zhili, SHENG Jianda

(College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

**Abstract:** The natural laminar flow (NLF) technology is an efficient method used to reduce wing surface turbulence friction drag significantly by delaying transition location at high Reynolds numbers. However, the existence of wide range of favorable pressure gradient on laminar flow airfoil/wing surface leads to strong shock waves occurring at the neighborhood of the trailing edge at transonic regimes. Consequently, the reduction of the friction drag is compensated with the increase of the shock wave induced drag. In this paper, a trailing edge device (TED) is applied to control shock wave on surface of designed airfoil, and the eN method based on linear stability theory (LST) is introduced to predict the flow transition location. A multi-island parallel multi-objective evolutionary algorithm (MOEA) is implemented to optimize the airfoil shape and TED configuration for obtaining a larger laminar flow region and a weaker wave drag simultaneously. Optimization results indicate that cooperative game coupled with the evolutionary algorithm optimizer can easily capture a Pareto front of this two-objective optimization problem. Numerical simulations demonstrate that both wave drag and friction drag performances of Pareto members are significantly improved compared with that of baseline. Meanwhile, the optimized airfoils equipped with TED are all have great aerodynamics performance and robustness both at design or off-design conditions.

**Key words:** natural laminar flow (NLF) airfoil; shock wave control; trailing edge device (TED) research; Pareto strategy; multi-island MOEAs

**基金项目:**国家自然科学基金(11272149)资助项目。

**收稿日期:**2017-08-11;**修订日期:**2018-03-21

**通信作者:**唐智礼,男,教授,博士生导师,E-mail:tangzhili@nuaa.edu.cn。

**引用格式:**陈永彬,唐智礼,盛建达.应用后缘装置的跨声速层流翼型多岛优化设计[J].南京航空航天大学学报,2018,50(4):548-557. CHEN Yongbin, TANG Zhili, SHENG Jianda. Trailing edge device application for wave drag reduction in NLF airfoil multi-island design optimization[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2018,50(4):548-557.

现代中远途民用客机和高空高速长航时无人机巡航状态的阻力主要由摩擦阻力和升致阻力构成,分别占总阻力的 55% 和 35% 左右<sup>[1]</sup>。飞机的总阻力每减小 1%, 直接使用成本可以降低 0.2% 或者增加 1.6 t 的有效载荷<sup>[2]</sup>。根据 Bregust 公式分析得出,在飞机航程不变的情况下,150 座民机每降低一个阻力点 ( $\Delta C_d = 0.0001$ ) 就可以多承载 3 或 4 名乘客<sup>[3]</sup>。目前,在跨声速状态下,飞机表面层流化是能够大幅度减小摩擦阻力的有效方法。研究表明:飞机机翼表面层流区域从 10% 扩大到 90% 弦长时,航程可以增加近 50%; 或者减少一半以上的起飞重量<sup>[3]</sup>。超临界翼型的发展,使得飞机在跨声速状态下能够实现较高的升阻比,所以跨声速大展弦比飞机都采用中等后掠角的超临界机翼。然而在飞行雷诺数约  $10^7$  条件下,后掠翼极易诱发前缘附着线转捩及边界层展向流的不稳定性,从而使机翼过早地发生转捩进入到湍流状态,大大增大了飞机表面的摩擦阻力<sup>[4]</sup>。大展弦比超临界机翼的设计是高空高速长航时无人机需要,拥有成熟的跨声速自然层流翼型/机翼设计技术,将会极大地延长未来高空长航时无人机留空时间,使其具备持久的情报收集和战场监视能力;而对于民航客机而言,层流化技术不仅可以减小 CO<sub>2</sub> 的排放量,亦可提高运营效率<sup>[5]</sup>。

自然层流(Natural laminar flow, NLF)翼型设计的关键就是设计翼型使其表面保持大范围的顺压梯度。然而在跨声速状态下,层流翼型表面流向大范围顺压梯度的存在,使得其后缘因压力恢复产生较强的激波,在减小摩擦阻力的同时又增加了激波阻力,反而削弱了层流化的效果,因此有必要对翼型/机翼后缘处的激波进行控制。在过去的十几年中,多种不同的方法被应用于跨声速状态下的流动控制。为了控制翼型/机翼表面的强激波,提出了许多流动控制方法,例如吹吸气技术、涡流发生器、震荡片等技术。近年来,安装于跨声速机翼激波位置处控制激波强度的鼓包技术得到大量的研究和发展,因未极大地增加结构重量及结构复杂性,展现出其减小总阻力的潜力。二维激波控制鼓包概念最初是由 Ashill 等人于 1992 提出的<sup>[6]</sup>。为了提高二维鼓包技术的鲁棒性,Wong 等人<sup>[7-8]</sup>提出了三维激波控制鼓包的概念。Birkemeyer 等人<sup>[9-10]</sup>研究鼓包耦合边界层吹吸气技术对激波控制的效率。Ogawa 等人<sup>[11]</sup>应用楔形鼓包、圆角楔形鼓包、等轮廓鼓包等不同构型的鼓包来研究不同外形对激波控制的效果。后缘装置技术(Trailing

edge device, TED)是通过增加后缘后加载减小上翼面压力恢复,进而减小流动穿过激波的总压损失来控制机翼表面激波强度的。后缘装置是安装于翼型/机翼后缘处的机械控制装置,其尺寸小于传统的控制面,通常只有 4% 或者更小的弦长比例<sup>[12]</sup>。后缘装置包含多种控制外形,其中 Gurney 后缘、分裂式后缘、离散式后缘是较常见的几种装置<sup>[13]</sup>。Gurney 后缘是由 Liebeck<sup>[14]</sup>在 1978 年第一次提出来的。离散式后缘是基于 1985 年 Boyd<sup>[15]</sup>的专利提出并应用于流动控制之中。Henne 等人<sup>[16]</sup>通过实验手段和数值模拟在跨声速状态进行了带有分离式后缘装置的跨声速翼型的稳定性设计。Li 等人<sup>[17]</sup>在超临界翼型上开展了 Gurney 后缘装置的流动控制研究工作。

合理的鼓包外形和安装位置可以弱化激波、减小激波阻力,然而应用于层流翼型设计中后缘处激波的控制时,由于鼓包安装于激波位置处,激波处的流动发生改变使得流动提前发生转捩,从而减小翼型表面层流区域。另外鼓包的流动控制鲁棒性较差,当飞行状态偏离设计点时,鼓包控制激波的效果将减弱,严重时会产生两道激波增加总阻力<sup>[8,12]</sup>。扩展到三维层流机翼优化设计中后缘激波控制时,由于一系列离散鼓包的存在,需要在鼓包位置处的展向和弦向布置足够数量的网格来准确模拟其对流场的影响,将大大增加优化设计中的流场分析时间,从而延长三维层流机翼设计周期。因此,本文开展后缘装置对激波阻力控制的研究,探讨后缘装置不同高度、长度下对激波控制的规律,最后应用于层流翼型优化设计中后缘处强激波的控制。

文中使用基于线性稳定性理论的 eN 方法作为转捩判断的工具,采用后缘装置对层流翼型后缘处激波进行控制,基于此,应用多岛并行进化算法耦合均衡 Pareto 策略在推迟翼型表面转捩位置降低摩擦阻力的同时优化后缘装置(高度、长度)对翼型进行多目标优化设计。

## 1 流动计算和层流优化方法

### 1.1 流动计算和转捩预测

本文求解基于有限体积法的控制方程对流场进行数值模拟,见式(1)。

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} U d\Omega + \oint_{\partial\Omega} (f_c - f_v) ds = 0 \quad (1)$$

式中  $U$ ,  $f_c$ ,  $f_v$  分别代表守恒相矢量、对流量矢量和黏性项通量矢量。

采用有限体积格式对流场网格进行离散,S-A 湍流模型用来模拟边界层内湍流流动。Roe 通量

差分分裂格式作为空间离散格式用来计算无黏通量相,黏性通量的离散采用二阶中心差分格式,时间离散采用四步 Runge-Kutta 推进格式,远场边界条件采用黎曼不变量。由于流动高速可压,将气体视为理想气体,黏性系数由 Sutherland 公式计算得到。计算时通过适当减小松弛因子来提高数值计算的稳定性,隐式残差光顺和当地时间步长方法用来加速流动收敛。网格采用 C 形网格,上下翼面均布置 150 个网格点,尾迹区和法向均布置 100 层网格。

转捩位置的预测一直是流体力学的一个难题,根据目前的理论,边界层的转捩方式可以划分为以下 3 种:(1)“模态转捩”。通常出现在背景扰动的湍流度比较低的情况下。其过程通常为,边界层对于外部初始小扰动而诱发形成 T-S 波过程,随后是经历了较长的扰动线性增长,最后进入非线性演化阶段,当流场中高频广谱扰动形成后,流动最终达到湍流。(2)“旁路转捩”。Klebanoff 等<sup>[18]</sup>通过边界层转捩实验研究观察到当初始扰动足够大,扰动的线性阶段将被直接跳过,边界层扰动出现突变式的增长,这种转捩被称为旁路转捩。(3)Schmid-Henningson<sup>[19]</sup>发现边界层转捩中存在另一类重要的转捩现象即“斜波转捩”,运用直接数值模拟方法首次研究了槽道流动中一对三维扰动模态诱发转捩的时间发展过程。

线性稳定性理论(eN 方法)是基于小扰动理论建立起来的转捩判断方法,通过数值模拟流场中的微小扰动随时间在流场中的演变,观察这个扰动随着时间的推移是放大还是衰减来判断流动是否发生转捩。如果扰动衰减,就认为流动保持层流状态;如果扰动振幅随着流动不断增加,则流动就会发生转捩并发展成湍流<sup>[20-21]</sup>。线性稳定性方程是从 Navier-Stokes 方程推导得出的,将方程中独立的物理量分解为平均量和扰动量之和  $q_i = \bar{q}_i + \tilde{q}_i$ , 并进行线性化处理后得到可压缩线性扰动方程组<sup>[21-22]</sup>。定义  $u, v, p, T$  和  $\rho$  为流场中瞬时速度、瞬时压力、瞬时温度和瞬时密度项等,包含流动平均相和波动相,其表达式为

$$\begin{aligned} u &= \bar{u} + u', & v &= \bar{v} + v', \\ p &= \bar{p} + p', & T &= \bar{T} + T', & \rho &= \bar{\rho} + \rho' \\ k &= \bar{k} + k', & \mu &= \bar{\mu} + \mu', & \lambda &= \bar{\lambda} + \lambda' \end{aligned}$$

将瞬时变量代入到 NS 方程中,由于波动相  $u', v', p', T', \mu', k'$  和  $\lambda'$  均为小量,因此其平方项和乘积可以忽略。同时平均速度项、平均压力项和平均温度项也满足 NS 方程,简化后得到小扰动方程

组。基于平行流近似理论:平均速度( $\bar{u}$ )、平均密度( $\bar{\rho}$ )和平均温度( $\bar{T}$ )仅为  $y$  的函数。即

$$\bar{u} = \bar{u}(y), \bar{\rho} = \bar{\rho}(y), \bar{T} = \bar{T}(y), \bar{v} = 0$$

方程进一步得到简化。定义

$$R = \frac{u_c L}{\nu_c}, M_c = \frac{u_c}{\sqrt{\gamma R T_c}}, Pr = \frac{c_p \mu}{k}$$

代入方程后得到小扰动方程的量纲一形式。应用稳定性理论,即变量分析方法对以上方程组进行简化。设小扰动波(方程组的解)为一系列正弦波,则

$$q'(x, y, t) = \hat{q}(y) e^{i(\alpha x - \omega t)}$$

$$\hat{u} = \frac{\partial q'}{\partial y}, \hat{v} = -\frac{\partial q'}{\partial x}$$

代入到小扰动方程组,整理后得到稳定性方程。

求解 RANS 方程得到物面压力分布,进而得到边界层外边界压力分布(边界层内  $\partial p / \partial n = 0$ )。基于外边界压力分布求解可压缩边界层方程得到边界层内速度型、动量厚度等参数。然后把边界层的解作为稳定性方程的输入,通过求解稳定性方程得到空间扰动放大率。进一步通过 eN 方法求解得到不同流场位置处的扰动放大因子值,当其值达到给定的阈值时判定为流动转捩点。重复上述过程至转捩点收敛,见图 1。

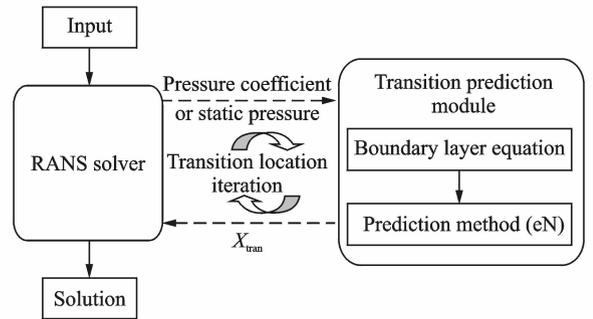


图 1 转捩预测方法流程图

Fig. 1 Flow chart of transition prediction method

为了验证本文转捩预测方法的准确性,选用 NLF416 翼型和 NACA0012 翼型作为算例进行验证。表 1 是 NLF416 翼型在来流马赫数  $Ma_\infty = 0.69$ 、迎角  $\alpha = 1.21^\circ$  和雷诺数  $Re = 1.2 \times 10^7$  状态下,通过 eN 方法计算的转捩位置与实验结果对比<sup>[23]</sup>,表中  $x_{upper}$  和  $x_{lower}$  分别为翼型上下表面转捩位置。表 2 为 NACA0012 翼型在来流马赫数  $Ma_\infty = 0.4$ 、迎角  $\alpha = 2^\circ$  和雷诺数  $Re = 8 \times 10^6$  的状态下,eN 方法计算的转捩位置和文献<sup>[24]</sup>中的结果对比。通过分析表中数据得出本方法计算得到的翼型上下表面转捩位置均接近于实验值/文献中参考值,误差在可接受的范围之内,可以作为翼型初步设计中转捩判断的依据。

表 1 NLF416 翼型转捩位置对比

Tab. 1 Comparison of predicted transition locations with experimental result of NLF416 airfoil

Parameter	$x_{upper}/C$	$x_{lower}/C$
Experimental data	0.51	0.543
Current method	0.48	0.540

表 2 NACA0012 翼型转捩位置对比

Tab. 2 Comparison of predicted transition locations with reference data of NACA0012 airfoil

Parameter	$x_{upper}/C$	$x_{lower}/C$
Reference data <sup>[24]</sup>	0.176	0.492
Current method	0.171	0.472

### 1.2 自然层流翼型设计方法

层流化的目的是为了减阻,但是减阻设计却未必能实现层流化。为此目的,分别以总阻力最小化和转捩位置最大化为优化目标进行翼型优化设计。选用 RAE2822 翼型为初始翼型,在来流马赫数  $Ma_{\infty}=0.729$ ,迎角  $\alpha=2.31^{\circ}$ ,雷诺数分别为  $Re=1.5\times 10^7$  和  $Re=1.28\times 10^7$  状态下,基于单目标进化算法,分别以总阻力最小化和翼面转捩位置最大化为优化目标进行优化设计,具体过程参考文献[20]。

对比表 3, 4 中 RAE2822 翼型、总阻力最小为优化目标得到的翼型( $MinC_d$ )和以层流区域最大化为优化目标得到的翼型(NLF)的气动数据可以得出:以总阻力最小为优化目标得到的翼型的阻力明显减小,但是转捩位置没有推迟,维持在 60%弦长(上翼面 10.9% $C$ 和下翼面 48.7% $C$ )左右。所以以总阻力最小化为优化目标不一定能实现翼型层流

化。另一方面,由于摩擦阻力很难通过 CFD 精确计算,进一步解释了以总阻力最小为优化目标不是层流翼型设计的有效方法。相比而言,以转捩位置最大化为优化目标得到翼型的层流区域明显增加,上翼面由原来的 21.02%弦长增加到优化后翼型的 52.58%弦长。通过分析以上两个算例得出,应以转捩位置作为目标进行层流翼型优化设计。

表 3 雷诺数  $Re=1.5\times 10^7$  下翼型气动数据对比

Tab. 3 Aerodynamics performance comparison of RAE2822 airfoil with optimized airfoil at  $Re=1.5\times 10^7$

Parameter	RAE2822 airfoil	Min $C_d$ airfoil
$C_L$	0.690 8	0.690 3
$C_D$	0.013 2	0.010 6
$x_{upper}/C$	0.133 3	0.109 8
$x_{lower}/C$	0.469 9	0.487 1

表 4 雷诺数  $Re=1.28\times 10^7$  下翼型气动数据对比

Tab. 4 Aerodynamics performance comparison of RAE2822 airfoil with optimized airfoil at  $Re=1.28\times 10^7$

Parameter	RAE2822 airfoil	NLF airfoil
$C_L$	0.706 4	0.718 7
$C_{DP}$	0.008 095	0.009 403
$x_{upper}/C$	0.210 2	0.525 8
$x_{lower}/C$	0.462 4	0.463 1

分析得出在跨声速自然层流翼型的设计过程中,激波阻力会相应的增加。从表 4 中层流化得到的翼型和初始翼型的气动数据可以发现,优化后翼型激波强度较初始翼型大大增加,压致阻力系数从原来的 0.008 095 增加到优化后翼型的 0.009 403,增加了 16.16%。图 2 为 4 组翼型压力曲线和转

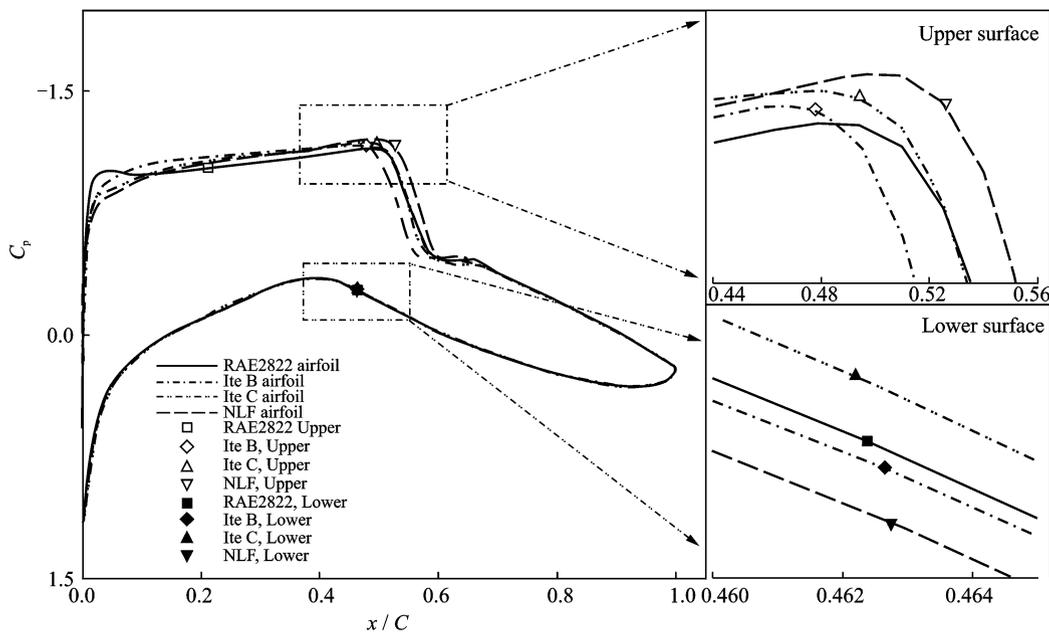


图 2 4 组翼型压力系数和转捩位置对比

Fig. 2 Comparison of transition location and pressure coefficient of four airfoils

换位置对比图 (Ite B, 层流翼型优化设计中, 第二代最优个体; Ite C, 第三代最优个体), 可以看出随着转捩位置的推移, 翼型后缘恢复压差增加, 产生更强的激波阻力, 所以在设计自然层流翼型的同时也要对后缘激波强度进行控制。

## 2 激波控制技术

### 2.1 激波控制鼓包技术

激波控制鼓包技术研究的主要目的就是通过对弱化激波来减小波阻力, 即改变激波根部的流动结构, 使强激波转变成弱的激波<sup>[20]</sup>, 见图 3。然而鼓包技术的流动控制鲁棒性较差, 当飞行状态偏离设计点时, 激波控制的效果将减弱, 严重时会产生两道激波增加总阻力, 见图 4。另外当扩展到三维层流机翼优化设计后缘激波控制时, 由于一系列离散鼓包的存在, 需要在鼓包位置处的展向和弦向布置足够数量的网格来准确模拟其对流场的影响, 将大大增加优化设计中流场分析的时间。从表 5 中看

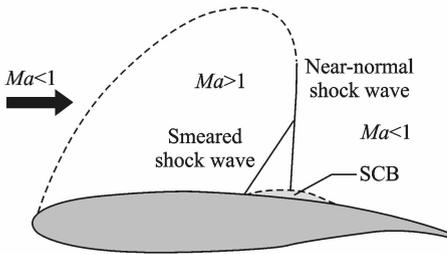


图 3 激波控制鼓包原理图

Fig. 3 Schematic diagram of shock control bump

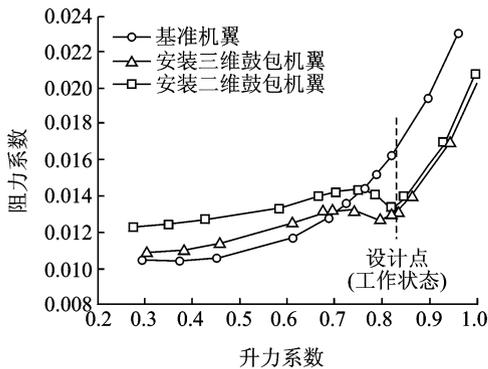


图 4 基准机翼和安装鼓包机翼气动性能<sup>[8]</sup>

Fig. 4 Aerodynamic performance of datum wing and wing equipped with SCBs<sup>[8]</sup>

表 5 干净翼段、加装鼓包翼段数值模拟时间对比

Tab. 5 CPU cost of different wing panels in flow field simulation

Parameter	Original wing	Wing installed with SCBs
Computer performance	E5 processor/8 cores	
Wing panel length	0.3/C	
Cells	270 000	980 000
CPU cost/min	9	46

出由于网格量的增加使得单个个体的流场计算时间大大增加, 进而延长三维层流机翼设计周期。因此, 本文将采用另外一种方法控制翼型后缘处的激波强度。

### 2.2 后缘装置控制激波技术

后缘装置是一系列用来控制翼型/机翼后缘流动的机械装置。在跨声速状态下, 流动从翼型前缘开始, 穿过一系列膨胀波之后加速到超声速状态, 而后保持超声速流动直到后缘附近。由于压力需要恢复到后驻点处的压力值, 同时流动由超声速状态变成亚声速状态, 因此在后缘附近产生一道激波。而安装后缘装置后使得压力不需要恢复到后驻点处的压力值, 逆压梯度小于初始翼型的逆压梯度, 激波强度得到抑制, 波阻力小于初始翼型的波阻力。

本节开展后缘装置控制翼型后缘激波强度的数值研究。研究后缘装置不同高度和长度对后缘处激波控制效果的规律。长度分别选取 2.3% C 和 2.5% C (C 为翼型弦长), 高度从 0.2% C 逐渐增加到 0.8% C, 见图 5。计算状态为自由来流马赫数  $Ma_\infty = 0.76$ 、雷诺数  $Re = 7.6 \times 10^6$ 。图 6 为初始翼型加装不同尺寸后缘装置后压致阻力变化趋势。从图中可以发现, 在给定的长度下, 后缘装置的减阻效果随着后缘高度的增加开始增加, 在大约 0.54% 弦长高度时达到最优的减阻效果, 压致阻力由初始的 0.011 76 减小到 0.011 45 (2.3% C) 和 0.001 47 (2.5% C) 左右, 见表 6。而后随着高度的增加减阻效果开始减小。其中

$$-\Delta C_{Dpressure} = \frac{C_{Dpressure(Original)} - C_{Dpressure}}{C_{Dpressure(Original)}}$$

图 7 为 OS01 和 OS02 两组加装后缘装置翼型和初始翼型的压力系数、转捩位置对比。数值计算结果表明加装后缘装置后, 翼型后缘后加载增加, 上翼面后缘处逆压梯度减小, 从而弱化因压

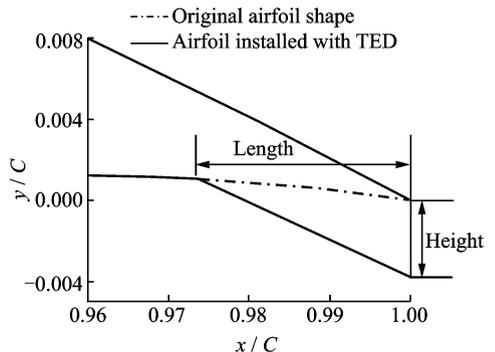


图 5 后缘装置设计变量示意图

Fig. 5 Design variables of airfoil installed with TED

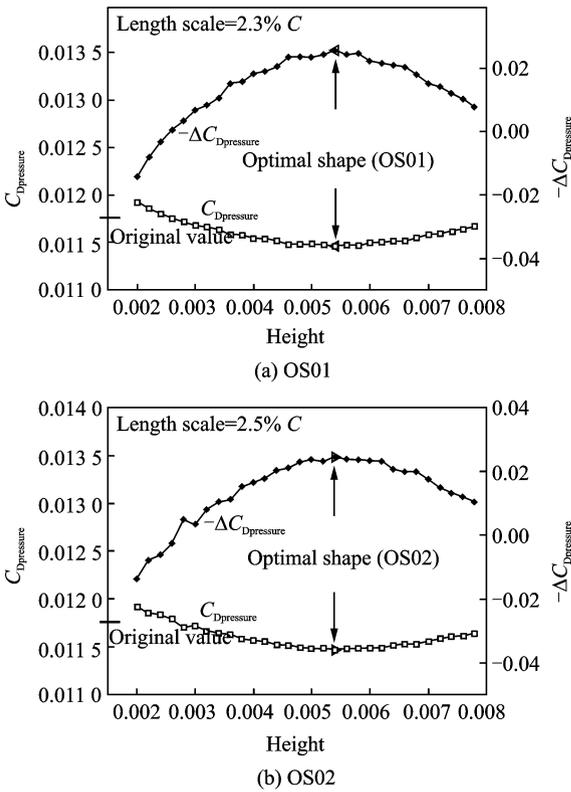


图 6 后缘装置不同高度下激波控制效果

Fig. 6 Control efficiency of TED in different heights

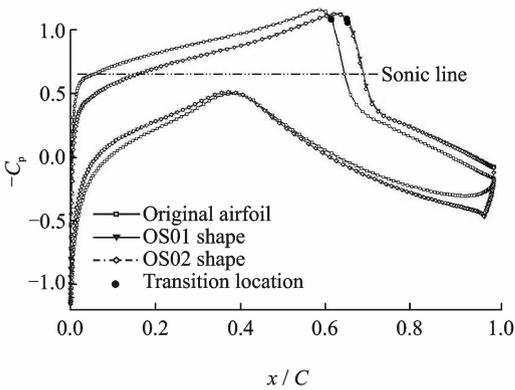


图 7 OS01, OS02 翼型和初始翼型转捩位置和压力系数对比

Fig. 7 Comparison of transition location and pressure coefficient of OS01, OS02 with original airfoil

力恢复而产生的强激波,翼型的气动性能得到改善。在升力系数保持不变的情况下,压致阻力系数分别减小了 2.58% 和 2.46%,见表 6,因此后缘装置具有良好的控制激波效果。另外从图 7 中发现,后缘装置的存在不但没有减小翼面层流区域,相反增加了翼面上的层流区域。因此,后缘装置可以有效地应用于层流翼型设计中后缘处的激波控制。

表 6 RAE2822 翼型加装后缘装置前后气动数据对比

Tab. 6 Comparison of aerodynamic performances of RAE2822 airfoil and airfoils with TED

Aerodynamic performance	Original airfoil	Airfoil with OS01	Airfoil with OS02
$C_L$	0.568 89	0.568 50	0.568 60
$C_D$	0.017 56	0.017 35	0.017 36
$C_{Dpressure}$	0.011 76	0.011 45	0.011 47
$-\Delta C_{Dpressure}$		0.025 77	0.024 62

### 3 结合后缘装置的自然层流翼型多目标优化设计

#### 3.1 多目标优化问题及设计变量定义

在设计带激波控制的跨声速自然层流翼型的过程中,层流优化的结果是转捩位置的推迟,但是激波阻力也随之增加,所以总阻力不一定有效地减小。因此在层流翼型设计过程中,需要同时对激波阻力进行控制。层流翼型设计过程中需要解决的问题有:

(1)翼型表面实现大面积的层流区域,即推迟流动转捩的发生。

(2)减小后缘由于压力恢复而产生的激波。

本文选用 RAE2822 翼型为初始翼型,以层流区域最大化和激波阻力最小化为优化目标,应用基于 Pareto 策略的多目标进化算法,在马赫数  $Ma_\infty = 0.729$ ,迎角  $\alpha = 2.31^\circ$ ,雷诺数  $Re = 1.28 \times 10^7$  的状态下进行优化设计,考虑升力约束后的优化问题如下

$$\begin{cases} \max_{(X,Y)} J_1 = (x_{upper} + x_{lower})(1 + \beta(C_L - C_{L0})/C_{L0}) \\ \min_{(X,Y)} J_2 = C_{Dpressure}(1 - \beta(C_L - C_{L0})/C_{L0}) \\ \text{subject to} \quad \beta = 0 \quad C_L \geq C_{L0} \\ \quad \quad \quad \beta = 1 \quad C_L < C_{L0} \\ X = (x_{C1}, x_{C2}, x_{length}, x_{height}) \\ Y = (y_{1,up}, \dots, y_{7,up}; y_{1,low}, \dots, y_{7,low}) \end{cases}$$

在优化过程中,翼型的形状由初始翼型叠加 Bezier 曲线来控制,即  $Y = Y_{ini} + \Delta Y$ 。其中  $Y_{ini}$  为初始翼型坐标值,  $\Delta Y$  为 Bezier 函数控制的翼型纵坐标变化量。翼型控制变量和后缘装置控制变量取值空间见表 7,8。

表 7 后缘装置设计变量取值范围

Tab. 7 Search space of TED

Parameter	$x_{length}$	$x_{height}$
Upper bound	0.035/C	0.007/C
Lower bound	0.02/C	0.002/C

表8 翼型控制变量取值范围

Tab. 8 Search space of airfoil design variables

Parameters	The upper surface of the airfoil		The lower surface of the airfoil	
	Lower bound	Upper bound	Lower bound	Upper bound
$y_1$	-0.002	0.002	-0.002	0.002
$y_2$	-0.003	0.003	-0.003	0.003
$y_3$	-0.003	0.005	-0.003	0.005
$y_4$	-0.003	0.005	-0.003	0.005
$y_5$	-0.003	0.005	-0.003	0.005
$y_6$	-0.002	0.005	-0.002	0.003
$y_7$	-0.002	0.003	-0.002	0.002

### 3.2 多目标优化方法

多目标遗传优化方法是模拟达尔文的生物进化论中适者生存和近代生物遗传学机理的计算模型,属于全局搜索最优解的一种方法<sup>[25]</sup>。通常多目标遗传算法有几种常见的处理方式:对不同的目标给定权因子后求和,再对求和的值进行优化;非支配多目标遗传算法<sup>[26]</sup>;采用 Nash 均衡的遗传算

法等<sup>[27]</sup>。采用加权目标函数求解多目标问题的方法具有诸多缺点,例如,丢失信息或者如何定义目标函数加权值的优先级。1985年, Schaffer<sup>[28]</sup>第一次提出通过矢量进化遗传算法(VEGA)求解多目标问题的基因算法。1989年, Goldberg<sup>[29]</sup>提出了另一种基于 Pareto 排序和共享的解,使得多目标问题的解散布在整个 Pareto 阵面上。而后合作 Pareto 策略耦合进化算法则成为多目标优化问题求解的标准方法。

为了加速收敛,本文采用多岛并行非支配排序遗传算法(NSGA-II)进行自然层流翼型多目标优化设计<sup>[30]</sup>。由于 Master 和 Slave 之间的信息传递只是染色体和相应适应值的传递,因此并行多目标进化算法的流程亦是明确的。每一代种群数为150,平均分布到5个独立的子岛上,子岛之间每4代进行信息的传递。子岛每一个个体的适应值通过并行 CFD 求解器求解。其中,交叉概率和突变概率分别为0.8和0.1,选择算子基于锦标赛算法。图8为多岛并行多目标进化算法流程图。

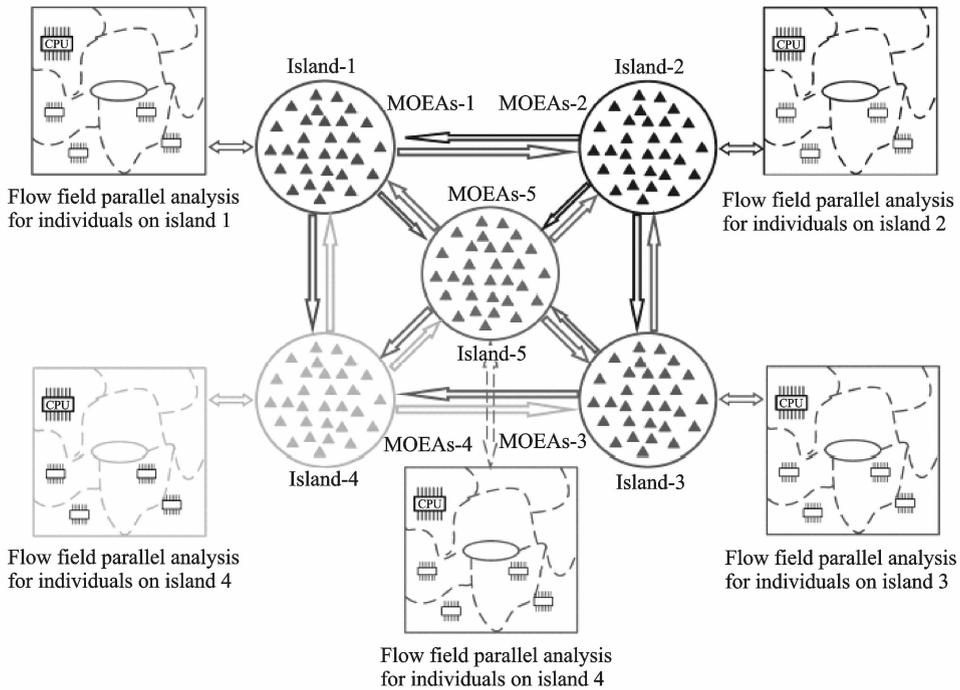


图8 并行多目标进化算法流程图

Fig. 8 Flow chart of parallel multi-objective genetic algorithms

### 3.3 优化结果及分析

图9为多目标进化过程历程图,经过80代进化得到该多目标问题的均衡解。图10为该多目标问题的 Pareto 阵面,其上一系列的点给出了翼型气动性能的变化趋势。阵面上随着翼型转捩位置的推迟,翼型的激波阻力也随之增强;层流区域最大的翼型,其激波强度也最强。阵面上的翼型表面流动及激波强度相比初始翼型均有所改善,即翼面

上层流区域增加的同时,激波强度有效地得到控制。在跨声速状态下,由于超临界翼型上表面中段比较平坦,激波不易稳定存在于此区域,转捩有可能发生在失稳点附近或者激波位置处,所以 Pareto 阵面出现不连续的情况。

表9为初始翼型和阵面上 PM A (Pareto Member A), PM B 和 PM C 3组翼型的气动数据对比,图11为初始翼型和选取的3组翼型的压力

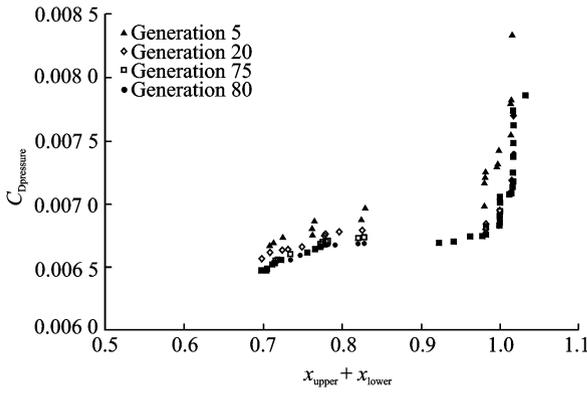


图 9 多目标优化收敛历程图

Fig. 9 Convergence history of multi-objective optimization

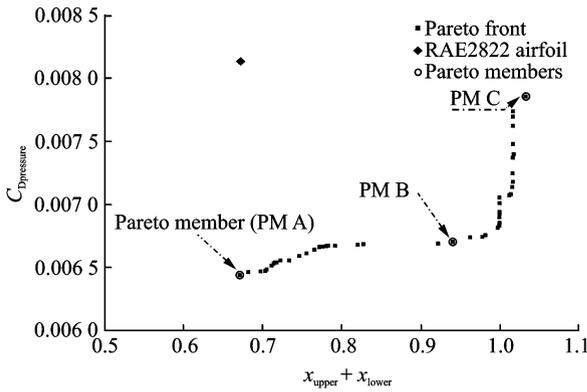


图 10 多目标优化的 Pareto 阵面解

Fig. 10 Capture of Pareto front of multi-objective airfoil shape optimization

表 9 阵面上 PM(A,B,C)翼型与初始翼型的气动数据对比  
Tab. 9 Aerodynamic performances of different airfoils

Paramter	$x_{upper}/C$	$x_{lower}/C$	$C_L$	$C_{Dpressure}$
RAE2822	0.210 2	0.462 4	0.706 4	0.008 095
PM A	0.261 2	0.460 7	0.706 1	0.006 439
PM B	0.504 5	0.456 3	0.706 2	0.006 699
PM C	0.556 1	0.461 0	0.706 4	0.007 176

分布和转捩位置对比。通过对以上翼型的气动性能进行分析得出,Pareto 阵面上翼型的转捩位置及激波强度明显优于初始翼型,阵面上左下缘对应翼型的激波强度较初始翼型明显减小,如 PM A 翼型,其压致阻力较初始翼型减小约 20.46%,而翼面上层流区域保持不变;右上缘对应翼型(PM C)层流区域较初始翼型明显增大,上翼面由初始翼型的 21.02%增加到优化后翼型的 55.61%弦长,然而其压致阻力较初始翼型并没有增加,反而减小了 11.35%。因此数值计算结果表明,优化后得到的一些列翼型的气动性能明显得到改善。

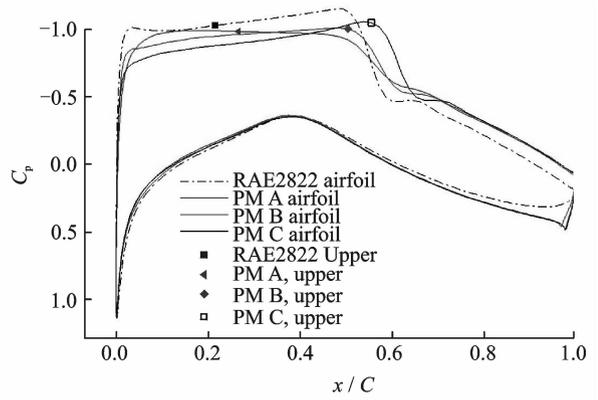


图 11 阵面上 PM(A, B, C)翼型和初始翼型压力系数

Fig. 11 Pressure coefficient comparison of three Pareto members with original airfoil

另一方面,通过图 12 初始翼型、加装鼓包翼型和阵面上 PM B, C 两组翼型不同马赫数下的阻力曲线图发现,利用鼓包来控制翼型后缘的激波阻力,虽然在设计点可以得到理想的减阻效果,但是当飞行偏离设计状态时,其总阻力明显增加,将极大地影响飞机的飞行性能。然而应用后缘装置来控制后缘处的激波强度时,无论在设计点还是偏离设计点时,翼型均具有良好的升阻特性和鲁棒性。

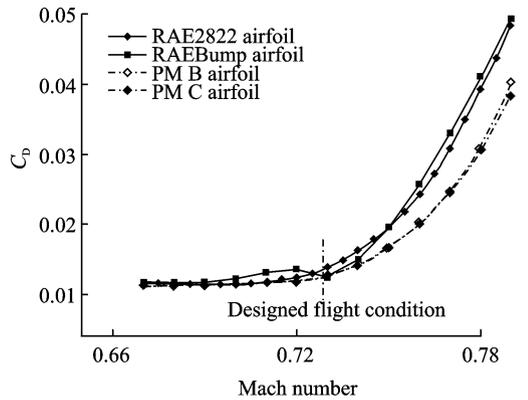


图 12 初始翼型、安装最优鼓包翼型、PM B 和 PM C 4 组翼型不同马赫数下的阻力曲线图

Fig. 12 Drag force versus Mach number of different airfoils

## 4 结 论

本文针对层流翼型的设计和激波减阻问题开展优化设计,采用多岛并行多目标进化算法来解决翼型层流化和激波强度之间的矛盾问题。

(1)利用 RANS 方程耦合边界层方程和可压缩线性稳定性方程作为转捩位置判断的准则,并通过 NLF416 翼型和 NACA0012 翼型验证本方法的准确性,证明此方法能够比较准确地预测流动的转

换,可以作为翼型表面流动转捩判断的方法。

(2)通过研究后缘装置不同长度和高度下的激波控制效果表明,在给定长度下随着高度的增加激波阻力得到抑制,在0.0054%弦长左右时控制效果最好。分析最优外形后缘装置流动控制结果发现,后缘装置不会使得翼型表面流动转捩点前移,相反会推迟转捩的发生。同时进行后缘装置应用于三维层流机翼设计中的可行性分析,证明应用后缘装置可以极大地减少网格数量,缩短流动计算时间,具有扩展到跨声速三维机翼层流设计中后缘处激波控制的潜力。

(3)通过层流区域最大化和总阻力最小化的算例验证自然层流翼型设计的思路是通过推迟翼面转捩位置实现层流区域的最大化,而不是总阻力最小化来实现的。

(4)分析后把层流翼型设计的单目标优化问题转变成一个多目标优化问题,并采用多岛并行多目标进化算法耦合均衡 Pareto 理论求解该多目标问题。优化结果表明均衡理论耦合进化算法可以快速得到该问题的 Pareto 阵面。数值计算结果显示阵面上翼型的气动性能较初始翼型均明显改善,即翼型表面的层流区域较初始翼型增大、激波强度得到有效控制。另外在设计点和偏离设计点后缘装置均具有稳定的激波控制效果,安装后缘装置翼型的阻力发散马赫数也得到提高。

#### 参考文献:

- [1] JONE E G. Laminar flow control-back to future[R]. AIAA 2008-3738, 2008.
- [2] RENEAUX J. Overview on drag reduction technologies for civil transport aircraft [C]//ECCOMAS 2004: European Congress on Computational Methods in Applied Science and Engineering. France: ONERA, 2004:2-13.
- [3] PETER S. An aerodynamic design method for supersonic natural laminar flow aircraft[D]. Stanford: Department of Aeronautics and Astronautics, 2004.
- [4] 朱自强, 吴宗成, 丁举春. 层流流动控制技术及应用[J]. 航空学报, 2011, 32(5):765-784.  
ZHU Ziqiang, WU Zongcheng, DING Juchun. Laminar flow control technology and application[J]. Acta Aeronautics et Astronautics Sinica, 2011, 32(5): 765-784.
- [5] JOSLIN R D. Overview of laminar flow control[R]. NASA TP-1998-208705, 1998.
- [6] ASHILL P R, FULKER J L, SHIRES A. A novel technique for controlling shock strength of laminar flow aerofoil sections[C]//The first European Symposium on Laminar Flow. [S.l.]: Humburg, 1992.
- [7] WONG W S, QIN N, SELLARS N, et al. A combined experimental and numerical study of flow structures over three-dimensional shock control bumps[J]. Aerospace science and technology, 2008, 12:436-447.
- [8] QIN N, WONG W S, LEMOIGNE A. Three-dimensional contour bumps for transonic wing drag reduction[J]. Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2008,22(2):605-617.
- [9] BIRKEMEYER J, ROSEMANN H, STANEWSKY E. Shock control on swept wing[J]. Aerospace Science and Technology, 2000,4:147-156.
- [10] MAZAHERI K, NEJATI A. The multi-point optimization of shock control bump with constant-lift constraint enhanced with suction and blowing for a supercritical airfoil[J]. Flow Turbulence Combust, 2016,96:639-666.
- [11] OGAWA H, BABINSKY H. Shock-wave/boundary-layer interaction control using three dimensional bumps for transonic wings[J]. AIAA Journal, 2008, 46(6):1442-1452.
- [12] NUBLER K, LUTZ T H, KRAMER E. Shock control bump robustness enhancement [C]//The 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Nashville: New Horizons, 2012:1-6.
- [13] RICHTER K, ROSEMANN H. Steady aerodynamics of miniature trailing edge devices in transonic flows[J]. Journal of Aircraft, 2012,49(3):898-909.
- [14] LIEBECK R H. Design of subsonic airfoils for high lift[J]. Journal of Aircraft, 1978,15(9):547-561.
- [15] BOYD G, JAMES A. Trailing edge device for an airfoil; US Patent No. 4542868[P]. 1985-09-24.
- [16] HENNE P A, GREGG R D. New airfoil design concept[J]. Journal of Aircraft, 1991,28(5):300-311.
- [17] LI Y C, WANG J J, ZHANG P F. Effects of gurney flaps on the lift enhancement of a cropped non-slender delta wing[J]. Experiments in Fluids, 2002,32:99-105.
- [18] KLEBANOFF P S, TIDSTROM K D, SARGENT L M. The three-dimensional nature of boundary layer instability[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1962,12: 1-34.
- [19] SCHMID P J, HENNINGSON D S. Channel flow transition induced by a pair of oblique waves[C]//HUSSAINI M Y, KUMAR A, STREET C L. Instability, Transition and Turbulence. New York: Springer, 1992:356-366.
- [20] 陈永彬, 唐智礼, 盛建达. 跨声速自然层流翼型多目标优化设计[J]. 计算物理, 2016, 33(3):283-296.  
CHEN Yongbin, TANG Zhili, SHENG Jianda.

- Multi-objective optimization for natural laminar flow airfoil in transonic flow[J]. *Chinese Journal of Computational Physics*, 2016,33(3):283-293.
- [21] CEBECI T. *Stability and transition: Theory and application* [M]. Long Beach: Horizon Publishing, 2004.
- [22] CEBECI T, COUSTEIX J. *Modeling and computation of boundary layer flow: Laminar, turbulent and transitional boundary layers in compressible flows* [M]. Long Beach: Horizons Publishing, 2003.
- [23] JEN D L, JAMESON A. Natural-laminar-flow airfoil and wing design by adjoint method and automatic transition prediction[R]. AIAA-2009-897, 2009.
- [24] DRIVER J, ZINGGY D W. Optimized natural-laminar-flow Airfoils[J]. *AIAA Journal*, 2002, 40(6): 4-6.
- [25] DEVILLER J. *Genetic algorithm in molecular modeling*[M]. London: Academic Press, 1996.
- [26] PERIAUX J, GONZALEZ L F, LEE D S. Evolutionary optimization and game strategies for advanced multi physics design in aerospace engineering [M]. Berlin: Springer, 2015.
- [27] TANG Zhili, CHEN Yongbin, ZHANG Lianhe. Natural laminar flow shape optimization in transonic regime with competitive Nash game strategy[J]. *Applied Mathematical Modelling*, 2017,48:534-547.
- [28] SCHAFFER J D. *Multiple objective optimization with vector evaluated genetic algorithms*[D]. Nashville: Vanderbilt University, 1985.
- [29] GOLDBERG D. *Genetic algorithms in search, optimization and machine learning*[M]. Massachusetts: Addison-Wesley, 1989.
- [30] CHEN Yongbin, TANG Zhili. Natural laminar flow airfoil shape design at transonic regimes with multi objective evolutionary algorithms[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2017: DOI: 10.1177/0954410017746199.

(编辑:夏道家)