

文章编号:1001-2486(2007)04-0017-05

## 基于乘波构形的跨大气层飞行器气动布局\*

何烈堂,周伯昭,陈磊

(国防科技大学 航天与材料工程学院,湖南长沙 410073)

**摘要:**利用乘波构形具有升阻比大的特点,将其作为滑翔跳跃式跨大气层飞行器的基准外形进行研究,提出了乘波构形的设计方法,详细分析了各设计参数对乘波构形的影响,研究了不同马赫数、不同优化目标下得到的乘波体的性能,得到了升阻比大、容积效率高的跨大气层飞行器气动布局,所得结论对跨大气层飞行器气动布局和乘波体外形的研究具有一定的参考价值。

**关键词:**跨大气层飞行器;乘波构形;升阻比;容积效率;气动布局

**中图分类号:**V221.1 **文献标识码:**A

## Aerodynamic Configuration of Trans-atmospheric Vehicle Based on Waverider Research

HE Lie-tang, ZHOU Bo-zhao, CHEN Lei

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract:** This article researched the aerodynamic configuration design of the glide/skip trans-atmospheric vehicle (TAV) based on waverider with high lift-to-drag ratio. Firstly, design methods of waverider configuration were put forward, and the waverider shape changed from design parameters was fully investigated. Then, the performances of the optimized waveriders under the varieties of Mach number and differed optimization aims were compared and studied. Finally, a TAV configuration with high L-D ratio and high volumetric efficiency was obtained. The conclusion has important reference value to the research of TAV configuration and waverider.

**Key words:** trans-atmospheric vehicle; waverider configuration; lift-to-drag ratio; volumetric efficiency; aerodynamic configuration

跨大气层飞行包括滑翔式飞行和跳跃式飞行,是指飞行器再入大气层时,利用气动力或发动机再开车的推力,飞行器滑翔飞行或拉起爬升实现跳跃飞行。目前,国内外对滑翔跳跃式跨大气层飞行器的研究仍处于概念研究或先期方案论证阶段,还未达到工程应用的水平。其主要原因是一些关键技术还未获得实质性的突破。滑翔跳跃式跨大气层飞行器要实现远距离无动力滑翔或跳跃,需要采用高升阻比气动布局。由于高超声速飞行时,波阻和摩阻急剧增大,采用常规飞行器构形将面临所谓的“升阻比屏障<sup>[1]</sup>”,因而,常规飞行器构形已难以适合跨大气层飞行,必须探求新的飞行器构形。

乘波构形是在超声速、高超声速条件下激波完全贴附于飞行器前缘的一种特殊飞行器构形,由于这种构形就像乘在它的激波上飞行,所以称之为乘波构形。这种外形的优势在于波后高压和上表面低压没有压力沟通而完全作用于升力面下表面,即下表面在激波后的高压不会绕过前缘泄漏到上表面,这使得乘波构形与普通外形相比在相同来流的情况下具有很高的升阻比<sup>[2-3]</sup>,因而它是滑翔跳跃式跨大气层飞行器的首选外形。

### 1 乘波飞行器设计方法

乘波飞行器的初步设计过程一般选用已有精确解的二维或三维流场来确定外形,目前用得较多的是无迎角、无侧滑的楔形、圆锥、椭圆锥、幕次律轴对称体等流场。本文采用圆锥绕流流场作为乘波飞行器生成源流场。所谓锥形流,是指沿每一条从顶点出发的径向射线上的物理量相同,在球坐标系下,锥

\* 收稿日期:2006-11-03

基金项目:国家自然科学基金项目(10502056)

作者简介:何烈堂(1977—),男,博士生。

形流的控制方程为如下的 Taylor-Maccoll 方程<sup>[4]</sup>:

$$\begin{cases} V_\theta = \frac{dV_r}{d\theta} \\ \frac{dV_\theta}{d\theta} = \frac{a^2}{V_\theta^2 - a^2} \left( 2V_r + V_\theta \cot\theta - \frac{V_\theta^2 V_r}{a^2} \right) \\ \frac{dp}{d\theta} = -\frac{\rho V_\theta a^2}{V_\theta^2 - a^2} (V_r + V_\theta \cot\theta) \end{cases}$$

在给定来流马赫数  $Ma$  和激波角  $\beta$  条件下,波后流动参数仅为压缩角  $\theta$  的函数,可数值积分确定。乘波体主要基于计算得到已知流场通过设计获得,一般有三种设计方法:给定激波面上前缘线法<sup>[5]</sup>、给定自由流面底部基线法、给定压缩面的底部基线法。

本文采用给定自由流面的底部基线法,具体设计方法是从底部基线按照自由来流反方向引射线,所有射线与激波面的交点就形成乘波体前缘线;从前缘线上各点出发,沿来流方向追踪流线,所有流线构成乘波体的下表面。常见的底部基线有:直线型、圆锥曲线型、一般二次曲线型、四次曲线型等。这里选用参数最多的四次型曲线进行研究,令其基线方程为:  $y = az^4 + bz^2 + c$ 。该四次型基线在  $|z| > 1$  区域内  $y$  的取值对于系数  $a$ 、 $b$  变化敏感,使得基线形状不易控制甚至出现无法进行设计的基线形状,为便于底部基线方程系数的调整,所以将激波锥底部圆半径归一化,即取:  $R_t = 1$ (图1),则激波锥长度  $L_t = R_t / \tan\beta$ 。

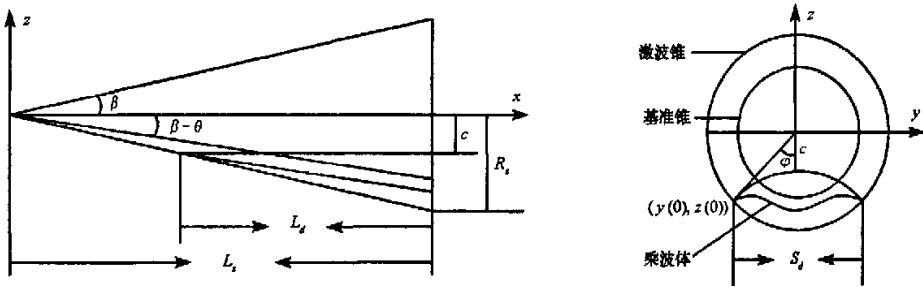


图1 乘波体外形设计示意图

Fig.1 Configuration design of waverider

在归一化的流场确定后,在实际设计中,除了设计的基准圆锥半锥角  $\omega_k$  和长宽比  $\sigma$  保持不变外,对于设计要求的外形长度  $L_r$ 、宽度  $S_r$  要作相应的缩比处理,转换为设计长度  $L_d$  和设计宽度  $S_d$ ,使得设计宽度  $S_d$  在设计几何模型底面圆半径尺度范围内。引入设计参数展向角  $\varphi$ (迎风角为  $0^\circ$ ),则:  $S_d = 2R_t \sin\varphi = 2\sin\varphi$ ,  $L_d = S_d \sigma$ 。已知  $L_d$  和  $S_d$  后,可由基本几何关系给出四次型基线待定系数  $c$ :  $\frac{L_d - L_t}{L_t} = \frac{-c}{R_t} = -c$ 。基线和激波锥底面圆的交点  $(z_0, y_0)$  可由下面两式确定:  $z_0 = S_d/2$ ;  $y_0^2 + z_0^2 = R_t^2 = 1$ 。

四次型基线系数  $a$ 、 $b$  满足:  $y_0 = az_0^4 + bz_0^2 + c$ 。由于  $\frac{\partial y}{\partial b} = z^2$ , 而  $\frac{\partial y}{\partial a} = z^4$ , 即在  $z \in (-1, 1)$  的区间内  $\frac{\partial y}{\partial b} > \frac{\partial y}{\partial a}$ , 所以曲线形状对系数  $b$  的调节较为敏感,为提高参数调节的效率,将  $b$  作为设计参数,  $a$  为相关参数,可由式  $a = \frac{y_0 - bz_0^2 - c}{z_0^4}$  给出。

综上知,只需给定马赫数  $Ma$ 、基准半锥角  $\omega_k$ 、展向角  $\varphi$ 、长宽比  $\sigma$  和四次型基线系数  $b$  等5个设计参数即可确定乘波体的外形。

## 2 设计参数对乘波体外形的影响分析

设计参数的影响分析是进行乘波体设计的前提和基础,为外形优化提供参考依据。固定马赫数

$Ma = 8.0$ , 分析展向角  $\varphi$ , 长宽比  $\sigma$  以及底面基线系数  $b$ , 基准锥半锥角  $\omega_k$  的变化对乘波体构形(包括乘波体的纵向截面形状, 横向截面形状, 容积效率等)的影响。乘波体原型的外形参数为:  $\omega_k = 9^\circ$ ,  $\varphi = 40^\circ$ ,  $\sigma = 2$ ,  $b = -1.5$ 。原始乘波体外形的三维视图如图 2。容积效率是表达乘波飞行器使用效应的一个重要参数, 也是反映乘波飞行器载重容积的一个重要指标, 但对于其计算不同的文献有不同的表达, 如  $\eta_{sw} = V^2/S_w$ 、 $\eta_{sp} = V^2/S_p$  等, 其中  $S_w$  为乘波体的湿润面积,  $S_p$  为乘波体的投影面积。本文定义容积效率为  $\eta = V^2/S^2$ ,  $S$  为湿润面积。

容积效率随各设计参数的变化(基准锥半锥角  $\omega_k$  的变化范围为:  $6 \sim 12^\circ$ ; 展向角  $\varphi$  得变化范围为:  $20 \sim 60^\circ$ ; 长宽比  $\sigma$  的变化范围为:  $1.6 \sim 2.4$ ; 四次型基线系数  $b$  的变化范围为:  $-2 \sim -1$ ; 马赫数  $Ma$  变化范围为:  $4 \sim 12$ ) 如图 3 所示。为便于作图对比分析, 图中已对各设计参数分别进行了归一化处理。各曲线的交点即为原型乘波体的容积效率。

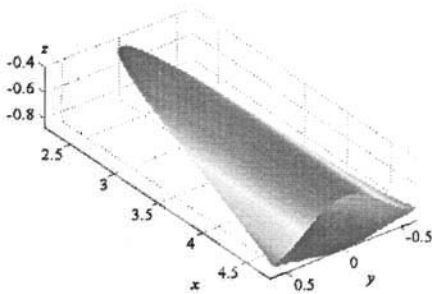


图 2 乘波体原型的三维视图  
Fig.2 Three-dimensional view of waverider prototype

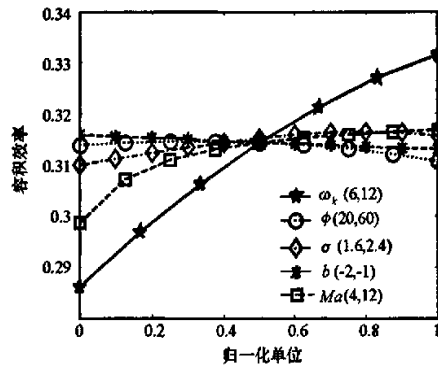


图 3 乘波体各设计参数对容积效率的影响  
Fig.3 Influence of volumetric efficiency from design parameter of waverider

从图 3 可以看出, 对容积效率影响最大的是基准圆锥半锥角; 其次是来流马赫数; 展向角、长宽比和四次型基线系数对容积效率影响较小。随着基准半锥角的增大, 设计出的乘波体外形也就越钝, 越厚, 很显然容积效率也会越高。

当马赫数变化时, 乘波体的长度、宽度和厚度都不变, 但是从图 4(a) 可以看出, 马赫数越小, 上表面底部基线弧度越大(这是因为马赫数减小, 则激波角增大, 在激波锥底部圆半径归一化的情况下, 激波锥长度变小, 从四次型基线系数  $c$  的计算式可以看出,  $c$  将增大, 也就出现了图示的弧度增大, 顶点上升现象), 下表面底部基线的拐点向内收缩, 底部形心偏离底部两端点连线越远, 因此容积效率下降。但是当马赫数大于 8 以后, 马赫数增加, 容积效率增加缓慢, 这是因为激波角减小得越来越缓慢。

展向角  $\varphi$  增大, 容积效率先增大后减小。这是因为当展向角较小时, 乘波体底部形心偏离两端点连线较远(如图 4(b) 所示), 而当展向角较大时, 上表面基线上翘, 使得乘波体边缘部分较薄, 因此就有了图 3 中容积效率随展向角增大而先增大后减小的情况。

随着长宽比  $\sigma$  的增大, 也出现容积效率先增大后减小的情况, 但原因刚好相反, 长宽比较小时, 上表面基线上翘(如图 4(c) 所示), 使得乘波体边缘部分较薄; 长宽比较大时, 乘波体底部形心偏离两端点连线较远, 因而出现容积效率先增大后减小。

四次型基线系数  $b$  是确定上下表面位置及形状的重要参数。在给定长宽比和展向角后,  $b$  是确定底部基线的唯一可变参数, 由基线方程可推导出曲线驻点位置与系数的关系:

$$z_{e1,2} = \pm \sqrt{\frac{-b}{2a}} = \pm \sqrt{\frac{bz_0^4}{2(y_0 - c - bz_0^2)}}; \quad z_{e3} = 0$$

当  $b$  减小(因为  $b$  为负值, 对应  $|b|$  增大),  $|z_{e1,2}|$  也减小, 基线的驻点内收, 而使表面两侧端点的翘角增大(如图 4(d) 所示), 容积效率减小。

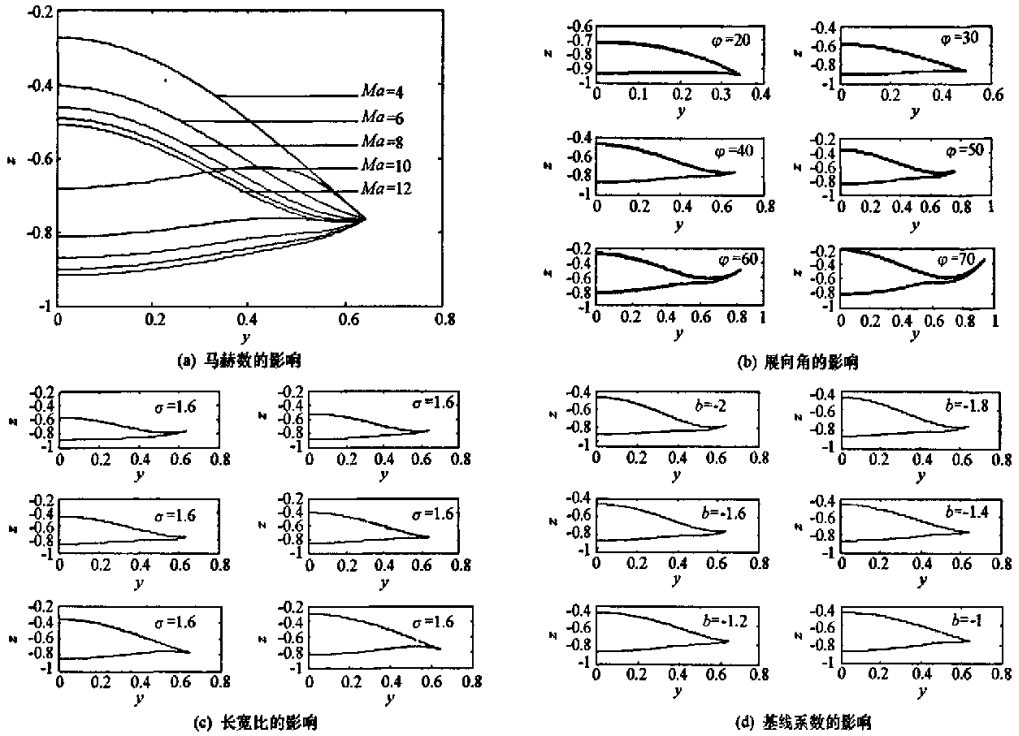


图4 乘波体底部形状随各设计参数的变化

Fig.4 Change of waverider bottom shape with design parameter

### 3 基于乘波构形的跨大气层飞行器气动布局优化

分别对马赫数  $Ma = 6, 8, 10, 12, 15, 20$ , 六种飞行状态以升阻比最大作为目标进行乘波构形优化, 优化到的乘波外形如图5所示。各乘波体在设计点阻力(考虑了粘性阻力的影响, 其计算采用 Eckert 提出的参考温度法<sup>[6]</sup>)、升阻比、容积效率如图所示。从图6可以看出在不同设计点(以马赫数为设计点)的阻力系数、升阻比、容积效率都不同, 随着马赫数的增大, 阻力系数和升阻比都减小, 容积效率增加, 但是当马赫数大于8以后, 阻力系数、升阻比下降缓慢, 容积效率增长缓慢, 为兼顾高低马赫数的综合性能, 选取马赫数  $Ma = 8$  为设计点, 进行下一步的气动布局优化设计。

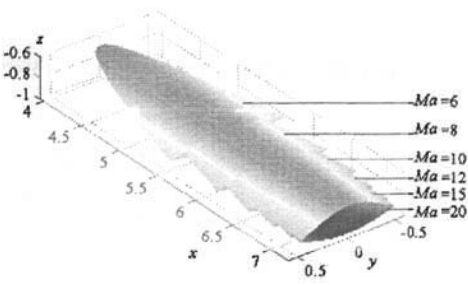


图5 以马赫数为设计点的乘波体外形  
Fig.5 Waverider configuration base on different design point of  $Ma$

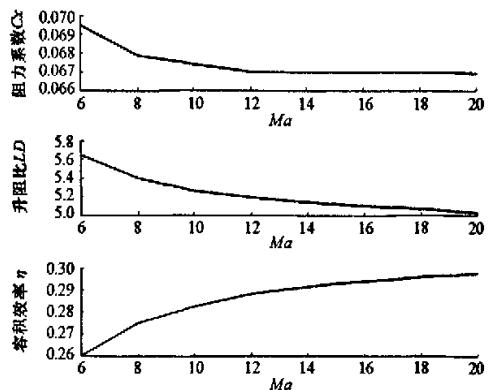


图6 不同马赫数下乘波体性能对比  
Fig.6 Capabilities of waverider under different  $Ma$

当马赫数  $Ma = 8$  时,针对阻力最小、升阻比最大、容积效率最高以及升阻比和容积效率组合四组不同的优化目标对乘波构形优化,得到如图 7 所示的四个乘波体。阻力最小意味着在跨大气层飞行时能量和速度损失最小,但是升阻比不是最大,不一定能满足跨大气层飞行中的跳跃或滑翔的要求,并且从图中可以看出,阻力最小优化得到的乘波体长细比大、厚度薄,这样容积效率低,势必会增加跨大气层飞行器结构重量,不利于工程实现。以升阻比最大得到的乘波体也同样存在容积效率过低缺陷。而以容积效率最大为优化目标得到的乘波体阻力大、升阻比小,不利于跨大气层跳跃或滑翔飞行。而以升阻比和容积效率为组合目标优化到的乘波体,既有较高的升阻比,又有较大的容积效率,兼顾了跨大气层飞行器飞行性能和容积要求。

表 1 为四组不同优化目标得到的乘波体的各项性能对比,从表中可以看出,组合优化目标优化出来的乘波体,既充分发挥了乘波构形升阻比大的优势,为实现跨大气层滑翔跳跃飞行提供足够的升阻比;又有较大的容积效率,满足工程实现的需求。

表 1 四组不同优化目标得到的乘波体的各项性能对比

Tab.1 Capabilities comparison of waverider under four optimize aims

优化目标	阻力最小	升阻比最大	容积效率最高	升阻比 + 容积效率
阻力系数	0.0647	0.0679	0.4630	0.1125
升阻比	5.1456	5.3927	1.7244	4.1378
容积效率	0.2760	0.2753	0.3689	0.3376

## 4 结论

基于无粘锥形绕流流场的反设计方法是一种实用、简单的乘波体设计方法,在计及粘性影响的情况下下仍可获得较高升阻比的乘波体,因此乘波构形是适于滑翔跳跃式跨大气层飞行的理想气动布局;在乘波的各设计参数中,对容积效率影响最大的是基准圆锥半锥角;其次是来流马赫数;展向角、长宽比和四次型基线系数对容积效率影响较小,但对底部基线的翘角影响较大,进而影响气动特性。当以马赫数为设计点,优化得到的乘波体的阻力系数和升阻比都随着马赫数的增大而减小,容积效率则随之增加,但当马赫数大于 8 以后,阻力系数、升阻比下降缓慢,容积效率增长缓慢,因此可将  $Ma = 8$  作为适于滑翔跳跃式跨大气层飞行的乘波体的设计点。分别以阻力最小、升阻比最大、容积效率最高为优化目标对乘波构形进行优化,可得到满足某一特定需求的气动布局。但只有以升阻比和容积效率为组合优化目标,才能获得升阻比大、容积效率较高适于滑翔跳跃的跨大气层飞行的气动布局。

## 参考文献:

- [1] Kuchemann D. The Aerodynamic Design of Aircraft[M]. Pergamon Press, Oxford, 1978.
- [2] 黄志澄.高超声速飞行器空气动力学[M].北京:国防工业出版社,1995.
- [3] 彭钧,陆志良,李文正. Ma4.5 巡航飞行器乘波体方法优化设计[J]. 宇航学报,2004,25(2).
- [4] Anderson J D. Modern Compressible Flow: With Historical Perspective[R]. McGraw-Hill, New York, 1982.
- [5] 崔凯.高超声速乘波飞行器前体气动外形设计及优化[D].北京:中国科学院力学研究所,2006.
- [6] Eckert E R G. Engineering Relations for Heat Transferred Friction in High-Velocity Laminar and Turbulent Boundary-Layer Flow Over Surface with Constant Pressure and Temperature[J]. Transaction of the ASME, 1956, 78(6).

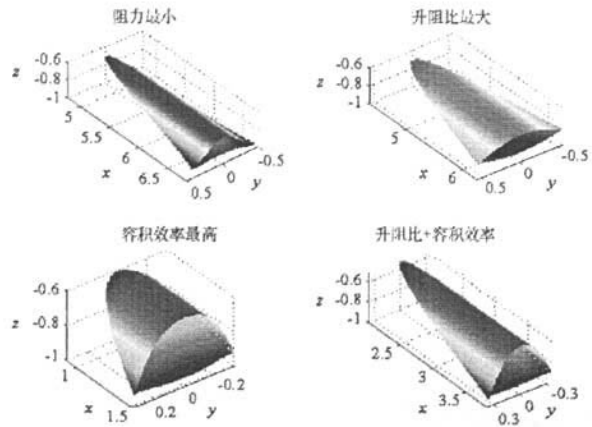


图 7 不同优化目标下的乘波体外形

Fig.7 Waverider configuration under different optimize aim

