

某高亚声速鸭式导弹超临界对称翼型设计研究

李小林, 伍彬, 傅建明, 赵兴隆, 梁伟

(上海机电工程研究所, 上海 201109)

摘要:为改善高亚声速导弹气动性能,提出了超临界对称翼型概念。该翼型具有前缘钝圆,表面平坦,型面面积大等特点。在跨声速、小攻角状态下,翼型表面大部分区域为超声速区,有效防止了激波出现并减轻了边界层分离程度,进而提高了阻力发散马赫数和升阻比。针对某高亚声速鸭式导弹,采用 CFD(computational fluid dynamic)软件求解 N-S(Navier-Stokes)方程的方法和基于翼型特征的参数描述(PARSEC)方法优化设计了一种超临界对称翼型,并将其应用于鸭舵和尾翼设计。最后,进行了导弹全弹外形的跨声速风洞试验。结果表明:使用超临界对称翼型的高亚声速导弹具有良好的升阻特性。

关键词:超临界翼型; 高亚声速; 鸭式导弹; 对称翼型; 翼型设计

中图分类号: TN241

文献标志码: A

DOI:10.19328/j.cnki.1006-1630.2018.04.010

Study on Supercritical Symmetric Airfoil Design of Certain High Subsonic Canard Missile

LI Xiaolin, WU Bin, FU Jianming, ZHAO Xinglong, LIANG Wei

(Shanghai Electromechanical Engineering Institute, Shanghai 201109, China)

Abstract: A concept of supercritical symmetric airfoil is proposed in order to improve the aerodynamic capability of high subsonic missiles. The airfoil is featured by obtuse rounded leading edge, flat surface and bigger enclosed area. In the case of transonic speed and small angle of attack, supersonic flows exist in most regions of the airfoil surface. The shock wave is efficaciously prevented from occurring and the scope of boundary layer separation is decreased, through which the drag divergence Mach number and the lift-drag ratio are increased. A supercritical symmetric airfoil is designed based on the CFD (computational fluid dynamic) method of solving N-S (Navier-Stokes) equations and the PARSEC (parametric section) method, and is used for the design of canard fin and tail. Transonic wind tunnel test is carried out to verify the aerodynamic capability of the missile with supercritical symmetric airfoil. The results show that the missile with supercritical airfoil has fine lift-drag performance at high subsonic speed.

Keywords: supercritical airfoil; high subsonic speed; canard missile; symmetric airfoil; airfoil design

0 引言

超临界翼型最早由美国国家航天局兰利研究中心(NASA Langley Research Center)的 RICHARD T 于 1967 年提出,早期发展了 SC(1)-XXX 系列翼型和 SC(2)-XXX 系列翼型,20 世纪 90 年代基于 SC(2)-XXX 系列翼型又发展出新一代的超临界翼型。目前,基于超临界翼型的超临界机翼已在 B747、B777、A320、A380、ARJ21、C919、Y20 等大型

飞机上成功应用。

相较于普通翼型,超临界翼型的特点是前缘钝圆,上表面平坦,下表面接近后缘处有反凹,后缘薄,且向下弯曲。当机翼接近声速时,超临界翼型能推迟阻力剧增现象的发生,可使飞机具备较好的高亚声速/跨声速飞行性能。

文献[1]针对国内外超临界翼型研究中存在的不足和设计难点,对超临界翼型设计指标与压力分

布之间的关系展开了分析和研究,细化了设计准则。文献[2]采用特征参数描述(PARSEC)法对超临界翼型进行了优化设计,并将不同优化方法进行了对比。文献[3]以高空长航时无人机翼型研究为背景,对超临界 RAE2822 翼型在高空高亚声速、低雷诺数条件下的气动特性进行了数值模拟及优化设计研究。

超临界翼型虽然在优化设计方法方面研究甚多,且在飞机和无人机上获得广泛推广^[4-6],但在防空导弹设计应用中却鲜有报道。究其原因,可以发现:面对称外形的飞机、无人机及巡航弹通常采用倾斜转弯(BTT)控制方式,通过倾斜到主升力面方向实现转弯,可直接应用常规超临界翼型;轴对称外形的防空导弹却多采用侧滑转弯(STT)控制方式,通过侧滑角产生侧向力改变方向,而滚动角基本保持不变。非对称的超临界翼型无法提供各向同性过载。

高亚声速防空导弹留空时间长,既需要在巡飞段有高升阻比性能,又需要在末端遭遇段有快速过载能力,仍然要沿用 STT 控制的轴对称外形。为充分利用超临界翼型升阻比高的优点,摒弃翼型的非对称性和下表面后缘反凹造成的翼型刚度较差的不足,本文提出了超临界对称翼型概念,并将其应用于某鸭式导弹翼面设计。该鸭式导弹为“+×”布局,带有 4 片鸭舵和 4 片固定尾翼,采用轴对称外形,其巡飞段设计速度为 $0.8Ma$,最高速度为 $0.9Ma$ 。

本文针对该轴对称鸭式布局导弹的性能特点,优化设计了一种对称翼型,将非对称的超临界翼型在跨声速段的优势应用到导弹中,确定典型的设计状态点,通过数值模拟进行对比,最后通过风洞试验验证设计效果。

1 设计方法

翼型设计方法大致分为以下 3 类:

1) 基于优化方法的直接设计方法。这类方法通常选取升力系数、阻力系数和升阻比这些气动性能参数作为目标函数,采用 CFD (computational fluid dynamic) 软件计算目标函数,再进行优化,从而找到目标函数极值。这类方法一般以某现有翼型作为基本翼型,对基本翼型进行外形优化以达到设计目标。

2) 间接方法。设计者不直接控制气动性能参数和几何外形参数,而是通过控制一些通常为非物理量的参数获取不同的结果。这类方法主要包括速

度图法和虚拟气体法。

3) 反设计法^[7]。这类方法首先给定要设计的翼型面对应的目标压力分布,然后通过求解空气动力学反问题来确定对应翼型的几何型面。

作为一种局部设计方法,间接方法只能起到修形设计或改进设计的作用,且存在解不唯一的问题,使用中经验性很强,具有一定的局限性。而反设计法在初步设计阶段,通常无法给出翼型目标压力分布形态,况且,即使能给出理想的压力分布,如果不符合流动机理,那么也不能寻求到对应的翼型外形轮廓^[8]。相比之下,基于优化方法的直接设计法具有更大的灵活性,不但可以将设计对象与目标对象的压力差作为目标来处理传统的气动反设计问题,而且可以选取目标函数,直接进行优化处理。

根据压力分布修形,目标函数 η 通常可选择以下形式,即

$$\eta = \sqrt{\frac{1}{m} \sum_{i=1}^m (r_i - r'_i)^2} \quad (1)$$

式中: m 为设计点的数目; r_i 为某点的设计值; r'_i 为该点的目标值。

追求单一指标时通常直接选择该指标为目标函数,如以升阻比作为目标函数。

翼型的外形描述是基于优化方法设计翼型的关键。它直接影响翼型气动性能的优化品质和优化效率,需要采用合适的翼型参数化方法产生连续光滑的翼型几何外形。目前常用的参数化方法包括型函数法、PARSEC 法、正交基函数法^[9]、形状类别函数变换方法^[10]等,最常用的方法有型函数法和 PARSEC 法。

型函数法中应用较多的是 Hicks-Henne 型函数法^[11]。该方法所用的翼型函数由基准翼型、型函数和函数参数组成,翼型形状由基准翼型和扰动型函数的线性叠加决定,其表达式为

$$y_{up} = y_{up0} + \sum_{k=1}^{k=q} c_k f_k(x) \quad (2)$$

$$y_{low} = y_{low0} + \sum_{k=1}^{k=q} c_{k+n} f_k(x) \quad (3)$$

式中: y_{up} , y_{low} 分别为新翼型上、下表面的纵坐标; y_{up0} , y_{low0} 分别为基准翼型上、下表面的纵坐标; x 为翼型的横坐标,取值范围为 $0 \sim 1$; k 表示第 k 个控制翼型厚度分布关键点; q 为关键点总数; c_k 为设计变量,取值范围为 $-0.01 \sim 0.01$,通过给 c_k 赋不同的值来改变翼型的形状; $f_k(x)$ 为 Hicks-Henne 型

函数。

$$f_k(x) = \begin{cases} x^{0.25}(1-x)e^{-20x}, & k=1 \\ \sin^3(\pi x^{e(k)}), & k \geq 2 \end{cases} \quad (4)$$

$$e(k) = \ln 0.5 / \ln x_k, 0 \leq x_k \leq 1 \quad (5)$$

当 $k=1, 2, 3, 4, 5, 6$ 时, 对应的 x_k 分别为 0.15, 0.3, 0.45, 0.6, 0.75, 0.9。当 $x=0$ 或 1 时, 有 $f_k(x)=0$ 。这种翼型表示方法限定了翼型的前后缘坐标位置, 因此不能改变初始翼型的前缘半径、后缘角等几何参数。

文献[12]提出的 PARSEC 法是由一系列特征参数确定的解析函数来获得翼型坐标的方法。SOBIECZKY 利用 11 个特征参数描述翼型, 如图 1 所示。

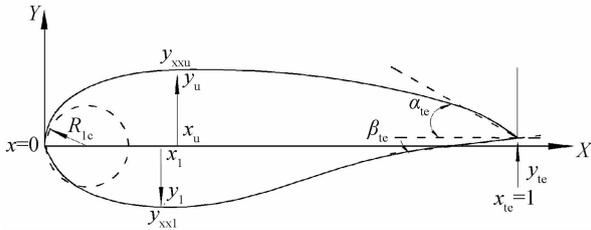


图 1 翼型几何参数

Fig. 1 Parameterized airfoil

图中: R_{1c} 为翼型前缘半径; x_u 和 y_u 分别为翼型上表面最大厚度处的横坐标和纵坐标; x_l 和 y_l 分别为翼型下表面最大厚度处的横坐标和纵坐标; y_{xxu} 和 y_{xxl} 分别为翼型上、下表面最大厚度处的曲率; y_{1c} 为翼型后缘处 ($x_{1c}=1$) 的纵坐标; α_{te} 为翼型后缘处上翼面的倾斜角; β_{te} 为翼型后缘处下翼面的倾斜角。

根据 SOBIECZKY 的翼型参数表示方法, 翼型坐标可表示为 $y = \sum_{n=1}^6 a_n(Q) \cdot x^{n-\frac{1}{2}}$ 。其中: $Q = (Q_1, Q_2, \dots, Q_{11})$ [13], 分别为 11 个参数; x 和 y 分别为翼型的横坐标和纵坐标; n 为多项式阶数。以这 11 个参数为设计变量, 改变每个参数的值, 计算出相应的系数 a_n , 就可控制气动外形的改变。为防止外形完全脱离现实, 必须对每个参数的取值范围进行限定。

本文采用 PARSEC 法进行超临界对称翼型的优化设计。鉴于对称翼型的设计要求, 只需设计翼型上表面, 建立 6 阶多项式表征上表面翼型曲线, 即

$$y_{up} = \sum_{n=1}^6 a_n(Q) \cdot x^{n-\frac{1}{2}} \quad (6)$$

式中: $Q = (R_{1c}, x_{te}, y_{te}, x_u, y_u, \alpha_{te}, y_{xxu})$, 为影响表

达式系数 a_n 的 7 个特征参数。

通过以下公式建立 Q 与 a_n 关系, 具体为

$$y(x_{te}) = y_{te} \quad (7)$$

$$\tan(\alpha_{te}) = \left[\frac{dy}{dx} \right]_{x=x_{te}} = \sum_{n=1}^6 (n - \frac{1}{2}) a_n x_{te}^{n-\frac{3}{2}} \quad (8)$$

$$y(x_u) = y_u = \sum_{n=1}^6 a_n x_u^{n-\frac{1}{2}} \quad (9)$$

$$\left[\frac{dy}{dx} \right]_{x=x_u} = \sum_{n=1}^6 (n - \frac{1}{2}) a_n x_u^{n-\frac{3}{2}} = 0 \quad (10)$$

$$\left[\frac{d^2y}{dx^2} \right]_{x=x_u} = \sum_{n=1}^6 (n - \frac{3}{2})(n - \frac{1}{2}) a_n x_u^{n-\frac{5}{2}} \quad (11)$$

$$R_{1c} = \left| \frac{a_1^2}{2} \right| \quad (12)$$

表达式系数 a_n 可通过求解下列方程式得到, 即

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ x_{te}^{\frac{1}{2}} & x_{te}^{\frac{3}{2}} & x_{te}^{\frac{5}{2}} & x_{te}^{\frac{7}{2}} & x_{te}^{\frac{9}{2}} & x_{te}^{\frac{11}{2}} \\ x_u^{\frac{1}{2}} & x_u^{\frac{3}{2}} & x_u^{\frac{5}{2}} & x_u^{\frac{7}{2}} & x_u^{\frac{9}{2}} & x_u^{\frac{11}{2}} \\ \frac{1}{2} x_{te}^{-\frac{1}{2}} & \frac{3}{2} x_{te}^{\frac{1}{2}} & \frac{5}{2} x_{te}^{\frac{3}{2}} & \frac{7}{2} x_{te}^{\frac{5}{2}} & \frac{9}{2} x_{te}^{\frac{7}{2}} & \frac{11}{2} x_{te}^{\frac{9}{2}} \\ \frac{1}{2} x_u^{-\frac{1}{2}} & \frac{3}{2} x_u^{\frac{1}{2}} & \frac{5}{2} x_u^{\frac{3}{2}} & \frac{7}{2} x_u^{\frac{5}{2}} & \frac{9}{2} x_u^{\frac{7}{2}} & \frac{11}{2} x_u^{\frac{9}{2}} \\ -\frac{1}{4} x_u^{-\frac{3}{2}} & \frac{3}{4} x_u^{-\frac{1}{2}} & \frac{15}{4} x_u^{\frac{1}{2}} & \frac{35}{4} x_u^{\frac{3}{2}} & \frac{53}{4} x_u^{\frac{5}{2}} & \frac{99}{4} x_u^{\frac{7}{2}} \end{bmatrix} \cdot$$

$$\begin{bmatrix} a_1 \\ a_2 \\ a_3 \\ a_4 \\ a_5 \\ a_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sqrt{2R_{1c}} \\ y_{te} \\ y_u \\ -\tan(\alpha_{te}) \\ 0 \\ \left[\frac{d^2y}{dx^2} \right]_{x=x_u} \end{bmatrix} \quad (13)$$

若进一步给定翼型尾部厚度为零, 则有 $y_{te} = y_{te}(x_{te}=1) = 0$, 特征参数变量变为 5 个, 即 $Q =$

$(R_{1c}, x_u, y_u, \alpha_{te}, y_{xxu})$ 。其中, y_{xxu} 通过 $\left[\frac{d^2y}{dx^2} \right]_{x=x_u} =$

阶导数形式来表达曲率。改变特征参数可以得到不同的表达式系数 a_n , 生成不同的翼型曲线。为检验该特征参数法的有效性, 对 RAE2822 翼型上表面进行特征参数拟合 ($a_1=0.13, a_2=-0.103, a_3=0.234, a_4=-0.585, a_5=0.426, a_6=-0.102$)。图 2 给出了使用特征参数法拟合的 RAE2822 翼型上表面外形与原翼型上表面外形的对比结果。图中: C 为单位弦长, x 为单位长度翼型横坐标, x/C 为无量纲量。纵坐标最大误差不超过 1%。

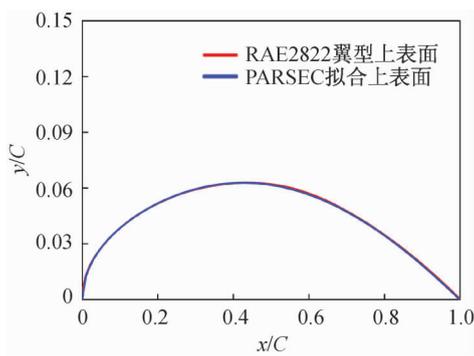


图2 PARSEC拟合RAE2822翼型上表面

Fig. 2 PARSEC parameterized RAE2822 airfoil upper surface

2 N-S 方程计算方法验证

超临界翼型气动特性对雷诺数高度敏感,通过采用 Fluent 商业软件求解 N-S(Navier-Stokes)方程来研究此类问题已为业内普遍接受^[14-16]。然而,求解的精度与湍流模型的选取、网格量的多少密切相关,在研究超临界翼型问题前都需要预先开展有效性验证。选取 RANS(Reynolds Averaged Navier-Stokes)方程作为流场数值求解的主控方程,选取目前对逆压梯度适应性好,计算量较小,稳定性较好的 S-A(Spalart-Allmaras)一方程工程湍流模型^[17],采用二阶精度的离散格式,选取翼型 RAE2822 和 NACA0012 作为计算对比对象,通过与翼型压力系数 C_p 试验数据的计算对比,验证该计算方法的有效性。

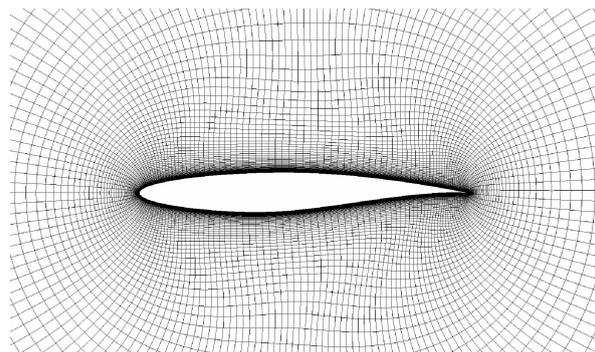
C_p 为无量纲量,定义为

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{0.5\rho_\infty v_\infty^2} \quad (14)$$

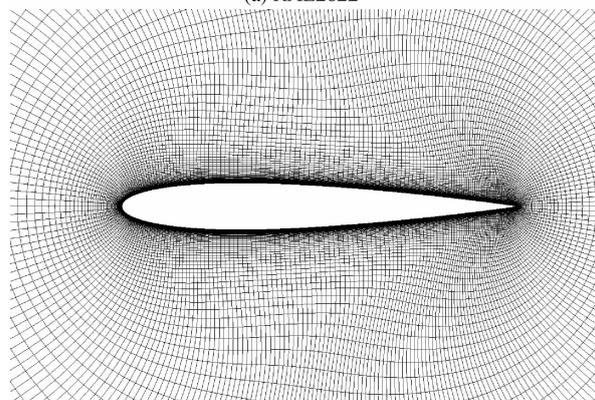
式中: p 为任一点的静压; p_∞ 为来流静压; ρ_∞ 为来流密度; v_∞ 为来流速度。

采用 O 型网格,圆形外场,外场半径取 25 倍弦长,边界条件设置为压力远场。力矩系数参考点为翼型前缘顶点,参考单位面积和单位长度。翼型上、下表面各布 91 个网格点,网格总数为 133 个 \times 181 个。翼型表面第 1 层网格厚度 Δy_p 取 1×10^{-5} 倍弦长。翼型 RAE2822 和 NACA0012 的网格如图 3 所示。

第 1 层网格到物面的无量纲距离 y^+ 与贴近物面第 1 层网格厚度 Δy_p 之间的关系可由以下经验公式^[17]确定,即



(a) RAE2822



(b) NACA0012

图3 翼型网格

Fig. 3 Airfoil grid

$$y^+ = 0.172 \left(\frac{\Delta y_p}{L_{ref}} \right) (Re)^{0.9} \quad (15)$$

式中: L_{ref} 为参考长度,取单位弦长; Re 为雷诺数。

图 4 给出了 RAE2822 翼型在马赫数 $Ma = 0.729$, 攻角 $\alpha = 2.31^\circ$, $Re = 6.5 \times 10^6$ (基于单位弦长)时的压力系数 C_p 的 CFD 计算值与试验值^[18] 的对比结果。从压力分布形态对比可以看出,在试验状态点的压力分布吻合较好。图 5 给出了 NACA0012 翼型在 $Ma = 0.75$, $\alpha = 2.0^\circ$, $Re = 1.0 \times 10^7$ 时的压力系数 C_p 的 CFD 计算值与试验值^[19] 的对比结果。从图中可以看出,相比于 NACA0012 翼型,RAE2822 翼型能够推迟激波分离,规律正常, C_p 最大误差不超过 3%。

为进一步验证 PARSEC 法的翼型拟合效果,将图 3 中 2 条曲线构成对称翼型进行 CFD 计算,计算工况为 $Ma = 0.8$, $\alpha = 1.0^\circ$, $Re = 1.87 \times 10^7$, 2 种对称翼型的压力系数分布如图 6 所示。2 种对称翼型的 C_p 分布基本贴合,上表面分离位置的 C_p 略有差别,其他位置的 C_p 最大误差不超过 3%,表明流场数值计算方法和参数化翼型方法可靠,可作为翼型设计与优化的工具。

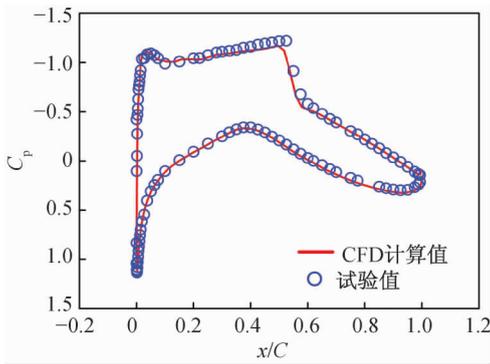


图 4 RAE2822 翼型压力分布

Fig. 4 RAE2822 airfoil pressure distribution

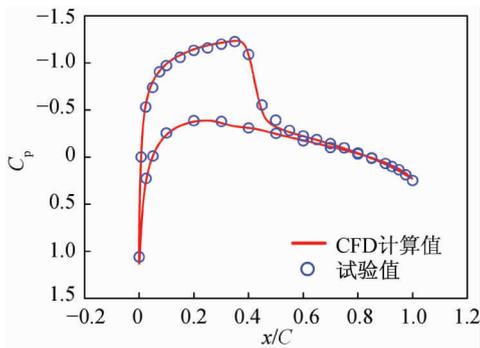


图 5 NACA0012 翼型压力分布

Fig. 5 NACA0012 airfoil pressure distribution

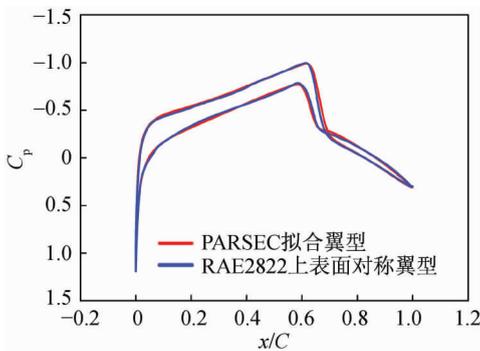


图 6 翼型压力分布对比

Fig. 6 Comparison of airfoil pressure distribution

3 翼型设计

3.1 设计点选取

根据某鸭式导弹的总体设计指标,巡航马赫数 $Ma=0.8$,海拔 $H=1\text{ km}$,调整比 $\alpha/\delta \approx 1/7$,最大舵偏角 $\delta_{\max} \leq 10^\circ$,副翼舵偏角为 $1^\circ \sim 2^\circ$ 。假定在

$\delta_{\max} \approx 8^\circ$ 时,导弹输出最大过载,根据设计调整比,此时 $\alpha \approx 1.15^\circ$,因此在 $Ma=0.8$, $H=1\text{ km}$, $\alpha=1.1^\circ$ 的典型工况下开展设计。

计算全弹升阻力系数分别为

$$C_{L_{\text{全弹}}} = L_{\text{全弹}} / \left(\frac{1}{2} \rho v^2 S \right) \quad (16)$$

$$C_{D_{\text{全弹}}} = D_{\text{全弹}} / \left(\frac{1}{2} \rho v^2 S \right) \quad (17)$$

式中: $L_{\text{全弹}}$ 为全弹升力; $D_{\text{全弹}}$ 为全弹阻力; ρ 为空气密度,取 1 km 高度处的大气密度; S 为参考面积; v 为速度。取弹身截面面积(弹径为 0.06 m),导弹质量约为 2.6 kg ,巡航状态下,得到全弹升力系数 $C_{L_{\text{全弹}}} = 0.22$ 。采用工程估算方法,估计该状态下导弹的阻力系数 $C_{D_{\text{全弹}}} \approx 0.3$ 。根据工程经验,就导弹各部分阻力占比而言,弹身约为 90% ,鸭舵约为 5% ,固定尾翼约为 5% 。全弹升力主要由鸭舵提供。估算出鸭舵升阻比约为 16 。为保证设计裕量,拟定目标升阻比为 20 。

3.2 搭建设计流程

首先从翼型库中选取一款超临界翼型作为基准翼型,提取上表面,按照结构要求进行处理。优化翼型要满足以下约束条件:翼型为对称外形,以应用于 STT 导弹的舵面,提供各向同性的过载;根据结构要求,为满足折叠要求,翼型最大厚度小于 12% 。选取翼型升阻比 $L/D \geq 20$ 作为目标函数, L 和 D 分别为单位长度翼型的升力和阻力,采用 PARSEC 法描述翼型,修改特征参数,生成新翼型并择优。翼型外形生成、网格生成及气动计算通过程序和宏命令搭建自动流程。翼型设计流程如图 7 所示。

3.3 设计与优化过程

选取 RAE2822 超临界翼型的上表面作为原始型面,沿翼型轴线做对称的下表面,生成对称翼型。为满足最大厚度要求,将对称翼型进行缩比,使最大厚度小于 12% ,形成基准翼型。表 1 给出了影响对称翼型的特征参数的取值范围,用于限制特征参数。

优化算法采用基于直接搜索的改进的 Powell 算法^[20],整个寻优过程分为若干阶段,优化参数 5 个,每一阶段进行 6 次一维搜索。先依次沿已知 5 个方向搜索,得到最优点,然后沿本阶段初始点与该最优点连线方向搜索,得到阶段最优点,再用最后的

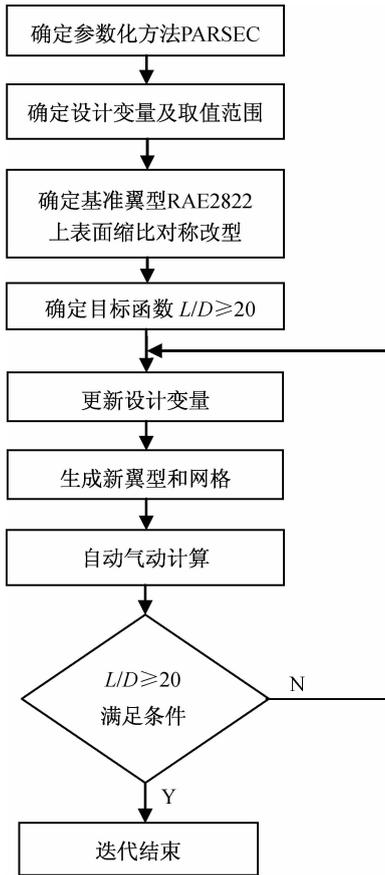


图 7 翼型设计流程

Fig. 7 Airfoil design flow chart

表 1 翼型参数范围

Tab. 1 Range of airfoil parameters

特征参数	最小值	最大值
$R_{lc} / \%$	0.5	1.5
$x_u / \%$	35	50
$y_u / \%$	5.75	6
$\alpha_{te} / (^\circ)$	0	15
$y_{xxu} / \%$	-40	-20

搜索方向取代前 5 个方向之一,开始下一阶段迭代。原始的 Powell 算法要求每一维的搜索都得到最优点,需要很大的计算量,改进的方法限定了一维搜索的最大次数,以各相应搜索方向的最后步长作为下一轮迭代中此方向的起始步长,从而保留了搜索趋势。在每一维搜索中,若已计算 3 个点,则利用当前最优点与最近的 2 个点,根据这 3 个点的目标函数值构造抛物线,取当前点到抛物线的最优点构成新步长。为展现优化迭代过程,本文选取了优化过程

中的 3 个对称翼型,分别标记为 A、B、C。其中:C 为最优翼型,A、B 是优化过程中生成的中间翼型。各翼型的参数见表 2。

表 2 PARSEC 翼型参数

Tab. 2 PARSEC airfoil parameters

翼型	a_1	a_2	a_3	a_4	a_5	a_6
基准	0.126	-0.144	0.366	-0.725	0.474	-0.097
A	0.134	-0.052	-0.368	0.930	-0.968	0.324
B	0.126	0.055	-0.790	1.666	-1.655	0.598
C	0.158	-0.316	0.622	-0.666	0.125	0.077

图 8 给出了基准翼型与中间翼型在典型工况下的上、下表面压力分布曲线,图中: y/C 为翼型纵坐标相对于单位弦长的百分比, C_L 和 C_D 分别为单位长度翼型的升力系数与阻力系数。

优化翼型显著改变了上、下表面的压力分布,相比于基准翼型,优化过程中翼型下表面的激波都被削弱。与基准翼型相比,翼型 A 的前缘半径变大,最大厚度位置曲率减小,整个翼型的上型面变得相对平坦,升阻比由 13.6 增大到 16.2,但未达到目标值。翼型 B 在 A 的基础上进行了若干次迭代,前缘半径回调变小,同时最大厚度位置前移,升阻比较 A 外形略有减小。经过反复迭代,翼型 C 的前缘半径显著增大,后缘倾斜角减小,最大厚度也有所增加,因受参数限制,故翼型的相对厚度为 11.8%,未超过 12%,满足结构要求。C 外形的升阻比与基准翼型相比提高了 50.78%,达到 20.5,满足迭代停止条件,至此迭代结束。

图 9 给出了优化翼型 C 在典型工况小攻角范围内上、下表面压力分布云图。图(a)~(d)分别对应 $\alpha=0^\circ, 2^\circ, 4^\circ, 6^\circ$ 。由图(b)可知, $\alpha=2^\circ$ 时,上表面激波分离点在弦向位置 60% 以后,随着攻角的增大,激波分离点逐渐前移。云图证明:带有超临界型面的对称翼型在高亚跨声速段同样能够推迟激波分离,达到减阻增升的目的。

4 风洞试验验证与工程应用

将设计翼型应用于某鸭式导弹。在 $600 \text{ mm} \times 600 \text{ mm}$ 亚跨超风洞进行风洞试验,舵面和尾翼翼型均采用设计翼型,如图 10 所示。

图 11、12 给出了全弹法向力系数与俯仰力矩系数的 CFD 计算结果与风洞试验结果的对比曲线。

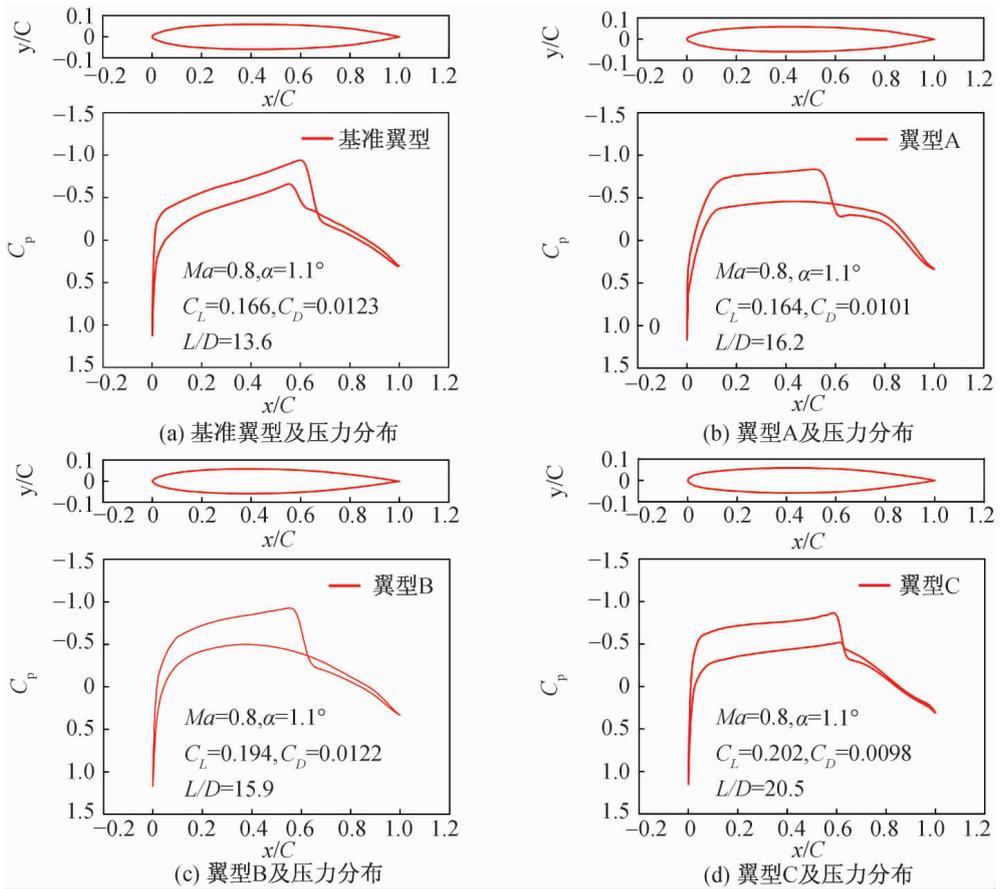


图 8 表面压力分布

Fig. 8 Airfoil and surface pressure distribution

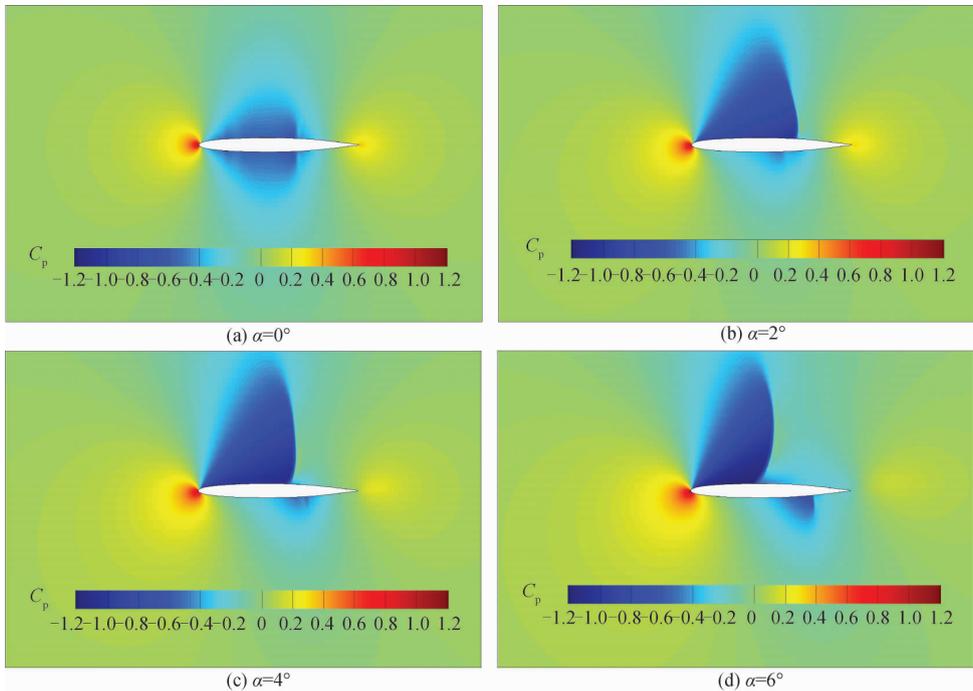


图 9 翼型 C 压力云图

Fig. 9 Pressure distribution contour of airfoil C

图 11 为无舵偏状态与 9° 舵偏的法向力系数 C_n , 试验马赫数为 0.8, 试验雷诺数为 9.4×10^6 。图 12 为无舵偏状态与 9° 舵偏的俯仰力矩系数 M_z 。数值计算平均误差在 5% 以内, 个别点误差在 10% 以内。试验结果表明: 使用设计翼型的导弹性能满足预想的设计指标, 翼型设计方法有效。



图 10 风洞试验

Fig. 10 Wind tunnel test

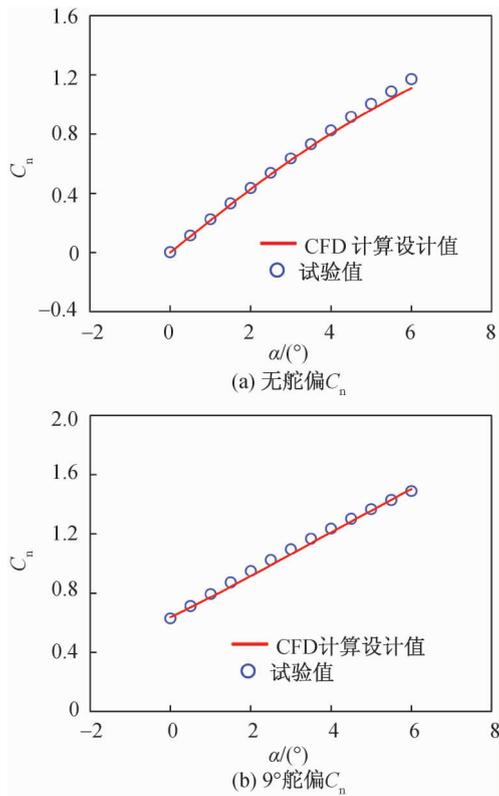


图 11 法向力系数对比

Fig. 11 Comparison of normal force coefficients

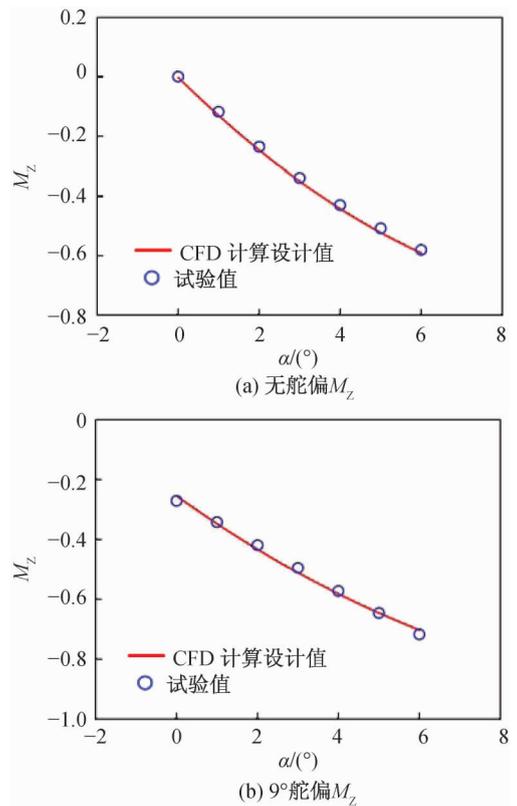


图 12 俯仰力矩系数对比

Fig. 12 Comparison of pitching moment coefficients

5 结束语

本文提出了超临界对称翼型的概念, 采用 PARSEC 法建立翼型表达式, 搭建单目标设计优化流程, 将超临界对称翼型应用于某鸭式布局导弹, 并进行了风洞试验验证。试验结果表明: 使用 PARSEC 法设计对称翼型既可有效拟合翼型又可减少参数变量个数。本文的研究方法不仅可应用于超临界翼型设计, 也可应用于各速度段的对称翼型设计, 具有一定的工程应用价值。本文的不足之处在于只侧重于二维翼型设计和优化, 后续将进一步考虑翼面三维效应改进。

参考文献

- [1] 孙智伟, 白俊强, 高正红, 等. 现代超临界翼型设计及其风洞试验[J]. 航空学报, 2015, 36(3): 804-818.
- [2] CASTONGUAY P, NADARAJAH S K. Effect of shape parameterization on aerodynamic shape optimization[C]//45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno: AIAA, 2007: 1-20.
- [3] 侯成义, 龚志斌, 刘城斌, 等. 高空长航时无人机高

- 升阻比两段翼型设计研究[J]. 应用力学学报, 2011, 28(2): 148-151.
- [4] 张森. 超临界翼型的设计分析方法在民用飞机上的应用[J]. 民用飞机设计与研究, 1998(4): 6-9.
- [5] 朱军, 詹浩, 左英桃, 等. 大型运输机机翼气动外形设计研究[J]. 飞行力学, 2009, 27(2): 28-30.
- [6] 吴洋, 钱光平, 刘沛清. CJ818 超临界机翼气动优化设计[J]. 民用飞机设计与研究, 2009(增刊 1): 7-11.
- [7] LIU X D, YANG X D. Inverse design for wing of multi-point aerodynamic based on adjoint method[J]. Aeronautical Computing Technique, 2012, 42(5): 60-64.
- [8] 周涛, 张森, 李亚林. 基于全速势方程的超临界翼型设计[J]. 航空计算技术, 2009, 39(4): 58-60, 64.
- [9] ROBINSON G M, KEANE A J. Concise orthogonal representation of supercritical airfoils[J]. Journal of Aircraft, 2001, 38(3): 580-583.
- [10] KULFAN B M, BUSSOLETTI J E. Fundamental parametric geometry representations for aircraft component shapes[R]. AIAA, 2006-6948, 2006.
- [11] HICKS R M, HENNE P A. Wing design by numerical optimization[J]. Journal of Aircraft, 1978, 15(7): 407-412.
- [12] SOBIECZKY H. Parametric airfoils and wings[J]. Note on Numerical Fluid Mechanics, 1999, 65: 71-88.
- [13] KLEIN M, SOBIECZKY H. Sensitivity of aerodynamic optimization to parameterized target functions [J]. Inverse Problems in Engineering Mechanics III, 2002, 8: 355-364.
- [14] 秦晓辉, 刘沛清, 张大伟, 等. 大型飞机超临界翼型设计与优化[J]. 民用飞机设计与研究, 2009(增刊 1): 1-6.
- [15] 陈金, 陈方, 刘洪. 超临界翼型加装鼓包减阻的数值研究及优化设计[J]. 微型电脑应用, 2011, 27(2): 1-3.
- [16] 李端琪, 周华. 基于 CFD 的斜置翼翼型选型研究[J]. 力学季刊, 2013, 34(3): 361-366.
- [17] 张志荣. 水面舰艇综合粘性流场的实用化 CFD 研究[D]. 无锡: 中国船舶科学研究中心, 2004.
- [18] COOK P H, MCDONALD M A, FIRMIN M C P. Aerofoil RAE2822-pressure distributions, and boundary layer and wake measurements[R]. Experimental Data Base for Computer Program Assessment, AGARD Report AR 138, 1979.
- [19] XIONG J T, LIU F, LUO S J. Computation of NACA0012 airfoil transonic buffet phenomenon with unsteady Navier-Stokes equations[C]//50th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Nashville: AIAA, 2012: 1-15.
- [20] POWELL M J D. An efficient method for finding the minimum of a function of several variables without calculation derivatives[J]. Computer Journal, 1964, 7(2): 155-162.

(本文编辑:李栋颀)