DOI：10.13700/j.bh.1001-5965.1999.05.013
1999年 10月 北京航空航天大学学报 October 1999
第25卷 第5期 Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics Vol.25 No.5

进气道进口几何参数模糊优化设计

李 敬 李 天
（北京航空航天大学 飞行器设计与应用力学系） （沈阳飞机研究所）
武 哲
（北京航空航天大学 飞行器设计与应用力学系）

摘 要 重点研究二维两波系超音速外压式两侧/侧腹进气道的进口几何参数的气动力/隐身一体化优化设计，主要考虑进气道的压缩板角、唇口斜切角、罩唇位置角、进口宽度、进口宽高比等进口几何参数所决定的一些气动力性能，如总压恢复系数，超音速溢流附加阻力系数及电磁散射机理如压缩楔板的表面散射、楔板及唇口的边缘绕射，采用基于目标满意度和约束满足度的模糊优化模型，进行了优化计算.

关键词 进气道；多目标规划；模糊规划论；气动与隐身一体化设计
分类号 V 211.48；V 219

进气道的基本功用是给发动机提供空气以助燃并用作工质，要求它具有较高的总压恢复系数 σ，较低的外阻(包括附加阻力)，出口气流畸变尽可能小，在非设计状态也具有良好性能等.

对于战斗机，进气道是飞机前向的雷达波强散射源之一，又要求它的雷达散射截面也尽可能小，因此必须综合考虑气动力和隐身对进气道参数的要求.

1 优化方案

1.1 设计参数、目标函数和约束条件

选择设计向量为

$$\boldsymbol{X}=\{x_i\}=\{\delta,\theta_1,\theta_2,\theta_L,h,r_{hw}\}$$

其中 δ——楔板角；θ_1——唇口斜切角 1；θ_2——唇口斜切角 2；θ_L——罩唇位置角；h——唇口宽度；$r_{hw}=h/b$——进口面积宽高比(进口面积 $F_b=hb=h^2/r_{hw}$).

选择总压恢复系数 σ、超音速溢流的附加阻力系数 C_{Da}、雷达散射截面 RCS 为目标函数，由于楔板折角 δ 较大时，将使进气道外唇角较大从而导致较大的激波阻力，故对楔板角予以限制，同时认为进口面积为常数.

即所取的目标函数和约束条件为

$$\max\ \sigma$$
$$\min\{\sigma_{RCS},C_{Da}\}$$
$$\text{s.t.}\quad \delta\leqslant\delta_{max}$$
$$x_i\geqslant 0$$
$$h^2/r_{hw}=\text{const}$$

1.2 目标满意度函数的建立

对某个目标函数 $f_i(x)$，存在一个最高期望值(理想值) M_i 及最低极限值(最低可接受值) m_i，定义对目标 f_i“满意”的模糊集 S_i，其隶属函数 $\mu_{S_i}(x)$ 反映 $\boldsymbol{X}$ 对目标 $f_i(x)$ 期望值的达成度，亦即人们对目标 $f_i(x)$ 的满意度. 对于 $\max f_i(x)$ ($m_i<M_i$) 和 $\min f_i(x)$ ($M_i<m_i$) 的形式，分别有

$$\mu_{S_i}(x)=\begin{cases}0 & f_i(x)\leqslant m_i\\ \dfrac{f_i(x)-m_i}{M_i-m_i} & m_i<f_i(x)<M_i\\ 1 & f_i(x)\geqslant M_i\end{cases}$$

或

$$\mu_{S_i}(x)=\begin{cases}0 & f_i(x)\geqslant m_i\\ \dfrac{m_i-f_i(x)}{m_i-M_i} & M_i<f_i(x)<m_i\\ 1 & f_i(x)\leqslant M_i\end{cases}$$

1.3 约束条件的模糊化和满足度函数

对于一般的形如 $g_j^L\leqslant g_j(x)\leqslant g_j^U$ 的刚性约束，从概念上讲，从绝对允许到绝对不允许应该是逐步过渡的，即约束范围具有模糊性；从应用上讲，最优解一般在边界附近取得，“一刀切”的刚性约束条件有可能排除掉一些非常优秀的方案，甚至是最适用的方案. 因此，约束条件应该模糊化.

定义 $\mu_{\tilde{G}_j}(g_j)$ 为约束条件的满足度函数，表示物理量 $g_j(x)$ 在模糊意义下属于其模糊允许区

收稿日期：1998-04-13 第一作者 男 28岁 博士生 100083 北京

(C)1994-2022 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

间 $\underset{\sim}{G}_j$ 的隶属度. 设 g_j^{U}、g_j^{L} 为约束水平最高时允许范围的上、下限; d^{U}、d^{L} 为过渡区间的长度,即上下限的容许偏差,称为"容差",则

$$\mu_{\underset{\sim}{G}_j}(g_j)=\begin{cases}\dfrac{g_j-(g_j^{\mathrm{L}}-d^{\mathrm{L}})}{d^{\mathrm{L}}} & g_j\leqslant g_j^{\mathrm{L}}\\ 1 & g_j^{\mathrm{L}}\leqslant g_j\leqslant g_j^{\mathrm{U}}\\ \dfrac{(g_j^{\mathrm{U}}+d^{\mathrm{U}})-g_j}{d^{\mathrm{U}}} & g_j\geqslant g_j^{\mathrm{U}}\end{cases}$$

1.4 多目标模糊优化模型

由专家估测法确定权数,使用综合加权法建立多个目标的模糊满意度综合评价函数为

$$h[F(x)]=\sum_{i=1}^{m}[a_i\mu_{\underset{\sim}{S}_i}(x)]$$

式中 a_i 为第 i 个目标函数的权数.

建立如下的多目标模糊优化模型:

$$\max\ h[F(x)]$$
$$\text{s.t.}\ \ \mu_{\underset{\sim}{G}_j}(g_j)\geqslant 0\quad (j=1,n)$$

2 目标函数和约束函数的计算

2.1 总压恢复系数的计算

1) 斜激波的总压恢复系数

设 δ' 为实际楔板角,楔板前缘后掠角为 θ_1,当前方来流马赫数为 Ma_∞ 时,由于后掠效应,相当于 $Ma_1=Ma_n=Ma_\infty\cos\theta_1$ 的来流流过当量角度为 $\delta=\arctan(\tan\delta'/\cos\theta_1)$ 的楔板. 令 β 为激波角, Ma_2 为斜激波波后马赫数, σ_1 为斜激波的总压恢复系数. 对某一来流马赫数 Ma_1,当 $\delta>\delta_{lj}$ 时,将因楔板角过大而出现正激波,这是不可取的,其中 δ_{lj} 可以估算为[1]

$$\delta_{lj}=-4.68\times10^{-5}Ma_1^5+7.905\times10^{-3}Ma_1^4-5.32\times10^{-2}Ma_1^3-2.633\times10^{-2}Ma_1^2+0.7725Ma_1-0.7609$$

$\delta<\delta_{lj}$ 时,出现斜激波,根据气动原理有[2]

$$\sin^2\beta=-\frac{b}{3}+\frac{2}{3}(b^2-3c)^{1/2}\cos[(\phi+4\pi)/3]$$

其中
$$b=-(Ma_1^2+2)/Ma_1^2-\gamma\sin^2\delta$$
$$c=\frac{2Ma_1^2+1}{Ma_1^4}+\left[\frac{(\gamma+1)^2}{4}+\frac{\gamma-1}{Ma_1^2}\right]\sin^2\delta$$
$$d=-\cos^2\delta/Ma_1^4$$
$$\cos\phi=(4.5bc-b^3-13.5d)/(b^2-3c)^{3/2}$$

(文献[2]原文有误,本文已更正),从而得

$$\sigma_1=\left[\frac{\gamma-1}{\gamma+1}+\frac{2}{\gamma+1}\frac{1}{Ma_1^2\sin^2\beta}\right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}\cdot\left[\frac{2\gamma}{\gamma+1}Ma_1^2\sin^2\beta-\frac{\gamma-1}{\gamma+1}\right]^{\frac{1}{\gamma-1}}$$

$$Ma_2'^2=\frac{1+\frac{\gamma-1}{2}Ma_1^2\sin^2\beta}{\left(\gamma Ma_1^2\sin^2\beta-\frac{\gamma-1}{2}\right)\sin^2(\beta-\delta)}$$

由于斜激波前存在切向流动 $Ma_t=Ma_\infty\cdot\sin\theta_1$,所以斜激波后的马赫数为

$$Ma_2=\sqrt{Ma_2'^2+M_t^2}$$

2) 正激波的总压恢复系数

Ma_2 为正激波波前马赫数, σ_2 为正激波的总压恢复系数,则有[3]

$$\sigma_2=\left(\frac{\gamma-1}{\gamma+1}+\frac{2}{\gamma+1}\frac{1}{Ma_2^2}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}\cdot\left(\frac{2\gamma}{\gamma+1}Ma_2^2-\frac{\gamma-1}{\gamma+1}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}}$$

3) 波系的总压恢复系数

$$\sigma=\sigma_1\cdot\sigma_2$$

2.2 超音速溢流附加阻力系数的计算

设斜激波的激波角为 β,激波前后的静压分别为 p_1、p_2,波前动压为 $\frac{1}{2}\rho_1v_1^2$,罩唇位置角为 θ_L,唇口高为 y_c,由唇口作楔板的平行线与激波交于点 (x_1,y_1),参见图1. 图中设 $\angle DBC=\theta_L$; $\angle ABC=\beta$; $\angle EBC=\delta$,则按定义附加阻力系数为

$$C_{Da}=\frac{(p_2-p_1)(y_c-y_1)}{\frac{1}{2}\rho_1v_1^2y_c}$$

令
$$Y=\frac{y_c-y_1}{y_c}=\frac{l_{AD}\sin\delta}{y_c}=\frac{l_{BD}\sin(\beta-\theta_L)}{\sin(\beta-\delta)}\frac{\sin\delta}{y_c}=\frac{\sin(\beta-\theta_L)}{\sin(\beta-\delta)}\frac{\sin\delta}{\sin\theta_L}$$

$$P=\frac{p_2-p_1}{\frac{1}{2}\rho_1v_1^2}=\frac{\rho_1v_{n1}^2-\rho_2v_{n2}^2}{\frac{1}{2}\rho_1v_{n1}^2}\sin^2\beta=2\sin^2\beta\left(1-\frac{v_{n2}}{v_{n1}}\right)=2\sin^2\beta\left[1-\frac{(\gamma-1)Ma_1^2\sin^2\beta+2}{(\gamma+1)Ma_1^2\sin^2\beta}\right]=\frac{4\sin^2\beta}{\gamma+1}\left(1-\frac{1}{Ma_1^2\sin^2\beta}\right)$$

最后化为
$$C_{Da}=PY=\frac{4\sin^2\beta}{\gamma+1}\left(1-\frac{1}{Ma_1^2\sin^2\beta}\right)\frac{\sin(\beta-\theta_L)}{\sin(\beta-\delta)}\frac{\sin\delta}{\sin\theta_L}$$

2.3 RCS 计算

然对于一般飞机,进气道管道部分的 RCS 通

(C)1994-2022 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

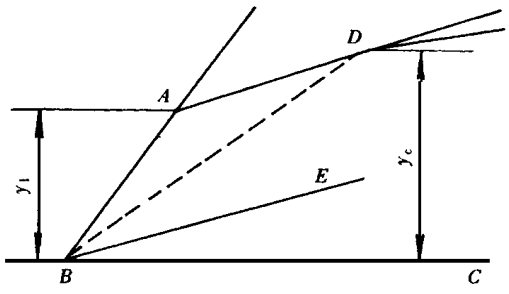


图 1　变量示意图

常比唇口和楔板部分大 1～2 个数量级,但隐身飞机采用涂吸波材料的 S 弯进气道,其 S 弯形状及进气道截面分布的选择是另外一类优化问题,本文暂不做研究.针对进气道进口几何参数的优化,主要考虑如下电磁散射机理:

楔板表面散射,采用物理光学法计算.金属表面后向散射磁场为[4]

$$\sqrt{\sigma_{RCS}} = -\frac{\boldsymbol{n}\cdot\boldsymbol{e}_r\times\boldsymbol{h}_i}{\sqrt{\pi}}e^{jkr_0\cdot w}\cdot \sum_{m=1}^{n}\left[(\boldsymbol{p}\cdot\boldsymbol{a}_m)e^{jkr_m\cdot w}\frac{\sin\left(\frac{1}{2}k\boldsymbol{a}_m\cdot\boldsymbol{w}\right)}{\frac{1}{2}k\boldsymbol{a}_m\cdot\boldsymbol{w}}\right]$$

进气道楔板及唇口的边缘绕射场,是目标散射的又一重要贡献.采用等效电磁流法计算,其后向散射为

$$\sqrt{\sigma_{RCS}} = \frac{Le^{j(2k\boldsymbol{i}\cdot\boldsymbol{\rho})}\sin[kL(\boldsymbol{i}\cdot\boldsymbol{t})]}{\sqrt{\pi}[1-(\boldsymbol{i}\cdot\boldsymbol{t})^2][kL(\boldsymbol{i}\cdot\boldsymbol{t})]}\cdot [f(\boldsymbol{t}\cdot\boldsymbol{e}_i)(\boldsymbol{e}_i\cdot\boldsymbol{i}\times(\boldsymbol{i}\times\boldsymbol{t}))-g(\boldsymbol{t}\cdot\boldsymbol{i}\times\boldsymbol{e}_i)(\boldsymbol{e}_i\cdot\boldsymbol{i}\times\boldsymbol{t})]$$

式中　L、$\boldsymbol{t}$ 表示任一边缘的长度、单位矢量;k 是波数;$\boldsymbol{i}$ 是入射方向的单位矢量;f、g 是绕射系数;$\boldsymbol{\rho}$ 是劈边上任意一点的矢量表示.

3　多目标模糊优化模型的求解结果

采用单纯形法求解多目标模糊优化模型,设计变量的初始值 $\boldsymbol{X}$ 选为{11°,34°,20°,35°,0.6,0.5},3 个单目标的初始满意度 $\boldsymbol{\mu}$ 为{0.8438,0.6070,1.00},综合目标函数值为−0.8511;优化后的设计变量值 $\boldsymbol{X}$ 为{9.4°,33.1°,22.0°,43.1°,0.411,0.544},优化后 3 个单目标的满意度 $\boldsymbol{\mu}$ 为{0.8176, 0.9186, 1.0},综合目标函数值为−0.9016.

致谢　本文的研究得到沈阳飞机研究所程大光和王国春高级工程师的帮助,在此深表感谢.

参　考　文　献

1　陈大光,张　津.飞机-发动机性能匹配与优化.北京:北京航空航天大学出版社,1990
2　赵鹤书.飞机进气道气动原理.北京:国防工业出版社,1989
3　陈再新.空气动力学.北京:航空工业出版社,1993
4　克拉特 E F 著.雷达散射截面——预估、测量和减缩.阮颖铮译.北京:电子工业出版社,1988

Fuzzy Optimization of the Geometrical Parameters of Fighter Inlet

Li Jing
(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Dept. of Flight Vehicle Design and Applied Mechanics)
Li Tian
(Shenyang Institute of Aircraft)
Wu Zhe
(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Dept. of Flight Vehicle Design and Applied Mechanics)

Abstract　For two-dimensional, two-shock, all-external compression, supersonic, cheek-type inlet, the integrated aerodynamic-stealth design of geometrical parameters, such as width, ratio of width and height, angle of vertical compressing ramp, two cutting bevels of the lip plane and lip-position-angle, was investigated by considering those objectives such as the total pressure recovery coefficient, additional drag coefficient of supersonic overflow and the RCS(Radar Cross Section). The formulae for calculating the total pressure recovery coefficient, additional drag coefficient of supersonic overflow were derived. The satisfactory functions of the objectives and the restrictions were given, and then, based on these functions, the multiobjective fuzzy optimization model was established.

Key words　air inlets; multiple objective programming; fuzzy programming theory; integrated aerodynamic-stealth design

(C)1994-2022 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net