

# 远程巡航飞行器布局研究

王发民, 雷麦芳, 刘宏, 张陈安

(中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室(筹), 北京海淀区 100190)

**摘要** 针对涡喷/冲压组合发动机为动力的巡航飞行器需要, 采用了楔形绕流和锥形流组合三维流场生成乘波体的方法, 开展了以为冲压发动机提供高温高压均匀来流为约束, 以升阻比为优化目标的相切锥乘波体优化设计研究。根据发动机安装、气动操纵和热防护需求, 进行了乘波体工程化设计。给出了满足工程需求的乘波布局飞行器方案, 应用数值计算和风洞实验相结合的方法, 研究了乘波飞行器的气动特性。结果表明该布局不仅可以满足组合发动机的进排气需求, 而且能够满足飞行稳定性, 并具有高的升阻比。

**关键词** 高超声速, 巡航飞行器, 乘波体, 冲压发动机, 一体化布局

## 引言

超燃冲压发动机已成为高超声速推进技术的研究热点。纵观七十多年几起几落的研究现实, 由于它在科学和技术上的困难, 进入工程应用还有比较长的路要走<sup>[1~3]</sup>。低马赫数 ( $M < 3$ ) 的冲压发动机由于其巡航高度不能高于 20km, 巡航距离较短, 因此对工程部门来说亚声速推进系统更具吸引力。

本文提出了一个以涡喷和亚燃冲压发动机为组合动力的乘波布局方案飞行器。它由涡轮喷气发动机起飞, 在 20~25km 高度由冲压发动机巡航。该巡航飞行器可执行远程快速飞行的任务。

超燃冲压发动机与乘波布局一体化设计已经开展了比较长时间的研究工作。Coyue, Manor 等在乘波布局的设计和气动热防护方面做了很好的工作<sup>[4,5]</sup>。Starkey 等进行了船载乘波布局设计<sup>[6~9]</sup>, Graves, Chauffour 等人开展了进气道前体一体化设计的反设计方法研究<sup>[10~11]</sup>。美国 Langley 研究中心开展了很好的一体化实验工作<sup>[3,12,13]</sup>。国内中科院力学所、北航、气动研究中心等单位也开展了比较系统的研究工作<sup>[14,15]</sup>, 但对于并联式涡喷和亚燃冲压发动机组合的研究还比较少。

以喷气和冲压发动机为动力的飞行器在实际飞行过程中要经历发动机和进气道的不同工

作状态。为了减少并联式组合发动机 (TBCC) 宽速域进气道困难, 我们采用两组发动机并联的方式, 在达到冲压发动机的工作高度和马赫数之前, 由涡喷助推发动机工作。为了保护发动机和降低热载荷, 冲压发动机的进气道是关闭的; 当达到发动机的工作条件时, 冲压发动机的进气道打开, 此时进入发动机工作转换过程, 进气道捕获气流流入燃烧室, 需要经历几秒钟流动建立过程; 接着发动机点火, 飞行器以冲压发动机为动力飞行。因此, 吸气式高超声速飞行器在实际飞行过程中发动机经历了三种工作状态。

以冲压发动机为动力的高超声速飞行器, 前体必须承担进气道的预压缩功能来为发动机提供均匀来流。本文应用楔形流和与之相切的锥形流组成的高超声速流场进行乘波体设计, 与锥形流场相比, 它不仅能为发动机提供均匀来流, 而且具有更好的有效容积<sup>[16]</sup>, 能够实现全机具有乘波特性, 获得较高的工程化实用的升阻比。

本文以为冲压发动机提供高温高压均匀来流为约束, 以升阻比为优化目标, 开展了相切锥乘波体优化设计。根据发动机安装、气动操纵和热防护需求, 进行了乘波体工程化设计。给出了满足工程需求的乘波布局飞行器方案, 应用数值计算和风洞实验相结合的方法, 研究了乘波飞行器的气动特性。结果表明该布局不

仅可以满足组合发动机的进排气需求，而且能够满足飞行稳定性，并具有高的升阻比。

## 1 气动布局设计

乘波体的设计条件为高度  $H=25\text{Km}$ ，马赫数 5。乘波体的前体要为进气道提供均匀一致的高温高压入口条件，激波曲线中部为直线。设计中给定的激波曲线由指数率曲线和直线组成。

激波曲线的直线部分：

$$\begin{aligned} 0 \leq Z_s \leq L_s \\ y_s = -H = -L \tan(\beta) \end{aligned} \quad (1)$$

激波曲线的曲线部分：

$$\begin{aligned} Z_s \geq L_s \\ y_s = - \left[ H - \left( \frac{Z_s - L_s}{A} \right)^{1/n} \right] \end{aligned} \quad (2)$$

激波曲线直线部分的长度取为： $L_s=1.2\text{m}$ ，参数  $A=5.4$ ， $n=0.28$ ，激波角  $\beta=12^\circ$ 。

图 1 给出了乘波体的立体图，其长度为  $24\text{m}$ 。图 2~4 给出了不同截面位置的分布，可以看出激波附体于前缘线，表现出了良好的乘波性能，高压气体被限制在乘波体下表面；在乘波体各个截面，对称面附近流场的均匀性都比较好，没有法向梯度和展向梯度，可以为进气道提供均匀入口来流条件，提高进气道的压缩效率和燃烧室的混合燃烧效率。

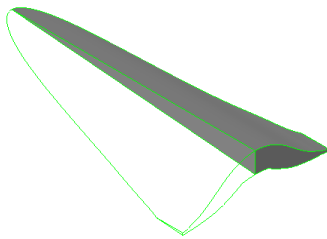


图 1 乘波体的立体图

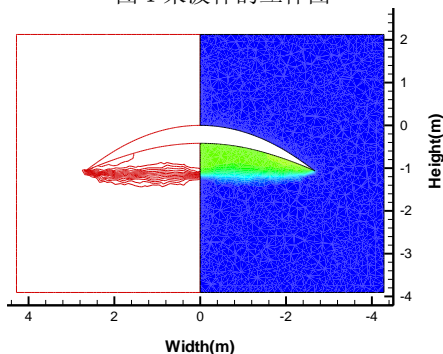


图 2 X=5m 截面等压线

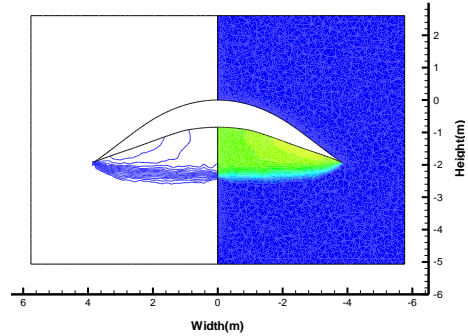


图 3 X=10m 截面等压线

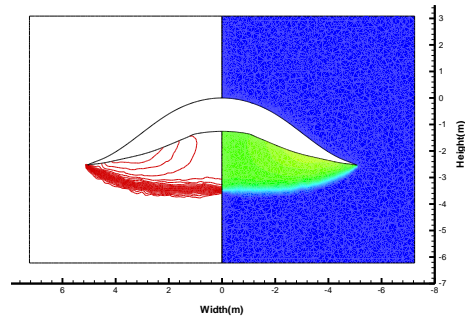


图 4 X=15m 截面等压线

## 2 飞行器工程化设计

在相切锥原理上生成的乘波体，还必须进行工程化设计，考虑热防护、有效体积、飞行器的气动操纵舵面、发动机一体化布局和起飞降落装置的安装。亚燃冲压发动机（包括进气道、燃烧室和尾喷管）安装在乘波体下表面的中部位置，乘波体前体可以提供高温高压均匀的来流，有利于冲压发动机设计及性能的提高。而涡喷发动机安装在机体中部，与冲压发动机共用进气道和尾喷管。为了解决高超声速飞行时的前缘气动加热问题，对飞行器前缘进行了钝化，钝化半径  $R=7.5\text{mm}$ 。图 5 给出了一体化飞行器的三视图，图 6 是一体化构型的立体图。

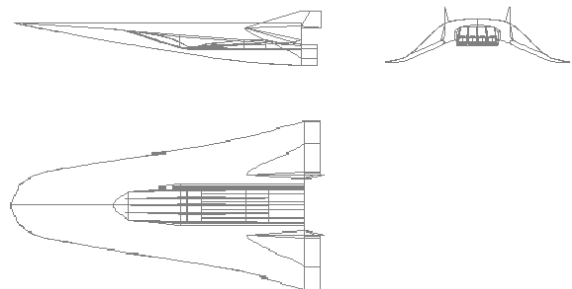


图 5 一体化构型三视图

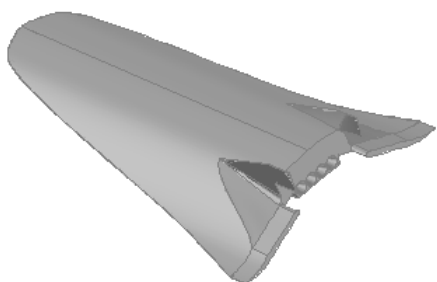


图6 一体化构型立体图

飞行器上表面设计了全动双垂直舵面，舵面前缘考虑超声速来流特点设计为大后掠前缘，主要用来提供航向稳定性和调节能力，考虑到垂直舵面对横向性能的影响，这里采用双舵面设计，减小了舵面的高度，且舵面可以做得更薄，对整体流场的影响更小，也降低了阻力。飞行器后体考虑容积率和飞行稳定性问题，设计了依原乘波构型变化趋势的升降副翼，主要为满足俯仰控制和横向稳定性控制及飞行器低速着陆等要求，副翼差动形成滚动力矩，副翼联动形成俯仰力矩。图7给出了飞行器对称面主要尺寸。

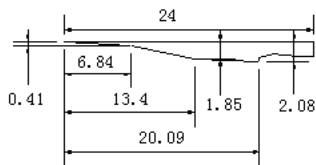


图7 对称面尺寸

### 3 一体化乘波飞行器气动特性研究

#### 3.1 一体化乘波飞行器风洞实验

图8给出了乘波布局/冲压发动机一体化飞行器的实验模型。图9给出了进气道打开模型和进气道关闭两组模型。冲压发动机进气道入口可以打开和关闭，以模拟进气道打开和关闭对飞行器总体气动性能的影响。



图8 巡航飞行器实验模型



图9 进气道打开和关闭状态两组实验模型

为了研究一体化飞行器在高超声速时设计状态和非设计状态下的气动性能，实验马赫数为： $M=5、6、7$ ，攻角  $\alpha=0^\circ、\pm 1^\circ、\pm 2^\circ、\pm 3^\circ、\pm 4^\circ、5^\circ、6^\circ、7^\circ、8^\circ$ 。

图10和图11以实验马赫数  $M=6$  为例，给出了进气道入口打开和关闭两种状态下的风洞实验纹影照片。可以看出，当进气道入口关闭时，进气道前产生一道强度较大的斜激波，引起飞行器总体气动性能的损失，使飞行器压心前移，俯仰力矩系数降低。进气道关闭时飞行器前缘激波结构与进气道打开时激波结构相同，但由于挡板的作用在进气道之前激波强度较大；随着马赫数的减小，激波角增大。

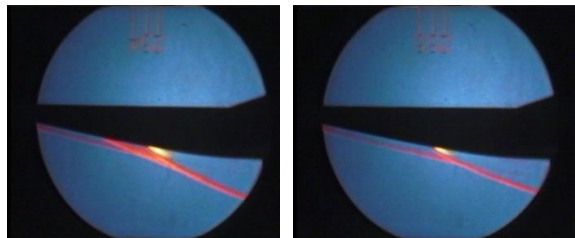
图10  $M=6, \alpha=0^\circ$   
(进气道关闭)图11  $M=6, \alpha=0^\circ$   
(进气道打开)

图12~14描绘了不同马赫数下进气道打开和关闭两组模型升力系数、阻力系数和升阻比随攻角的变化。升力系数均随攻角几乎呈线性增加，显示出乘波构型特有的高升力优势。在大攻角时，升力系数增加较快，显示出了非线性特性，这说明大攻角时激波脱体，前缘分离涡引起升力系数的非线性增加。相对于进气道关闭状态，进气道打开时升力系数偏小约6%，随着马赫数的增加，升力线斜率减小。相对于进气道关闭状态，进气道打开时阻力系数偏小，随着攻角的增加偏小越多，这是由于进气道打开，迎风面积减少引起压差阻力减小。

图15给出了两组模型最大升阻比随马赫数的变化，最大升阻比随马赫数增加略微减小，这充分说明乘波构型飞行器偏离设计马赫数时仍能保持高升阻比的优秀品质。乘波构型的气动性能主要取决于乘波布局本身，而对马赫数的变化不是十分敏感，消除了人们对非设计马赫数下乘波布局气动性能可能严重恶化的担

升阻比是有益的, 马赫数 5 时提高 2.2%; 马赫数

阻比是有益的, 马赫数 5 时提高 2.2%; 马赫数

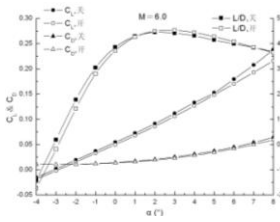


图 12 升力和阻力系数及升阻比的变化

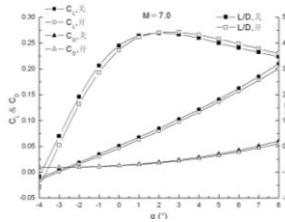


图 13 升力和阻力系数及升阻比的变化

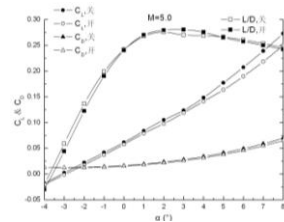


图 14 升力和阻力系数及升阻比的变化

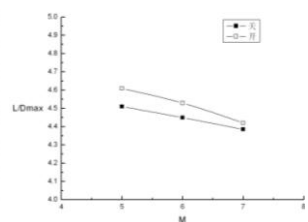


图 15 最大升阻比随马赫数的变化

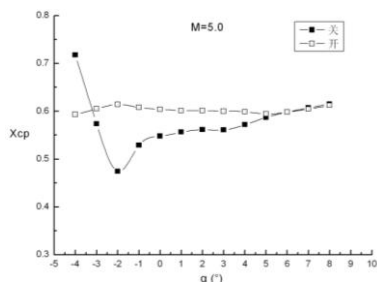


图 16 压心位置随攻角的变化

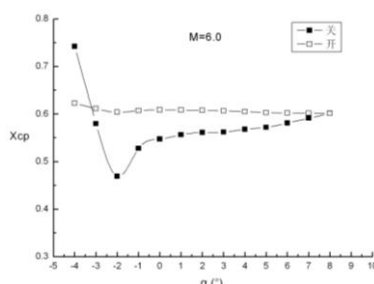


图 17 压心位置随攻角的变化

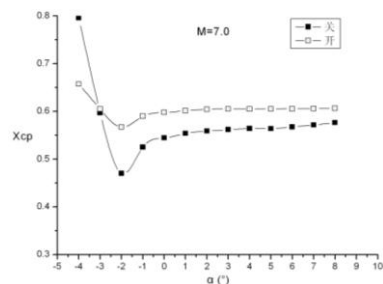


图 18 压心位置随攻角的变化

6 时提高 1.8%; 马赫数 7 时提高 0.8%。该飞行器在设计马赫数  $M=6$  时升阻比可以达到 4.5 左右, 而且在偏离设计马赫数时同样具有良好的升阻比性能。

图 16 至图 18 给出了不同马赫数下压心位置随攻角的变化, 随着攻角的增加压心后移, 飞行器纵向稳定性提高。当发动机进气道关闭时, 攻角  $-2^\circ$  附近压心位置变化剧烈, 且压心靠前, 飞行器的纵向稳定性恶化。当发动机进气道打开时, 压心位置变化幅度明显减小, 且由于进气道挡板高压区消失, 压心位置较进气道关闭时靠后, 说明进气道打开后飞行器纵向稳定性提高。

图 19 和图 20 分别描述了进气道关闭和打开两种实验状态下, 不同马赫数下的极曲线。在进气道打开和关闭两种情况下, 零升阻力系数均随着马赫数的增加而增加。在零升力状态下, 飞行器阻力中粘性引起的摩擦阻力占较大一部分, 随着升力系数的增加(攻角增大), 阻力系数快速增加, 波阻在总阻力中所占的比例增加, 在大攻角状态下, 飞行器的阻力主要由波阻构成。

### 3.2 一体化乘波飞行器数值模拟研究

对实验模型进行了数值模拟, 空间项的离散采用具有低耗散特性的 Roe 格式, 并配合 Van Leer 限制器抑制数值振荡, 以提高数值解的分辨率, 时间项采用隐式时间积分方法, 湍流模型采用 RNG 模型。

图 21 绘出了设计状态下, 即  $M=6$ ,  $\alpha=0^\circ$  时对称面的压力等值线。与图 22 相同状态下的纹影照片相比, 可以看出流场结构相同, 说明数值模拟能够模拟高超声速条件下的流动现象。

图 23 给出了设计马赫数时  $\alpha=2^\circ$  乘波飞行器的表面压力分布及各截面压力等值线。乘波体将高压区控制在飞行器的下表面。但由于前缘钝化及粘性引起的边界层厚度等因素的影响, 激波脱体, 但脱体距离较小, 下表面高压气体有较少泄漏。

图 24 和图 25 分别描述了设计马赫数  $M=6$  时乘波飞行器升力系数、阻力系数和升阻比的计算结果和实验结果, 两者吻合较好。升力系数在攻角 8 度时偏差较大, 为 3.9%; 阻力系数在小攻角范围内吻合的比较好, 但在大攻角

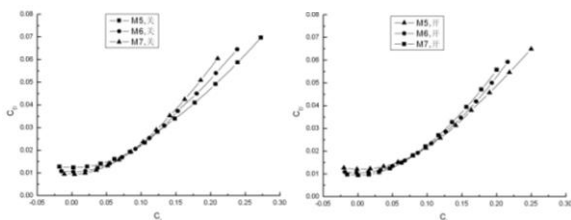


图 19 不同马赫数下极曲线(进气道关)

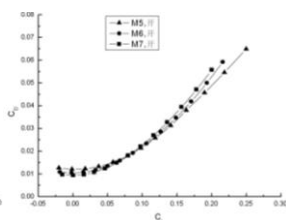


图 20 不同马赫数下极曲线(进气道开)

的情况下，计算值比实验值小，这是因为大攻角时飞行器上表面由于逆压梯度的作用可能存在流动分离，而数值计算中未能准确捕捉到分离区域或分离区的范围，因此使计算得到的阻力系数偏小，偏差最大为 6.4%；由于阻力计算的误差，升阻比的计算值略大于实验值，最大偏差为 6.2%。数值计算与实验数据符合较好，说明数值模拟是成功的。

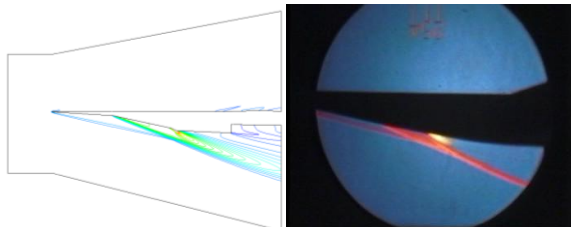


图 21 对称面等压线

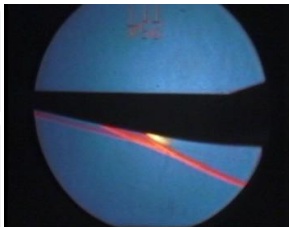


图 22 风洞纹影照片

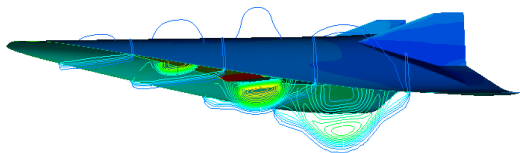
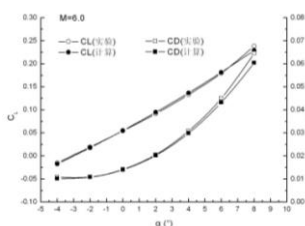
图 23 乘波飞行器表面及截面压力等值线  
( $M=6, \alpha=2^\circ$ )

图 24 升力和阻力系数随攻角的变化

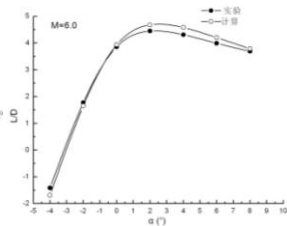


图 25 升阻比随攻角的变化

## 4 结 论

根据超燃冲压发动机存在的技术难题，很难在满足工程需求的情况下，取得净推力。而马赫数 3 左右的亚燃冲压发动机在现有技术条件下，很难达到 1000km 以上的巡航距离，且

飞行高度难以逾越 20km。从突防和战术指标方面，很难逾越现有的低速巡航弹。我们提出了马赫数 5 左右的冲压发动机为动力的远程巡航飞行器气动布局，以及总体概念。

以为冲压发动机提供高温高压均匀来流为约束，以升阻比为优化目标，开展了相切锥乘波体优化设计。根据远程巡航工程需求，在满足发动机安装、气动操纵和热防护需求，提出了乘波布局飞行器方案。应用数值计算和风洞实验相结合的方法，研究了乘波飞行器的气动特性。

该高超声速飞行器在所研究的高超声速范围内具有良好的气动性能，在非设计状态下气动性能没有出现明显的恶化；在不同的飞行马赫数下最大升阻比都达到 4.5 以上，且在最大升阻比附近对攻角不敏感，具有较好的非设计性能。

进气道打开后由于进气道挡板所造成的高压区消失，升力和阻力系数减小，但升阻比增大，气动性能有一定的改善，但变化幅度较小；进气道打开与关闭升力线斜率基本相同，但升力系数偏小约 6%；进气道打开后压心位置后移明显，给飞行器的控制带来挑战。

## 参考文献

- Bertin J J, Cummings R M. Fifty years of hypersonics: where we've been, where we're going [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2003, 39:511~536.
- Markell K C. Exerge Method for the generic analysis and optimization of hypersonic vehicle concepts [D]. Master's Thesis, Virginia Polytechnic Institute and State University, 2005.
- McClinton C R., Rausch V L, Sittz J, Reukauf P. Hyper-X program status[R]. AIAA Paper 2001-0828, 2001.
- Coyue E. Computational analysis of the off-design performance of a Mach 6 optimized waverider [D]. Master's Thesis, Naval Postgraduate School, Monterey, California, 1999.
- Manor D, Lau Y K, John D B. Aerothermodynamic environments and thermal protection for a waverider second stage [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2005, 42(2): 208~212.
- Starkey R P, Lewis M J. Critical design issues for airbreathing hypersonic waverider missiles [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2001, 38(4): 510~519.
- Starkey R P, Lewis M J. Aerodynamics of a box constrained waverider missile using multiple scramjets [R]. AIAA Paper 99-2378, 1999.

- 8 Starkey R P, Lewis M J. Sensitivity of hydrocarbon combustion modeling for hypersonic missiles design [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2003, 19(1): 89~97.
- 9 Starkey R P, Lewis M J. Analytical off-design Lift-Drag-Ratio analysis for hypersonic waveriders [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2000, 37(5): 684~691.
- 10 Graves R E, Argrow B M. Aerodynamic performance of an osculating-cones waverider at high altitude [R]. AIAA Paper 2001-2960, 2001.
- 11 Chauffour M L, Lewis M J. Corrected waverider design for inlet applications [R]. AIAA Paper 2004-3405, 2004.
- 12 Englund W C, Holland S D, Cockrell C E Jr, Bittner R D. Aerodynamic database development for the Hyper-X airframe integrated scramjet propulsion experiment [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2001, 38(6): 803~810.
- 13 Huebner L D, Rock K E, Witte D W, et al. Hyper-X engine testing in the NASA Langley 8-Foot high temperature tunnel [R]. AIAA Paper 2000-3605, 2000.
- 14 刘嘉, 姚文秀, 雷麦芳等. 高超声速飞行器前体压缩性能研究[J]. *应用数学和力学*, 2004, 25(1): 85~93.
- 15 王发民, 李立伟, 姚文秀等. 乘波飞行器外形方法研究 [J]. *力学学报*, 2004, 36(5): 513~518.
- 16 耿永兵, 刘宏, 王发民. 飞行高度及设计长度对锥形流乘波体优化的影响. *宇航学报*, 2006, 27(2): 11~15.

## STUDIES ON CONFIGURATIONS OF LONG RANGE CRUISE VEHICLES

WANG Famin LEI Maifang LIU Hong ZHANG Chen-an

(State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, C A S, No.15 Beisihuanxi Rd, Beijing 100190, China)

**Abstract** Osculating-cone waverider optimization is conducted with constraint of providing homogeneous flow with high temperature and high pressure for scramjet, and taking lift-to-drag ratio as the optimization objective. Then an engineering design for waveriders is accomplished with requirements of engine installation, aerodynamic control and thermal protection. A waverider configuration which satisfies engineering requirements is given, and aerodynamic performance of the waverider configuration is studied through numerical simulation and wind tunnel test. The results indicate that the waverider configuration can satisfy the requirement of inlet/outlet for engine and flying stability, and has high lift-to-drag ratio.

**Key words** hypersonic, cruise vehicle, waverider, scramjet, integrated configuration