CSTAM 2009-0033

全参数化高超声速乘波飞行器构型设计

崔凯，杨国伟

中国科学院高超声速科技中心

中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室

第二届高超声速科技学术会议

2009 年 11 月 2-4 日 安徽·黄山

Copyright © 2007 版权所有 中国力学学会

地址: 北京市北四环西路 15 号　邮政编码:100190　Address: No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190

全参数化高超声速乘波飞行器构型设计

崔凯，杨国伟

（1 中国科学院高超声速科技中心 北京海淀区 100190 ）

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

摘要 当以超燃冲压发动机为动力的高超声速飞行器以马赫数大于 5 的速度飞行时，激波阻力和摩擦阻力急剧增大，并引发一系列构型设计难题，除在气动方面形成所谓“升阻比屏障”外，还需满足发动机来流要求、整机推阻匹配及容积率约束等难题，同时，这些约束或需求之间还存在相互耦合和矛盾，这进一步加大了构型设计的难度。基于以上问题，为便于进一步的优化设计，本文提出一种全参数化乘波飞行器设计方法和实例。该构型包括前体（乘波体）、发动机、上壁面、尾喷管、舵机整流罩、舵面等主要部件构成。其中除发动机部分外，其余部分全部采用参数化设计。依据此思路设计了一种双发动机飞行器构型（如图 1 所示）。通过对构型进行初步的数值计算评估表明，该构型具有较好的气动性能，同时可与发动机合理匹配，为进一步的优化设计奠定了坚实基础。

关键词 高超声速，一体化，参数化，乘波体

引 言

当飞行器以 5 马赫或更高速度进行高超声速飞行时，摩阻和波阻均相应增大，此时采用常规的飞行器构型将遭遇“升阻比屏障”等问题。目前解决这一问题的主要思路是采用一体化乘波飞行器构型。这种构型一般以超燃冲压发动机提供动力，以乘波体为主要升力体，飞行器前体同时充当发动机进气道的预压缩面，后体与尾喷管相结合，达到提高飞行器气动性能的目的。

自上世纪九十年代以来，该问题一直是这一领域研究的重点之一。O’Neill[1]等综合考虑整机性能，基于椭圆锥体流场，使用反向流线追踪法生成基本乘波体外形，结合发动机及尾喷管的设计，对整机进行了优化；Takashima 等[2]采用密切锥方法获得乘波体，并对整机进行了一体化设计；He 等[3]提出了反射自由流尾缘曲线以及 Lin[4,5]等提出了用于生成有翼——机身和小翼的多方向弯曲乘波构型。此外，Starkey[6]以及 Javaid[7]分别针对 6 马赫的高超声速乘波构型导弹和 9 马赫乘波飞行器的机身/推进系统一体化概念设计等问题开展了研究，均取得了不同程度的进展。

文献[8]提出了一种全流面一体化概念构型。这种构型由机体、机翼、发动机和尾喷管几部分构成。整个飞行器按照乘波体的设计思路进行设计。机身和机翼下表面均依据追踪流线获得，机身上表面利用样条曲线生成，这样可以保证飞行器的容积率，机翼上表面采用膨胀面设计，以提高飞行器的升阻比。与传统的乘波飞行器设计思路不同，在本文提出的构型中，发动机整流罩也按照追踪流线获得，这样可以进一步保持飞行器的乘波性能。

文献[8]中给出的钩型并没有考虑气动热问题，因此其前缘并没有进行钝化，而采用尖前缘的设计方式，而在实际中，高超声速飞行器的前缘必须进行一定程度的钝化，以保证其具有良好的气动热防护特性，但对前缘进行钝化设计无疑会增加飞行器的阻力，导致气动性能的降低，因此需对钝化前缘一体化构型的气动性能进行考察和评估，以获得更加符合实际的构型设计。此外，该文中为保证飞行器的升阻比，除利用乘波体作为前体外，还基于乘波体的设计理念设计了一对乘波翼，即下表面采用乘波构型，上表面采用膨胀面设计。这种设计可以在一定程度上提高飞行器的升阻比，但较大的乘波翼会带来较大的阻力，给飞行器的推阻匹配设计带来困难。

基于上述问题，本文提出一种改进构型，该构型在保留原构型优点的基础上，进一步对设计工作进行细化。提出一种实用的一体化乘波飞行器构型，该构型由前体、发动机、后体、上壁面、控制舵、舵机整流罩和其他连接面组成。其中前体采用乘波体的设计思路，后体进行了最大推力优化设计，发动机基于某实际发动机外形设计，其余各面均采用流线型设计。整机设计以进一步的优化设计为目标，采用了全参数化的设计方式。对此构型进行了初步的 CFD 评估，评估结果表明该构型具有较好的气动性能。

1 前体（乘波体）和上壁面外形设计

本文提出的整体概念构型的各主要部分均基于乘波体的设计思路源自同一流场获得。其基础为基本乘波体外形设计方法。在本文中，我们采用的乘波体外形设计方法是作者自行发展的基于任意锥体流场或任意母线轴对称流场获得乘波体外形的方法[9]。下面对此进行简要介绍：

1.1 基本几何体流场求解及激波面的捕捉

为了给实际应用提供更加灵活的设计手段，基本几何体可以定义为任意的锥型体（锥体的截面可为任意形状）或任意轴对称物体（即轴对称体的母线可以为任意曲线）。几何体流场使用数值求解欧拉方程获得。

由于乘波体的生成是基于无粘流动分析，因此无需在物面附近加密计算网格，但流场分析的重要任务之一是准确的捕获激波面，实际计算是将整个计算域进行离散，并通过压力梯度的变化来捕捉激波面，如果在激波面附近计算网格较粗，那么捕捉到的激波面将会出现严重的锯齿形状，从而影响到激波面位置的准确确定，因此必须在激波面附近加密网格。此外，我们还采用了自适应网格技术，即在初始计算时，假定一个激波面的形状，并在其附近加密，当迭代进行到一定程度后，对激波面进行一次捕捉，并将网格加密的位置调整至捕捉到的激波面附近，继续计算，经一段计算后，再捕捉激波面并调整网格加密点位置，这样经几次调整后，则可以准确地捕捉到激波面。另外，在调整过程中，还不断地对激波面进行光滑化处理，以避免出现“锯齿”形状。

乘波体的下表面需通过追踪流线得到，故在激波面以内的部分流场相对细致，将大部分计算网格配置于激波面以内，并随着激波面的调整而作相应调整，以保证能够准确的追踪到流线。

1.2 前缘曲线的给定

前缘曲线即乘波体的外沿线，为保证乘波体具有良好的气动性能，前缘曲线应准确地落于激波面上。尽管前缘曲线是一条空间三维曲线，但因其落于激波面上，因此只需给定其在某个平面内的二维投影，再通过与激波面方程联立求解，就可以确定其三维形状。因此实际中只需给定其在某平面内的二维投影曲线即可。这里我们通过给定其在 YZ 平面内的投影定义前缘曲线。

通过不同的前缘曲线可以定义不同的乘波体外形，前缘曲线的定义方式越多，实际设计则越灵活方便。在我们的实际程序中，我们共给出了直接给定数据定义、二次函数定义、Sigmoid 函数定义和 B 样条曲线定义四种前缘曲线定义方式。

1.3 乘波体下表面生成

乘波体下表面通过沿来流方向追踪流线得到。具体做法为：以截出的三维前缘曲线上各点作为初始位置，沿来流方向在已知流场中根据如下的流线方程向后追踪流线。

$$\frac{dx}{u}=\frac{dy}{v}=\frac{dz}{w}=ds$$

具体做法为：以前缘曲线上取定的一点作为起点，给定 ds 值，根据流场计算结果，通过插值获得该点各方向的速度分量值，依据公式计算坐标变化量以确定下一点的位置，依次类推向后不断追踪。为保证流线追踪的准确性，实际中还采用预估-校正方法对流线上各点进行修正。

1.4 飞行器上表面设计

从已有的文献来看，乘波体的上表面一般采用自由来流面或者弱膨胀面的方法设计。在实际设计中，除了尽可能的追求气动性能外，还必须考虑其他设计因素，如容积限制，这些

限制直接决定了飞行器的设计是否实用。比如高超声速巡航导弹中，由于战斗部的限制，必须在中间某段满足一定的尺寸设计要求，使其容积达到一定数值。因此，仅追求气动性能很难满足实际设计的需要。出于这个目的，我们提出了一种上表面设计方法，即基于 B 样条曲线的相似截面设计方法。该种设计方法是将上表面由若干纵向截面组成，每个截面上的曲线均几何相似，并采用 B 样条曲线定义。这样，一方面采用不同的 B 样条曲线控制点可以灵活地将上表面设计成任意形状，另一方面将上表面使用二维曲线参数化，大大地减少了设计的复杂性，也可以简化进一步的优化计算。

2 后体优化设计

优化设计主要针对后体型线，本文所采用的参数化方法仍为分段三次 B 样条曲线进行参数化，这里使用 4 个控制点（8 个参数）来表达后体型线，实例如图 1 所示。

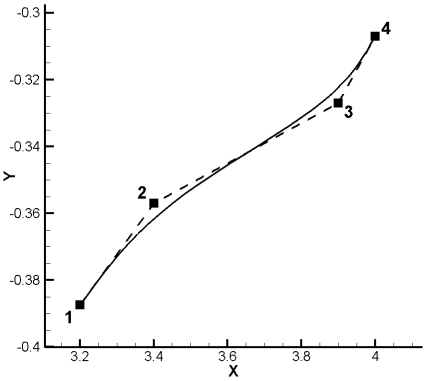


图 1 后体参数化实例

图 1 中，点 1 是后体与发动机的联结点，其坐标由发动机外形及其安装位置决定，为固定点。点 4 为后体末端，其 x 坐标由整机长度和后体长度限制，必须固定，其 y 坐标由后体扩张壁垂直高度 H_a 决定（如图 1 所示），为可调点，但不作为优化设计变量。除以上两个坐标点外，点 2 和点 3 的 x 和 y 坐标均为可变点（设计变量），故实际计算中共包含 4 个优化设计变量。

2.1 CFD 分析工具和局部网格重构

优化设计的目标为一体化构型推力系数最大化。本文推力系数的定义为一体化构型的净推力。首先通过 CFD 分析求解计算域内的流场，在此基础上获得所有壁面的压力分布，将所有固壁面的压力进行积分，沿 XY 两个方向分解并进行无量纲化后即可获得推力和升力系数。一体化构型的气动性能分析采用基于多块结构网格的三维薄层雷诺平均 Navier-Stokes 方程求解程序计算。计算模型采用层流模型。

全域计算网格如图 3 所示。整个计算域共包含 15 块网格，壁面附近进行网格加密，保证可以相对准确地捕捉到边界层。优化计算过程中，计算域将随后体型线的改变而改变。为保证优化计算高效而稳定地进行，本文采用了局部网格重构方法。在网格拓扑结构的划分上，将全域网格分为不变网格和可变网格两部分，与后体直接相关联的网格块（如图 3 右边所示的第 1，2，3 块网格）为可变网格，其余部分为不变网格。在优化迭代中，不变网格保持不动，可变网格随着后体型线的改变而不断重构。采用这种方法有如下三个优点：1）高质量的不变网格生成后不再改变，可减小由于全域网格变形带来的计算误差；2）优化迭代中，仅需对局部网格进行重构，可以有效减少由于网格重新生成带来的计算时间消耗；3）优化迭代中，CFD 计算可在上一迭代步已有结果的基础上进行，这样也可以有效减少 CFD 分析的时间。

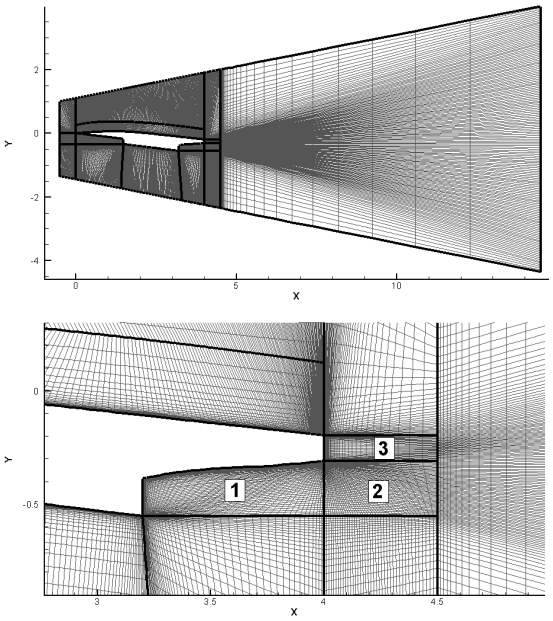


图 2 全域（上）和局部（下）计算网格

2.2 优化设计流程和方法

优化设计的总体流程如图 3 所示。在优化迭代中，首先对外形进行 CFD 分析并获得气动参数，之后在优化方法的指导下对设计变量进行修正，依据修正的设计变量重新生成后体外形，进行局部网格重构后再进行 CFD 计算，如此反复迭代，直到后体外形不再变化。

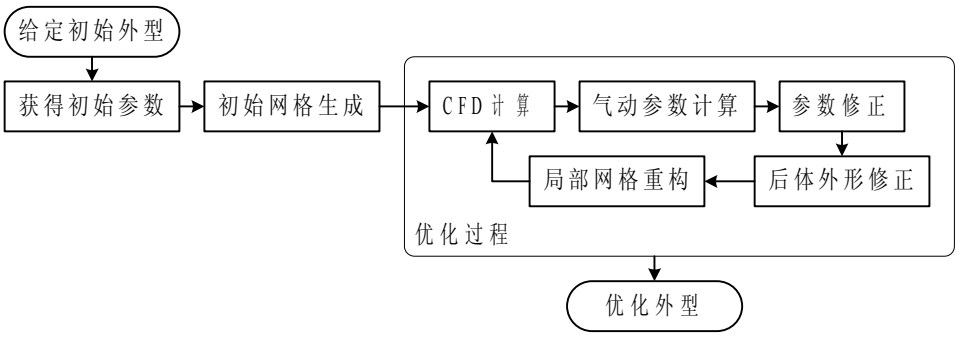


图 3 优化设计流程图

优化方法使用序列二次规划方法（SQP），该方法的主要思路是将优化问题转化为一系列二次规划子问题进行迭代求解。SQP 方法是目前求解非线性优化问题最为稳健的方法之一，也是中小规模实际优化问题经常使用的求解方法。在本文的优化问题中，目标函数对设计变量的梯度采用数值差分计算，海塞矩阵的计算采用 BFGS 拟牛顿法。

2.3 优化设计结果

表 1 优化设计的计算条件

Ma	α(°)	P_∞(Pa)	T_∞(K)	P_{0out}(Pa)	$P_{\infty out}$(Pa)	T_{0out}(
6	0	2550	221.6	776656	101325	181

相关计算条件如表 1 所示。表 1 中，Ma 为飞行马赫数，α为飞行攻角，P_∞为来流静压，T_∞为来流静温，$P_{0\mathrm{out}}$为发动机出口总压，$P_{\infty\mathrm{out}}$为发动机出口静压，$T_{0\mathrm{out}}$为发动机出口总温。

发动机入口直接给定外推边界条件。除发动机入/出口外，其余壁面均给定为固壁边界条件。

本文共考虑三种扩张壁垂直高度（H_a）的后体外形，三种后体型线的起始点（图 1 中的 1 点）坐标均为(3.2, -0.38746)(m)，终点（图 1 中的 4 点）x 坐标均为 4(m)。三种后体型线的扩张壁垂直高度分别为 250mm， 300mm 和 350mm。三种后体的初始外形对比图如图 4 所示。为保持一致性，三种后体的初始外形均为直线。

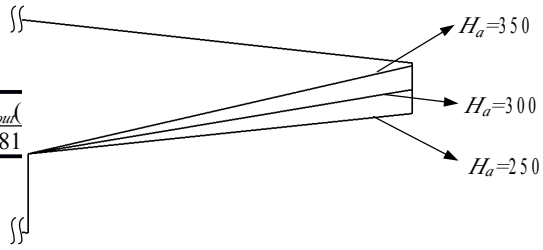


图 4 三种后体初始外形的对比图

三种不同扩张壁垂直高度的后体优化结果如表 2 所示，优化前后的型线比较如图 6 所示。优化后各气动参数增量值如表 3 所示

表 2 三种后体外形优化前后参数对比

		x_2(m)	x_3(m)	y_2(m)	y_3(m)	C_t	C_l
H_a=250mm	Init	3.4667	3.7333	-0.3593	-0.3312	0.0213	0.804
	Optm	3.4313	3.7731	-0.3486	-0.2990	0.0298	0.793
H_a=300mm	Init	3.4667	3.7333	-0.3427	-0.2978	0.0433	0.716
	Optm	3.4810	3.7320	-0.3397	-0.2794	0.0468	0.710
H_a=350mm	Init	3.4667	3.7333	-0.3260	-0.2645	0.0560	0.635
	Optm	3.4227	3.7312	-0.3261	-0.2390	0.0585	0.627

表 2 中，x_2,y_2 和 x_3,y_3 分别为尾喷管后体参数化 B 样条曲线的第 2，3 个控制点的坐标

（参见图 1）。C_t为推力系数，C_l为升力系数。

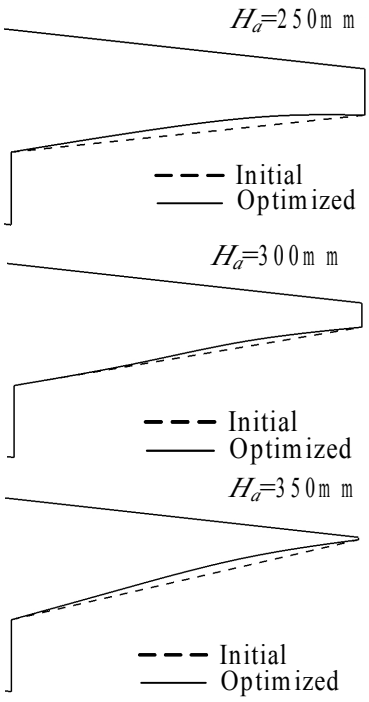


图 6 优化前后三种后体型线的比较(Initial 为初始型线，Optimized 为优化型线)

表 3 优化后各气动参数增量

	H_a=250mm	H_a=300mm	H_a=350mm
ΔC_t	39.9%	8%	4.5%
ΔC_l	-1.4%	-0.8%	-1.3%

表 3 中，ΔCt 和ΔCl 分别为优化后推力系数和升力系数的增量。

从表 2 和表 3 的结果可以看出，后体扩张壁垂直高度 H_a对构型的推力和升力系数均有较大影响，随着 H_a的增加，推力系数明显增加，升力系数明显减小。三种后体经优化后，推力系数均有不同程度的增加，且随着 H_a的增加，推力增量逐渐减小。与此相反，升力系数相应减小，但减幅很小。

三种后体初始外形和优化外形的扩张壁壁面压力分布如图 7 所示。本文实际所使用的后体构型为 H_a=350mm。

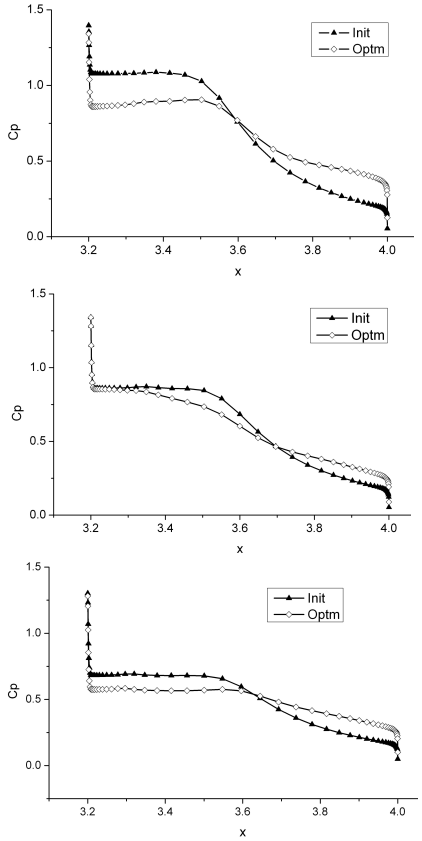
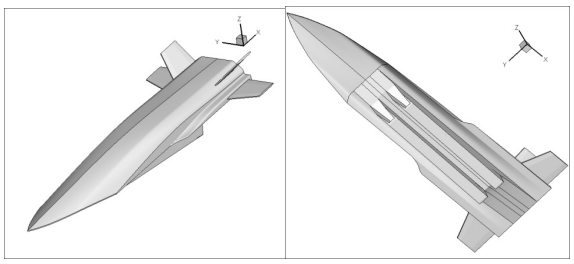


图 7 扩张壁面沿 x 方向压力分布曲线（左图对应 H_a=250mm，中图对应 H_a=300mm，右图对应 H_a=350mm）

3 整机一体化构型及性能分析

本文所设计的整机一体化构型如图 8 所示。该构型采用双发动机，一方面可以提供更大的推力，满足推阻匹配要求，另一方面也可以增加飞行器的迎流面积，提供更大的升力，以提高飞行器的升阻比。除前述的飞行器前体、后体和上壁面以外，飞行器的前缘进行了钝化，且钝化方式也不同于常规的圆形钝化方式，而采用样条曲线参数化设计，这为下一步集成考虑气动力/热的防热/减阻优化设计奠定了很好的基础。对于此飞行器外形，钝化厚度为 10mm 此外，舵机整流罩部分和舵面设计也采用了全参数花的设计理念。



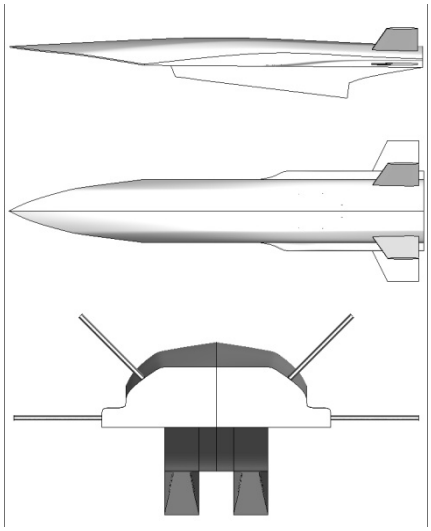


图 8 一体化构型外形

为验证该构型的气动性能，我们基于非结构网格对该构型进行了初步的气动性能评估。计算来流条件采用 25km 飞行高度，飞行马赫数为 6，采用层流计算模型。对称面和飞行器表面的计算网格如图 9 所示。图 10 和图 11 分别给出了飞行马赫数 6、飞行攻角为 6 度条件下（最大升阻比处）飞行表面的压力分布和对称面的马赫数分布。从这两个图可以看出，在最大升阻比情况下，发动机入口的来流分布比较均匀，有利于发动机的正常工作。

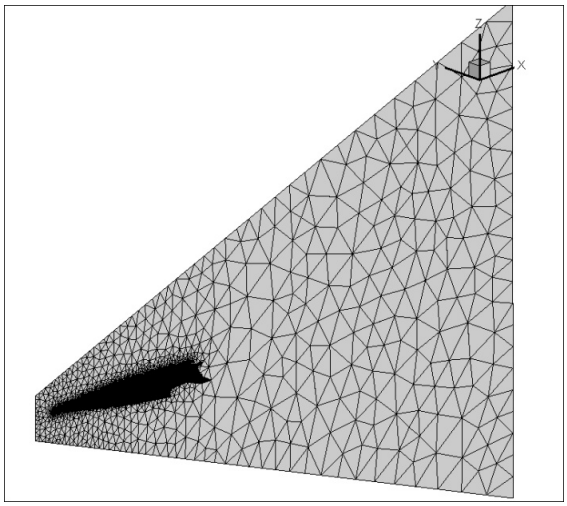


图 9 一体化构型计算网格

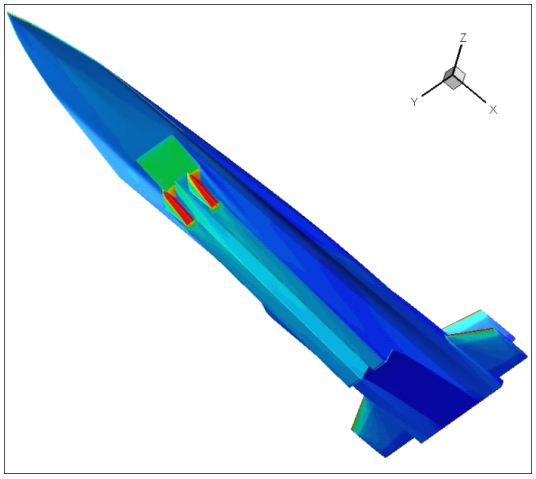


图 10 马赫 6 攻角 6 度条件下
飞行器表面压力分布

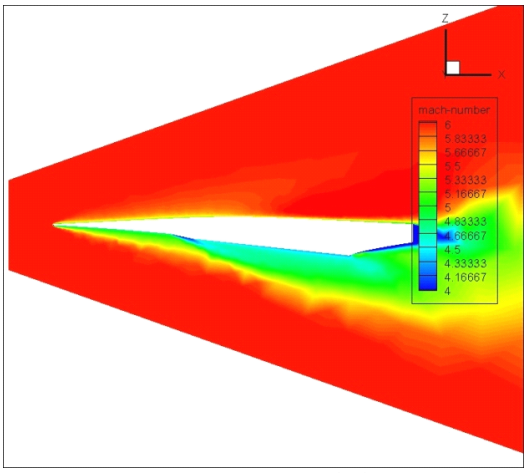


图 11 马赫 6 攻角 6 度条件下
对称面马赫数分布

图 12 和图 13 分别给出了马赫 6 条件下，飞行器升力、阻力系数和升阻比随飞行攻角的变化情况，从图中可以看出，飞行器的升力和阻力系数均随飞行攻角的增加而增加，而升阻比最大的位置出现于 6 度攻角左右。其最大升阻比约为 3.3。以上数据证明该飞行器具有很好的气动性能。

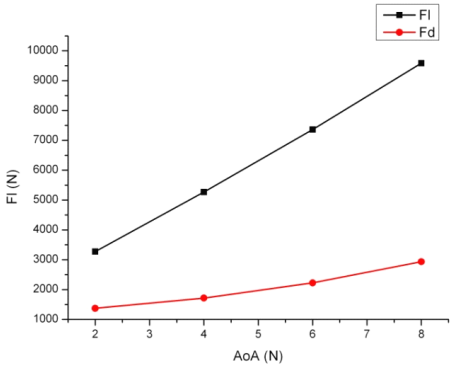


图 12 一体化构型的升力和阻力系数随攻角变化曲线

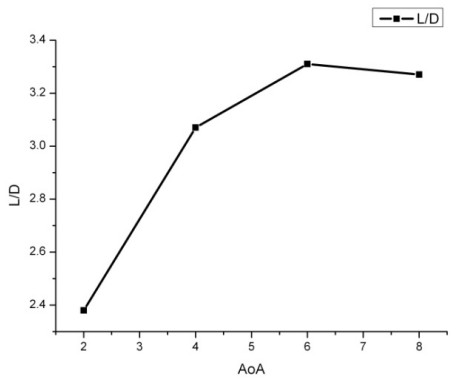


图 13 一体化构型的升阻比随攻角变化曲线

4 结　　论

本文提出了一种较为实用的高超声速飞行器一体化构型方案，该方案采用全参数化的实际思路。初步的数值分析表明该构型具有良好的气动性能。在本文工作的基础上，下一步的工作主要包括两个方面，一方面为对此构型进行细致的数值分析，并通过风洞试验进一步验证其气动性能，另一方面应着重开展深入细致的优化设计，在现有基础上，在综合考虑飞行器的气动、推进、容积率等约束条件下，使其综合性能进行进一步提升。

参考文献

1. O' Neill M K L, and Lewis M J, Design tradeoffs on scramjet engine integrated hypersonic waverider vehicles, Journal of Aircraft, Vol. 30, No. 6, 1993, pp. 943-952
2. Takashima N and Lewis M J, Optimization of waverider-based hypersonic cruise vehicles with off-design considerations, Journal of Aircraft, Vol. 36, No. 1, 1999, pp. 235-245
3. He X, Rasmussen M L and Cox R A, Waveriders with finlets, Journal of Aircraft, Vol. 31, No. 5, 1994, pp. 1135-1142
4. Lin S C, Liu Y W and Shen M C, Design of hypersonic waveriders with wing-body-tail-inlet-engine, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 34, No. 2, 1997, pp. 258-261
5. Lin S C and Luo Y S, Integrated design of hypersonic waveriders including inlets and tailfins, Journal of Spacecraft and Rockets, 1995, Vol. 32, No. 1, pp. 48-54
6. Starkey R P, Lewis M J, Critical Design Issues for Airbreathing Hypersonic Waverider Missiles, Journal of Spacecraft and Rockets, 2001, vol.38, no.4, pp.510-519
7. Javaid K H, Serghides V C, Airframe-Propulsion Integration Methodology for Waverider-Derived Hypersonic Cruise Aircraft Design Concepts, Journal of Spacecraft and Rockets, 2005, vol.42, no.4, pp.663-671
8. 崔凯,杨国伟,全流面乘波飞行器一体化构型,第十三届全国气动力/热学术交流会论文集
9. Cui K, Zhao D X, Yang G W, Waverider configurations derived from general conical flowfields, Acta Mech Sin, 2007, Vol. 23, No.3, 247-255

A WAVERIDER-BASED HYPERSONIC VEHICLE CONFIGURATION WITH WHOLE PARAMETERIZATION

CUI Kai　YANG Guowei

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

(2 Hypersonic Research Center CAS, No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China）

Abstract A waverider-based hypersonic vehicle configuration is presented in this paper. This configuration includes the leading strip, the forebody, the scramjet engine, the aftbody, the upper surface, the cowl of the control actuator, the rudder and other connection patches. The forebody is design as a waverider derived from a elliptical cone, while the aftbody is optimized to pursue the largest thrust. The whole configuration is parameterized for benefiting the future optimization work. A primary CFD study based on laminar model and unstructured grids show that the aerodynamic performance of this configuration is relatively high. The maximal lift-to-drag ratio is about 3.3 in the cruising status of Mach 6 and 6 degree angle of attack.

Key words hypersonic, integrated, parameterization, waverider