

文章编号: 0258-1825(2008)01-0115-05

乘波器的参数化设计研究*

张 杰, 王发民

(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)

摘 要:开展变楔角参数化乘波器的研究。研究中考虑了粘性效应, 分析了不同设计参数对乘波器气动性能的影响。对比 MAXWARP 乘波器设计结果和数值求解 NS 方程的结果, 验证了变楔角参数化乘波器设计方法的正确性。分析了不同的设计参数对乘波器气动性能的影响, 为研究复杂的乘波器设计和优化规律提供了一个途径。参数化乘波器设计可方便的控制乘波器的外形尺寸, 使乘波器的应用性大大提高。

关键词:乘波器; 变楔角; 气动性能; 参数化设计

中图分类号: V211.3; V221+.3 **文献标识码:** A

0 引 言

20 世纪 50 年代, Nonweiler^[3] 第一个提出乘波器的概念。乘波布局的飞行器是突破高超声速飞行中遇到的升阻比屏障的有效方法。20 世纪 80 年代, Bowcutt^[4] 和 Corda^[5] 等在乘波器的设计中引入了粘性效应, 使乘波器的设计 and 应用得到了很大的推进。

多种流场都可以用来产生乘波器, 如圆锥绕流、楔绕流及非轴对称流动等, 多种方法, 如密切锥、交叉流线推进法等都被用来产生乘波器。现在也有完全应用计算流体力学的方法来生成乘波器的。但这些方法生成的乘波器其外形尺寸很难控制, 往往不符合实际应用的要求, 给乘波器的工程应用带来很大的困难。

用变楔角参数化的方法来生成乘波器使分析设计参数对乘波器性能的影响变得简单明了。由于在乘波器的生成上采用参数化的方法, 可方便的控制乘波器的外形尺寸, 使乘波器的应用性大大提高。开展参数化乘波器设计有很强的理论指导意义和工程应用价值。

本文针对变楔角参数化乘波器的生成、气动性能计算、验证及性能分析展开。

1 乘波器生成和气动性能计算^[1]

生成变楔角参数化乘波器时, 根据给定要求, 确定给定的参数, 然后改变自由参数, 获得最佳的设计。

这种乘波器设计的优化过程和其它的乘波器设计过程有所不同, 它可以在参数变化的区域上全局连续搜索, 得到最优的设计。

变楔角的参数化乘波器的外形方程为:

$$\begin{cases} y_p = Ax^n, & x \in [0, l] \\ z_u = \left(\frac{y}{B}\right)^{\frac{1}{n}} \\ z_l = x \tan(\alpha) + \left(\frac{y}{Ax^{n-m}}\right)^{\frac{1}{m}} (\tan(\alpha) - \tan(\beta)) \\ A = \frac{w}{2l^n}, \quad B = \frac{A}{\tan^n(\alpha)} \\ \frac{\tan(\alpha)}{\tan(\beta)} = 1 - \frac{m}{n} \end{cases} \quad (1)$$

式(1)中, 下标 p, u, l 分别代表投影平面、上表面和下表面。 n, m 是幂指数, 分别控制上下表面的形状, 变化范围 $0 \sim 1$ 。 α 是初始楔角, β 是前缘线和来流的夹角。 l 是乘波器的长度, w 为乘波器的宽度。

变楔角乘波器的当地楔角的表达式为:

$$\begin{cases} \alpha_c = \tan^{-1} \left[\frac{z}{y} \right] \\ z(y) = l \left[\left(\frac{2y}{w} \right)^{\frac{1}{m}} (\tan(\alpha) - \tan(\beta)) + \tan(\alpha) - \left(\frac{2y}{w} \right)^{\frac{1}{n}} \tan(\alpha) \right] \\ \alpha(y) = \tan^{-1} \left[1 - \left(\frac{2y}{w} \right)^{\frac{1}{n}} \right] \end{cases} \quad (2)$$

* 收稿日期: 2007-01-13; 修订日期: 2007-05-20.

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(90405012).

作者简介: 张 杰(1978-), 男, 吉林梨树人, 博士研究生, 主要研究方向: 高超声速飞行器气动布局.

图1给出以 $m=0.5, n=0.6, \alpha=12^\circ, \beta=6^\circ, l=6\text{m}, w=3\text{m}$ 为参数得到的乘波器外形。图2给出以 $m=0.5, n=0.6, \alpha=6^\circ, \beta=12^\circ, l=6\text{m}, w=3\text{m}$ 为参数得到的乘波器外形。当 $\alpha > \beta$ 时,得到的是凸的乘波器,反之,得到的是凹的乘波器。通过改变 $m, n, \alpha, \beta, l, w$,可以得到不同的乘波器。

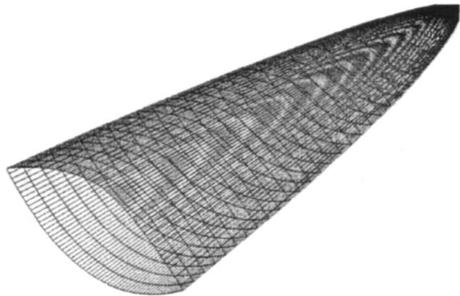


图1 $m=0.5, n=0.6, \alpha=12^\circ, \beta=6^\circ, l=6\text{m}, w=3\text{m}$ 乘波器
Fig.1 Waveriders of $m=0.5, n=0.6, \alpha=12^\circ, \beta=6^\circ, l=6\text{m}, w=3\text{m}$

通过表面压强的数值积分得到相应的空气动力,升力和波阻如下:

$$\begin{cases} L = 2 \int_0^{Al^n} (y) [P_l - P_u] dy \\ D_w = 2 \int_0^{Al^n} z(y) [P_l - P_b] dy \end{cases} \quad (3)$$

式(3)中的 P 表示压强。上表面的压强 P_u 取为来流压强 P ,下表面的压强 P_l 通过斜激波关系得到。 $P_b=0$ 或 P ,除特殊说明外,本文取 $P_b = P$ 。

粘性阻力计算采用参考温度法^[2]。如下:

$$\begin{cases} D_v = D_{vu} + D_{vl} \\ D_{vu} = \int_0^{Al^n} dy \int_0^{(y)} \frac{G_{1u}}{x^{1-G_2}} dx \\ D_{vl} = \int_0^{Al^n} dy \int_0^{\frac{(y)}{\cos(\beta)}} \frac{G_{1l}}{x^{1-G_2}} dx \\ G_{1, lam} = 0.664 \frac{\rho U_e^{1.5} (\mu^*)^{0.5} (C^*)^{0.5}}{(\rho^*)^{0.5}} \\ G_{1, tur} = 0.0592 U_e^{1.8} (\rho^*)^{0.8} (\mu^*)^{0.2} \\ C^* = \left(\frac{T^*}{T_e} \right)^{-\frac{1}{3}}, \\ \frac{T^*}{T_e} = 0.42 + 0.032 M_e^2 + 0.58 \frac{T_w}{T_e} \end{cases} \quad (4)$$

式(4)中, D_v 表示粘性阻力,层流时 G_2 为 0.5,湍流时 G_2 为 0.8。下标 e 代表边界层外的数值,上表面取来流,下表面取激波后,下标 w 表示壁面。上标 $*$ 对应于参考温度法中的参考状态。 ρ 表示密度, μ 为动力粘性系数,由 Sutherland 公式得到, U 为流动速

度。 C 为 Chapman-Rubensin 参数, T 为温度。壁面参考温度 $T_w = 1200\text{k}$ 。

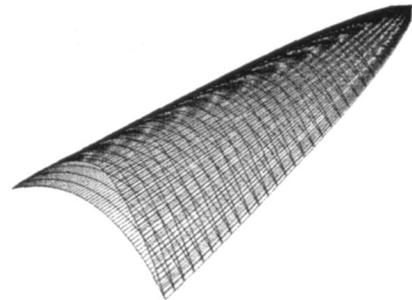


图2 $m=0.5, n=0.6, \alpha=6^\circ, \beta=12^\circ, l=6\text{m}, w=3\text{m}$ 乘波器
Fig.2 Waveriders of $m=0.5, n=0.6, \alpha=6^\circ, \beta=12^\circ, l=6\text{m}, w=3\text{m}$

2 模型验证

文献[1]中给出,用 MAXWARP 程序,优化得到以升阻比最大为目标的 8 马赫、锥导乘波器的外形和以 $m=0.050, n=0.440, \alpha=4.532^\circ, \beta=4.740^\circ, l=60\text{m}, w=37.43\text{m}$ 为参数生成的变楔角乘波器外形基本一致。在气动特性计算中,按 21.821km 的大气条件给定来流条件。和 MAXWARP 生成的乘波器对比的同时,采用计算流体力学(CFD)程序,求解 NS 方程得到乘波器的气动性能。图3给出以 $m=0.050, n=0.440, \alpha=4.532^\circ, \beta=4.740^\circ, l=60\text{m}, w=37.43\text{m}$ 为参数的验证用乘波器外形。图4给出了数值计算的

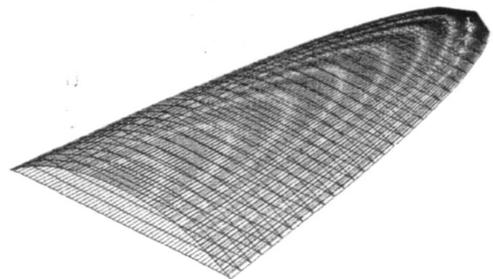


图3 验证用模型
Fig.3 Model for validation

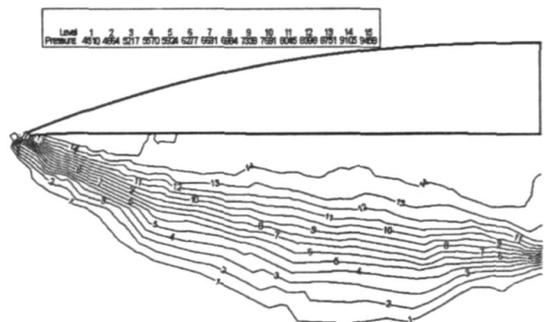


图4 截面压力等值线图
Fig.4 Pressure isoline of section

结果,从结果中可以看出,高压气流都在乘波器的下表面,几乎没有压力泄漏。表 1 给出气动性能计算结果和对比。从表 1 的对比结果中可以看出,变楔角乘波器模型,在和 MAXWARP 及 CFD 结果的验证中,都符合得很好。

表 1 气动性能对比验证

Table 1 Aerodynamic performance validation

	MAXWARP ($p_b = p$)	VW ($p_b = p$)	VW ($p_b = 0$)	CFD ($p_b = 0$)
L ($\times 10^6 \text{N}$)	7.782	8.180	8.180	7.920
D_w ($\times 10^6 \text{N}$)	0.635	0.6382	1.144	1.123
D_v ($\times 10^6 \text{N}$)	0.352	0.349	0.349	0.326
L/D	7.88	8.29	5.48	5.47

3 气动性能分析

下面的分析中,除变化的参数外,其它的参数同图 3 中的验证模型所用参数。图 5 给出了乘波器宽度和升阻比的关系曲线。从图 5 中可以看到,升阻比不随宽度改变。这是因为在宽度改变的时候,从公式(3)和(4)中可以看出,升力、波阻和粘性阻力都被以同样的比例线性改变,结果升阻比不随宽度的变化而改变^[1]。利用这个特性可以在保持升阻比的情况下,调节飞行器的宽度,从而改变飞行器的升力,来满足给定的设计要求。图 6 给出了乘波器长度和升阻比的关系曲线。从图 6 中可以看到,随着飞行器长度的增加,升阻比增大。这是因为随着飞行器长度的增加,同样来流条件下,飞行器绕流雷诺数增加,粘性阻力所占总阻力的份额减小,从而随着飞行器长度的增加,升阻比增大。

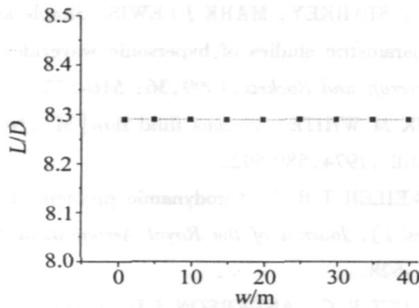


图 5 升阻比和乘波器宽度的关系

Fig. 5 L/D change with width of waveriders

图 7 给出了升阻比和 θ 的关系曲线。从图中可以看出,随着 θ 的增大,升阻比降低。 θ 增大,飞行器的厚度增加,也直接使 z 增加,波阻增大,升阻比降

低。从本质上说,这也属于升阻比和体积率的矛盾。从图 8 中可以看出,随着 σ 的增加,升阻比增大。其原因和 θ 的变化对升阻比的影响类似, σ 的增加导致飞行器厚度减小,体积率降低,升阻比增加。

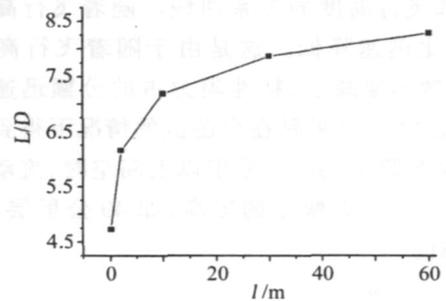


图 6 升阻比和乘波器长度的关系

Fig. 6 L/D change with length of waveriders

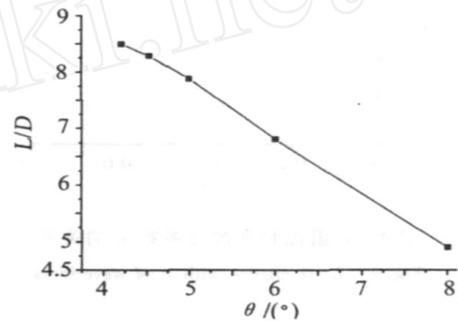


图 7 升阻比和乘波器初始楔角 θ 的关系

Fig. 7 L/D change with θ of waveriders

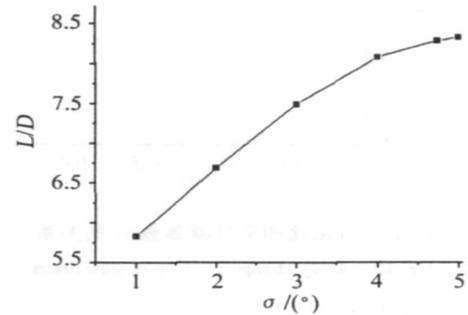


图 8 升阻比和乘波器 σ 角的关系

Fig. 8 L/D change with σ of waveriders

图 9 和图 10 分别给出了 n 和 m 的变化对升阻比的影响。对于 n 和 m 的变化,升阻比基本保持不变。升阻比对 n, m 的变化不敏感是一个很好的特性,可以利用这个特性在上下表面形状大幅度的改动下,而不影响升阻比。

图 11 给出了升阻比和飞行马赫数的关系曲线。随着飞行速度的增加,升阻比降低,但变化不大。这和高超声速时的升阻比和马赫数的关系的一般规律

是一致的。由于变楔角参数化乘波器在外形生成时,其形状和马赫数无关,这可以说是它的一个缺点。同时,正是由于其外形和马赫数无关,使得它在很大马赫数范围内都能保持良好的气动特性。图12给出了升阻比和飞行高度的关系曲线。随着飞行高度的增加,升阻比迅速降低。这是由于随着飞行高度的增加,雷诺数迅速减小,粘性阻力占的分额迅速增加的缘故。图12的结果是在全湍流的情况下得到的。当考虑雷诺数降低,到40公里以上高空时,流动为层流时,升阻比会有大幅度的提高,如40公里层流时,升阻比8.81。

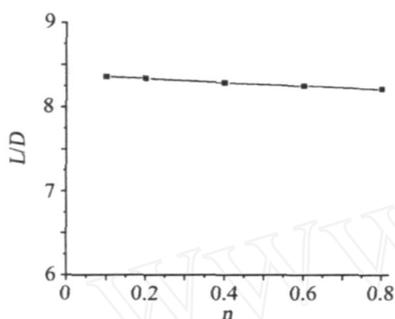


图9 升阻比和乘波器参数 n 的关系
Fig.9 L/D change with n of waveriders

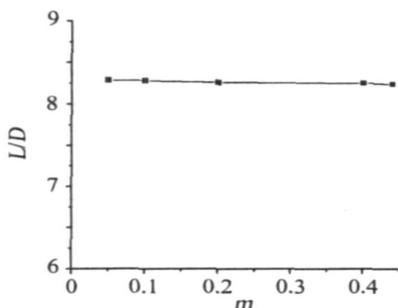


图10 升阻比和乘波器参数 m 的关系
Fig.10 L/D change with m of waveriders

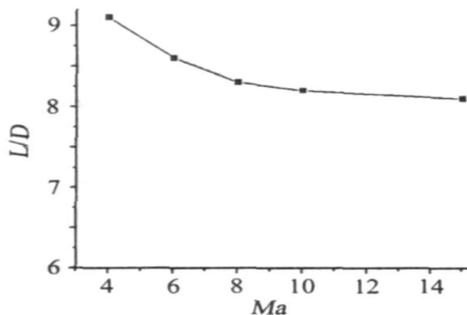


图11 升阻比和乘波器飞行马赫数的关系
Fig.11 L/D change with Ma of waveriders

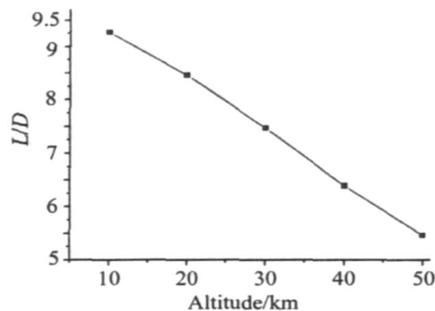


图12 升阻比和乘波器飞行高度的关系
Fig.12 L/D change with altitude of waveriders

4 结论

本文开展了变楔角参数化乘波器的生成、气动性能计算及性能分析工作。得到以下基本结论:

(1) 采用变楔角参数化乘波器的生成方法可以方便的生成乘波器,其性能在和 MAXWARP 及 CFD 计算结果对比中符合的都很好;

(2) 用变楔角参数化乘波器可以方便的分析设计中的参数变化和升阻比的关系。变楔角乘波器的升阻比不随宽度变化,且随着幂指数 m, n 的变化很小,这可以使外形在很大的调节范围内,保持良好的气动性能;

(3) 由于采用参数化设计,可以方便的控制乘波器的外形尺寸,使乘波器设计更接近工程应用。

总之,开展乘波器的参数化设计研究,对比较不同的设计方法,探索参数变化规律,以及乘波飞行器的初步设计和工程应用都是很有意义的工作。

参 考 文 献:

- [1] RYAN P STARKEY, MARKJ LEWIS. Simple analytical model for parametric studies of hypersonic waveriders[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1999, 36: 516-523.
- [2] FRANK M WHITE. *Viscous fluid flow*[M]. New York, McGraw-Hill, 1974: 589-592.
- [3] NONWEILER T R F. Aerodynamic problem of manned space vehicles[J]. *Journal of the Royal Aeronautical Society*, 1959, 63: 521-528.
- [4] BOWCUTT K G, ANDERSON J D, CAPRIOTTI D. Viscous optimized hypersonic waveriders[R]. AIAA-87-0227.
- [5] CORDA S, ANDERSON J D JR. Viscous optimized hypersonic waveriders designed from axisymmetric flow fields[R]. AIAA-88-0369.

(下转第130页)

参 考 文 献:

- [1] 中华人民共和国国家标准《建筑结构荷载规范》GB 50009—2001 [S], 2002—01—10 发布, 2002—03—01 实施.
- [2] EML SIMIU & ROBERT H. SCANLAN. Wind effects on structures [M]. 3rd ed. JOHN WILEY & SONS, INC. New York, 1996.
- [3] RUSCHEWYH H. Dynamic response of high rise building under wind action with interference effects from surrounding buildings of similar size [A], Proceeding of the Fifth International Conference [C], Fort Collins, Colorado, USA, July 1979:725-734.
- [4] NICHOLAS ISYUMOV. Wind tunnel studies of buildings and structures[R]. ASCE Manuals and Reports on Engineering Practice No. 67. 1999.
- [5] 贺德馨, 等. 风工程与工业空气动力学[M]. 国防工业出版社, 北京, 2006.

Wind tunnel research on wind loading on a CD-disk shape structure

CHEN Xue-rui¹, GU Zhi-fu¹, LI Yan¹, ZHANG Tong-yi², XIAO Zi-qiang²

(1. Department of Mechanics and Aerospace Engineering, College of Engineering, Peking University, Beijing, 100871, China;
2. IPPR Engineering International, Beijing, 100089, China)

Abstract : By means of wind tunnel simulation wind loading on a CD-disk shape structure was studied. The results show that because of the symmetric aerofoil section shape of the single CD-disk shape structure, the wind pressure distributions on both surfaces of the structure are mostly negative. There is great effect on the wind loading on the structure due to the surrounding buildings. The lift force on the structure with surrounding buildings is 1-3 times greater than that of the single case. It is interested that not only the lift force, the single CD-disk shape structure also suffers a pitch moment toward to the wind.

Key words : CD-disk shape structure ; wind loading ; pressure distribution

(上接第 118 页)

Parametric waveriders design method study

ZHANG Jie, WANG Fa-min

(Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamic, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China)

Abstract : In this paper, the parametric waveriders designed with variable wedge angle is being studied. During the design process, viscous effect is being considered, and the effect of change design parametric to aerodynamic is being analysis too. Via validate with MAXWARP waveriders generate programmer and NS equation numerical simulation, it demonstrates that the parametric waveriders design method is fulfill. With the parametric analysis the design parametric effect to aerodynamic, it leads a way to understand more complex waveriders design and optimization. Because parametric waveriders design method can control the configure of result waveriders more easily, it makes parametric waveriders design more close to application.

Key words : waveriders ; variable wedge angle ; aerodynamic performance ; parametric design