

文章编号: 1001-2486(2007)04-0012-05

吻切锥乘波构型优化设计与分析*

陈小庆, 侯中喜, 何烈堂, 柳 军

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘 要:吻切锥乘波构型是未来高超声速有动力巡航飞行器气动外形重要的设计参考。采用参数化设计方法实现了吻切锥乘波构型的设计, 并利用工程估算的方法对构型的气动性能进行了分析; 在正交试验分析的基础上, 开展了以升阻比、容积和容积率为目标的设计优化。CFD 计算显示, 优化的外形具有良好的升阻比和容积率性能, 且底部流动均匀, 是实现高超声速飞行器前体/超燃发动机进气道一体化的重要参考。

关键词:吻切锥乘波构型; 多目标; 容积; 容积率

中图分类号: V211.3 **文献标识码:** A

Optimized Design and Analyze of Osculating Cone Waverider

CHEN Xiao-qing, HOU Zhong-xi, HE Lie-tang, LIU Jun

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

Abstract: Osculating cone waverider configuration is an important design reference to the powered hypersonic vehicle. This paper parameterized the design process of OC waverider and engineering method was used to evaluate waverider's aerodynamic performances. Based on the orthogonal experiment, L/D ratio, volume and volume efficiency were chosen as optimized objective functions to optimize the configuration. CFD simulation shows that the optimized configuration has better L/D, volume, volume efficiency and uniform flow at the base, thus it is an important design reference in the hypersonic engine-airframe integration design.

Key words: osculating cone waverider; multi-object; volume; volume efficiency

1959 年, Nonweiler 提出的乘波外形是追求高升阻比、突破高超声速飞行器“升阻比屏障”的一种有效尝试, 已成为未来高超声速飞行器的重要参考外形。但原有乘波设计方法多是基于锥形和楔形的, 设计参数单一, 在飞行器机体和推进系统一体化设计上缺乏调整的灵活性, 限制了乘波飞行器的应用研究。

在 1990 年 10 月举办的第一届国际乘波体会议上, Sobieczky 等人提出了“吻切锥”生成乘波构型的思想^[1], 使得人们可以根据飞行器的需要来设计复杂构型, 从而使乘波飞行器具有向实用性发展的可能。Takashima 等人通过对高超声速飞行器的设计方法研究表明, 吻切锥思想由于其生成构型的高度灵活性, 在发动机一体化设计中具有较大的优势^[2-3]; 文献[4]基于吻切锥思想对 RBCC 发动机-机身一体化进行了设计研究。Chauffour^[5, 6]等则开展了吻切锥构型在进气道-机身一体化设计中的应用研究, 研究指出, 基于吻切锥思想的乘波飞行器一体化设计是比较具有发展潜力的一种思路。

1 吻切锥构型参数化设计及气动性能评价方法

1.1 吻切锥乘波构型设计及参数化

吻切锥外形的生成基于 Sobieczky 的吻切锥理论^[1]; 一般三维超音速流的运动方程都可以在二阶精度范围内用一个轴对称流的运动方程来逼近。这个轴对称流的轴线位于通过该点的流线的吻切平面(OP: Osculating Plane)内。于是, 当地的三维流动就能够由局部的二维流动(轴对称流也是二维的)来描述。在由吻切锥定义的平面内, 非轴对称激波后流动的流动段处理为锥形流, 在出口平面内, 沿激波曲线使用一系列平面来定义, 在每个相交平面内激波角为常数, 以保证展向上是连续表面, 由激波角和当

* 收稿日期: 2006-12-30

基金项目: 国家 863 计划资助项目(2005AA756050); 国家自然科学基金项目(10302031)

作者简介: 陈小庆(1982—), 男, 博士生。

地曲率半径来确定每个平面的锥形流顶点。常用的楔形激波和锥导乘波外形方法只是吻切锥方法的一种特例:楔形激波类似于曲率半径无穷大的情况,而锥形激波相当于吻切锥方法中半径固定为一恒定值的情况。吻切锥方法中,通过将半径不同的圆锥形激波“切片”叠加在一起而形成完整的激波形状,方法中基本的外形是一种“隐式”外形。

为了获得所需要的吻切锥构型,首先需要确定一些基本的参数。乘波飞行器的长度以及来流条件的选择(设计马赫数以及飞行高度)取决于所设计飞行器的所从事的任务。自由流场的属性(密度,温度,静压)取决于设计状态的高度。本设计方法中,选取的是标准大气模型。圆锥激波角需要另外给定;激波角的选择对最终设计出来的外形具有重要的影响,因为它决定了激波的强度。确定了激波角后,吻切锥的基本外形的半顶角以及流场的气动参数通过数值求解 Taylor-Maccoll 方程而获得。

确定了基本参数之后,需要确定外形的基本曲线参数。本文中,选取激波曲线和上表面曲线作为控制曲线,通过改变曲线参数从而生成不同的乘波外形。如图 1 所示:

上表面:

直线区域: $0 \leq x_u \leq L_u; z_u = 0$

曲线区域: $x \geq L_u; z_u = B(x_u - L_u)^n$

激波面:

直线区域: $0 \leq x_l \leq L_l; z_l = -H = -L \tan \beta$

曲线区域: $x_l \geq L_l; z_l = -H + A(x_l - L_l)^m$

在实际设计中,可以根据需要和实际情况,合理选择各

个参数,比如可以根据进气道的尺寸选择 L_u, L_l 等。确定了各个参数之后,就可以利用流线追踪的思想来生成乘波构型,具体步骤可参考相关文献。

1.2 气动性能估算

为适应优化设计的快速实现,乘波体的无粘气动力(波阻)通过对构型表面压力积分得到,底阻用来流压力计算。表面摩擦力的计算采用 Eckert 提出的参考温度法^[7]计算。Corda 等在作乘波体研究时采用了这种方法,并对其作了一个评价^[8],结论是这种方法计算的结果与他们曾经采用的一种相当复杂的方法相比,即使在高超声速的情况下,其结果也相差不到 10%。为了加快计算速度,缩短设计周期,采用较为简单的方法,只要具有变化趋势上的一致性和合理的误差范围,就可以作为优化评价方法被接受。

层流当地摩擦阻力系数取值为:

$$C_{f, \text{lam}} = \frac{0.664}{\sqrt{Re_x}} \left(\frac{T^*}{T_w} \right)^{(\omega-1)/2}$$

其中, $\omega = 0.75, T^* = T_\infty \left(1 + 0.032 Ma_\infty^2 + 0.58 \left(\frac{T_w}{T_\infty} - 1 \right) \right), T_w$ 为壁面温度。

当流动处于湍流时,当地表面摩擦系数采用近似公式 $C_{f, \text{turb}} = \frac{0.0592}{(Re_x^*)^{0.2}}$

高超声速层流到紊流的转换问题还没有成熟的方法,本文采用由 Dicristinea 提出的以马赫数的函数^[9]估计转换雷诺数:

$$\log Re_c = 6.421 \exp(1.209 \times 10^{-4} Ma_c^{2.641})$$

乘波构型的容积率定义为 $\eta = \frac{V^{2/3}}{S}, V$ 为构型容积, S 为构型在 $x-y$ 平面的投影面积。

简单地将转换点后的摩擦系数按紊流处理,可以简化计算。这对大雷诺数问题的优化结果影响影响较小,对接近于转换雷诺数的问题影响相对较大,但由于处理这个问题的理论还不够完善,在优化设计时作一些简化也是可以的。

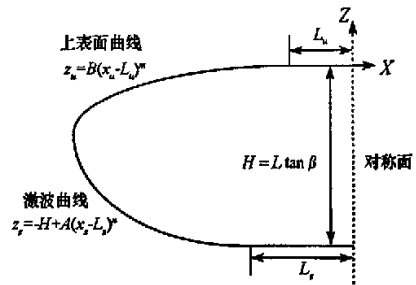


图 1 曲线参数定义

Fig.1 Definition of curve parameter

2 吻切锥乘波构型的优化

2.1 优化算法介绍

对乘波构型而言,其升阻比和容积率与控制参数之间没有明显的函数关系式,使得传统的基于梯度计算的优化方法不适合对其进行优化设计;此外,传统的算法在对多目标进行优化时,通常采用加权法,不同的权重系数常常产生不同的优化结果。基于以上考虑,本文采用多目标遗传算法作为优化的算法。

采用改进的多目标遗传算法 NSGA-II^[9],非线性的数值试验已证明其具有良好的收敛到 Pareto 前沿的能力。图 2 是对经典的测试函数 ZDT6 的计算结果(左图是文献[10]采用不同的算法计算的结果,右图是采用改进算法计算结果),可以看出无论是逼近 Pareto 前沿的能力还是 Pareto 最优解的分布,改进的算法都有显著的提高。

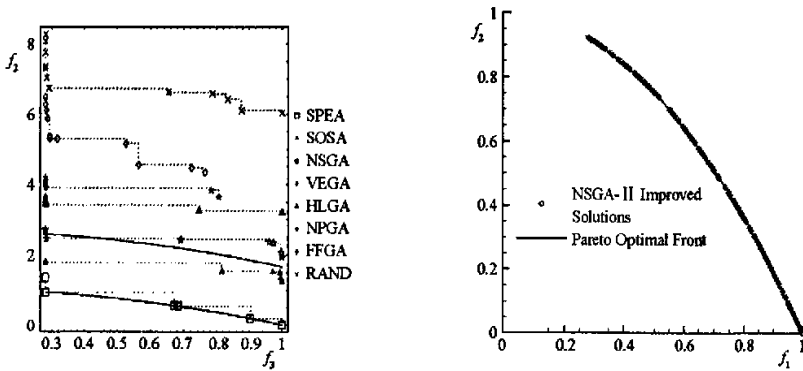


图 2 ZDT6 计算结果比较

Fig.2 The results of ZDT6

2.2 控制参数的选取

为了缩小搜索空间,提高优化计算效率,通过对吻切锥乘波构型的正交试验设计选取对飞行器性能(升阻比,容积和容积率)影响比较大的参数作为优化设计参数,对于不敏感的参数则将其取为恒值。

本文固定设计外形的长度 L ,上表面和激波面的方程次数 m, n 以及方程中间的直线区域 L_u, L_s 作为常量($L=5, m=4, n=2.5, L_u=0.2, L_s=0.3$);选取激波角 β ,设计外形的宽度 b 以及控制激波面和上表面交点纵坐标的作为设计变量。

以 40km 高空大气参数作为来流参数: $P_\infty = 287.14\text{Pa}$, $T_\infty = 250.4\text{k}$, $\rho_\infty = 0.003996\text{kg/m}^3$;设计马赫数为 $Ma_\infty = 10$,计算粘性力时壁面参考温度选取 $T_w = 1500\text{k}$ 。

2.3 优化结果分析

考虑到优化计算时,容积率和体积之间也是存在着一定的制约关系的,而由于采用的是两目标遗传算法,没有同时考虑升阻比、容积和体积三者之间的关系,本文分别以升阻比,容积率和升阻比,体积作为优化目标参数进行优化。

2.3.1 升阻比-容积率优化结果

以升阻比和容积率为优化目标函数进行优化,优化结果的升阻比、体积和容积率的变化关系如图 3 所示。可以看出,三者之间是一种相互制约的关系,不能同时取得最大值。这里给出升阻比,容积率以及容积分别为 8.78、0.10、1.92(图 4 左)以及 4.87、0.224、4.50(图 4 右)的两种外形。

2.3.2 升阻比-体积优化结果

以升阻比和容积为优化目标函数进行优化,优化结果的升阻比、容积率以及容积的变化关系如图 3 右所示。可以看出,三者之间是同样处于一种相互制约的关系,不能同时取得最大值。这里给出升阻比,容积率以及容积分别为 8.25、0.113、3.69(图 5 左)以及 4.67、0.20、8.012(图 5 右)的两种外形。可以看出,这时候优化出的外形上表面趋向于平面,外形宽度比较大,参考面积也都比较大,容积率不是很高。

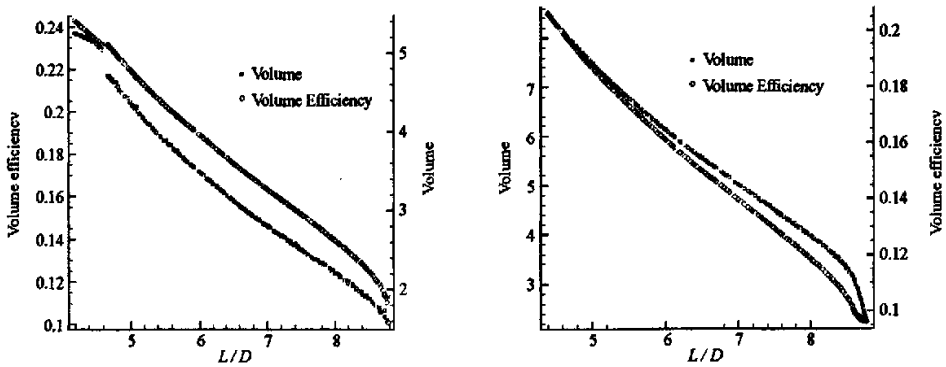


图3 优化结果的升阻比、容积率和体积变化关系(左图为升阻比、容积率优化结果)

Fig.3 L/D , Volume and Volume efficiency of optimal shapes (Left: L/D and volume efficiency)

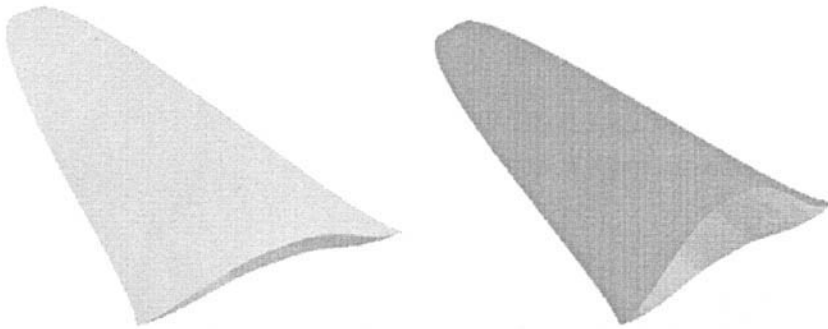


图4 优化外形

Fig.4 Optimal shapes

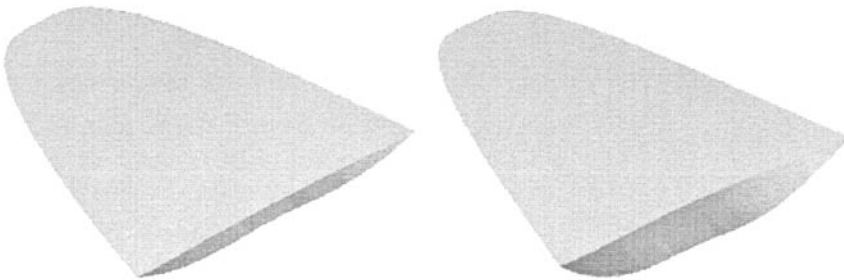


图5 优化外形

Fig.5 Optimal shapes

通过比较可以看出,以升阻比和容积率进行优化时,优化结果的容积率比以升阻比和容积进行优化的容积率要大,但同时,容积也比后者的结果要小得多。单纯的优化并不能得出比较满意的结果。在实际设计中,必须综合考虑各方面的因素,相应增加优化目标函数(三目标优化或者更多)或者增加适当的约束(以体积为优化目标的时候,可以增加容积率的约束;以容积率为优化目标的时候可以增加体积的约束)以获得符合要求的设计外形。

3 数值分析

选取上述优化结果中一外形进行 CFD 计算。外形的容积率和容积分别为 0.232、5.047,工程估算的无粘升阻比、粘性升阻比分别为 5.03、4.6,外形如图 6 所示。

CFD 计算时,采用有限体积法离散控制方程,离散方程空间项采用 Roe FDS 通量差分分裂格式,限

制器采用 Minmod 限制器。考虑粘性问题时,选取 B-L 湍流模型。通过时间步进法求解离散方程。在壁面邻域进行了网格加密,以确保在边界层内有足够多的网格点,流场内的网格分布 $105 \times 100 \times 60$ 。入口处取设计来流状态。

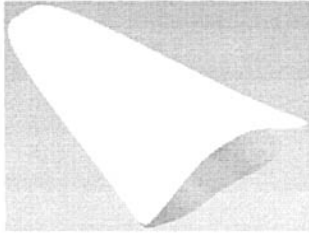


图6 计算外形
Fig.6 Computational shape

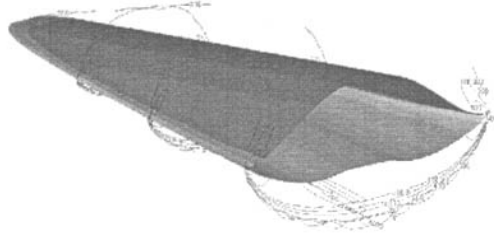


图7 压力分布
Fig.7 Pressure distribution

图7给出了粘性条件下的流场等压线分布。由于粘性边界层的影响,下表面的高压气体向上表面泄漏,降低了外形的气动性能,但是激波并没有脱体。CFD 计算得到的无粘升阻比为 5.04,与工程估算结果吻合较好。CFD 计算得的粘性升阻比为 3.92,与工程估算的粘性升阻比相差 15%,原因有二:粘性力的工程估算不准确;CFD 计算没有考虑背风区,和工程估算一样都是以来流压力作为底部压力计算的。

图8画出了从前缘边直线段下方距离 0.5 处一线段上的流线图,从图中可以看出,粘性条件下,过激波后(图中转折后)中部来流仍保持均匀,图中流线上所示“x”处的压力都在 2178Pa 左右,在考虑超然冲压发动机设计约束的条件下,能够为进气道提供均匀来流,可作为一体化设计的基本构型。

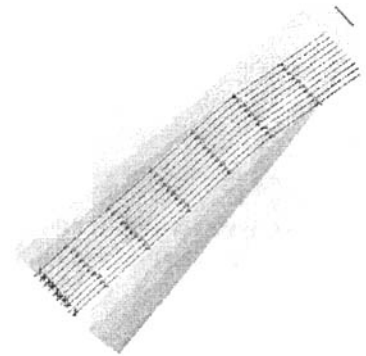


图8 流线
Fig.8 Stream traces

4 结论

在乘波构型的阻力中,波阻占据主要位置,从无粘计算结果可以看出,采用激波关系式就可以比较准确地确定波阻,在优化设计时,为了加快计算速度,采用经验公式估算其摩阻,具有趋势上的一致性即可;乘波构型的升阻比和容积率以及容积之间处于一种“此消彼长”的关系,设计时,应根据设计需求合理确定设计参数,以使得设计的外形满足需要。优化外形的 CFD 计算表明,优化构型具有良好的气动性能,升阻比高,下表面中心处流动均匀,且乘波外形构成了第一次预压缩,在考虑相关约束的条件下,可以作为飞行器前体/发动机进气道一体化设计的重要参考。

参考文献:

- [1] Sobieczky H. Hypersonic Waverider Design from Given Shockwaves[C]//Proceedings of the first International Hypersonic Waverider Symposium, University of Maryland, 1990.
- [2] Takashima N, Lewis M J. Optimized Mission-oriented Waverider Vehicles with Base Closure [R]. AIAA96-0810, 1996.
- [3] Takashima N, Lewis M J. Engine-airframe Integration on Osculating Cone Waverider-based Vehicle Designs [R]. AIAA96-2551, 1996.
- [4] O'Brien T F, Lewis M J. RBCC Engine-airframe Integration on an Osculating Cone Waverider Vehicle [R]. AIAA2000-3823, 2000.
- [5] Chauffour M-L, Lewis M, Maryland U C P. Corrected Waverider Design for Inlet Applications [R]. AIAA 2004-3405, 2004.
- [6] Chauffour M-L, Lewis M, Maryland U C P. Corrected Shock Based Design for Waverider Geometries [R]. AIAA 2003-7060, 2003.
- [7] 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, 1970, 78 (5):855.
- [8] Bowcutt K G, Anderson J D. Viscous Optimized Waverider Designed From Ax Symmetric Flow Fields [R]. AIAA 88-20369, 1988.
- [9] 侯中喜, 陈小庆, 郭良民. 基于排挤机制改进的多目标遗传算法[J]. 国防科技大学学报, 2006(5).
- [10] Zitzler E, Deb K, Thiele L. Comparison of Multi-objective Evolutionary Algorithms: Empirical Results [J]. Evolutionary Computation, 2002, 8 (2):173-195.

