

高超声速锥导乘波体流场的数值模拟研究*

赵 志, 宋文艳

(西北工业大学动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 为了验证乘波体的设计方法, 对设计马赫数 6 的锥导乘波体的三维流场进行了数值模拟。研究表明: 设计点无粘流场与基准流场吻合, 符合乘波体的设计理论; 粘性对锥导乘波体的升力系数的影响不大, 对阻力系数有较大影响, 数值模拟方法对乘波体的流场和性能计算是适用的。

关键词: 高超声速; 乘波体; 数值模拟; 升力; 阻力

中图分类号: V211.3 文献标志码: A

Numerical Simulation on Hypersonic Flowfield of Cone-derived Waverider

ZHAO Zhi, SONG Wenyan

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: For validating the design method, numerical simulation was performed on the cone-derived waverider at Mach number 6. The result indicates that the flow field from numerical simulation compared with the basic flow field. Viscous has a great effect on the drag coefficient of cone-derived waverider, and has no clear effect on lift coefficient. The numerical method is efficient for cone-derived waverider.

Keywords: hypersonic; waverider; numerical simulation; lift; drag

0 引言

吸气式高超声速飞行器, 必须进行推进系统与机体的一体化设计 (PAI, propulsion airframe integration), 以减小飞行阻力, 降低飞行器重量^[1]。乘波体是一种由已知超声速或高超声速流场生成的气动体, 在设计点乘波体的整个前缘产生贴附的激波, 整个体好像骑在激波面上, 从而称为乘波体 (Waverider)。设计条件下, 乘波体的整个前缘均形成了贴体的激波, 激波后的高压流动被完全限制在乘波体的下表面, 而不会像常规体那样流向上表面低压区的“溢流”, 从而具有更高的升阻比。

美国马里兰大学的 Bowcutt^[2] 在乘波体的设计中首次考虑粘性的影响, 采用圆锥流场作为基准流场, 对锥导乘波体进行了优化设计, 并逐步完善形成了乘波体设计优化软件——MAX-

WARP (Maryland axisymmetric waverider program)。O'neil^[3] 应用 MAXWARP 进行了乘波体与超燃冲压发动机的一体化研究, 进行了巡航任务型和加速任务型高超声速飞行器的优化设计。Takashima^[4] 对典型的锥导乘波体, 采用 CFL3D 进行了数值模拟, 与 MAXWARP 的结果进行了对比, 验证了 MAXWARP 的设计方法。Drayna 等^[5] 在 AEDC 高超声速风洞对设计马赫数 14 的乘波体进行了实验研究, 来流马赫数为 8, 并通过数值模拟验证了试验测得的压力分布。

文中对典型高超声速锥导乘波体的三维流场进行了数值模拟, 通过无粘流场和粘性流场的计算, 对锥导乘波体的高超声速流动特性进行研究。

1 锥导乘波体设计

乘波体的设计与常规的气动外形设计不同,

* 收稿日期: 2008-10-14

基金项目: 航天科技创新基金资助

作者简介: 赵志 (1982-), 男, 河南汝州人, 博士研究生, 研究方向: 吸气式高超声速飞行器一体化设计。

是一种“反设计”的方法,需要首先给定一个流场,称为基准流场,然后由此设计相应的外形。文中选取应用最广泛的无迎角圆锥流场作为基准流场。

乘波体构造中,通常在基准流场中的激波面上选取一条曲线,形成乘波体的前缘曲线,从前缘曲线出发向下游进行流线追踪至所需长度,所形成的流面就是乘波体的下表面。相应地,构造下表面时,也可以先确定出口位置的底部型线,由底部型线出发沿流线上游逆流动方向追踪至激波面,所得流线组合即可构造乘波体的下表面。乘波体的上表面一般是通过前缘曲线的自由流面。

锥导乘波体的下表面为通过前缘曲线上各点的流线组合而成的。尽管各前缘点对应各自的流动平面,但由于锥形流动的轴对称性,可以应用任意径向面内的二维流场进行流线追踪。

文献[4]给出了飞行高度 30km、 $Ma = 6$ 粘性优化锥导乘波体的设计结果,根据文献中的前缘曲线坐标,选择设计马赫数 6、基准流场激波角 12° ,采用文中的设计程序得到了锥导乘波体,其三维外形见图 1。

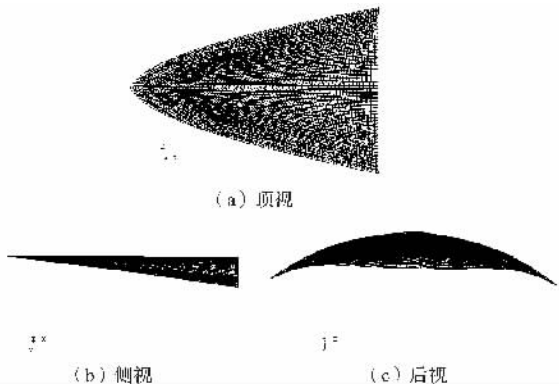


图 1 三维外形

设计过程中,由于基准流场是已知的,乘波体的气动力计算采用对表面微元的气动力进行积分。升阻比的计算公式为:

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D}; C_L = \frac{L}{q_0 A_r}; C_D = \frac{D_w + D_f + D_b}{q_0 A_r}$$

其中: C_L 升力系数, C_D 阻力系数, q_0 为飞行动压, A_r 为参考面积; L 为升力, D_w 、 D_f 、 D_b 分别为波阻、粘性阻力和底部阻力。文中参考面积 A_r 取乘波构型的投影面积 A_p 。底部阻力 D_b 计算时选择

底部压力等于来流静压。粘性力计算采用参考温度法。

2 数值模拟方法

求解的控制方程为可压缩流动的三维雷诺平均守恒型 Navier-Stokes 方程,耦合了 $\kappa - \epsilon$ 两方程湍流模型,壁面附近应用了壁面函数。采用有限体积法进行求解,应用了 TVD 隐式的二阶迎风格式。

由于计算中无侧滑角,物理模型是对称的,因此文中仅对一半乘波体的流场进行了数值模拟。计算区域不包括底部。计算域进口为压力远场边界条件,与文献[5]中的一致,来流静压 1185.5Pa,静温 231.3K,飞行马赫数 6。出口采用二阶外推。壁面为无滑移等温壁,给定壁面温度为 1000K。无粘计算时网格总数为 30 万,壁面附近网格尺寸为 10^{-3} m。粘性计算中壁面附近网格进一步加密,壁面附近网格尺寸为 10^{-5} m,网格总数为 30 万。

3 结果分析与讨论

1) 无粘流场

图 2 为无粘条件下乘波体出口位置的压力分布,图中压力采用来流静压进行了无量纲化,左侧为无粘数值模拟的结果,右侧为设计程序 Taylor-Maccoll 流动插

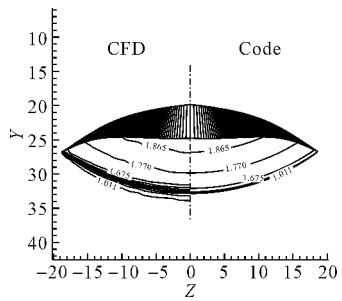


图 2 出口截面压力分布(无粘)

值的结果。可以看出两者的压力分布十分一致,在前缘处激波是贴附的,激波后的压力分布是明显的锥形流动,说明所设计外型符合锥导乘波体设计的理论。数值模拟得到流场显示所设计锥导乘波体前缘仍然有贴附的激波,激波位置也与设计比较接近,压力分布与设计程序吻合良好。

表 1 为无粘条件下乘波体的升力系数、阻力系数和升阻比与文献[4]中结果对比。从表中可以看出,无粘条件下,文中数值模拟的结果与设计程序结果十分吻合。与文献[4]中结果相比,

文中的结果与 MAXWARP 的结果也比较一致。

表 1 无粘条件下气动系数计算结果

		C_L	C_d	L/D
文献	MAXWARP	0.03172	0.002257	14.06
[4]	CFL3D 数值模拟	0.03168	0.002315	13.68
	设计程序结果	0.03169	0.002325	13.62
文中	数值模拟结果	0.03169	0.002305	13.74

2) 粘性流场

图 3 图为乘波体粘性流场出口截面上的压力分布,左侧为粘性数值模拟的结果,右侧为设计程序 Taylor-Maccoll 无粘流动插值的结果。由于粘性

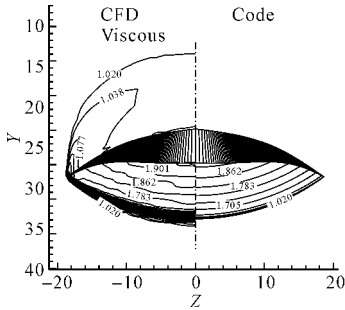


图 3 出口截面压力分布(粘性)

作用,在前缘处激波不再是贴附的,有小范围的“溢流”;下表面流动仍然维持锥形流动分布,与设计程序相比,相同位置的数值值升高,边界层的排挤作用使得压力等值线沿锥形径向远离壁面移动。

表 2 给出了文中结果与文献[4]中 MAXWARP 设计乘波体的气动性能,分别给出了升力系数、阻力系数和升阻比。考虑粘性时文中结果与 MAXWARP 的结果仍然较为一致。MAXWARP 是乘波体设计的基准。文中的结果与其吻合较好,证明了文中设计程序的有效性。文中数值模拟的结果与设计程序结果也比较吻合。数值模拟的升力系数与程序计算的基本相同,阻力系数相差 7.2%,升阻比相差 6.8%。与文献[5]中结果相比,文中的结果与 MAXWARP 的结果也比较一致,升力系数基本相同,阻力系数相差 9%,升阻比相差 8.2%。与表 1 比较,粘性对升力系数的影响不大,对阻力

系数有较大影响,粘性作用下阻力系数增加 76%,使得升阻比减小 42%。

表 2 粘性时气动系数

		C_L	C_d	L/D
文献[4]	MAXWARP	0.03168	0.004089	7.74
	设计程序结果	0.03165	0.004155	7.62
文中	数值模拟结果	0.03166	0.004459	7.10

4 结论

文中介绍了锥导乘波体的设计方法,结合文献中的算例,对锥导乘波体的三维高超声速流场进行了数值模拟,主要有以下结论:

1)验证了本研究锥导乘波体的设计方法。设计点无粘流场与基准流场吻合,符合乘波体的设计理论。

2)所采用的数值模拟方法对锥导乘波体的流场和性能计算是适用的。

3)粘性对锥导乘波体的升力系数的影响不大,对阻力系数有较大影响。

参考文献:

[1] Lewis M J. A hypersonic propulsion airframe integration review[R]. AIAA-2003-4405.

[2] Bowcutt K G, Anderson J D. Viscous optimized hypersonic waveriders[R]. AIAA-1987-0272.

[3] O'Neill M K L. Optimized scramjet engine integration on a waverider airframe[D]. Department of Aerospace Engineering, University of Maryland, 1992.

[4] Takashima N. Navier-Stokes computations of a viscous optimized waverider[D]. Master's Thesis, Department of Aerospace Engineering, University of Maryland, 1992.

[5] Drayna T W, Nompelis I, Candler G V. Numerical simulation of the AEDC waverider at Mach 8[R]. AIAA-2006-2816.