

导弹头部融合旋成体构型实现及气动优化

唐 啸, 莫 然, 陈俊杰, 范晓樯
(国防科技大学 空天科学学院, 长沙 410073)

摘 要: 为解决扁平导弹头部空间利用率低, 天线罩加工困难且电气性能差的问题, 采用形状函数变换技术(CST)造型法在其前端融入旋成体, 并提出“旋成体埋头角”以实现融合区域光滑过渡。CFD 计算得到旋成体弹头、扁平弹头、和“旋成体埋头角”为 $0^{\circ}\sim 5^{\circ}$ 时融合弹头的气动性能, 结果表明: 旋成体弹头、“无埋头”融合弹头和“有埋头”融合弹头的最大升阻比分别为扁平弹头的 81.58%、86.16% 和 89.46%。以最大升力系数和最大升阻比为目标对“旋成体埋头角”为 2° 和 3° 的融合弹头进行优化计算, 在 Pareto 前缘中, 随着旋成体末端半径从 150 mm 增大至 210 mm, 两构型的最大升力系数分别上升 5.99% 和 4.16%, 最大升阻比分别下降 19.96% 和 18.39%。此外, 当旋成体末端半径小于 165 mm 时, 上述 2° 构型的最大升阻较大(峰值可达扁平弹头的 97.79%), 反之上述 3° 构型构型的最大升阻较大。

关 键 词: 导弹头部; 高超声速; 构型融合; 参数化设计; 气动优化

中图分类号: V222 **文献标志码:** A

Realization and aerodynamic optimization of flat-nosed hypersonic missile integrated with an axis-symmetrical front-tip

TANG Xiao, MO Ran, CHEN Junjie, FAN Xiaoqiang
(College of Aerospace Science and Engineering,
National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: In the current application of flat nosecones in the missiles, the disadvantages such as low front space use efficiency, difficulties in the manufacturing, and poor transmission performance bring about a great demand for the integration of a class function/shape function transformation technique (CST) based flat nosecone to an axis-symmetrical front-tip with a ‘front-tip-down angle’. The ‘front-tip-down angle’ was used to realize the smooth transition of the merging region. The computational fluid dynamics calculation results were obtained for the axis-symmetrical nosecone, the flat nosecone, and the integrated nosecone at ‘front-tip-down angle’ varying from 0 to 5 degree. The results showed that the maximum lift-drag ratios of the axis-symmetrical nosecones, the integrated nosecones at zero angle of front-tip-down, and the ones at non-zero angle of front-tip-down were 81.58%, 86.16%, and 89.46%, respectively, to that of the flat nosecone. An optimization was processed in order to obtain the maximum lift-drag ratio and lift coefficient in the integrated nosecones at 2 and 3 degrees of “front-tip-down angle”. In the 2 and 3 degrees of “front-tip-down angle” cases, lift-coefficient

收稿日期: 2019-12-17
基金项目: 国家自然科学基金(11572347, 11872071)
作者简介: 唐啸(1990—), 男, 工程师, 硕士, 主要从事飞行器外形设计及优化研究。
通信作者: 莫然(1986—), 女, 助理研究员, 博士, 主要从事飞行器气动设计研究。E-mail: mr860516@163.com

引用格式: 唐啸, 莫然, 陈俊杰, 等. 导弹头部融合旋成体构型实现及气动优化[J]. 航空动力学报, 2020, 35(7): 1383-1391. TANG Xiao, MO Ran, CHEN Junjie, et al. Realization and aerodynamic optimization of flat-nosed hypersonic missile integrated with an axis-symmetrical front-tip[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(7): 1383-1391.

pareto-optimal fronts increased by 5.99% and 4.16%, lift-drag ratio pareto-optimal fronts decreased by 19.96% and 18.39%, respectively, while the terminal radius of the axis-symmetrical front-tip increased from 150 mm to 210 mm. Furthermore, when the terminal radius was less than 165 mm, the lift-drag ratio in the configuration with 2 degrees of “front-tip-down angle” was larger (peak value could reach up to 97.79% to that of flat nosecone). While the terminal radius was larger than 165 mm, the lift-drag ratio in the other one was larger.

Key words: missiles nosecone; hypersonic; surface fusion; parameterization; aerodynamic optimization

在空天飞行技术不断发展的历史背景下,各军事强国均将高超声速武器列为军备竞争的重中之重^[1],而高超声速战术导弹是其中的代表。弹头作为战术导弹的主要组成部分,良好的气动性能、装载能力、制造成本等是必须重点考量的指标。首先,弹头的升阻比直接决定了航程^[2],是高超声速武器气动设计的关键指标。其中,升力、阻力按来源类型分为摩擦项和压力项,其大小为相应分力沿整个外部型面的积分,由头部构型和空间流场共同决定^[3-4]。对于流线型物体,摩擦分项是阻力的主要组成部分^[5],而提高升力的重要途径是增大升力面积^[6],因此高升阻比依赖于优良的气动外形。其次,弹头的内部空间不仅要求尽可能大,更要求合理,以便于内部设备安装。最后,要求弹头型面的可加工性强,成型精度高。在材料、制造工艺相同的情况下,产品的外形决定了制造难度和成品质量。综上可见,合理设计弹头构型非常重要。

在各国现役的导弹中,常见的弹头外形有旋成体状和扁平状。旋成体状的弹头结构简单,内部空间大、空间利用率高,但是阻力大,升阻比小。扁平状的弹头具有升力面积大,阻力小,升阻比高的优点,然而其缺点也很明显:不适合采用雷达导引头的导弹应用。在这类导弹中,为保证复杂环境下制导系统高性能工作,弹头最前端的天线罩壳体由具备良好力学性能、机械性能和电气性能的材料制成^[7-8]。第一,目前导引头横截面的形状常为正方形或圆形,扁平的弹头前端空间非常不利于导引头安装;第二,制造天线罩的材料通常为易脆且高硬度的陶瓷材料^[9],其加工精度直接影响制导系统精确性^[10],而扁平的不规则曲面加工难度大;第三,从电气设计角度,天线罩的外形最好光滑且具有较大曲率半径^[11],扁平外形也不满足要求。

于此,本文采用 CST(class function/shape function transformation technique)造型方法,在扁平弹头的前端融入旋成体,并提出旋成体埋头角 γ ,以实现融入旋成体后型面的光滑过渡。利

用 CFD 技术,分析旋成体弹头以及扁平弹头在前端融合旋成体前后的气动性能,讨论旋成体埋头角 γ 带来的影响。基于 isight 自动优化平台,集成 Matlab、Pointwise、Fluent 等专业软件,以最大升阻比 $k_{\max}$ 和最大升力系数 $C_{l\max}$ 为目标对不同 γ 下的融合弹头进行寻优计算和结果分析。最终,在保证气动性能不大幅下降的前提下,解决扁平弹头内部空间利用率低、加工制造困难和电气性能差的问题。

1 弹头构型参数化设计

要实现扁平导弹头部构型与旋成体融合,首先需对其进行参数化处理。常见的飞行器外形参数化方法有 CST 类函数法、PARSEC(parametric section)法、B 样条曲线法、Hicks-Henne 基函数法 FFD(free-form deformation)自由变形法等^[12-14]。其中,CST 类函数法具有变量少、精度高、变化灵活的特点^[15],因此,本文采用 CST 造型方法实现导弹头部构型的参数化。

CST 造型法分两步进行:首先利用一个生成基本外形的类函数 $C_{N_2}^{N_1}(\zeta)$ 和一个修正基本外形的形函数 $S(\zeta)$ 来描述剖面形状,然后通过另一个控制三维变化的类函数约束剖面在空间的分布^[16-17],无数个剖面则构成了完整的三维构型。

$$\begin{cases} \eta = S(\zeta)C_{N_2}^{N_1}(\zeta) \\ N_1 = N_1(\phi) \\ N_2 = N_2(\phi) \\ C_{N_2}^{N_1}(\zeta) = \zeta^{N_1}(1 - \zeta)^{N_2} \end{cases} \tag{1}$$

式中 ϕ, ζ, η 分别为 x, y, z 方向的无量纲化参数。

本文研究的弹头截面分上下两部分,均由类椭圆曲线构成,于是式(1)简化为

$$\begin{cases} \left(\frac{z}{a(x)}\right)^{N_u(x)} + \left(\frac{y}{b_u(x)}\right)^{N_u(x)} = 1 \\ \left(\frac{z}{a(x)}\right)^{N_d(x)} + \left(\frac{y}{b_d(x)}\right)^{N_d(x)} = 1 \\ x \in [0, L] \end{cases} \tag{2}$$

式中 $N_u(x)$ 和 $N_d(x)$ 控制截面弧线的指数, $a(x)$ 、 $b_u(x)$ 和 $b_d(x)$ 对应弹头的三条母线。根据上式, 只需利用函数准确描述 $N_u(x)$ 、 $N_d(x)$ 和 $a(x)$ 、 $b_u(x)$ 、 $b_d(x)$, 即可得到确定的三维构型。

图 1 为上述方法得到的扁平弹头, 其中: 弹头长 2000 mm; 后端面上半为正圆, 半径 300 mm, 下半为类椭圆, 短轴 150 mm; 中心线下沉 60 mm, 通过式(3)实现, 式中 θ 为下沉角。为表述简洁, 下文中的“弹头半径”指后端面上半正圆的半径。

$$\begin{cases} y_u = y_{u0} - x \tan \theta \\ y_d = y_{d0} - x \tan \theta \end{cases} \quad (3)$$

$$\begin{cases} \left(\frac{z}{R_0(x)}\right)^2 + \left(\frac{y}{R_0(x)}\right)^2 = 1 & x < 800 \\ \left(\frac{z}{a(x)}\right)^{N_u(x)} + \left(\frac{y}{b_u(x)}\right)^{N_u(x)} = 1 & x \geq 800, y \geq 0 \\ \left(\frac{z}{a(x)}\right)^{N_d(x)} + \left(\frac{y}{b_d(x)}\right)^{N_d(x)} = 1 & x \geq 800, y \leq 0 \end{cases} \quad (4)$$

融合过程中需保证型面平滑过渡, 因此要求接合截面处指数相等, 且上、中下三条母线均连续可微。其中, 指数采用线性函数描述, 易于实现接合截面相等, 这里不再累述。母线采用两段共六条三阶准均匀 B 样条曲线拼接而成, 前段为旋成体的边线, 后段为类椭圆的边线, 通过调整控制顶点, 使得前后两段在拼接处的斜率相等, 如图 2。另外, 在弹头设计中, 需控制母线沿流向往外扩张, 且扩张速度逐渐减小, 图 3 中的 a 曲线形状合理, b 曲线外扩但扩张速度在中部区间程增大趋势, c 曲线内缩。

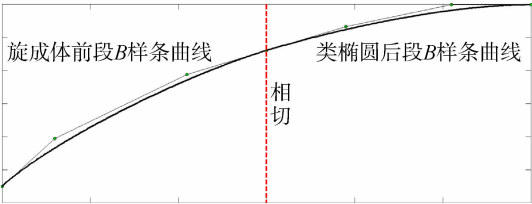


图 2 母线拼接

Fig. 2 Generatrices joint

图 4 为融合弹头, 其中图 4(a)展示了通过上述方法得到的外形, 从图中可以看出, 融入旋成体后, 虽然保证了三条母线连续可微, 但是下母线在旋成体段斜率大, 下降多, 导致在类椭圆段过于平坦, 弹头整体不平滑。图 5 展示了前后两个弹头构型在距离前缘 800 mm 处(旋成体拼接处)的截面对比, 可以看出, 旋成体在纵向空间上更占优

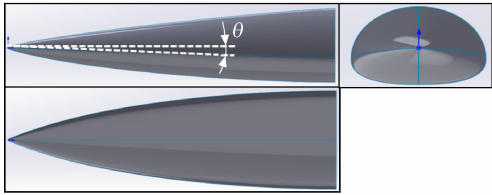


图 1 扁平弹头

Fig. 1 Flat missile nosecone

保持长度和后端面不变, 在上述弹头前端 800 mm 处融入旋成体, 旋成体末端半径(下文简称“旋成体半径”)180 mm。融入旋成体后, 弹头分两段, 前段为正圆, 后段为类椭圆, 式(1)改写为

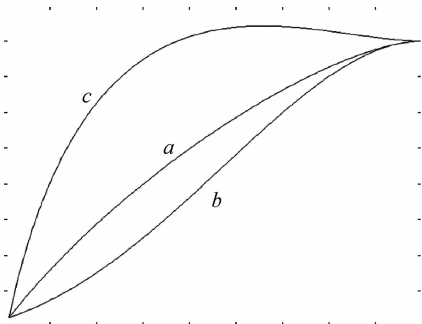


图 3 三种类型的母线

Fig. 3 Three kinds of generatrices

势。然而, 为使下母线往外扩张, 要求旋成体末端不得低于弹头的后端面(后端面最低点 $|y|$ 等于后端面下短轴长度 150 mm 加上中心线下沉 60 mm), 这限制了旋成体半径 r 大小。实际上, 180 mm 为目前 r 所能达到的最大值, 弹头内部容积再无提升空间。为解决上述两个问题, 本文提出旋成体埋头角 γ (后文简称“埋头角”), 即先将旋成体前段旋转一定角度 γ , 并保持“埋头”姿态, 然后再根据式(3)整体下沉 θ , 见图 6。图 4(d)为 $\gamma = 0^\circ \sim 5^\circ$ 时融合弹头的母线示意图, 图 4(b)、图 4(c)分别为 $\gamma = 3^\circ$ 和 5° 的弹头型面。图中可见, 随着埋头角增大, 下母线逐渐平滑, 而上母线的前段则逐渐陡峭, 当 γ 等于 5° 时, 上母线的拼接处出现较为明显的折角情况。取 $\gamma = 2^\circ$, 将 r 放大至 200 mm, $x = 800$ mm 处的截面对比见图 5(b), 此时旋成体无论从内部容积大小还是空间结构, 均较扁平头部有较大提升。

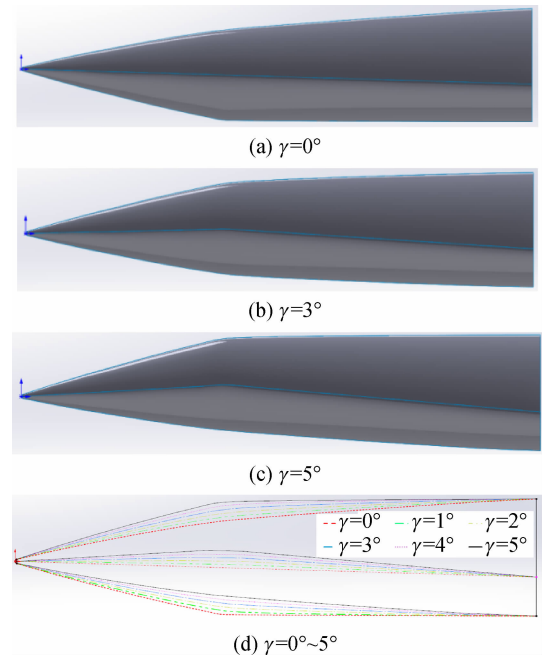


图 4 融合弹头

Fig. 4 Integrated missile nosecone

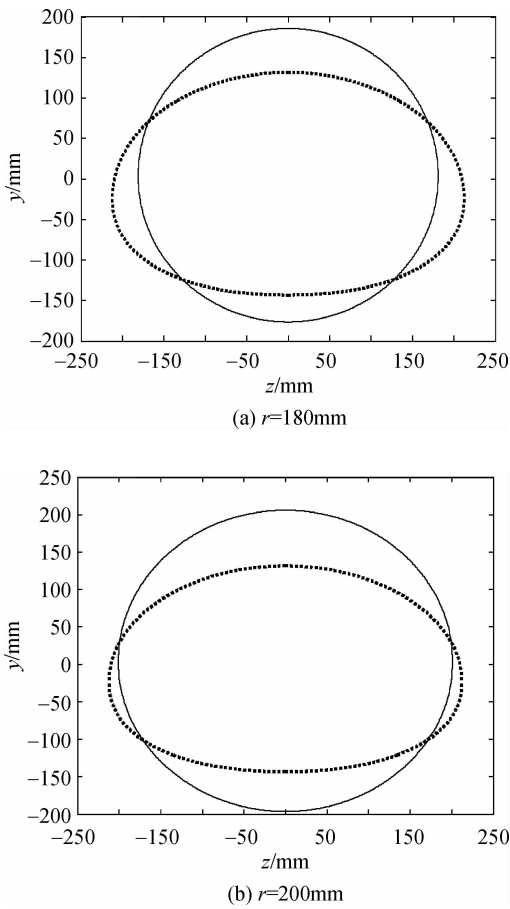


图 5 $x=800\text{ mm}$ 处截面对比

Fig. 5 Comparison of cross-section at $x=800\text{ mm}$

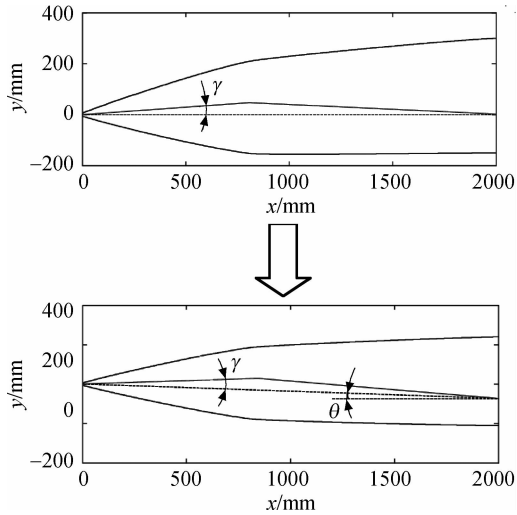


图 6 旋成体前端埋头示意图

Fig. 6 Sketch map of front-end-down

2 气动性能计算

2.1 数值方法

气动计算的控制方程采用可压缩流 N-S (Navier-Stokes) 方程,式(5)为其守恒形式。

$$\frac{\partial \bar{U}}{\partial t} + \frac{\partial \bar{F}}{\partial x} + \frac{\partial \bar{G}}{\partial y} + \frac{\partial \bar{H}}{\partial z} = \frac{\partial \bar{S}_x}{\partial x} + \frac{\partial \bar{S}_y}{\partial y} + \frac{\partial \bar{S}_z}{\partial z} \quad (5)$$

利用商业软件 FLUENT 对高超声速飞行状态下弹头的进行气动计算,计算模型选用 SST (shear stress transport) $k-\omega$ 湍流模型,该模型被广泛运用于求解高超声速流动问题。游进等人考察了高超声速进气道内边界层速度分布及压缩面压强分步,表明 SST $k-\omega$ 的计算结果和试验结果非常接近^[18];刘伟、马小亮等人对高超声速平板流动的试验及数值计算结果进行了分析,表明 SST $k-\omega$ 计算得到的表面摩阻及气体速度、密度分布与实验结果基本一致^[19-20];张翔等对双椭圆球高超声速风洞实验进行了数值模拟,结果表明 SST $k-\omega$ 模型能准确地表达壁面压力及热流分布^[21]。

使用基于密度求解器求解定常流场,空间差分采用二阶迎风 Roe 格式,时间推进采用隐式时间积分法^[22]。不考虑侧滑影响,仅计算半模,划分的结构网格如图 7。表 1 为网格无关性验证分析,其中模型选用图 4 中 $\gamma=2^\circ$ 的融合弹头,飞行高度为 26 km,来流速度为 $Ma=5$,攻角为 10° 。表中 h 表示边界层首层高度,1 号、2 号和 3 号的网格量分别为 14 280 (绿色区域)+600 (白色区域)、127280+4000 和 1059520+40000。从表中

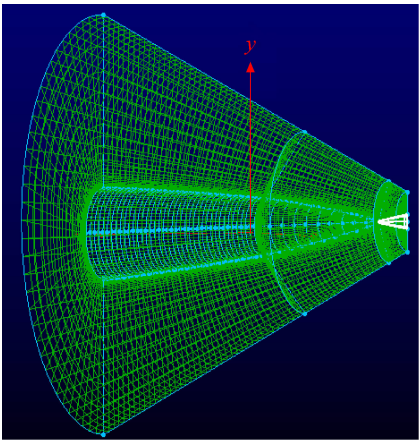


图 7 弹头网格

Fig. 7 Grid of missile nosecone

表 1 网格无关性分析

Table 1 Grid independence verification

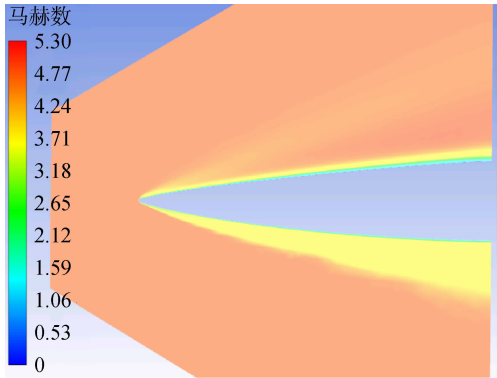
网格	h/mm	C_a	偏差/%	C_n	偏差/%
1	2	0.069 1	1.91	0.341 9	-1.27
2	0.2	0.067 8	0	0.346 3	0
3	0.02	0.067 7	-0.17	0.346 6	0.08

看出,2 号网格量适中,且精度较 3 号无明显变化,因此选用 2 号网格。

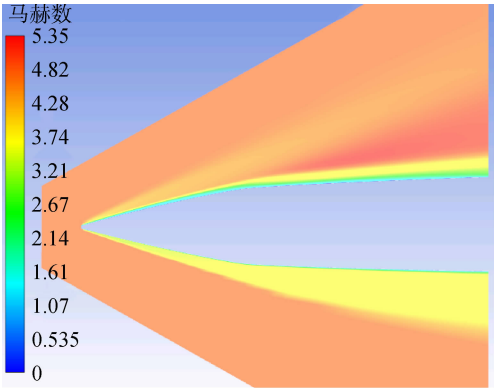
2.2 计算结果分析

对旋成体弹头、图 1 中的扁平弹头和图 4 中的融合弹头的不同攻角状态展开计算,飞行高度 26 km,来流速度 $Ma=5$ 。其中,旋成体弹头的中母线与零 γ 角融合弹头的中母线重合。图 8 给出了 10° 攻角下扁平弹头和 $\gamma=2^\circ$ 融合弹头对称面的马赫数云图,图 9、图 10、图 11 分别给出了升力系数 C_l 、阻力系数 C_d 以及升阻比 k 随攻角 α 的变化情况,图 12 给出了 k 随埋头角 γ 的变化情况。

根据图 11,旋成体弹头和扁平弹头的最大升阻比 $k_{\max}$ 均出现在 $\alpha=8^\circ$,前者的 $k_{\max}$ 仅为后者的



(a) 扁平弹头



(b) 扁平弹头

图 8 对称面马赫数云图

Fig. 8 Mach number contours of symmetry plane

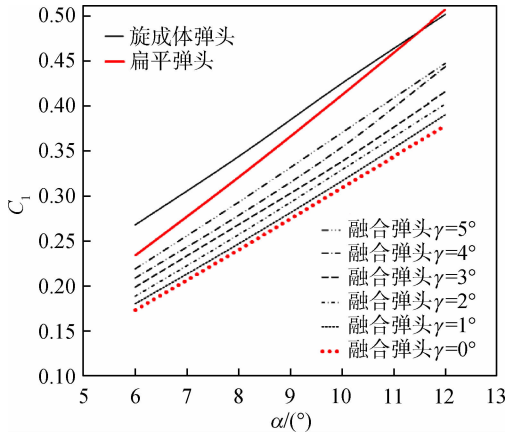


图 9 C_l - α 曲线

Fig. 9 C_l - α curve

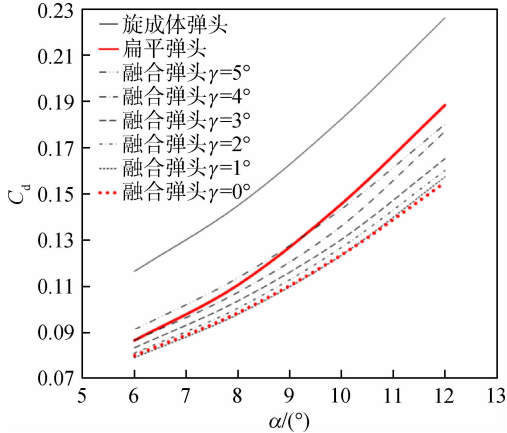


图 10 C_d - α 曲线

Fig. 10 C_d - α curve

81.58%。观察图 9、图 10、图 11 中的红色曲线,得知在扁平弹头的前端融合旋成体会造成升力、阻力和升阻比下降,融合旋成体后的升阻比在 $\alpha=10^\circ$ 时达到最大值,为扁平弹头 $k_{\max}$ 的 86.16%,较

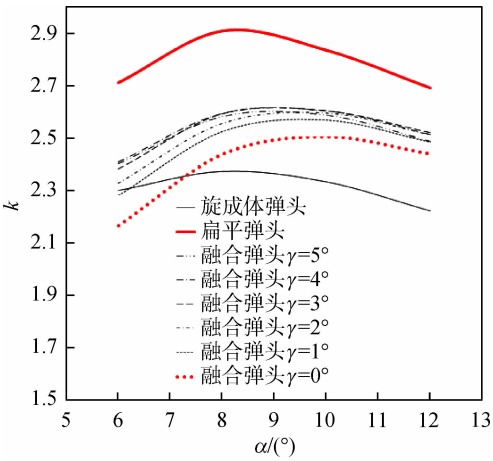


图 11 $k-\alpha$ 曲线
Fig. 11 $k-\alpha$ curve

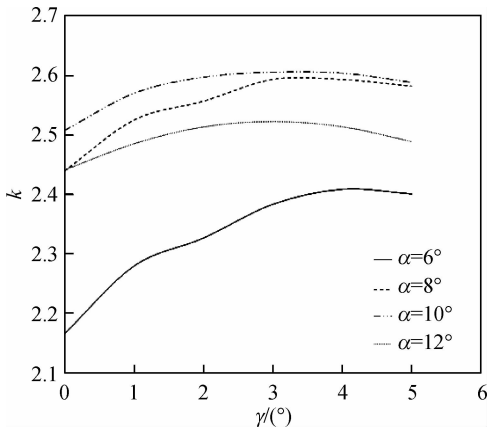


图 12 $k-\gamma$ 曲线
Fig. 12 $k-\gamma$ curve

全段旋成体弹头有较大提升。并且,其 k 曲线在峰值附近较为平坦。表 2~表 4 为 $\alpha=8^\circ, 10^\circ$ 时,扁平弹头和零 γ 角融合弹头的 C_1 、 C_d 和 k 的对比。

表 2 C_1 对比
Table 2 C_1 comparison

$\alpha/(^\circ)$	C_1		
	扁平弹头	融合弹头	降低率/%
8	0.3212	0.2407	25.06
10	0.4126	0.3096	24.96

表 3 C_d 对比
Table 3 C_d comparison

$\alpha/(^\circ)$	C_d		
	扁平弹头	融合弹头	降低率/%
8	0.1104	0.0987	10.60
10	0.1455	0.1235	15.12

表 4 k 对比
Table 4 k comparison

$\alpha/(^\circ)$	k		
	扁平弹头	融合弹头	降低率/%
8	2.9093	2.4392	16.16
10	2.8360	2.5066	11.61

相同来流条件下,影响升力、阻力的主要因素是飞行器的形状。在流向方向,随着弹头前端钝度的增加,弹头对头部扰流的干扰增大,迎风面压力增加^[23],进而轴向力增大,小攻角飞行时,阻力主要由轴向力分量组成,因此阻力也增大。在垂直方向,弹头的下表面可视为迎风面,相同条件下,迎风面面积越大,法向力越大,小攻角状态下的升力主要由法向力决定,于是升力也越大。图 13 展示了扁平弹头与融合弹头的中母线对比,可以看出,扁平弹头前端钝度较大、下表面迎风面积较大,因而升力、阻力均较大。综合升力、阻力影响,扁平弹头的升阻比较融合弹头更大。

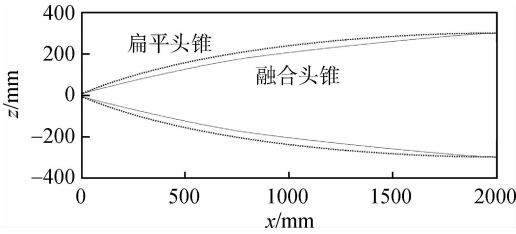


图 13 两种弹头的中母线对比
Fig. 13 Contrast of the middle generatrices

根据图 9~图 11,融合弹头在经 1° 的埋头角改造后,阻力在 $\alpha \leq 10^\circ$ 时减小,在 $\alpha > 10^\circ$ 时增大,升力则在所有计算攻角时增大,升阻比 k 上升 1.80%~5.23%, α 越大则 k 上升越小。随着 γ 继续增大,升力和阻力都呈现并保持增大趋势(在 $\gamma=5^\circ$ 时,小攻角下的阻力甚至大于扁平弹头), k 则先上升,之后在经过一段平缓区间后出现下降态势,见图 12。在攻角 10° 时, k 在 $\gamma=3^\circ$ 时达到最大值 2.604,较 $\gamma=0$ 时增大 3.89%,达到扁平弹头最大升阻比的 89.46%。可见,合适的 γ 有利于提升弹头的升阻特性。当然,对于复杂飞行的导弹,其弹头的气动性能应从多方面综合评估,这里仅讨论了正攻角、无侧滑状态下的升阻特性,一般情况下,为保证宽速域和大攻角范围内的气动性能,应尽量选择平滑的几何外形。

3 气动优化

本节基于 isight 软件,采用第二代非劣排序遗传算法(NSGA- II),对 $\gamma=2^{\circ}$ 和 3° 的融合弹头进行寻优计算。图 14 给出了优化模块及流程设计:首先通过 Matlab 模块完成几何造型,然后集成 Pointwise(gopw)和 fluent(gofluent)软件进行网格划分和数值计算,计算结果经 Data Exchanger 模块读入后传输给 Calculator 进行最终处理。

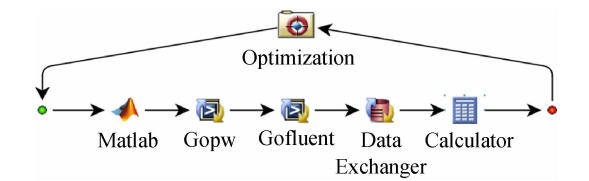


图 14 优化流程图
Fig. 14 Optimization process design

对飞行高度 26 km,来流速度 $Ma=5$,攻角 10° 的状态展开优化计算。优化变量见表 5 和图 15,其中 θ 为前缘角、 x_{xr1} 和 x_{xr2} 为旋成体母线控制顶点的 x 坐标、 r 为旋成体半径。通过上述变量,可以灵活控制旋成体前段外形;旋成体前段和类椭圆后段拼接处的斜率 k_b 由线性函数(6)描述,类椭圆段三条母线控制顶点的 x 坐标为固定值, y 坐标随 k_b 浮动,以此保证优化区间内三条母线均沿流向外扩却扩张速度逐渐减小。优化目标为最大升阻比 $k_{\max}$ 和最大升力系数 $C_{l\max}$ 。为加快收敛速度,考虑到真实情况,限制 $k_{\max} \in [1, 5]$ 和 $C_{l\max} \in [0.1, 0.45]$,当目标值超出限制时,将通过惩罚函数减少对该变量区域的搜索。

$$k_b = k_{b1} - \Delta k_b \frac{r - r_{\min}}{r_{\max} - r_{\min}} \tag{6}$$

表 5 优化变量

Table 5 Optimizing variables		
变量	最小值	最大值
$\theta/(^{\circ})$	0.7	1.5
x_{xr1}/mm	1	700
x_{xr2}/mm	x_{xr1}	800
r/mm	150	210

图 16 给出了埋头角 2° 时升阻比 k 和升力系数 C_l 的的优化历程,其中,蓝色点为最优前缘(Pareto),黑色的点为非最优前缘但计算成功的状态。根据 Pareto 前缘定义,这里得到最优前缘为在某一升力系数下,升阻比所能达到的最大值。

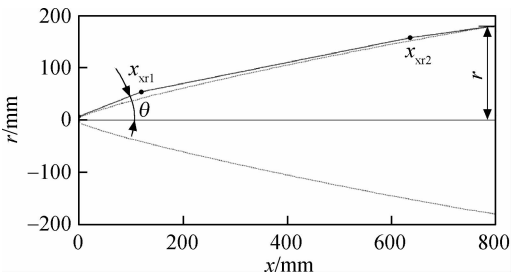
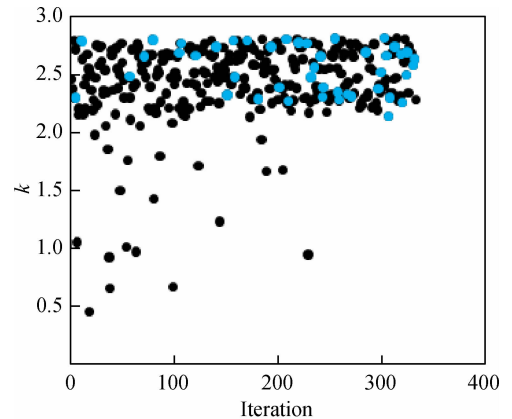
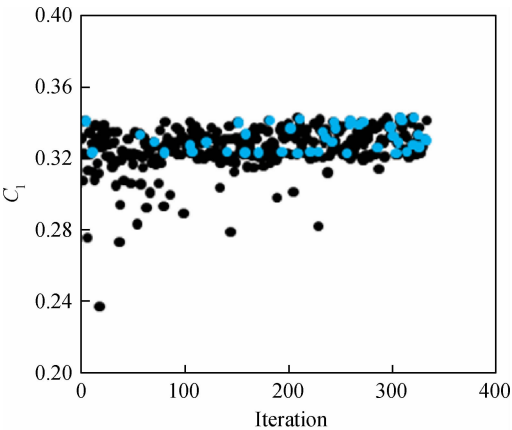


图 15 优化变量示意图

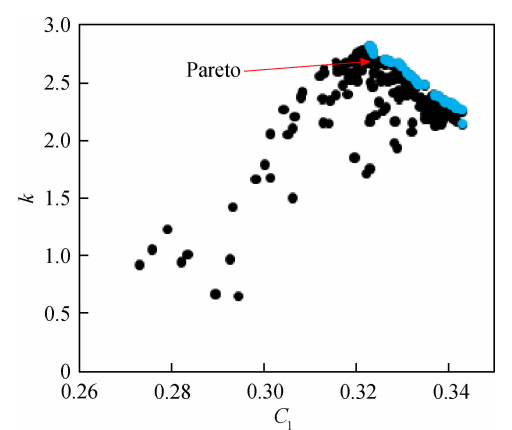
Fig. 15 Sketch map of optimizing variables



(a) 升阻比 k 优化历程



(b) 升力系数 C_l 优化历程



(c) Pareto 前缘

图 16 优化历程

Fig. 16 Optimizing process

图 17 展示了埋头角 2° 和 3° 时,最优前缘中的升力系数 C_l 、阻力系数 C_d 以及升阻比 k 随旋成体半径 r 的变化规律。

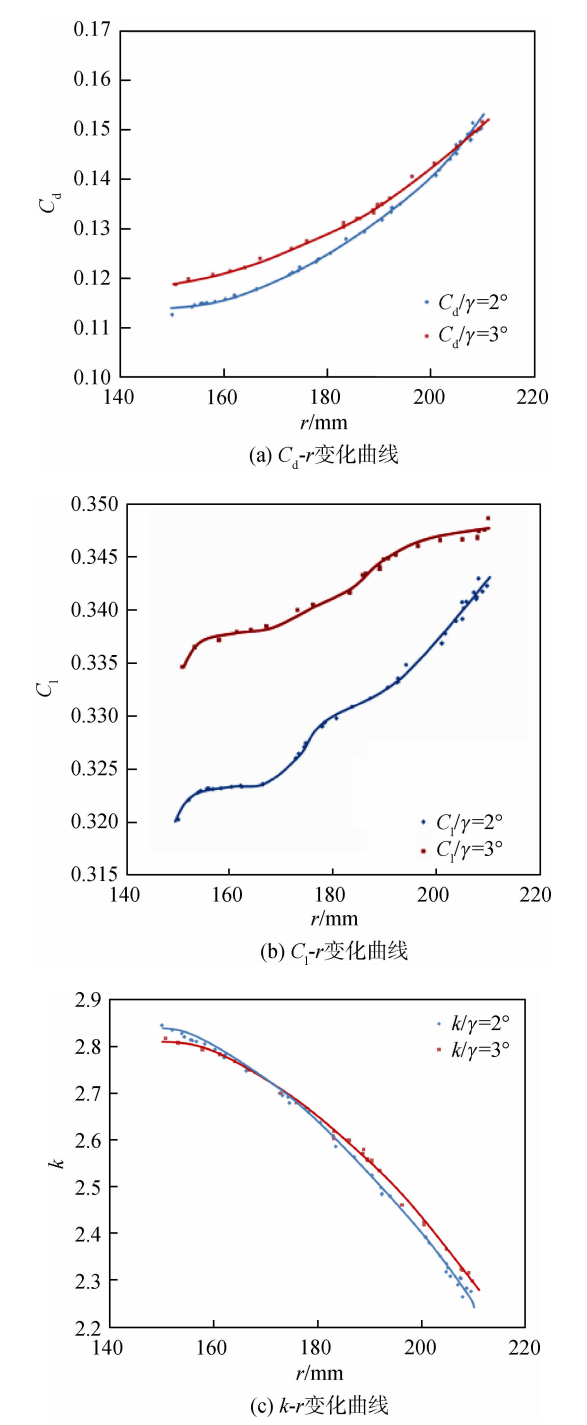


图 17 Pareto 前缘的升阻特性

Fig. 17 Lift-drag characteristics in Pareto-optimal front

根据图 17,随着 r 从 150 mm 增大至 210 mm,阻力系数 C_d 持续上升,最大增幅达 31.61% ($\gamma=2^\circ$)和 27.64% ($\gamma=3^\circ$),这是因为 r 增大的同时弹头钝度变大,导致轴向力上升^[23],从而 C_d 增大。在空间流场和下表面迎风面积(该面积随 r

增大而增大)的综合影响下,升力系数 C_l 也随 r 的增大呈现出上升趋势,但是幅度较小,最大增幅仅为 5.99% ($\gamma=2^\circ$)和 4.16% ($\gamma=3^\circ$),且在 $r \in (155,165)$ 区间变化缓慢。升力、阻力变化,最终使得升阻比 k 随 r 增大而降低,最大降幅为 19.96% ($\gamma=2^\circ$)和 18.39% ($\gamma=3^\circ$),其降低趋势随 r 增大而变快。此外, $\gamma=2^\circ$ 时的峰值升阻比为 2.845,达到扁平弹头最大升阻比的 97.79%。综上可见,若追求大升阻比,可适当减小旋成体半径 r ,这并不会大幅降低升力。然而在实际应用中,常对头部容积提出要求,这与减小 r 矛盾,因此在设计弹头时需适当选择 r 大小。

对比 $\gamma=2^\circ$ 和 $\gamma=3^\circ$ 的升阻比曲线发现,在 $r \leq 165$ mm 时,取 $\gamma=2^\circ$ 有利于提高升阻比,反之 γ 宜取 3° 。这是因为,一定范围内 r 越小则后段类椭圆下母线的纵向高度差越大,前文所述的下表面不平滑程度也越低,于是所需 γ 角越小。

4 结 论

扁平的弹头结构简单、升阻比高,但是前端扁平空间难以利用,扁平的天线罩不利于导引头透波且难以加工,于是在弹头前端融入旋成体,主要成果及结论如下:

1) 采用 CST 造型法,建立扁平弹头前端融合旋成体前后的几何模型,利用准均匀 B 样条曲线实现融合区域平滑过渡,提出埋头角 γ ,解决了融合旋成体后下表面前后下降速度不均匀和旋成体半径最大值受限的问题;

2) CFD 计算得到不同攻角下旋成体弹头、扁平弹头和零 γ 角融合弹头的气动性能。结果表明,旋成体弹头气动性能差,最大升阻比 $k_{\max}$ 仅为扁平弹头的 81.58%;零 γ 角融合弹头的 $k_{\max}$ 为扁平弹头的 86.16%,优于旋成体弹头;

3) CFD 计算得到 $\gamma=1^\circ \sim 5^\circ$ 时融合弹头的气动性能。结果表明,阻力随着 γ 增大先略微减小后增大,升力随着 γ 增大而增大,升阻比随 γ 增大先增大后平缓再减小。在 $\gamma=3^\circ$ 时,最大升阻比较零 γ 角时提升 3.89%,证明引入埋头角 γ 能减小弹头在融入旋成体后的气动性能滑坡;

4) 基于 isight 平台,对 $\gamma=2^\circ$ 和 $\gamma=3^\circ$ 的融合弹头进行气动外形优化设计。在所有 Pareto 前缘中,随着旋成体半径 r 从 150 mm 上升至 210 mm,升力系数增大 5.99% ($\gamma=2^\circ$)和 4.16% ($\gamma=3^\circ$),阻力系数增大 31.61% ($\gamma=2^\circ$)和 27.64% ($\gamma=3^\circ$),升阻比下降 19.96% ($\gamma=2^\circ$)和 18.39%

($\gamma=3^\circ$);表明减小 r 可以有效增大升阻比且不会大幅降低升力系数。

5) 对比 $\gamma=2^\circ$ 和 $\gamma=3^\circ$ 时融合弹头的气动外形优化结果,当 $r\leq 165\text{ mm}$ 时, $\gamma=2^\circ$ 构型的 $k_{\max}$ 较大,反之 $\gamma=3^\circ$ 构型的 $k_{\max}$ 较大,说明较小的 r 宜取较小的 γ ,反之则取较大 γ 。

参考文献:

[1] LELE A. Disruptive technologies for the militaries and security[M]. Singapore City:Springer,2019:70-75.

[2] ANDERSON J D. 空天飞行导论[M]. 张为华,李健,向敏,译. 7 版. 北京:国防工业出版社,2014:326-335.

[3] MASTERS D A,POOLE D J,TAYLOR N J,et al. Influence of shape parameterization on a benchmark aerodynamic optimization problem[J]. Journal of Aircraft,2017,54(6):2242-2256.

[4] DENG Fan,JIAO Zihan,LIANG Bingbing,et al. Spike effects on drag reduction for hypersonic lifting body[J]. Journal of Spacecraft and Rockets,2017,54(6):1185-1195.

[5] PAMADI B N. Performance, stability, dynamics, and control of airplanes[M]. Washington DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics,2004:8-20.

[6] 罗金玲,徐敏,刘杰. 一体化外形的高超声速飞行器升阻特性研究[J]. 宇航学报,2007,28(6):1478-1481.

LUO Jinling,XU Min,LIU Jie. Research on lift and drag characteristics for the integrated configuration of hypersonic vehicle[J]. Journal of Astronautics,2007,28(6):1478-1481. (in Chinese)

[7] LIU Shangji,ZHOU Huiyuan,DING Chang,et al. Electrical properties analysis of conical radome[C]//Proceedings of 2016 IEEE International Conference on Ubiquitous Wireless Broadband(ICUWB). Nanjing:IEEE,2016:1-4.

[8] KHATAVKAR N,BALASUBRAMANIAN K. Composite materials for supersonic aircraft radomes with ameliorated radio frequency transmission-a review[J]. RSC Advances,2016,6(8):6709-6718.

[9] KANDI K K,THALLAPALLI N,CHILAKALAPALLI S P R. Development of silicon nitride-based ceramic radomes-a review[J]. International Journal of Applied Ceramic Technology,2015,12(5):909-920.

[10] 郭东明,娄鑫,王晓明,等. 面向导弹天线罩精密加工的三维曲面重构[J]. 机械工程学报,2001,37(9):92-95.

GUO Dongming,LOU Xin,WANG Xiaoming,et al. Reconstruction of the 3D surface for precision machining of missile radome[J]. Journal of Mechanical Engineering,2001,37(9):92-95. (in Chinese)

[11] 李斌,张长瑞,曹峰,等. 高超音速导弹天线罩设计与制备中的关键问题分析[J]. 科技导报,2006,24(8):28-31.

LI Bin,ZHANG Changrui,CAO Feng,et al. Key issues in designing and preparing hypersonic missile radomes[J]. Science and Technology Review,2006,24(8):28-31. (in Chinese)

[12] GREY Z J,CONSTANTINE P G. Active subspaces of airfoil shape parameterizations[J]. AIAA Journal,2017,56(5):2003-2017.

[13] ZHANG Tiantian,WANG Zhenguo,HUANG Wei,et al. A review of parametric approaches specific to aerodynamic design process[J]. Acta Astronaut,2018,145:319-331.

[14] LEE C,KOO D,ZINGG D W. Comparison of B-spline surface and free-form deformation geometry control for aerodynamic optimization[J]. AIAA Journal,2016,55(1):1-13.

[15] LIANG Changping,LI Huaxing. Aerofoil optimization for improving the power performance of a vertical axis wind turbine using multiple streamtube model and genetic algorithm[J]. Royal Society Open Science,2018,5(7):180540. 1-180540. 15.

[16] 薛帮猛,邓捷. 改进的 CST 和面向 CAD 建模的民机机翼参数化方法[J]. 航空计算技术,2018,48(4):15-19.

XUE Bangmeng,DENG Jie. A modified CST representation method and CAD oriented wing parameterization of civil aircrafts[J]. Aeronautical Computing Technique,2018,48(4):15-19. (in Chinese)

[17] STRAATHOF M H,MICHEL V T. Extension to the lass-shape-transformation method based on B-splines[J]. AIAA Journal,2011,49(4):780-790.

[18] 游进,夏智勋,王登攀,等. 高超声速进气道再起动特性及其影响因素数值模拟[J]. 固体火箭技术,2011,34(2):161-166.

YOU Jin,XIA Zhixun,WANG Dengpan,et al. Numerical study on influencing factors of restarting characteristics for a hypersonic inlet[J]. Journal of Solid Rocket Technology,2011,34(2):161-166. (in Chinese)

[19] 刘伟,杨小亮,赵海,等. 高超声速圆锥边界层转捩数值研究[J]. 空气动力学学报,2008,26(4):538-543.

LIU Wei,YANG Xiaoliang,ZHAO Hai,et al. Numerical study on hypersonic boundary layer transition over a sharp cone[J]. Acta Aerodynamica Sinica,2008,26(4):538-543. (in Chinese)

[20] 马小亮,杨国伟. 湍流模型计算比较研究[C]//第十三届全国激波与激波管学术会议论文集. 长沙:中国力学学会,2008:396-401.

[21] 张翔,阎超. 高超声速热流计算湍流模型性能评估[J]. 北京航空航天大学学报,2015,41(2):337-342.

ZHANG Xiang,YAN Chao. Property evaluation on turbulence models calculation in hypersonic heat transfer simulation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2015,41(2):337-342. (in Chinese)

[22] 蒙泽威,范晓樯,陶渊,等. 超声速 V 形前缘热流计算与分析[C]//中国航天第三专业信息网第三十八届技术交流会暨第二届空天动力联合会议论文集——发动机热管理技术. 辽宁 大连:中国航天第三专业信息网,2017:47-54.

[23] 唐伟,江定武,桂业伟,等. 旋成体导弹头部母线线型的选择问题研究[J]. 空气动力学学报,2010,28(2):218-221.

TANG Wei,JIANG Dingwu,GUI Yewei,et al. Study on generatrix curve types of axis-symmetric missiles[J]. Acta Aerodynamica Sinica,2010,28(2):218-221. (in Chinese)