

基于 CFD 计算和遗传算法的乘波体优化*

汤波 高云峰 李俊峰 张忠峰

(清华大学航天航空学院,北京 100084)

摘要 针对定常楔形角方法生成的乘波体外形,直接通过 CFD 计算得到其外部粘性流场进而得到升阻比,然后应用遗传算法,以最大升阻比为目标,得到了一组优化的外形参数.分别用 Gambit 和 Fluent 的命令行接口进行网格划分和实际的流场计算.为了实现计算过程的自动化,通过 matlab 和 bash 脚本编程黏合起这些过程.最后,针对得到的优化外形,计算了不同来流马赫数和攻角下的流场并分析了升力系数、阻力系数以及升阻比随马赫数和攻角变化趋势,得到了一些有趣的规律.

关键词 乘波体, 升阻比, 遗传算法, 自动化

引言

从航空时代开始,更快的飞行速度一直是人类的追求. 现在的研究致力于把飞行器的速度极限提高到一个新的领域—5 到 25 倍声速,即超高声速领域. 为突破超高声速下的“升阻比屏障”,最可行和有效的方法将是采用“乘波体”构形. 自 Nonweiler^[1] 在 1959 年提出这个概念并构造出第一个乘波体构形的高超声速飞行器以来,出现了很多的设计方法,如源于锥形流动、源于倾斜圆锥体或椭圆锥体流动、源于相交锥体流动的生成方法等. 这些乘波体构形的设计,都是基于无粘流假设进行的反设计. 结果,设计出的乘波体构形的实际气动性能常常达不到预测值^[2]. 为克服这一不足,需要对设计出的乘波体构形进行优化. 一般采用单纯形法^{[3][4]} 通过改变前缘曲线形状来进行优化. 但整个过程中,气动力的计算结果仍是无粘结果加上构形摩擦计算得到,这与实际结果所有出入.

另一方面,硬件和计算流体力学的发展已经使得复杂流场气动性能的计算越来越快速和准确,也出现了很多计算流体力学的商用软件. 如 Fluent, CFX 等,它们在高超声速领域的应用也得到了理论和实验数据的验证^{[5][6]}.

本文展示了一种基于直接 CFD 计算的乘波体设计方法. 针对 6 马赫的来流速度,对于二次函数形式的前缘曲线,得到源于楔形流场的乘波体构形,

然后由 Fluent 直接计算其气动性能. 用遗传算法^{[7][8]} 对曲线参数和飞行攻角进行优化,得到一组较优的构形. 整个过程通过 matlab 和 bash 脚本编程黏合起来实现计算的自动化. 因为方法的通用性和自动化,这种方法可以很容易的加入更多的变量,考虑更多的外形.

1 乘波体的优化设计

1.1 生成乘波体构形的定常楔形角方法

使用确定翼平面和上表面曲率的二维幂函数方程生成了有二维激波的乘波体构形,如图 1 和图 2 所示,参数 A 和 B 是正的比例常数,指数 n 在 $0 \sim 1$ 之间变化. 为了保证是平面激波,即源于楔形流场,构形的楔形角 θ 必须为常数. 通过控制这 5 个变量 (A, B, L, θ, n) 可生成需要的乘波体构形.

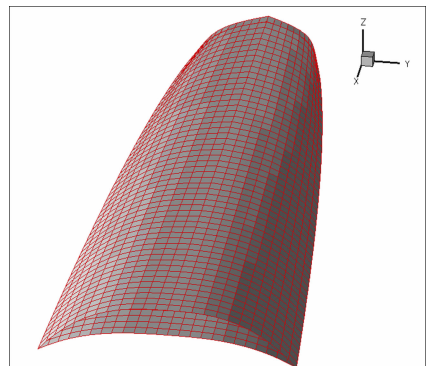


图 1 楔形流乘波体立体图

Fig. 1 Waverider derived from cone flow

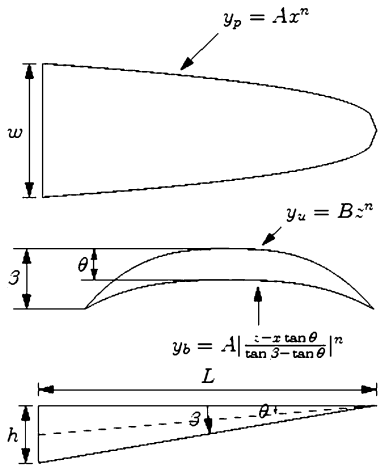


图 2 楔形流乘波体翼平面、底部和侧视图

Fig. 2 The raised plan, bottom view and side view of waverider

生成乘波构形最常用的方法是源于锥形流场的生成方法^[9]. 即给定锥体无粘流场,由给定的前缘曲线进行流线追踪,生成乘波体下表面,追踪自由流流线即可得到上表面. 此种方法所用变量较少,如前缘曲线取二维幂函数方程仅用到 2 个变量. 为了体现遗传算法在优化中的优势,此处选用需要 5 个变量的定常楔形角方法,加上攻角作为一个变量,一共有 6 个待定参数需要优化.

1.2 气动力计算

使用基于密度的求解器,对于任意控制体积 V 其控制方程为

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V W dV + \int [F - G] dA = \int_V H dV \quad (1)$$

其中 W, F, G 为

$$W = \begin{Bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho \omega \\ \rho E \end{Bmatrix}, F = \begin{Bmatrix} \rho v \\ \rho v u + p_i \\ \rho v v + p_j \\ \rho v \omega + p_k \\ \rho v E + p_v \end{Bmatrix}, G = \begin{Bmatrix} 0 \\ \tau_{xi} \\ \tau_{yi} \\ \tau_{zi} \\ \tau_{ij} v_j + q \end{Bmatrix}$$

H 包含源项如体力. ρ, v, E, p 分别为单位质量的密度,速度,总能量以及流场的压力, τ 是粘性应变张量, q 为热传导系数.

基于密度的求解器通过连续方程得到密度场,压力场则通过状态方程得到. 而基于压力的求解器则通过压力修正方程得到压力场. 基于密度的求解器更适用于高超声速领域.

空气选为理想气体,气体定律为

$$\rho = \frac{p_{op} + P}{\frac{R}{M_\omega} T} \quad (2)$$

其中 p 是相对压力, p_{op} 是给定的工况参考压力. R 是普遍气体常数, M_ω 是气体分子量.

气体粘性使用 Sutherland 模型

$$\mu = \mu_0 \left(\frac{T}{T_0} \right)^{3/2} \frac{T_0 + S}{T + S} \quad (3)$$

其中 T_0, μ_0, S 分别是参考温度,粘性和有效温度,这是 Sutherland 定律的三个参数, T 是计算所的静温. 文献[10][11]结果表明,理想气体和 Sutherland 模型是可行的.

湍流模型为 Spalart - Allmaras 模型. 虽然 S - A 模型是一个相对简单的单方程模型,但研究表明其对于超声速问题具有良好的精度^{[5][10]}.

方程中出现的无粘通量 F 可用对流迎风分裂格式(AUSM)求解. AUSM 方法首先基于邻接单元的特征速度计算单元界面的马赫数,界面马赫数接着被用来确定无粘通量对流项部分的迎风展开. 它能比较好的捕捉激波间断.

最后,求解器使用多重网格迭代以加速收敛. 升阻比由上下表面以及尾部压力和粘性力直接积分统计得到.

1.3 计算流程

网格的划分以及计算的进行通过 matlab 和 bash 脚本进行黏合. 通过 matlab 驱动 gambit 划分网格,调用 fluent 进行计算以及用遗传算法来优化参数,流程如图 3 所示.

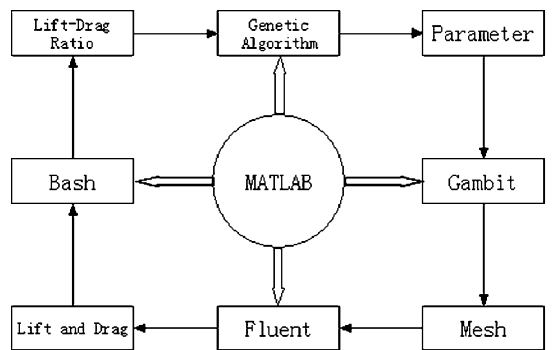


图 3 计算流程图

Fig. 3 The calculation flowchart

1.4 优化方案

采用 matlab 的遗传算法工具包来优化升阻比. 给定 6 个参数 $(A, B, L, \theta, n, \alpha)$. 其中 α 为飞行攻角. 参数变化范围从为 $0.5 \leq A, B \leq 2, 0.5 \leq L \leq 10, 0.3 \leq n \leq 0.9, 1 \leq \theta \leq 30, -2 \leq \alpha \leq 10$. 设置每代个体为 20 个,计算 100 代.

2 优化结果及分析

计算了100代之后得到了一组较优的结果(0.5955, 1.4161, 5.261, 2.5778, 0.3553, 3.7657), 在此组参数下的升阻比为4.84. 图4和图5给出了此组参数下尾部和乘波体上的压力等值线.

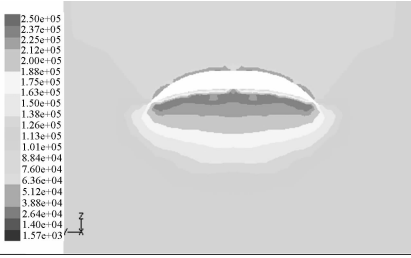


图4 乘波体尾部压力分布

Fig. 4 The pressure distribution behind waverider

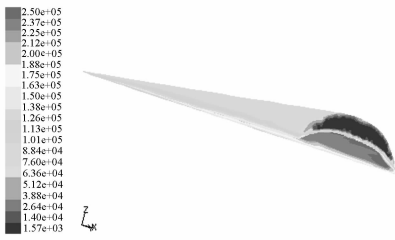


图5 乘波体表面压力分布

Fig. 5 The pressure distribution on the surface of waverider

图4显示有强激波附着在乘波体的下表面,说明上述优化是成功的. 乘波体下表面的高压气体(250Kpa)要远高于来流压力(101Kpa),正是下表面附体激波的增压作用使得乘波体具有较高的升阻比.

从图5可以看出,乘波体后部的压力最小只有1.57Kpa,这会在乘波体上产生一个较大的压差阻力从而减小升阻比. 这部分阻力很难消除.

从图4中还可以看出,乘波体下表面的高压气体有一部分泄露到了上表面,这是由于下表面曲线只待定了几个参数,如果需要进一步得到较高的升阻比,需要使用更多的参数来优化下表面.

为得到不同马赫数和攻角下乘波体的性能,计算了飞行器在2~10马赫(间隔0.5马赫)和攻角-2~8度(间隔1度)范围内的升力系数、阻力系数以及升阻比性能,一共有187种工况. 工况太多,仍通过bash脚本编程来驱动fluent进行计算.

2.1 升力系数随马赫数和飞行攻角的变化

图形中省略了攻角为负的情形,因为此时升力

系数和升阻比大部分为负值. 另外,为避免标记太多,马赫数只标记了整数值,即2,3,4~10处的马赫数.

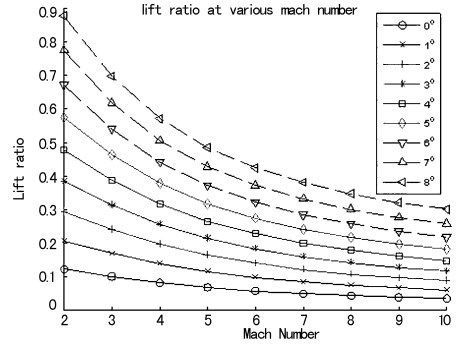


图6 升力系数随马赫数变化曲线

Fig. 6 Lift coefficients of waverider at different Mach number

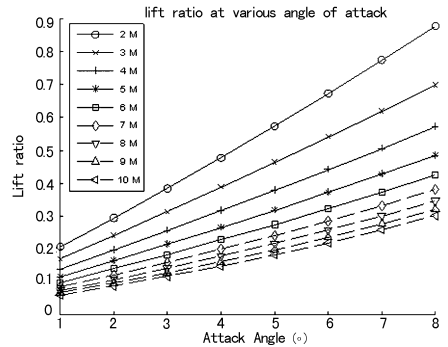


图7 升力系数随飞行攻角变化曲线

Fig. 7 Lift coefficients of waverider at different attack angle

可以看出,随着飞行马赫数的增加,升力系数降低,但降低幅度越来越小(图6). 另一方面,飞行攻角的增加使得升力系数迅速增大,而且增加速率几乎为线性(图7). 即相同马赫数下,攻角增大一倍,升力系数相应增加一定倍数,但此倍数随马赫数增大而减小(图7).

2.2 阻力系数随马赫数和飞行攻角的变化

阻力系数和升力系数有着相似的规律. 也是随

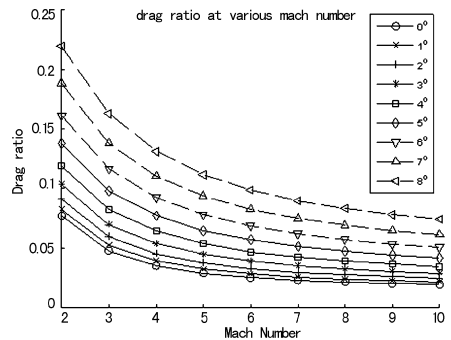


图8 阻力系数随马赫数变化曲线

Fig. 8 Drag coefficients of waverider at different Mach number

着马赫数的增大,阻力系数减小,但减小幅度越来越小(图8). 飞行攻角的增大也使得阻力系数增大(图9). 但与升力系数不同,此增加的幅度不再是线性,而呈明显的加速趋势. 增幅开始不如升力系数的增幅,到达一个临界点之后,它的增幅会超过升力系数,这将造成一个临界攻角,使得在此攻角下有着最佳的升阻比. 这点从下面的升阻比曲线能更清楚地看到.

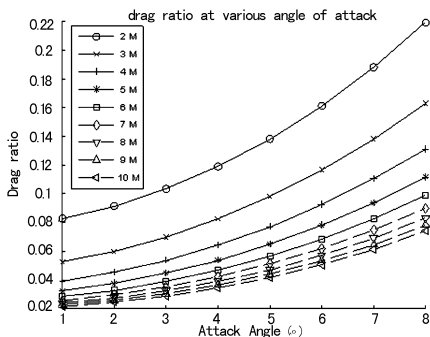


图9 阻力系数随飞行攻角变化曲线

Fig. 9 Drag coefficients of waverider at different attack angle

2.3 升阻比随马赫数和飞行攻角的变化

可以看出,随着马赫数的增加,升阻比先增后减,马赫数为5附近时达到最大值,随后开始下降,

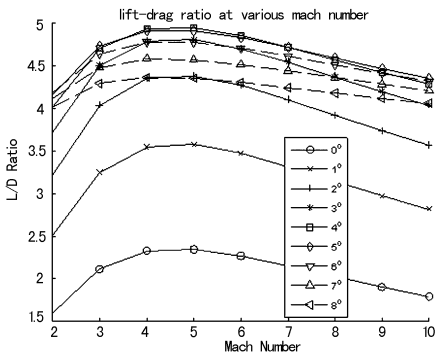


图10 升阻比随马赫数变化曲线

Fig. 10 Lift - drag ratio of waverider at different Mach number

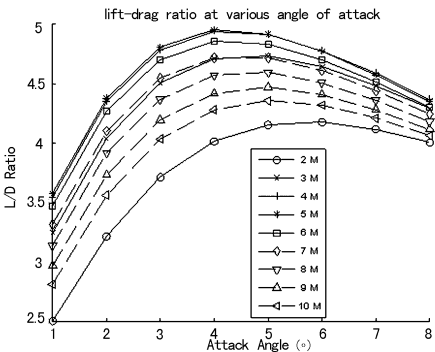


图11 升阻比随飞行攻角变化曲线

Fig. 11 Lift - drag ratio of waverider at different attack angle

下降幅度几乎都为线性. 而且此下降幅度分成两类,一类是小于5马赫,此范围内下降幅度一致,一类是大于6马赫,此范围内下降幅度又是一致的(图10). 这种独特的现象有待进一步探讨. 从图11可以看出,无论马赫数为多少,升阻比最大值始终在攻角为4~5度之间. 这也给乘波体的飞行范围提供了一个参考,即保持攻角4~5度飞行.

3 结论

本文通过遗传算法和直接 CFD 计算的引入,优化了一组乘波体的外形以达到较高的升阻比. 这些都可以通过商用软件的使用来得到,节省了大量的编码工作. 除了简易性,遗传算法和 bash 脚本的引入还具有通用性,能很快的扩展到更多的变量和更多的外形. 文章最后给出了多组马赫数和攻角下的升阻比性能,得到一些有趣的规律,这些规律有待进一步探讨. 计算还显示了乘波体飞行的较好的工作范围,即以4~5度攻角飞行时可在绝大多数马赫数下得到较大的升阻比.

参考文献

- 1 Nonweiler T R F. Aerodynamic problems of manned space vehicles. *Journal of the Royal Aeronautical Society*, 1959, 63 (9): 521 ~ 530
- 2 赵桂林, 胡亮, 闻洁 et al. 乘波构形和乘波飞行器研究综述. *力学进展*, 2003, 33 (3): 357 ~ 374 (Zhao G L, Hu L, Wen J et al. An overview of the research on waveriders and waverider - derived hypersonic vehicles. *Advances in Mechanics*, 2003, 33 (3): 357 ~ 374 (in Chinese))
- 3 Nelder J A, Mead R. A simplex method for function minimization. *Computer Journal*, 1965, 7 (4): 308 ~ 313
- 4 王发民, 李立伟, 姚文秀 et al. 乘波飞行器构型方法研究. *力学学报*, 2004, 36 (5): 513 ~ 519 (Wang F M, Li L W, Yao W X et al. Research on waverider configuration method. *Chinese Journal of Theoretical Applied Mechanics*, 2004, 36 (5): 513 ~ 519 (in Chinese))
- 5 Walsh P C, Tahir R B, Molder S. Boundary - layer correction for the busemann hypersonic air inlet. *Canadian Aeronautics and Space Journal*, 2003, 49 (1): 11 ~ 17
- 6 李念, 张堃元, 徐惊雷. 二维非对称喷管数值模拟与验证. *航空动力学报*, 2004, 19 (6): 802 ~ 805 (Li N, Zhang K Y, Xu J L. Simulation and experiment validation of a two

- dimensional asymmetric ramp nozzle. *Journal of Aerospace Power*, 2004, 19(6): 802 ~ 805 (in Chinese))
- 7 Krishnakumar K, Goldberg D E. Control system optimization using genetic algorithms. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 1992, 15(3): 735 ~ 740
- 8 向伟铭, 向嵘嵘, 陈庆伟. 基于遗传算法的切换控制器设计与优化. *动力学与控制学报*, 2007, 5(1): 58 ~ 61 (Xiang W M, Xiang Z R, Chen Q W. Design and optimization of GA - based switching controller. *Journal of Dynamics and Control*, 2007, 5(1): 58 ~ 61 (in Chinese))
- 9 Rasmussen M L. Waverider configurations derived from inclined circular and elliptic cones. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1980, 17(6): 537 ~ 545
- 10 Christopher J R, Frederick G B. Methodology for turbulence model validation: Application to hypersonic flows. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2003, 40(3): 313 ~ 325
- 11 Poggie J, Gaitonde D V. Magnetic control of flow past a blunt body: Numerical validation and exploration. *Physics of Fluids*, 2002, 14(5): 1719 ~ 1731

OPTIMIZATION OF WAVERIDER CONFIGURATIONS BY CFD CALCULATION AND GENETIC ALGORITHM*

Tang Bo Gao Yunfeng Li Junfeng Zhang Zhongfeng

(School of Aerospace, Tsinghua University, Beijing 100084)

Abstract Concerning the waverider generated by the constant wedge angle method, this paper obtained its lift - drag ratios through the external viscous fields directly calculated by CFD. Then the genetic algorithm, with the maximum lift - drag ratio as the goal, was applied to obtain a group of optimized parameters of the waverider configurations. The real meshes and whole calculations were obtained by the command line interface of Gambit and Fluent. Matlab and Bash script programming were introduced to automate the whole optimization procedure. Finally, based on the optimized configurations, the lift coefficients, drag coefficients and lift - drag ratios were calculated with hundreds of in - flow Mach numbers and angle of attacks. Some interesting phenomena occurred and were depicted.

Key words waverider, lift - drag ratio, genetic algorithm, automation