

## 6 马赫锥体流场对乘波体性能的影响及规律

崔凯 杨国伟

(中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室, 北京 100080; 大连理工大学工业装备结构分析国家重点实验室, 大连 116023. E-mail: kcui@imech.ac.cn)

**摘要** 以 CFD 计算为分析工具, 在 6 马赫飞行速度、 $0^\circ$  飞行攻角和 30 km 飞行高度的设计条件下, 综合分析了 23 种源自不同锥体流场所获乘波体的性能. 分析结果表明, 基本锥体的截面形状及截面宽高比均对乘波体性能有较大影响; 当基本锥体的宽高比变化时, 相应乘波体几何参数和升力系数的变化基本与之呈正比关系, 而阻力系数及升阻比则出现极值. 此外, 我们发现在此飞行状态下, 综合考虑乘波体底部阻力及计算误差等因素, 当基本锥体为椭圆锥, 且截面椭圆宽高比在 1.5~1.618 时, 所获得的乘波体具有最大的升阻比; 而当截面椭圆宽高比约为 1:1.5 时, 所获得乘波体阻力最小. 依据所得的计算结果, 对于乘波飞行器的实际设计给出了相应的建议.

**关键词** 高超声速飞行器 乘波体 计算流体力学

高超声速飞行是指飞行器以 5 倍声速或更高的速度在大气层和跨大气层中的飞行. 高超声速飞行具有薄激波层、高熵层、强粘性效应及高温流动等特点, 而且激波层和边界层可能互相干扰, 这些因素呈强烈的非线性耦合状态, 严重地影响着高超声速飞行器的总体性能. 仅就气动性能而言, 由于高超声速飞行时, 飞行器所承受的波阻和摩阻会急剧增大, 将形成所谓的“升阻比屏障”<sup>[1]</sup>, 在此条件下, 采用常规飞行器构型很难获得较好的气动性能, 因此人们开始探求更好的高超声速飞行器构型. 目前所公认的一种较好的设计方案为以乘波体为主要升力体的乘波飞行器构型.

乘波体的概念最早于 20 世纪 50 年代由 Nonweiler<sup>[2]</sup>提出, 采用这种构型时, 在设计飞行条件下(给定马赫数、攻角和飞行高度等), 高超声速飞行时产生的弓形激波完全附着于飞行器的外沿, 飞行器的上下表面没有流动泄露, 激波后的高压区被完全包裹于飞行器的下半部分, 由于高压区的存在, 可以使飞行器获得较大的升力, 进而获得较大的升阻比.

目前乘波体的设计方法主要包括两类, 即源自已知流场的设计方法和密切锥方法, 其中密切锥方法<sup>[3,4]</sup>由 Sobieczky 提出, 也称反设计方法. 采用这种方法设计乘波体时, 需给定激波面的形状, 并将激波面分解为若干小平面(或锥面)的组合, 在每个小平面(或锥面)的密切面上, 通过给定锥角和锥长, 计算得到激波后的流线, 进而将这些流线组合成为乘波体

的下表面, 上表面一般采用自由来流面或弱膨胀面得到. 由于密切锥方法是一种近似方法, 在设计时忽略了侧向流动的影响, 因而采用这种方法所获得的乘波体外形可能不能精确地保证其乘波性能, 对此 Lewis 等人<sup>[5]</sup>提出了压力梯度校正法, 可以在一定程度上改善这个问题.

相对于密切锥方法而言, 目前应用更多的乘波体外形设计方法为源于已知流场的设计方法, 这类方法的主要思路为: 对于给定的某种基本几何体, 应用解析或者数值方法计算得到其在给定设计条件下的无粘流场, 并捕捉到激波面; 之后在激波面上任意给定一条曲线作为乘波体的前缘线, 从前缘线出发, 沿来流方向追踪流线生成乘波体的下表面, 上表面则采用自由来流面或者膨胀面方式设计, 从而获得整个乘波体外形. 本文的工作即沿这一思路展开.

对于源于已知流场的设计方法而言, 用于生成已知流场的基本几何体不同, 可以获得不同类型的乘波体外形. 对于简单基本几何体外形, 可以采用求解 Taylor-Maccoll 方程获得其流场结构, 并据此设计乘波体, 如 Nonweiler<sup>[2]</sup>依据二维楔形流场获得了  $\Delta$  形乘波体; Jones 等人<sup>[6]</sup>获得了基于正圆锥流场的乘波体; Rasmussen<sup>[7-9]</sup>进一步将基本流场拓展至倾斜圆锥、椭圆锥及带有纵向曲率的旋成体流场等. 近年来, 随着计算机和计算流体力学(CFD)技术的发展, 一些更加复杂的几何体流场也被用于生成乘波体, 如 Mazhul 等人<sup>[10]</sup>采用幂次律旋成体作为基本几何体; Takashima 等人<sup>[11]</sup>基于楔锥流场获得了乘波体外形;

Goonko 等人<sup>[12]</sup>源自喇叭形轴对称旋成体的内流流场获得了相应的乘波体外形等. 本文作者也进一步将生成乘波体的基本几何体流场进行拓展, 发展了一套基于任意锥体流场生成乘波体外形的方法和程序<sup>1)</sup>, 为实际设计提供了更大的灵活性.

理论而言, 乘波体外形可以源自任意已知流场获得, 由不同基本几何体流场所生成的乘波体外形也会具有不同的几何性能和气动性能. 由于乘波体是乘波飞行器产生升力的主要部分, 因此如果能够对源自不同基本几何体流场所获得的乘波体外形进行分析, 相应地得到基本几何体流场对乘波体性能影响的一般规律, 对于实际的飞行器设计将具有重要的指导和参考意义. 本文中, 我们以 6 马赫飞行速度、0° 飞行攻角和 30 km 飞行高度为设计条件, 从几何性能和气动性能两个方面分析了圆锥、椭圆锥、十字锥、方锥和方-圆锥等 23 种不同锥体流场对相应乘波体的影响. 根据计算结果, 发现在综合考虑计算误差、流场均匀性等因素的影响, 考虑底部阻力时, 当基本锥体为椭圆锥, 且截面椭圆宽高比约为 1.5~1.618 时, 所获得的乘波体具有最大的升阻比; 当截面椭圆宽高比约为 1:1.5 时, 所获得乘波体阻力最小.

### 1 乘波体外形设计和分析工具

源于已知流场获得乘波体外形的思路和步骤如下(如图 1): 首先, 给定基本几何体, 应用数值求解欧拉方程获得基本几何体在设计条件下的无粘流场, 同时捕捉到激波面; 其次, 在激波面上给定一条曲线, 这条曲线即为乘波体的前缘曲线; 然后从前缘曲线

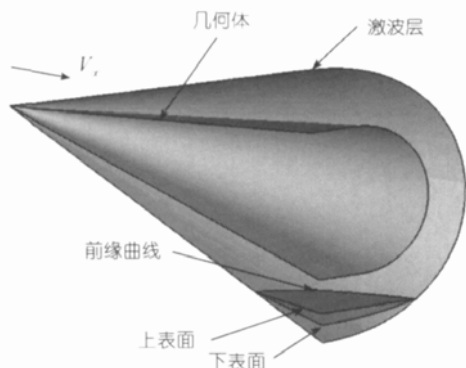


图 1 源自已知流场的乘波体外形设计图示  
V<sub>∞</sub> 为来流速度

上的每一点出发, 沿来流方向向后追踪流线, 所有流线构成的曲面即为乘波体的下表面; 最后采用自由来流面方法设计乘波体的上表面. 由于流面上不会有流体通过, 因而在设计条件下, 乘波体周围的流场应与原无粘流场一致, 此外由于乘波体的前缘曲线精确地位于激波面上, 乘波体下部的激波后高压区不会泄露到乘波体的上部, 这样可以使乘波体获得很好的气动性能.

#### 1.1 基本几何体的定义和无粘流场计算

基本几何体可以定义为任意的锥型体, 即锥体的截面可为任意形状. 为更方便灵活地定义锥体, 我们采用 B 样条曲线来定义锥体截面曲线, 即锥体截面曲线可分段由下式给定:

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

$$P(t) = (x(t), y(t)), t \in [0, 1],$$

$$P_i = (X_i, Y_i), (i = 0, \dots, 3),$$

其中, P<sub>0</sub>~P<sub>3</sub> 为某段 B 样条曲线的控制点坐标, P(t) 为曲线上的点. 曲线形状的改变通过控制点个数和控制点坐标实现.

在进行基本几何体流场计算时, 由于采用无粘欧拉方程求解流场, 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地捕获激波面. 计算中激波面的捕获采用捕捉法, 即将整个计算域进行离散, 依据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, 这里采用了自适应网格技术: 在初始计算时, 预估一个激波面的形状, 并在其附近加密, 当迭代进行到一定阶段后, 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, 再捕捉激波面并据此调整网格加密点位置, 这样经几次调整后, 可以准确地捕捉到激波面. 另外, 在每次调整中, 都对激波面进行光滑化处理, 以避免出现“锯齿”形状.

1) Cui K, Yang G W. A CFD-based waverider design method for any conical geometry. In: Proceeding of East West High Speed Flow Field Conference. Beijing, 2005, 475—480

因乘波体的下表面通过追踪流线得到,所以在激波面以内的部分流场应相对细致,这里我们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,所以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.这样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.

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,实际设计越灵活方便.算例中,分别采用了直线、二次曲线和 Sigmoid 函数等几种不同的前缘曲线定义方式.

### 1.3 乘波体上下表面生成

乘波体下表面通过沿来流方向追踪流线得到.具体方法是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采用龙格-库塔法求解流线方程:

$$\frac{dx}{u} = \frac{dy}{v} = \frac{dz}{w} = ds, \quad (2)$$

从而获得流线.乘波体的上表面从前缘曲线上各点出发,由沿自由来流方向向后引射线构成.

### 1.4 CFD 分析工具

本文使用的计算乘波体气动性能的 CFD 程序为第二作者所发展的三维薄层雷诺平均 Navier-Stokes

方程求解程序,三维薄层 NS 程序采用了包含子迭代的 LU-SGS 隐式时间推进方法<sup>[13]</sup>和改进的 HLLW 空间离散格式<sup>[14]</sup>.子迭代可以消除由于方程线性化,滞迟边界条件等带来的误差,使计算更加稳定.在等熵流动区域,改进的 HLLW 格式自动恢复到迎风差分 Roe 通量分裂格式;在熵跳跃大的流动区域,格式变为标准的 HLLW 格式,这样既可克服 Roe 格式模拟激波流动产生的非物理振荡现象,也可克服 HLLW 格式在连续流动区域表现出的较强的格式粘性,提高流场整体计算精度.此外,程序中粘性项用中心差分离散,湍流模拟采用涡粘性 B-L 代数模型.

计算网格采用 H 型多块网格结构,整个计算域共分为 10 块,网格在壁面和激波层附近都进行了加密,以使得计算结果更加准确.

## 2 计算结果及分析

### 2.1 锥体外型

生成乘波体的基本锥体共 23 种.所有锥体的长度均为 100 (无量纲),除星形锥体外,其余锥体的基本半锥角( $Z$  方向)给定为  $7.09^\circ$ .不同锥体之间的差别在于截面形状的不同.另外一个重要的几何参数为截面的宽高比( $W/H$ ),即锥截面在  $Y$  轴上的长度与其在  $Z$  轴上的比值.

各类锥体的特点如下:椭圆锥类锥体截面为宽高比不同的正圆或椭圆;方锥类锥体截面为宽高比不同的正方形或长方形;方-圆锥体截面为方形和圆形的不同组合;其余四种锥体分别为粗十字、细十字、花形和星形锥.各种(半)锥体的截面和完整形状如图 2~5,相应锥体的截面宽高比如表 1,表中未列出的截面宽高比均为 1.

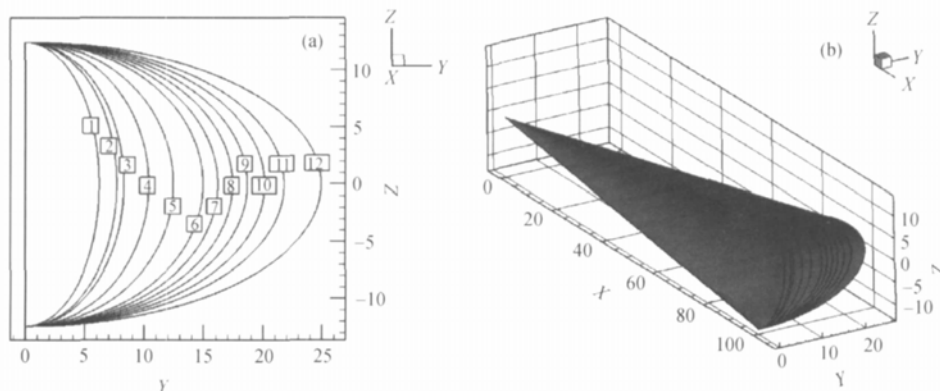


图 2 椭圆锥截面形状(a)及三维视图(b)

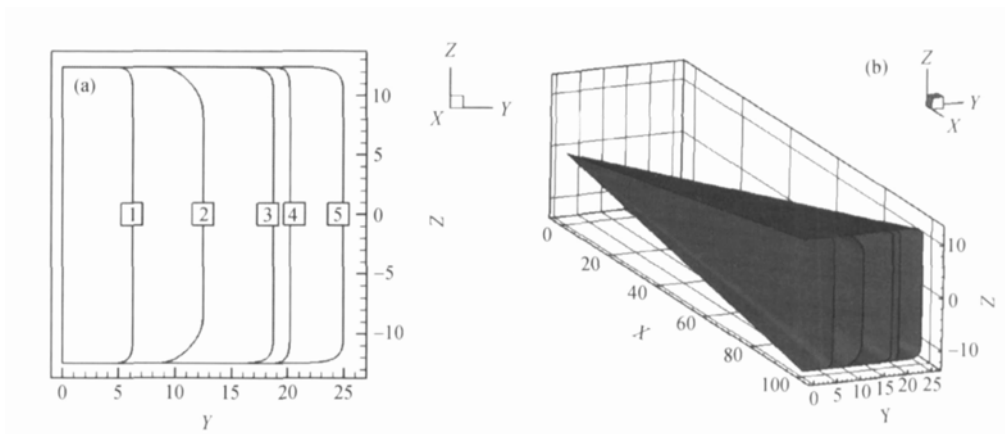


图 3 方锥截面形状(a)及三维图(b)

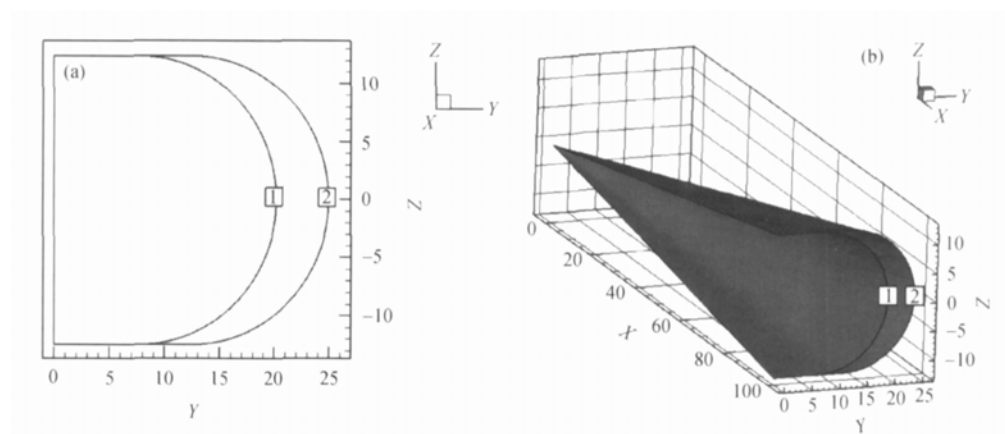


图 4 方-圆锥截面形状(a)及三维图(b)

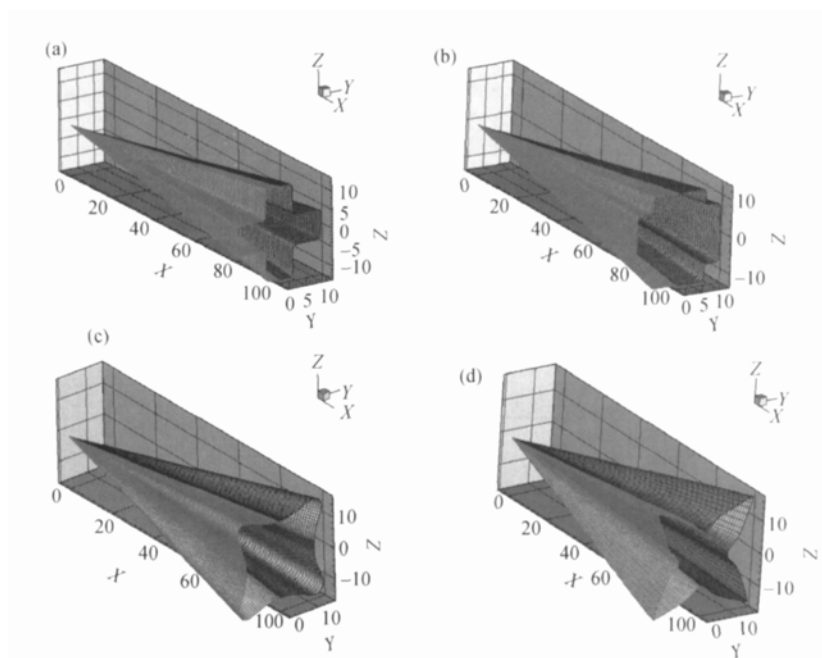


图 5 粗十字(a)、细十字(b)、花形(c)和星形锥三维图(d)

表 1 各锥体的宽高比

编号	1	1.5	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
椭圆锥	0.5	-	0.6667	0.8333	1	1.2	1.3	1.4	1.5	1.618	1.75	2
方锥	0.5	-	1.5	1.618	2	-	-	-	-	-	-	-
方-圆锥	1.618	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-

2.2 乘波体的截取方式

锥体流场计算完毕后，激波面的位置也已确定：以竖直方向(中心线)激波面的最低点为出发点，向上给定 5 个单位的固定距离，作与 XY 平面平行的平面，该平面与激波面的交线则为前缘线，如图 6(YZ 平面的投影)，这样对于每一种乘波体都采用相同的截取方式，可以保证不同的乘波体可比性。

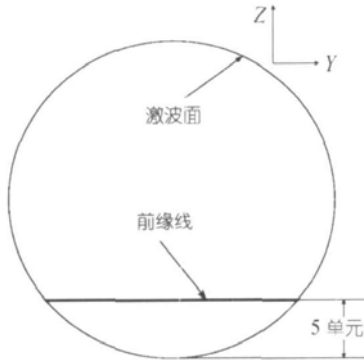


图 6 前缘线的选取

2.3 计算条件

乘波体的计算条件如表 2。如前所述，计算网格采用多块网格结构，网格示例如图 7，每块网格对应的网格数及贴近壁面的首层网格高度如表 3。

2.4 几何外形参数比较

在几何参数上，我们从乘波体容积  $V$ 、总表面积  $S$ 、投影面积、翼展  $W$  以及中心厚度  $T$  等若干方面进行了比较，各几何参数的比较曲线如图 8，横坐标为生成乘波体锥体截面的宽高比，纵坐标为相应的几何参数。

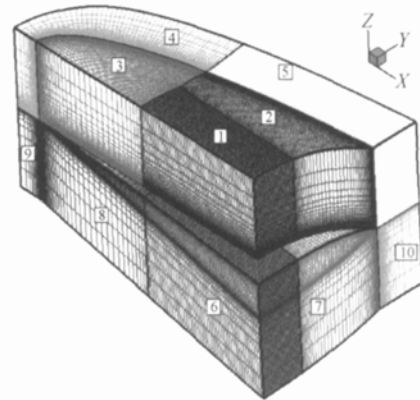


图 7 乘波体的计算网格示意图

依据图 8，可以看出：( ) 基本锥体的外形不同时，对应乘波体的几何参数也不相同，当基本锥体选择为花锥或者星形锥时，对应乘波体各几何参数相对较大；而选择为细十字锥时，对应乘波体的几何参数相对较小，且锥瓣越细，对应乘波体的各几何参数越小；( ) 当基本锥体选择为同一锥系时，各几何参数与锥体截面的宽高比基本呈正比关系，且宽高比越大，相应锥生成乘波体的几何参数越大；

2.5 气动参数比较

气动参数方面，我们主要比较各种乘波体外形的升力系数  $C_L$ 、阻力系数  $C_d$  以及升阻比  $L/d$ 。计算升力及阻力系数时，选取底面面积作为参考面积，乘波体底面压力取为 0，各乘波体的气动参数比较曲线如图 9。

从图 9 中可以看出：( ) 就升力而言，当基本锥

表 2 乘波体计算条件

乘波体长度/m	飞行高度/km	飞行速度/马赫	飞行攻角/°	雷诺数
3	30	6	0	7000000

表 3 计算网格相关数据

网格块编号	I 方向的网格数	J 方向的网格数	K 方向的网格数	首层网格高度
1, 2, 3, 6, 7, 8	49	49	49	0.0001
4, 5, 9, 10	31	49	49	0.0001

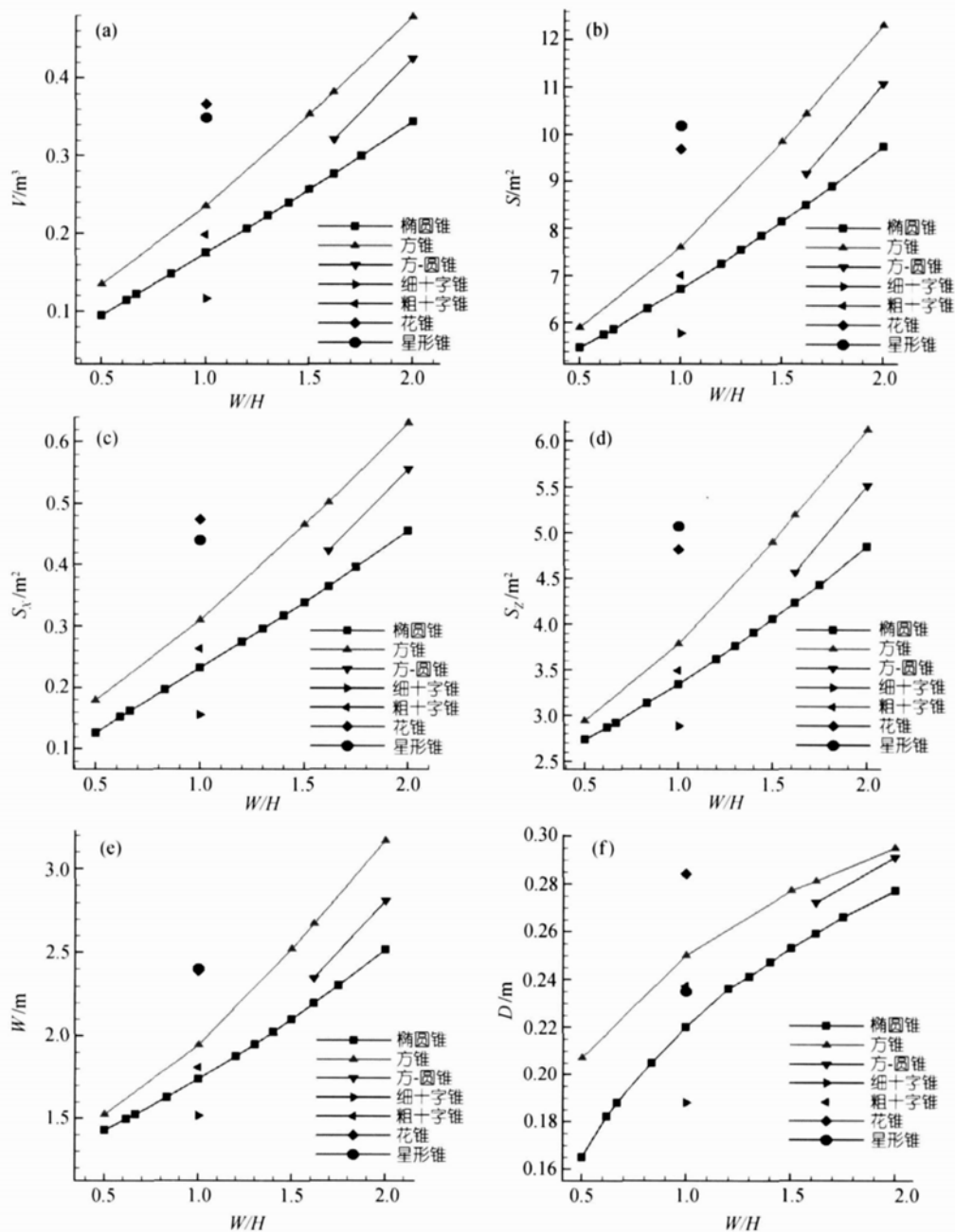


图 8 不同乘波体几何外形数据比较

(a) 容积(半乘波体); (b) 总表面积(半乘波体); (c) X 方向投影面积(半乘波体); (d) Z 方向投影面积(半乘波体); (e) 翼展(半锥体); (f) 中心厚度

体的宽高比相同, 锥系不同时, 相对而言, 花锥生成乘波体的升力系数最大, 而细十字锥生成乘波体的升力系数最小; ( ) 对于阻力而言, 当基本锥体的宽高比相同, 而锥系不同时(横轴为 1 的位置), 阻力系数大小的相对位置与升力系数一致; ( ) 对于椭圆锥生成的乘波体而言, 阻力系数出现极小值, 其位置约在基本锥的宽高比为 1.15 之处, 但对于其它系

列的锥生成乘波体, 阻力系数是否出现极小点, 以及极小点的位置尚待进一步计算确定; ( ) 对于升阻比而言, 同样基本锥宽高比的条件下, 除细十字锥生成乘波体的升阻比较小以外, 其他锥生成乘波体的升阻比相差不大. 而对于源自椭圆锥获得的乘波体而言, 升阻比的最大值出现于椭圆锥的宽高比为 1.618 处, 且在附近当椭圆锥的宽高比变化时, 其相应的

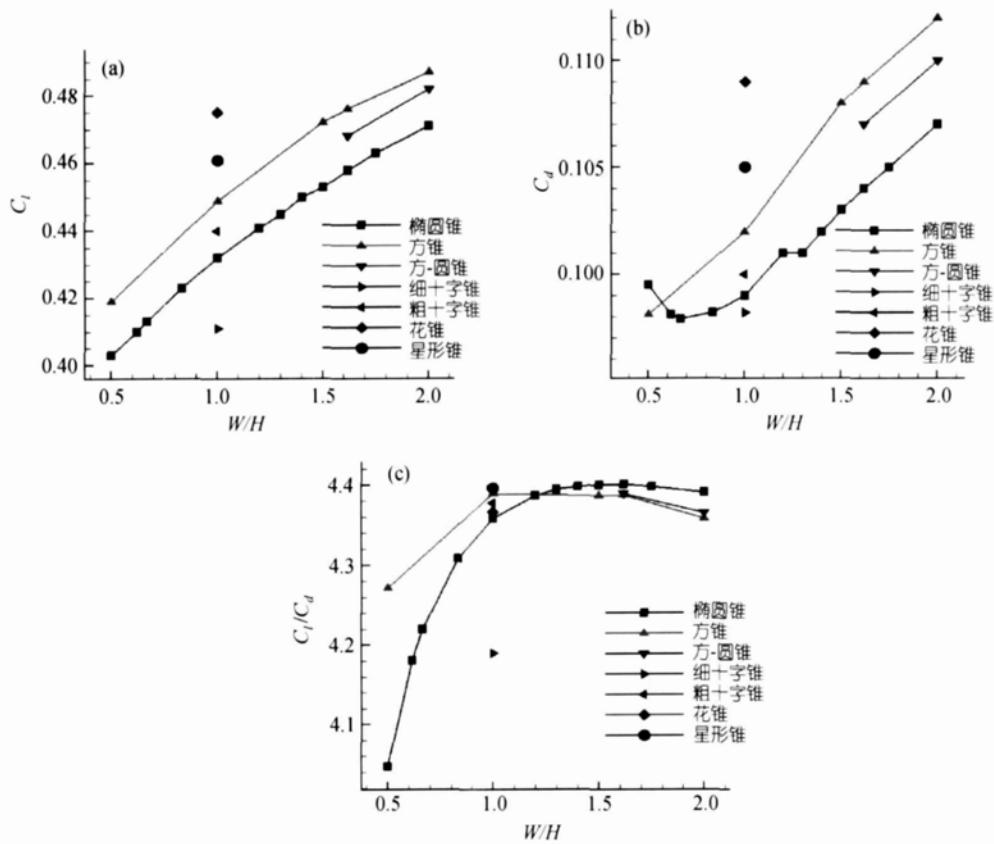


图 9 不同乘波体的气动参数比较

(a) 升力系数; (b) 阻力系数; (c) 升阻比; 其中选取乘波体底面压力  $P_{base} = 0$

锥生成乘波体的升阻比变化不大。综合考虑计算误差, 当椭圆锥的宽高比约为 1.5~1.618 时, 可获得升阻比最大的乘波体外形。

### 3 进一步验证

在上述的计算中, 前缘曲线在  $YZ$  平面内的投影均为直线, 为了进一步验证上述结论对其他乘波体截取方式是否有效, 我们任意选择了正圆形、正方形和细十字形三种锥体流场, 以这三种流场为基础, 采用了另外两种前缘曲线定义方式, 并对相应的乘波体外形进行了计算分析。

#### 3.1 前缘曲线为二次曲线

此种定义方式时, 前缘曲线在  $YZ$  平面内的投影由下式给定:

$$Z = Z_{sw} + Z_0 + Ay^2, \quad (3)$$

其中  $Z_0$  和  $A$  为两个独立参数,  $Z_{sw}$  为激波面在  $Z$  方向最低点坐标,  $Z_0$  定义为乘波体中心点距激波面的高度, 这里取  $Z_0$  为 10,  $A$  为 0.05。相应三种乘波体的几何参

数和气动参数如表 4 和 5。

表 4 二次前缘曲线乘波体的几何参数<sup>a)</sup>

锥体截面	$V/m^3$	$S/m^2$	$S_x/m^2$	$S_z/m^2$	$W/m$	$T/m$
正圆形	0.0783	3.02	0.102	1.41	0.734	0.259
正方形	0.0982	3.27	0.127	1.52	0.788	0.282
细十字形	0.0565	2.75	0.0741	1.28	0.673	0.242

a)  $S_x$  为  $X$  方向的投影面积,  $S_z$  是  $Z$  方向的投影面积

表 5 二次前缘曲线乘波体的气动参数

锥体截面	$C_l$	$C_d$	$l/d$
正圆形	0.4678	0.1039	4.5029
正方形	0.4831	0.1069	4.5173
细十字形	0.4505	0.1033	4.3597

#### 3.2 前缘曲线为 Sigmoid 函数曲线

定义方式时, 前缘曲线在  $YZ$  平面内的投影由下式给定:

$$Z = Z_{sw} + Z_0 + \frac{1}{1 + e^{(y-Y_0)}}, \quad (4)$$

其中  $Z_0$  和  $Y_0$  为两个独立参数,  $Z_{sw}$  为激波面在  $Z$  方向

最低点坐标,  $Z_0$  定义为乘波体中心点距激波面的高度, 这里取  $Z_0 = 7$ ,  $Y_0 = 5$ , 相应三种乘波体的几何参数和气动参数如表 6 和 7(图中各符号含义与表 4 和 5 相同).

表 6 Sigmoid 函数前缘曲线乘波体的几何参数

Case	$V/m^3$	$S/m^2$	$S_X/m^2$	$S_Z/m^2$	$W/m$	$T/m$
正圆形	0.119	4.5228	0.164	2.2446	1.25	0.244
正方形	0.157	5.0558	0.216	2.5064	1.39	0.269
细十字形	0.0812	3.9338	0.111	1.9541	1.11	0.219

表 7 Sigmoid 函数前缘曲线乘波体的气动参数

锥体截面	$C_l$	$C_d$	$l/d$
正圆形	0.4338	0.1002	4.3271
正方形	0.4514	0.1039	4.3432
细十字形	0.4141	0.0991	4.1771

对比图 8 和 9, 可以发现无论对于几何参数还是气动参数, 表 4~7 的结果分布都与我们前面总结的规律有着很好的吻合, 这些结果进一步验证了前面所获的规律.

#### 4 结论和讨论

本文以数值计算为主要分析工具, 从几何参数和气动性能两个方面对于源自不同锥体所获得的 23 种乘波体外形进行了系统的分析和比较, 并获得了相应的初步规律. 依据这些结果我们发现基于各种锥体生成的乘波体在几何参数和气动参数上存在着一定的矛盾, 片面地追求某个方面的指标必然会造成其他指标的降低, 这是实际设计中应当注意的问题.

对于实际的设计问题, 由于飞行器的种类和用途不同, 其所追求的主要目标也可能不尽相同. 基于本文的结果, 我们认为综合来看, 椭圆锥生成乘波体的综合性能相对较好, 且当椭圆锥的截面宽高比分别约为 1.5 及 1.5~1.618 时, 相应的乘波体可获得相对最小阻力及最大升阻比, 因而这两类乘波体应在设计中优先考虑. 此外, 对于某些实际飞行器的设计, 依据本文的计算结果, 我们还可以给出如下的参考意见: ( ) 对于高超声速客机设计, 在保证一定的气动性能条件下, 其主要设计目标为飞行器应具有相对较大的容积, 同时也应兼顾飞行器的低速性能(期望展弦比相对较大), 此时采用较大宽高比的花锥生成乘波体相对较优; ( ) 若着重考虑飞行器的隐身性能, 需要飞行器具有尽量小的截面积, 此时应

重点考虑十字锥生成乘波体, 且以相对较小的锥瓣为优, 此外适当增大十字锥的宽高比可在一定程度上增大飞行器的升阻比.

最后, 应当说明的是, 本文的工作仅针对于 6 马赫的情况, 而对于其他马赫数条件下, 我们认为也可能存在类似的规律, 因而下一步的工作, 我们将进行更多的数值及实验分析来进行探索和验证.

致谢 本文工作受国家自然科学基金(批准号: 10502053, 10402043), 中国科学院高温气体动力学重点实验室青年基金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.

#### 参 考 文 献

- 1 Kuchemann D. The Aerodynamic Design of Aircraft. Oxford: Pergamon Press, 1978. 448—510
- 2 Nonweiler T R F. Aerodynamic problems of manned space vehicles. J Roy Aeronaut Soc, 1959, 63: 521—528
- 3 Jones K D, Sobieczky H, Seebass A R, et al. Waverider design for generalized shock geometries. J Spacecraft Rockets, 1995, 32(6): 957—963
- 4 Timothy F, Brien O, Lewis M J. Rocket-based combined-cycle engine integration on an osculating cone waverider vehicle. J Aircraft, 2001, 38(6): 1117—1123
- 5 Lewis M J, Chauffour M L. Shock-based waverider design with pressure gradient corrections and computational simulations. J Aircraft, 2005, 42(5): 1350—1352
- 6 Jones J G, Moore K C, Pike J, et al. A method for designing lifting configurations for high supersonic speeds using axisymmetric flowfields. Ing Arch, 1968, 37: 56—72
- 7 Rasmussen M L. Waverider configurations derived from inclined circular and elliptic cones. J Spacecraft Rockets, 1980, 17(5): 537—545
- 8 Rasmussen M L. On hypersonic flow past an unyawed cones. AIAA J, 1967, 5: 1495—1497
- 9 Doty R T, Rasmussen M L. Approximation for hypersonic flow past an inclined cone. AIAA J, 1973, 11: 1310—1315
- 10 Mazhul I I, Rakhimov R D. Hypersonic power-law shaped waveriders in off-design regimes. J Aircraft, 2004, 41(4): 839—845
- 11 Takashima N, Lewis M J. Optimization of waverider-based hypersonic cruise vehicles with off-design considerations. J Aircraft, 1999, 36(1): 235—245
- 12 Goonko Y P, Mazhul I I, Markelov G N. Convergent-flow-derived waveriders. J Aircraft, 2000, 37(4): 647—654
- 13 Yoon S, Jameson A. Lower-upper symmetric-gauss-seidel method for the Euler and Navier-Stokes equations. AIAA J, 1988, 26(9): 1025—1026
- 14 Obayashi S, Guruswamy G P. Convergence acceleration of a Navier-Stokes solver for efficient static aeroelastic computations. AIAA J, 1995, 33(6): 1134—1141

(2006-09-04 收稿, 2006-12-04 接受)