

翼型外形高气动效率/低可探测性的优化

朱自强 Zubair Islam 朱一琨 李海明
(北京航空航天大学流体力学研究所, 北京, 100083)

AIRFOIL SHAPE OPTIMIZATION FOR HIGH AERODYNAMIC EFFICIENCY/LOW OBSERVABILITY

Zhu Ziqiang, Zubair Islam, Zhu Yikun, Li Haiming

(Institute of Fluid Mechanics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing, 100083)

摘 要 采用 van Leer 矢通量分裂格式求解 Euler 方程的方法计算了绕翼型的气动特性; 采用矢通量分裂方法计算了绕翼型的时域电磁散射场特性及雷达散射截面积(RCS); 采用一种简单而有效的数值优化方法对流场解和电磁场解进行了翼型外形高气动效率/低可探测性的优化计算。算例结果表明, 本方法提供了一种对翼型既可作气动优化设计亦可进行多学科综合设计的有效工具。

关键词 数值优化 Euler 方程 Maxwell 方程 气动/隐形综合设计

中图分类号 V211.3, V218

Abstract van Leer's splitting scheme is used to solve the Euler equations to obtain the aerodynamic characteristics. The vector flux splitting scheme is used to calculate the time-domain electromagnetic scattered characteristics. Radar cross section (RCS) is then evaluated with the equivalence principle and Fast Fourier Transformation. Two obtained solutions are coupled with a simple effective numerical optimization algorithm to obtain high aerodynamic efficiency and low observability of the airfoil. Numerical results show that the present method is an effective and robust tool for designing or revising airfoils, as well as for multi-disciplinary optimization. **Key words** numerical optimization, Euler equations of motion, Maxwell equation, multi-disciplinary optimization

飞行器的隐形性能已成为飞行器不可缺少的一种重要性能。现代战争中雷达是探测飞行器最有效的方法, 因此减弱飞行器的雷达反射信号是隐形技术中最重要的部分。隐形与气动的综合设计目标是妥善处理两者相互矛盾的要求, 获得既有低可探测性又有先进飞行性能的外形。通过流场解/电磁场解的数值优化计算可以实现气动与隐形的综合设计。

计算流体动力学(CFD)的先进计算方法可扩展应用于计算科学的其它领域中实现与其它学科交叉耦合以达到优化设计的目的。本文采用矢通量分裂方法分别计算流场(Euler 方程)和电磁场(Maxwell 方程), 并采用数值优化方法作了气动/隐形的综合优化计算。

1 流场计算

在流场计算中基于无粘流的模型求解 Euler 方程。无量纲可压缩二维 Euler 方程的守恒型向量形式可写作^[1]

$$\frac{\sum U}{5t} + \frac{\sum F}{5N} + \frac{G}{5G} = 0 \quad (1)$$

采用有限体积法将主控方程(1)作空间离散,其中无粘通量向量的离散格式取 van Leer 矢量通量分裂格式^[2],为了在任意曲线坐标系(N, G)中正确进行局部一维形式的 van Leer 分裂,必须先通过变换 T 将速度矢量(u, M)转动一个方向而变为(\bar{u} , \bar{M}),使 \bar{u} 沿有限体积边界 $S_{i+1/2,j}$ 的法向, \bar{M} 与 \bar{u} 垂直。用 van Leer 方法对变换后的通量 F 进行分裂,然后再用 T^{-1} 将通量变换回来。对通量 G 应作类似处理。用 LU 分解对方程(1)进行时间积分。为加速收敛,计算中采用了局部时间步长和多重网格技术。壁面边界条件采用通常的无穿透条件。无穷远处采用无反射边界条件。用代数网格生成方法形成 128×32 的 O 型计算网格,共 5 层。

2 电磁场计算

Maxwell 方程是描述电磁场的基本方程,求解时域 Maxwell 方程完全可描述非定常波的传播和散射现象^[3]。此方程组是双曲型的,与气动计算的 Euler 方程性质相同,因而可借鉴 CFD 中的计算方法和经验。

2.1 主控方程和边界条件

在一般曲线坐标系中,二维 Maxwell 方程的 TM 模态可写作

$$Q + F_N + G_G = 0 \quad (2)$$

$$\text{其中: } Q = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \epsilon E^z \\ L_0 H^x \\ L_0 H^y \end{bmatrix}, \quad F = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} N H^x - N H^y \\ N E^z \\ - N E^z \end{bmatrix}, \quad G = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} G H^x - G H^y \\ G E^z \\ - G E^z \end{bmatrix} \quad (3)$$

$J = NG - NG$; ϵ 为介电常数; L_0 为导磁系数。方程(2)也可写作^[4]

$$Q_t + A Q_N + B Q_G = 0 \quad (4)$$

将 ϵ 和 L_0 无因次化为 1。按矩阵 A 和 B 的正负特征值可将通量 F, G 分别分裂为 F^+ , F^- 和 G^+ , G^- , 并分别采用后向和前向离散格式,可得最终离散方程^[4]。

对理想导体在物面边界应满足总电场完全反射的条件。在外边界采用 Mur 给出的无反射边界条件^[5]。

2.2 雷达散射截面(RCS)的计算

求解最终的离散方程和上述边界条件,可得近区电磁散射场 H^S 和 E^S 。RCS 的定义是基于远区散射场的特性,故需按等价理论将计算所得的近场值转换成远场值^[6]。对远场值作离散付里哀变换,取得频域值,再按

$$RCS = \lim_Q 2PQ \left| \frac{E^{z,S}(Q)}{E^i} \right|^2 \quad (5)$$

求得 RCS。式中: E^i 为入射电磁场; $E^{z,S}$ 为散射场远区值; Q 为散射体中央到观察点的距离。

本文中入射波取为

$$\begin{aligned} E^{z,i} &= E_0 \sin[k(x \cos B + y \sin B - Ct)] \\ H^{x,i} &= \frac{E^{z,i} \sin B}{L_0 C_0}, \quad H^{y,i} = \frac{E^{z,i} \cos B}{L_0 C_0} \end{aligned} \quad (6)$$

其中: E_0 是振幅, $k = 2\pi/\lambda$ 是波数, B 是入射角。

3 优化计算方法

在数值优化中, 目标函数、设计变量以及优化方法等的选取对解的影响是非常重要的。文献[7, 8]深入地介绍可用于各种物理问题的直接优化法和间接优化法。直接优化法相对于其它方法, 如梯度法和二次导数法等更简单, 随着计算机技术的飞速发展它的应用日益广泛。

3.1 Rosenbrock-Powell 方法^[9]

此方法只需计算函数值不需计算梯度, 因此不要求目标函数存在导数和它的连续性等要求, 也不象经典的 Simplex 法需要进行变换, 很容易与流场分析解耦合, 故是一种简单而实用的直接优化法。为叙述方便以 E^2 为例予以说明。给出任一起始点 U_1 并指定一搜索方向和步长 $\$U$ 而得到 U_2 点, 在该搜索方向的反方向以相同步长得到 U_3 点。计算此 3 点处的目标函数值, 通过此 3 值构造一条抛物线, 取抛物线上最小值处作为第 4 点 U_4 , 过 U_4 点作原 $\$U$ 方向的垂线, 沿此垂线得 $U_5 = U_4 + \$U, U_6 = U_4 - \U 。与由 U_1, U_2, U_3 得 U_4 类似可根据 U_4, U_5, U_6 得到 U_7 , 完成本文计算的一个优化步。连接 U_7 和 U_1 , 作为下一个优化步的起始搜索方向。计算过程中若 U_4 和 U_1 间的距离小于 $\$U/4$, 则新步长取为 $\$U/4$; 若大于 $2\$U$, 则新步长取 $2\$U$ 。每步计算均应检查约束条件, 若不满足, 则减小或增大步长, 或改变搜索方向使之得以满足。重复上述算法直至达到所要求的精度而结束优化过程。

3.2 Simplex(Nelder-Mead)方法^[7]

罚函数法是一种求解非线性规划问题的数值解法, 其实质是将有约束的最优化通过罚因子的选择变为一系列求罚函数(增广的目标函数)的极小值, 从而将原问题转化为求解一系列无约束极值问题。在计算中对设计变量作一定的变换, 使其变化范围限于 $-1 \sim 1$, 以利于选择计算步长及减少达到收敛所需的迭代次数。对罚函数的优化本文采用只需计算函数值而无需计算导数值的 Simplex(单纯形)法, 即在 E^n 中 $n+1$ 个顶点的凸包构成单纯形, 如 E^2 中的三角形, E^3 中的四面体等。在单纯形的顶点处计算增广目标函数值并比较其大小以判断其变化趋势, 并确定有利的搜索方向和步长。用新函数值较小的点代替原单纯形中较差的点, 替换方向包括反射、扩展和压缩等^[8]。

3.3 翼型外形的表示

本文取描述翼型外形的翼面坐标作为优化设计变量。有很多方法可用来改变翼面坐标, 如解析形状函数法^[10]和多项式拟合函数法^[11]。

若基本翼面坐标用 $\bar{y}_b(\bar{x})$ 表示, \bar{x} 为弦向相对坐标, \bar{y} 为翼面到弦线的相对垂直距离, 在解析形状函数法中改变翼型外形是在 $\bar{y}_b(\bar{x})$ 上叠加一组光滑解析形状函数 $F_i(\bar{x})$ ^[10] 即

$$\bar{y} = \bar{y}_b(\bar{x}) + \sum_{i=1}^n a_i F_i(\bar{x}) \quad (7)$$

其中: a_i 为待定系数, 即设计变量。

在多项式拟合函数法中翼型的翼面坐标用多项式函数表示, 如

$$y = a_1 \bar{x} + a_2 \bar{x}^2 + a_3 \bar{x}^3 + a_4 \bar{x}^4 \quad (8)$$

式中: $a_1 \sim a_4$ 是 4 个待定系数, 可选其中任意 3 个为设计变量, 另 1 个则由满足式(8)来确定, 以保证后缘封闭。

4 算例与讨论

4.1 NACA0012 翼型的 RCS 计算

作为本方法适用于电磁场计算的一个算例, 计算了 NACA0012 翼型的双站雷达截面积。翼型弦长取成 10 倍波长, 并对应于入射频率为 1GHz。计算网格取为 51×26 。图 1 给出了雷达截面积的计算结果, 并与 Shankar 的结果^[12]作了比较。两者吻合得很好。

4.2 气动优化设计计算

本文采用的流场解是 Euler 方程数值解, 未计及粘性效应, 因此目标函数选择了翼型的激波阻力系数 C_{D_w} 或升阻比 C_L/C_{D_w} 。

算例 1 求在 $Ma = 0.75$, $A = 2.64$ 时优化原始翼型 RAE2822。选择 $f = C_{D_w}/C_L$ 为目标函数。采用解析形状函数法改变翼型的弯度分布, 要求厚度分布不变。设计变量数 $n = 8$ 。约束条件为 $C_L \geq 0.8$, $A = A_0$, $S_{C_p} = 0$ 。其中: A 为翼型的横截面积; A_0 为原始翼型的 A 。Rosenbrock 优化法的计算结果见表 1。

由表 1 可知, 优化后的 C_L/C_{D_w} 可高达 69.583, 增量为 153.38%, 优化效果很显著。

算例 2 求在 $Ma = 0.72$, $A = 2.44$ 时优化原始翼型 NACA0012。选择目标函数为 $f = C_{D_w}$ 。取设计变量数 $n = 10$ 。采用解析形状函数法, 允许上、下翼面均变化。约束条件为 $C_L \geq 0.45$, $A = A_0$, $C_p = 0$ 。Simplex 优化法的计算结果见表 2。

表 1 算例 1 结果

(Rosenbrock 优化法, $Ma = 0.75$, $A = 2.64$)

参数	优化前	优化解	相对变化量/%
C_L	0.9749	0.8002	- 17.92
C_{D_w}	0.0355	0.0115	- 67.60
C_L/C_{D_w}	27.462	69.583	153.38

表 2 算例 2 结果

(Simplex 算法, $Ma = 0.72$, $A = 2.44$)

参数	优化前	优化解	相对变化量/%
C_{D_w}	0.01055	0.00432	- 59.05
C_L	0.45357	0.45255	- 0.22
C_L/C_{D_w}	42.992	104.756	143.66

由表 2 可知, 在升力基本不变状况下, 优化使阻力下降 59%, 升阻比上升 143%, 达到 104.756, 效果极为明显。由压强分布的比较可知, 优化解获得的增益都是由上翼面局部激波的减弱带来的, 图 2 给出了 C_{D_w} 随 Ma 变化曲线的比较, 可见临界 Ma 数有了很大的提高, 非设计条件下的增益也很显著。

4.3 高气动效率/低可探测性的优化设计计算

算例 3 求在 $Ma = 0.8$, $A = 0$ 时优化原始翼型 NACA0012。为了同时实现高气动效率

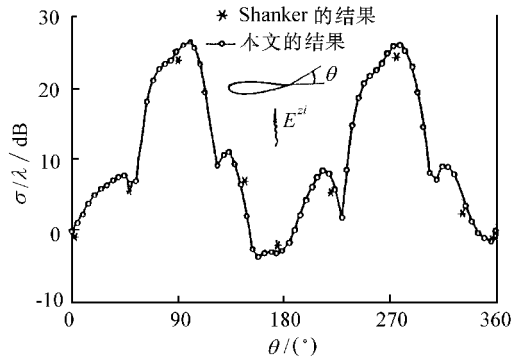


图 1 RCS 计算结果的比较

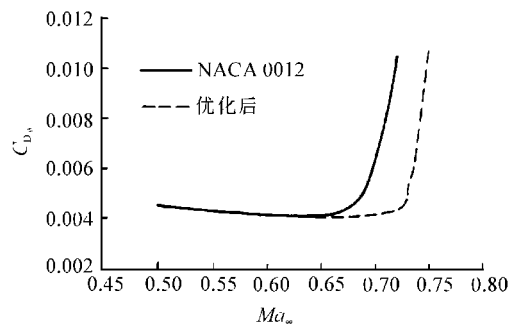


图 2 C_{D_w} - Ma 变化的比较

和低可探测性能,需要将 CFD 和 CEM 进行耦合优化。为了表明综合设计的需要,可以对基本翼型作单学科的优化,例如不带任何气动约束要求在前缘处(180 的视角) RCS 最小,入射雷达波同 4.1 节。气动优化也类似。两者都要求 $(t/c)_{\max} \leq 0.12$ 的约束。图 3 给出了几何外形的比较。由图 3 可见,两种优化结果对翼型外形变化的要求是截然相反的。表 3 给出了 RCS 优化的计算结果。可见单学科的优化在改善一项性能的同时使另一项性能变坏,必须进行综合优化。为此,选择目标函数 $f_1 = C_{D_w}$, 约束条件是

$(t/c)_{\max} \leq 0.12$; f_2 为翼型前缘处的 RCS, 约束条件为 $C_{D_w} \leq 0.0065$, $(t/c)_{\max} \leq 0.12$ 。采用解析形状函数法来改变翼型的形状,设计变量数 $n=5$ 。两步优化的最终结果见表 4。

表 3 算例 3 结果(RCS 优化, $Ma = 0.8, A = 0^\circ$)

参数	优化前	优化解	相对变化量/%
前缘处 RCS	- 2.92	- 50.01	- 1612.3
C_{D_w}	0.01055	0.07699	629.7

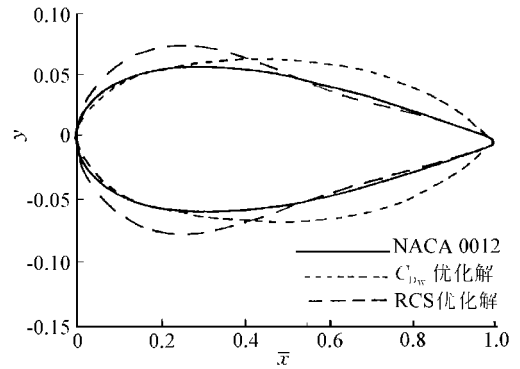


图 3 几何外形的比较 $Ma = 0.8, A = 0^\circ$

表 4 算例 4 结果(两步优化, $Ma = 0.8, A = 0^\circ$)

参数	优化前	优化解	相对变化量/%
前缘处 RCS	- 2.92	- 4.625	- 58.39
C_{D_w}	0.01055	0.00649	- 38.39

由表 4 可见, RCS 下降了 58.39%, 同时气动阻力也减少了 38.39%, 充分显示了综合设计的效果。图 4~ 图 6 分别给出了优化前、后的翼型外形、RCS 和压强分布的比较。图中还给出了单学科(气动)优化的结果, 由图可见单纯气动优化可得阻力非常小,基本上实现了无激波的流动,但它的不足是 RCS 的增大。

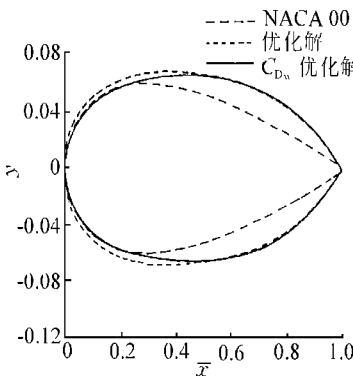


图 4 几何外形的比较
($Ma = 0.8, A = 0^\circ$)

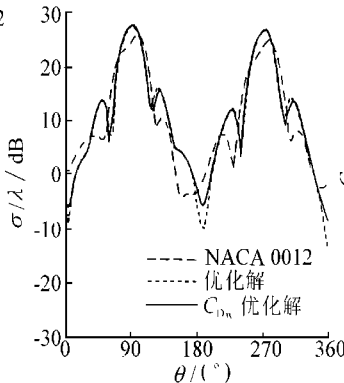


图 5 RCS 的比较
($Ma = 0.8, A = 0^\circ$)

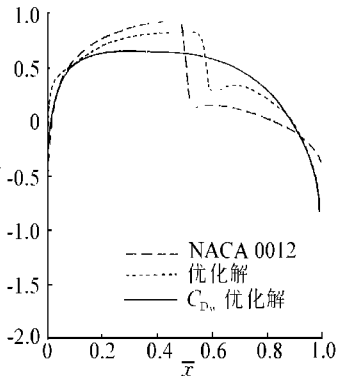


图 6 压强系数分布的比较
($Ma = 0.8, A = 0^\circ$)

4.4 优化方法的比较

为了讨论优化方法对解的影响,分别用两种优化方法计算了算例 1。图 7~ 图 9 分别给出了几何外形、压强分布和收敛历史的比较。表 5 给出了计算结果。这些比较表明,两种方法的计算结果很接近,但达到同样优化精度的迭代次数相差较大, Rosenbrock 法约为 180 次,而 Simplex 法则要求近 400 次。由于分析解很费时,因此在优化计算时迭代次数是很重要的一个参数。

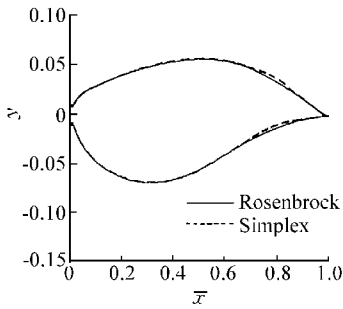


图7 几何外形的比较

Ma = 0.7, A = 2.64°

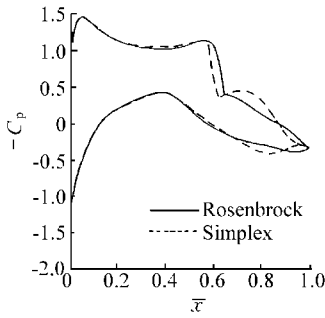


图8 压强系数分布的比较

Ma = 0.75, A = 2.64°

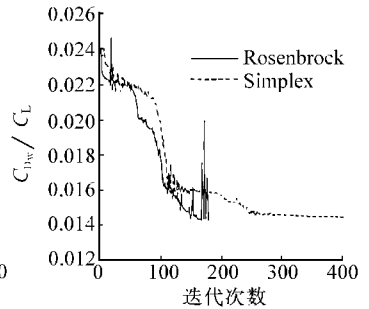


图9 收敛历史的比较

Ma = 0.75, A = 2.64°

表5 算例1 两种算法比较(Ma = 0.75, A = 2.64°)

参数	优化前	优化解 (Rosenbrock)	优化解 (Simplex)	相对变化量/% (Rosenbrock)	相对变化量/% (Simplex)
C_L	0.9749	0.8002	0.8002	- 17.92	- 17.94
C_{D_W}	0.0355	0.0115	0.01147	- 67.60	- 67.69
C_L/C_{D_W}	27.462	69.582	69.747	153.37	153.97

参 考 文 献

- Siikonen T, Hoffren J. FINFLO: A finite volume based computer program for two dimensional and axisymmetric compressible flow. Report No. B-19, Helsinki: Helsinki Univ of Technology, 1989
- van Leer B. Flux-vector splitting for the Euler equations. Lect Notes in Phys. 1982, 170: 507 ~ 512
- 王长清, 祝西里. 电磁场计算中的时域有限差分法. 北京: 北京大学出版社, 1994
- 薛晓春, 李宗瑞, 朱自强, 等. 电磁场散射场和雷达反射截面积的计算. 北京航空航天大学学报, 1998, 24(2): 193 ~ 196
- Mur G. Absorbing boundary conditions for the finite difference approximation of the time-domain electromagnetic field equations. IEEE Trans Elect Comp, 1981, EMC-23(4): 377 ~ 382
- Umashankar K, Taflove A. A novel method to analyze electromagnetic scattering of complex objects. IEEE Trans Elect Comp, 1982, EMC-24(4): 406 ~ 410
- Himmelblau D M. Applied nonlinear programming. New York: McGraw-Hill book company, 1972
- Fox R L. Optimization methods for engineering design. New York: Addison-Wesley Pub Comp, 1971
- Jacob H G. Rechnergestützte optimierung statischer und dynamischer systeme-beispiele mit Fortran Programmen. Heidelberg: Springer Verlage, 1982
- Hager J O, Eyi S, Lee K D. Multi-point design of transonic airfoils using optimization. AIAA 92-4225, New York: AIAA, 1992
- Vish H, van Dam C P, Dwyer H A. Shape optimization for aerodynamic efficiency and low observability. AIAA 93-3115, New York: AIAA, 1993
- Shankar V, Hall W F, Mohammadian A H. A time-domain differential solver for electro magnetic scattering problems. Proc of the IEEE, 1989, 77(5): 709 ~ 721