



# 基于 CFD 分析的弧形翼导弹气动外形优化

崔凯<sup>①②\*</sup>, 杨国伟<sup>①</sup>

① 中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室, 北京 100190;

② 工业装备结构分析国家重点实验室, 大连理工大学, 大连 116023

\* E-mail: kcui@imech.ac.cn

收稿日期: 2008-11-10; 接受日期: 2009-01-13

国家自然科学基金(批准号: 10502053, 10672168, 10621202)和大连理工大学工业装备结构分析国家重点实验室开放基金资助项目

**摘要** 为探索将高精度 CFD 分析引入高超声速飞行器气动外形优化设计的可行性, 以  $6^\circ$  飞行攻角、6 马赫飞行速度下的最大升阻比为目标, 引入 CFD 分析计算气动性能, 使用 Nelder-Mead 可变多面体搜索方法对高超声速弧形翼导弹进行了气动外形优化. 计算结果表明, 在满足弹翼安全性的条件下, 优化外形比初始外形的升阻比有明显提高(约 9.22%), 同时阻力系数、弹翼展长和弹翼面积均有不同程度的降低. 计算结果充分证明了优化设计的有效性和采用 CFD 分析的必要性. 依据该文结果提出一种前掠弧形翼高超声速导弹气动布局方案.

**关键词**

优化设计

导弹

弧形翼

计算流体力学

可变多面体搜索方法

导弹是现代战争中不可缺少的高科技武器, 它具有速度快、作战半径大、精确打击和突防能力强等优点, 近年来一直是各国武器装备发展研制的重点. 导弹的气动布局多采用锥形弹头和圆柱形弹体相结合的旋成体构型. 这种构型方式具有容积率高和易于控制等优点, 但气动性能相对较差. 乘波体布局方案<sup>[1~3]</sup>虽可以有效改善导弹的气动性能, 然而在提高有效容积和控制性能等方面尚存在较多问题, 从目前的研究进展来看, 短期内很难进入应用阶段.

在弹体两侧加装平板弹翼, 使之成为带翼飞行器, 可在一定程度上改善旋成体型导弹的气动性能. 此时, 弹翼外形的合理选择对提高导弹的升阻比有极大影响. 研究表明, 当飞行马赫数介于 0.3~4.0 及飞行攻角在  $1^\circ$ ~ $20^\circ$  之间时, 采用较大的弹翼翼展和弹翼面积可有效提高导弹的升阻比<sup>[4,5]</sup>. 但对于高超声速导弹, 如果加装大面积的平板弹翼, 在大气层中飞行时会产生较大摩阻, 这在发射初期的加速阶段将耗费大量燃料, 因而很难提高导弹的有效航程. 除

此以外, 高超声速导弹一般采用发射井或水下发射, 相对较小的发射空间也不允许采用大面积弹翼.

一种较为可行的解决方法是在弹体表面加装可折叠弧形翼, 或称卷弧翼. 这种弹翼呈圆弧形, 其截面半径与弹体的截面半径相同, 发射前期弹翼包裹于弹体上, 此时导弹呈轴对称旋成体外形(如图 1(a)所示), 飞行至设定状态时, 弧形翼自动张开, 成为带翼导弹(如图 1(b)所示). 该思路于 20 世纪 60 年代提出, 在导弹尾翼设计中已有较多应用<sup>[6,7]</sup>. 采用这种方法设计弹翼时, 弧形翼是提高导弹气动性能的关键部分, 如果通过优化获得合理的外形, 可在很大程度上改善导弹的气动性能.

对高超声速飞行器或导弹进行优化设计时, 需多次调用气动性能分析模块. 目前国内外在关于此问题的研究中, 气动性能分析均采用简化工程算法<sup>[2~4,8~10]</sup>. 具体作法为先把飞行器分为若干部分(如机身、机翼等), 之后对每一部分分别采用参考温度法等简化或半经验公式估算气动性能, 最后汇

总获得飞行器的总气动性能. 估算方法较适用于简单外形, 对于外形相对复杂的飞行器, 由于对飞行器进行分块求解, 忽略了各部分之间的耦合效应, 将导致较大的计算误差. 相比之下, 近年来 CFD 技术迅速发展, 对高超飞行器的气动力、热等计算均可获得较精准的结果. 因此, 文献[1,10]均明确指出了简化估算方法的不足, 并将基于 CFD 分析的优化计算列为进一步的工作方向.

在此背景下, 本文基于 CFD 分析气动性能, 以最大升阻比为目标, 对一种设计马赫数为 6 的高超声速导弹的弧形弹翼进行了优化设计. 设计变量选取为弹翼的前缘形状和径向装配角, 优化方法采用非线性单纯形方法. 在此基础上进一步分析了弹头激波对弹翼的影响, 并据此对弹翼优化外形进行了修正. 最后基于本文结果提出了一种前掠弧形翼导弹构型设计方案. 本文结果一方面证明了 CFD 分析引入优化设计的可行性和重要性, 另一方面也为实际应用提供了一种高性能导弹构型.

### 1 弹翼前缘的参数化设计

作为优化的准备工作, 首先须对弹翼前缘线进行参数化设计, 即采用若干控制参数表达弹翼前缘. 本文使用分段 3 次 B 样条曲线方法<sup>[11]</sup>进行参数化设计, 可用较少的设计变量灵活表达弹翼前缘. 如前所述, 因为弹翼截面半径与弹体的截面半径相同, 所以当弹翼前缘在俯视方向(如图 1(b)中所示的 XY 平面)内的投影形状给定后, 其空间三维形状也随之唯一

确定. 所以只需使用二维 B 样条曲线表达弹翼前缘线即可, 参数化公式如下所示:

$$P(t) = \frac{1}{6} \begin{bmatrix} t^3 & t^2 & t & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -1 & 3 & -3 & 1 \\ 3 & -6 & 3 & 0 \\ -3 & 0 & 3 & 0 \\ 1 & 4 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P_0 \\ P_1 \\ P_2 \\ P_3 \end{bmatrix}, \quad (1)$$

其中  $t \in [0,1]$ ,  $P(t)$  为前缘外形曲线在 XY 平面的投影曲线,  $P_0 \sim P_3$  为控制点坐标,  $P_i = (x_i, y_i)$ . 这里使用 4 个控制点(8 个参数)来表达弹翼前缘. 一个参数化的实例如图 2 所示.

图 2 中, 控制点 1 为弹翼和弹体的结合点, 为固定点. 控制点 4 的 y 坐标为弹翼的展长, 通过弹体半径和径向装配角可唯一确定. 故实际可调参数为 5 个(点 2, 3 的 x, y 坐标和点 4 的 x 坐标). 进一步通过试探性计算发现, 点 2 和 3 的 y 方向坐标对气动性能的影响较小, 即灵敏度较低, 在弹翼前缘外形优化计算中可以忽略. 故而实际设计变量仅选取 3 个, 即点 2, 3 和 4 的 x 坐标.

### 2 CFD 分析程序可靠性验证

CFD 计算是优化设计的基础, 必须对其可信性进行验证. 在图 1 所示的初始外形中, 弹翼后掠角选择为  $45^\circ$ , 径向装配角为  $30^\circ$ (径向装配角定义为从尾部方向看, 弹翼装配点和圆心沿径向的连线与 Y 轴的夹角, 具体如后图 6 所示), 弹翼装配攻角为  $1^\circ$ . 初始外形已制作缩比模型并进行了风洞吹风实验, 相关实验参数如表 1 所示, 表 1 中,  $Ma$  为马赫数,  $P_0$  为总

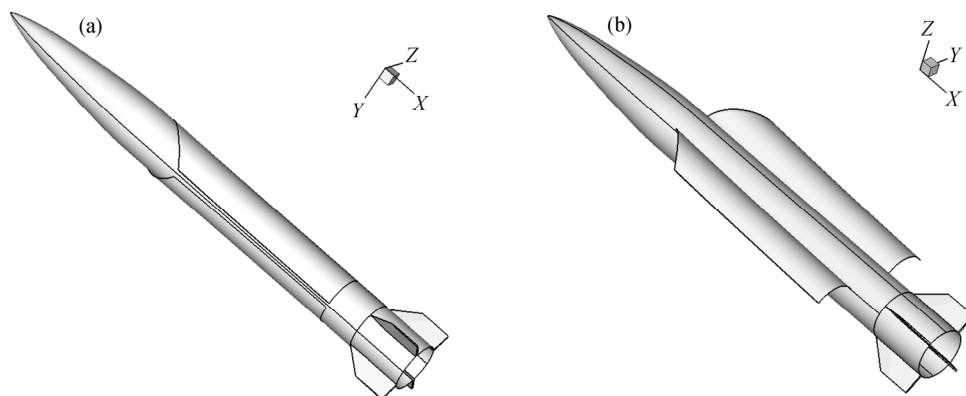


图 1 弧形翼导弹外形  
(a) 弹翼闭合状态; (b) 弹翼张开状态

表 1 风洞实验和验证计算相关参数

$Ma$	$P_0 / Pa$	$P_\infty / Pa$	$T_0 / K$	$Re / m^{-1}$	$S_{ref} / m^2$
5.933	2061065	1398.547	464.4456	$2.06359 \times 10^7$	0.0025133

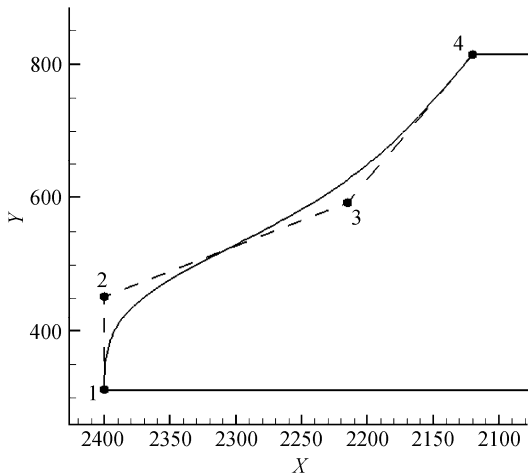


图 2 弹翼前缘 B 样条曲线参数化实例  
1—4 为控制点

压,  $P_\infty$  为静压,  $T_0$  为总温,  $Re$  为雷诺数,  $S_{ref}$  为参考面积. 实验结果是我们验证 CFD 分析程序可靠性的主要依据.

CFD 分析采用非结构 Navier-Stokes 方程求解器. 由于 CFD 分析的具体细节不是本文的研究重点, 故此处不加赘述. 计算模型采用层流模型, 相关条件设置与表 1 给定的风洞实验条件完全相同. 计算网格采用非结构网格, 在弹体表面网格布置较密, 以保证相对准确地捕捉到边界层. 表面和对称面网格及其局

部放大图如图 3 所示. 不同飞行攻角下各气动力参数的计算和实验结果比较如图 4 所示.

从图 4 可以看出, 计算结果可很好地与风洞实验结果吻合. 各项气动力参数(升力、阻力、升阻比)的误差均在 5% 以内. 这表明 CFD 分析模块具有较高的可信度, 可应用于优化分析. 后续的数值计算均使用与此相同的网格结构、尺度以及 CFD 计算模型, 以保证优化结果的准确性和可靠性.

### 3 优化计算及结果分析

#### 3.1 设计变量、优化目标和优化方法

优化设计变量包括两组, 一组是弹翼前缘形状, 采用前述方法进行参数化后, 使用三个变量表达. 另一组是弹翼的径向装配角( $\theta_a$ ), 仅包含一个变量. 优化流程为首先对径向装配角进行优化, 在此基础上进一步对弹翼前缘进行优化. 从图 4(c)中可以看出, 导弹在飞行攻角为  $6^\circ$  时升阻比最大, 故优化计算中以此攻角下的升阻比为优化目标.

优化方法使用 Nelder-Mead 可变多面体搜索方法. 这种方法以预先给定的初始单纯形为基础, 通过不断的反射、扩展和压缩, 依次用较好的点取代最差点构成新的单纯形, 最终获得优化问题的最优解. 该方

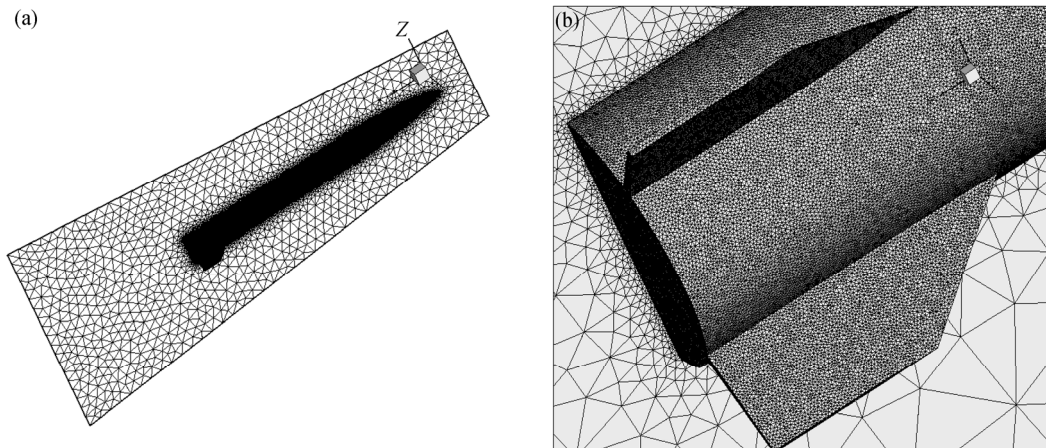


图 3 表面和轴对称面网格(a)及局部细节(b)

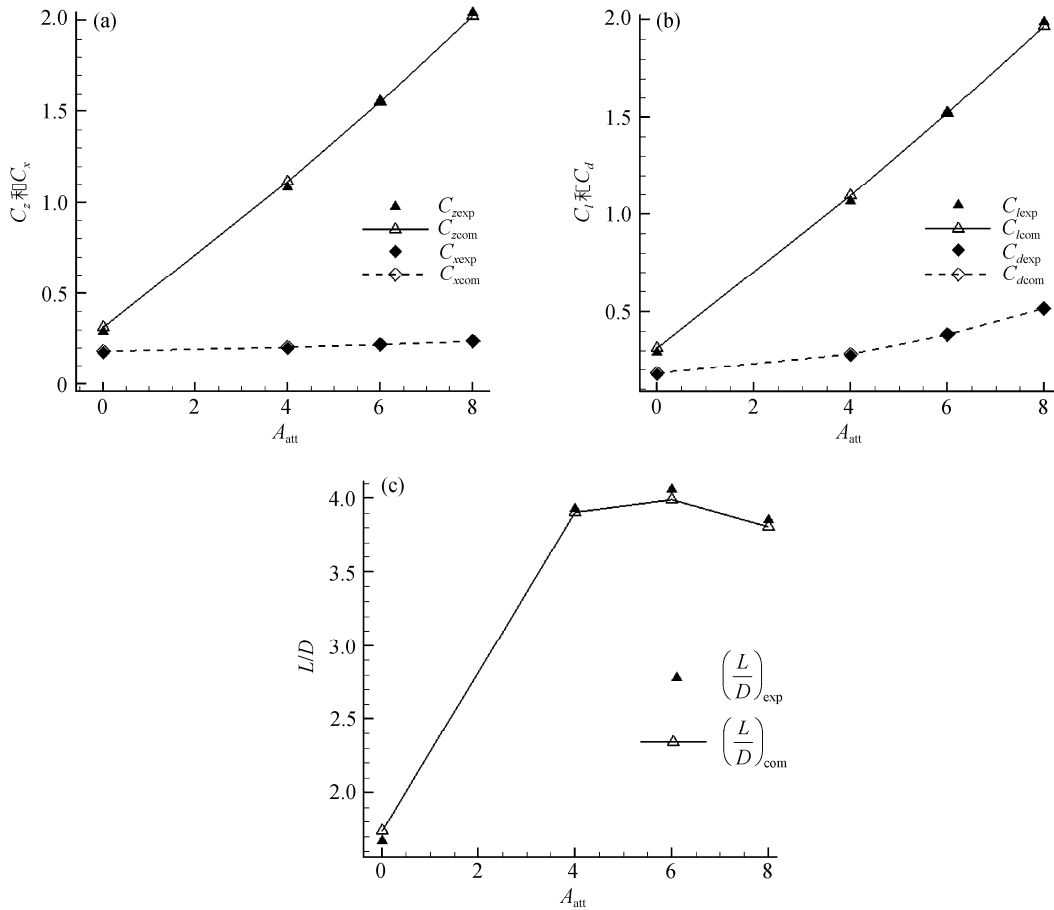


图 4 导弹初始外形各气动参数的计算与风洞实验结果比较

(a) 轴向和法向力系数; (b) 升力和阻力系数; (c) 升阻比; 横坐标为飞行攻角,  $C_x$  为轴向力系数,  $C_z$  为法向力系数,  $C_l$  为升力系数,  $C_d$  为阻力系数,  $L/D$  为升阻比, 下标含 exp 和 com 的分别为实验和计算值

法鲁棒性好, 非常适用于设计变量较少的优化问题, 已多次成功应用于高超声速乘波飞行器的优化设计<sup>[3,8,9]</sup>.

### 3.2 优化设计空间的初步确定

对于优化问题而言, 合理地给定设计变量空间不但可以保证优化过程的收敛性, 还可以大大减少计算时间. 因此在进行细致优化以前, 首先选择几种典型外形进行试探性计算, 依据计算结果确定优化计算空间.

试探性计算通过改变弹翼后掠角( $\theta_w$ )进行, 共计算了  $\theta_w = 0^\circ, 30^\circ, 45^\circ$  和  $60^\circ$  四种状态, 计算条件与风洞实验条件相同(飞行攻角为  $6^\circ$ ). 另外, 四种外形的弹翼径向装配角均与原始外形相同( $\theta_a = 30^\circ$ ). 各弹翼

外形及其升阻比随后掠角的变化曲线如图 5 所示.

由图 5 可知, 当  $\theta_w = 0^\circ$  时, 导弹的升阻比最大, 且随弹翼后掠角增大呈单调下降趋势. 因而弹翼前缘的最优外形应在  $\theta_w < 0^\circ$  的范围内, 或者在此附近变化. 该条件在进一步的优化计算中应作为约束条件之一.

### 3.3 径向装配角优化

弹翼径向装配角仅一个设计变量, 采用二分法进行优化计算即可. 这里以  $\theta_a = 30^\circ, -15^\circ$  为上下边界, 依次对  $\theta_a = 0^\circ, 15^\circ, 7.5^\circ$  和  $11^\circ$  的外形进行了计算. 在所有计算中, 依照上一步的结果, 弹翼后掠角选择为  $0^\circ$ . 不同径向装配角的导弹前视图及其升阻比随  $\theta_a$  的变化曲线如图 6 所示. 由图 6 可知, 当径向装配角为

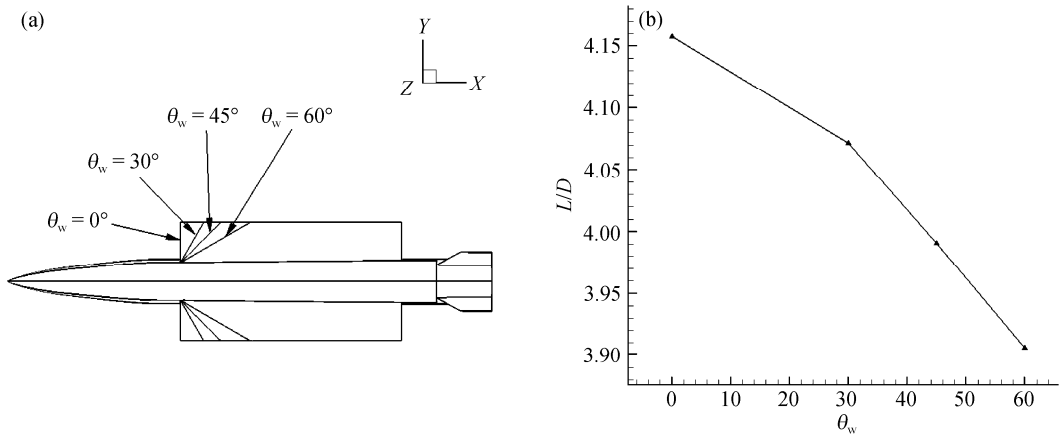


图 5 不同弹翼后掠角图示(a)和升阻比比较(b)

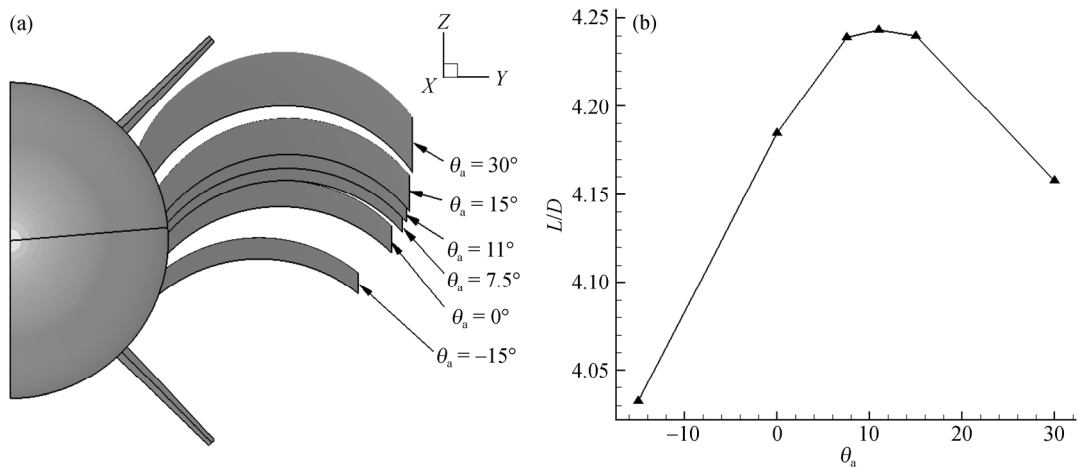


图 6 不同弹翼径向装配角导弹前视图(半)(a)及升阻比(b)

11°时, 导弹升阻比最高。

### 3.4 弹翼前缘外形优化及分析

导弹弹体由锥形的头部和圆柱体弹身组成, 两者联结处为  $x/L = 0.31$  处。优化计算中, 必须保证弹翼前端不超出这个位置, 这样弹翼闭合时才能完全与弹体结合, 不出现“毛刺”。另外, 在确定优化设计空间时, 将后掠角小于  $0^\circ$  (即  $x/L \leq 0.358$ ) 作为另一约束条件, 因此该优化问题可表达为如下带约束形式:

$$\begin{aligned} \max_x \quad & L/D \\ \text{s.t.} \quad & 0.358 \geq x/L \geq 0.31. \end{aligned} \quad (2)$$

采用前述优化方法对问题(2)进行计算, 经 10 次迭代后, 获得优化外形, 该外形与初始外形的比较如图 7 所示。

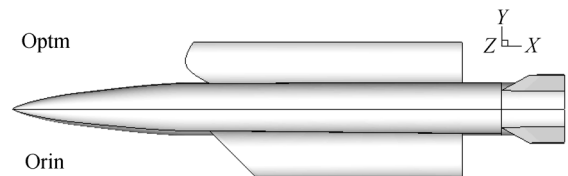


图 7 导弹优化外形和初始外形比较图

优化外形与初始外形的各气动力系数比较如图 8 所示, 不同飞行攻角条件下各气动参数的相对增量如表 2 所示。

从图 8 和表 2 的结果可知, 当飞行攻角为  $0^\circ$  时, 与初始外形相比, 优化外形的升力系数、阻力系数和升阻比均减小, 这是因为优化外形比初始外形的径向装配角减小了  $19^\circ$ , 导致弹翼翼展减小了 7.66% (如

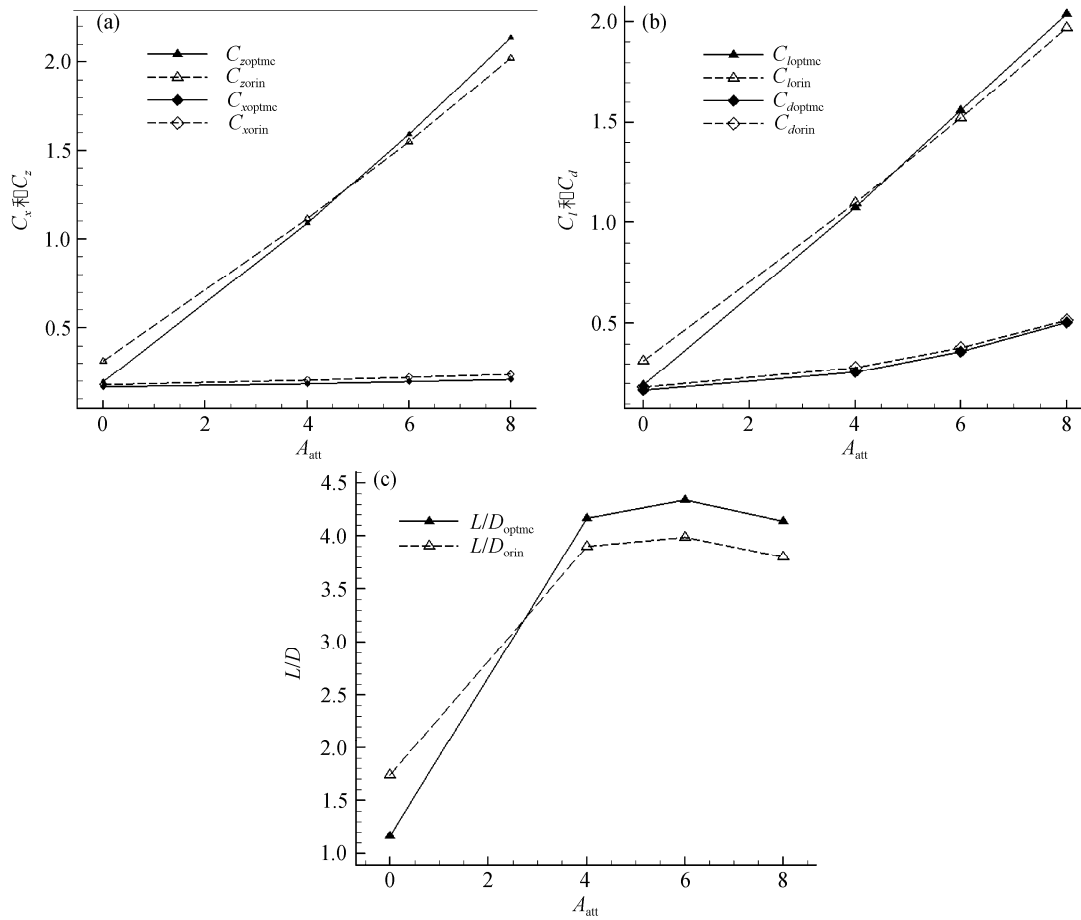


图 8 导弹优化外形和初始外形的各气动参数比较

(a) 轴向和法向力系数比较; (b) 升力和阻力系数比较; (c) 升阻比较; 下标含 optmc 的为优化外形, 含 orin 的为初始外形

表 2 不同飞行攻角下优化外形各气动参数增量

$\alpha$	$\Delta C_z/\%$	$\Delta C_x/\%$	$\Delta C_l/\%$	$\Delta C_d/\%$	$\Delta(L/D)/\%$
0	-38.24	-7.79	-38.24	-7.79	-33.02
4	-2.19	-10.69	-2.08	-8.34	6.83
6	2.48	-11.55	2.69	-5.58	8.76
8	5.71	-12.33	3.47	-2.52	8.76

图 6(a)所示)所致. 随着飞行攻角的增加, 优化外形的升阻比较初始外形明显增加, 并在  $6^\circ$  攻角时达到最大, 这证明优化计算取得了很好的结果.

飞行攻角为  $6^\circ$  时, 优化外形和初始外形沿轴向不同截面的压力分布比较如图 9 所示. 从图 9 中可以看出, 当导弹带攻角进行高超声速飞行时, 在弹头和弹体的下部产生一个高压区, 而且此高压区沿弹体两侧向弹体上部扩张. 初始外形基本未利用到高压区的压力, 但优化外形的弹翼合理前掠, 利用了部分

高压, 因此气动性能有大幅度提高. 据此可知, 对于高超声速带翼导弹, 以一定攻角飞行时, 采用合理的前掠翼将有可能获得较好的气动性能.

### 3.5 考虑头部激波影响下的弹翼外形修正

尽管弹翼前掠可以提高气动性能, 但如果弹头引起的激波与弹翼交叉, 将有可能在交叉点产生局部高温烧蚀弹翼, 影响导弹的安全. 为对这一问题进行仔细分析, 首先对马赫 6 条件下弹头引起的激波位

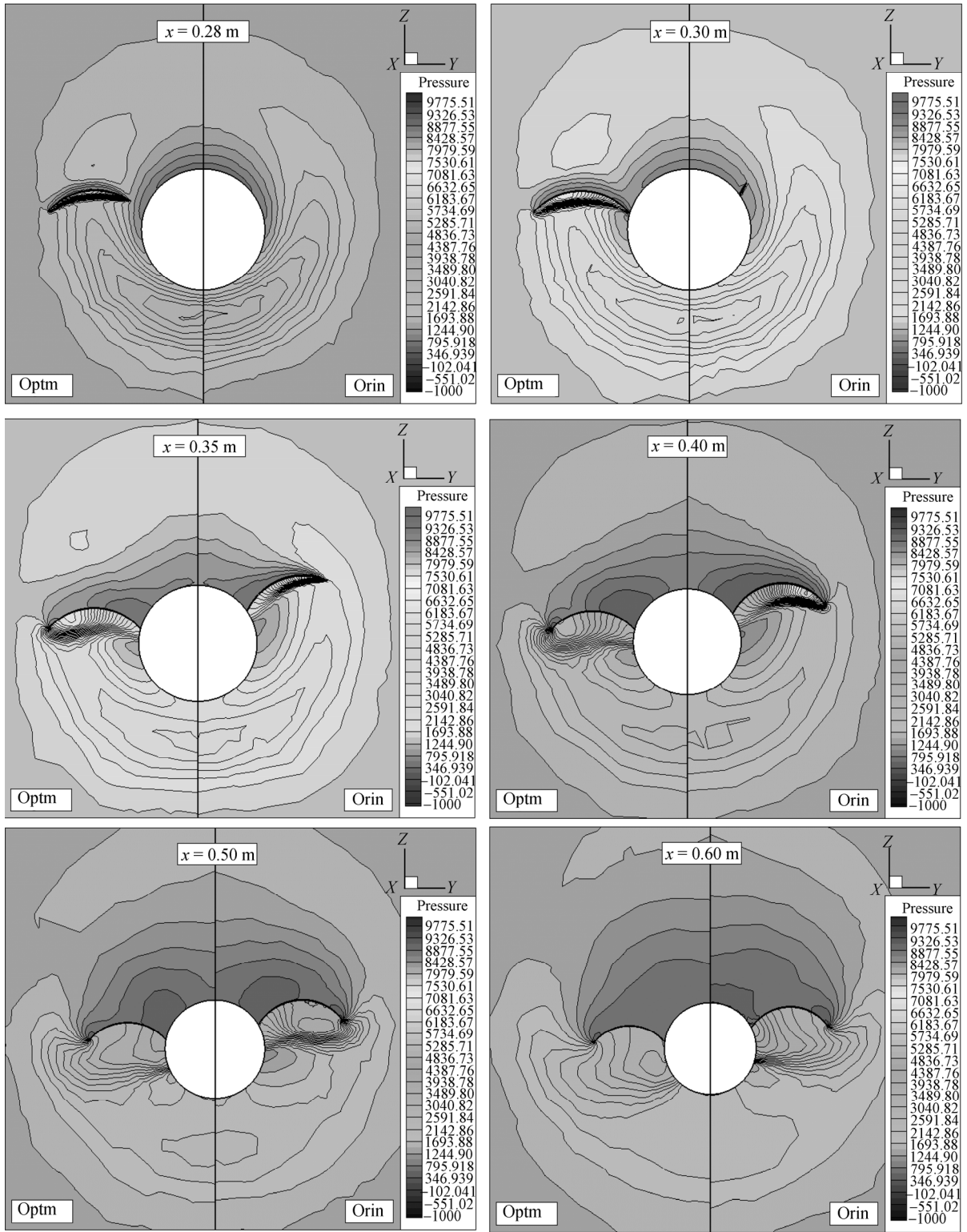


图 9 优化外形和初始外形轴向各截面的压力云图对比(6°飞行攻角)

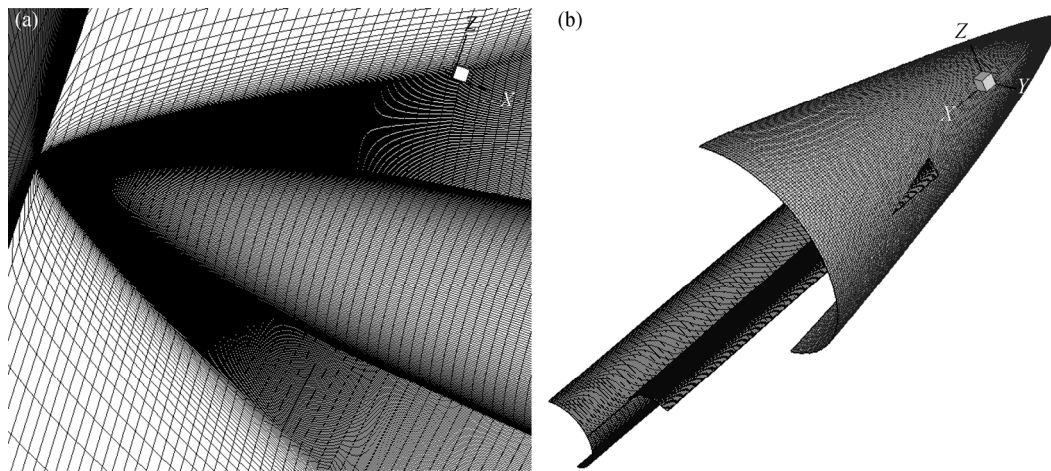


图 10 激波面的计算

(a) 网格结构; (b) 激波面与弹翼

置进行计算. 计算网格采用结构化网格, 求解器采用欧拉方程求解器. 激波面采用激波捕捉法获得, 压力梯度的变化最大的位置为激波面, 在捕捉过程中, 通过网格自适应不断依据捕捉到的激波面位置调整网格加密的位置. 计算网格和捕捉到的激波面如图 10 所示.

从图 10 可见, 在  $6^\circ$  飞行攻角条件下弹头产生的激波面与弹翼产生了交叉. 为防止出现前述问题, 对弹翼进行了局部修正, 即把激波面以外的弹翼部分修剪掉, 修正后的弹翼与原优化弹翼的比较如图 11 所示.

修正弹翼导弹外形各气动参数计算结果如表 3 所示.  $6^\circ$  飞行攻角条件下, 未修正和修正外形相对于初始外形的各参数增量如表 4 所示. 表 4 中,  $\Delta A$  为弹翼面积的增量,  $\Delta W$  为弹翼翼展的增量.

依据图 11 和表 4 的结果可知, 由于对弹翼外缘



图 11 修正弹翼与原优化弹翼的比较

进行了修剪, 因此升力系数较原优化外形有一定下降, 但由于修剪后的弹翼后掠, 且弹翼面积减小, 因此阻力也有较大下降, 故升阻比增量略有上升. 除此以外, 较初始外形而言, 修正优化外形的弹翼面积和翼展均有不同程度的减小, 这在实际飞行中可以明显减小弹翼的气动载荷, 并减轻导弹的重量.

#### 4 结论

本文基于 CFD 分析, 对高超声速弧形翼导弹的弹翼气动外形进行了优化设计, 并在考虑弹头激波

表 3 修正弹翼导弹外形气动数据计算结果

$\alpha$	$C_z$	$C_x$	$C_l$	$C_d$	$L/D$
0	0.184	0.160	0.184	0.160	1.154
4	1.065	0.176	1.050	0.250	4.201
6	1.552	0.189	1.524	0.350	4.359
8	2.081	0.204	2.033	0.477	4.138

表 4 原优化外形(Optm)和修正外形(Modi)的各气动参数增量

	$\Delta C_l/\%$	$\Delta C_d/\%$	$\Delta(L/D)/\%$	$\Delta A/\%$	$\Delta W/\%$
Optm	+2.69	-5.58	+8.76	+1.5	-7.66
Modi	+0.2	-8.18	+9.22	-1.7	-7.66



影响的条件下对弹翼外形进行了修正. 计算结果表明, 通过优化设计, 导弹阻力减小约 8.18%, 升阻比提高约 9.22%. 此外, 弹翼面积和弹翼展长较初始外形分别减小 1.7% 和 7.66%. 可见优化设计取得了明显的效果.

依据本文的结果进行分析可知, 导弹气动性能提升的主要原因是合理应用了弹头压力对弹翼的影响, 如果气动性能基于工程估算方法, 将很难分析这种弹头和弹翼之间的耦合效果. 因此本文的结果也表明, 对于各部件存在耦合作用的复杂飞行器构型, 基于 CFD 分析进行气动优化可获得更加精确的优化结果. 另外, 从表 3 可知, 导弹的最大升阻比约为

4.36, 采用这种前掠弧形翼气动布局具有很好的气动性能.

本文的工作仅考虑弹翼径向装配角和弹翼前缘形状, 尚未考虑弹翼轴向长度及轴向装配位置等参数. 在进一步的工作中, 可考虑引入更多的设计参数进行更加细致的优化. 此外, 本文的优化问题由于设计变量较少, 采用 Nelder-Mead 优化方法尚可接受. 如果对于更加复杂的外形, 设计变量相对较多时, 采用这种方法将耗费大量的计算时间. 因此, 对优化方法进行深入研究, 使之更加适合与 CFD 分析结合使用, 同时进一步提高计算效率, 也是我们下一步的研究方向之一.

## 参考文献

- 1 Bowcutt K G. A perspective on the future of aerospace vehicle design. AIAA Paper, 2003, 2003-6957
- 2 Bowcutt K G. Multidisciplinary optimization of airbreathing hypersonic vehicles. J Propul Power, 2001, 17(6): 1184—1190
- 3 Lewis M J. A hypersonic propulsion airframe integration overview. AIAA Paper, 2003, 2003-4405
- 4 Anderson M B, Burkhalter J E, Jenkins R M. Missile aerodynamic shape optimization using genetic algorithms. J Spacecr Rockets, 2000, 37(5): 663—669
- 5 Lesieutre D J, Dillenius M F E, Lesieutre T O. Multidisciplinary design optimization of missile configurations and fin planforms for improved performance. AIAA Paper, 1998, 98-4890
- 6 吴甲生, 居贤铭, 徐文熙. 卷弧翼身组合体的自滚转特性. 北京理工大学学报, 1993, 13(2): 180—186
- 7 陈农, 贾区耀. 弧形翼的动态气动特性研究. 航空学报, 2002, 23(4): 321—323
- 8 崔凯, 杨国伟, 陈大伟, 等. 跨音速翼型反设计的一种大范围收敛方法. 力学学报, 2005, 37(2): 157—163
- 9 Bowcutt K G, Anderson J D, Capriotti D. Viscous optimized hypersonic waveriders. AIAA Paper, 1987, 87-0272
- 10 Corda S, Anderson J D. Viscous optimized hypersonic waveriders designed from axisymmetric flowfields. AIAA Paper, 1988, 88-0369
- 11 Tsuchiya T, Takenaka Y, Taguchi H. Multidisciplinary design optimization for hypersonic experimental vehicle. AIAA J, 2007, 45(7): 1655—1662