

反折式二元超声速进气道研究

柳长安, 南向军, 闫志勇
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: X-51A 采用带两级压缩楔面的反折式进气道设计方案, 这是一体化权衡设计的结果, 要求进气道设计综合各方面因素进行多目标优化。从发动机设计角度出发对类似于 X-51A 的反折式二元进气道进行了研究, 合理选择了进气道的设计变量并运用多目标粒子群优化算法 (MOPSO) 对带两级压缩楔面的反折式二元进气道按总压恢复系数、流量系数及出口马赫数三个目标函数进行了多目标优化设计, 计算中性能指标参数评估基于 Euler 方程求解得到。通过优化计算得到了带两级压缩楔面的反折式进气道相关性能指标参数最优变化关系及结构方案, 可为后续进气道与飞行器一体化权衡提供设计参考。

关键词: 反折式进气道; 多目标优化; 粒子群优化算法; Euler 方程

中图分类号: V211.48-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2014) 01-0045-05

Research of 2-D reflective supersonic inlet

LIU Chang-an, NAN Xiang-jun, YAN Zhi-yong
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: The design scheme of reflective supersonic inlet with two-stage compression wedge surfaces was adopted by X-51A vehicle. It is a compromise scheme, in which the multi-objective optimization is required in the inlet design. Proceeding from engine design, the 2-D reflective supersonic inlet similar to the X-51A's inlet is studied in this paper. In this study, the optimization variables were reasonably chosen based on the inlet design parameters, and the multi-objective optimization design of the reflective supersonic inlet with two-stage compression wedge surfaces was executed with the multi-objective particle swarm optimization method (MOPSO) according to the total pressure recovery coefficient, flux coefficient and exit Mach number, which were gotten by solving the 2-D inlet Euler flow equations. Through the optimization, the performance index parameter optimal changing relationship and structure of the supersonic inlet with two-stage compression wedge surfaces were achieved, which can help designers understand their design project and make their decisions better.

Keywords: reflective supersonic inlet; multi-objective optimization; particle swarm optimization algorithm; Euler equation

收稿日期: 2013-09-26; 修回日期: 2013-10-30

基金项目: 国家 863 项目 (2010AA702308)

作者简介: 柳长安 (1974—), 男, 博士, 研究领域为动力系统总体设计

0 引言

X-51A 飞行器的进气道设计方案已经引起众多科技人员的关注。就其二元进气道设计来说,可以认为是一种反折式进气道设计形式或是进气道外罩唇口平直进气道设计形式^[1-2],其结构型式及特点为:直接采用其外罩下壁内壁平板面充当一级压缩楔面,而且其外罩上壁面和下壁内外壁面与喉道段的上下内壁面始终保持平直,即横截面外廓尺寸保持不变,如图1所示。而在图2所示的传统三波系二元进气道中,两级压缩面通常同向折转压缩气流,因而必须在其第二级压缩面和唇口之后再附加上一段等截面圆弧过渡段管道,使气流逐渐转平至平行于平直喉道段流动。

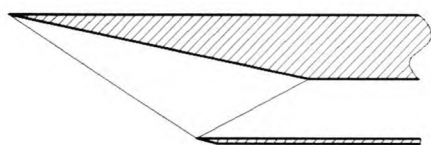


图1 反折式进气道结构

Fig. 1 Structure of reflective supersonic inlet

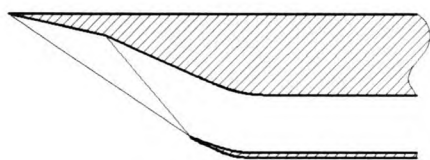


图2 传统进气道结构

Fig. 2 Structure of traditional inlet

对比图1和图2,可以看到只要第一级压缩面楔角及唇口位置相同,则二者具有同等的捕获流量特性。在此情况下,反折式进气道的结构型式优点明显:结构紧凑、外廓尺寸较小。这样不仅可以明显减小外罩外壁面摩擦阻力,而且唇口前缘处外壁面斜激波产生的波阻也会明显减小乃至消除,即相对传统进气道而言反折式进气道的外阻显然较低。但是由于反折式进气道结构型式限制了它的波系配置,因而其总压恢复性能必然有所下降^[2],所以在实际工程应用中设计者必须

在反折进气道的较低外阻特性优点和较低总压恢复性能缺点之间进行折中权衡。

鉴于进气道是为吸气式动力系统服务的,其出口气流特性对于动力系统来说至关重要,因而本文力图从反折式进气道出口气流特性角度出发进行多目标优化以获得合理的设计集合,这不仅可以为动力系统提供设计依据,而且进一步结合飞行器总体要求就可以从设计集合中选择得到合理的进气道设计方案。

1 X-51A 进气道

X-51A 飞行器的一体化思路已经引起众多科技人员的关注^[3]:

1) 进气道唇口沿反射激波位置后切,以前体/进气道一体化设计代替并取消进气道反射波系前的固壁约束,获得前体/进气道需要的共同乘坐激波和进气道反射激波前流场;

2) 进气道前部分与前体融合,而后部分与前体又不在一连续曲面上,形成了第二级压缩楔面;

3) 设计状态带有一定飞行攻角。

根据文献[4-5]中图片内容对X-51A进气道进行测绘和分析:初步确定X-51A进气道唇口距飞行器头部约1.3 m,唇口高度约0.2 m,第一级压缩面与飞行器轴线夹角约 2° ,第二级压缩面与飞行器轴线夹角约 7° ,进气道设计点为 Ma_7 。从图3可看到第一级压缩面与飞行器头部融合为大致半个椭圆形的平面形状,而第二级压缩面向后收缩至进气道隔离段尺寸,如前所述是一体化设计权衡的结果。另外,根据分析认为进气道两级压缩面并未按等强度原则设计,可能是考虑到前体溢流量减小了第二级压缩角。



图3 X-51A 外形

Fig. 3 Configuration of X-51A

2 二元进气道优化设计方法

2.1 问题描述及优化变量

图 4 是带有三级压缩面的反折式二元高超声速进气道结构, 其中各级压缩面长度用 L_i 表示, 楔角用 δ_i 表示 ($i=1, 2, \dots$), 进气道出口高度 h 。在设计过程中, 设计者通过合理选择不同的尺寸和楔角组合就可以得到以总压损失小、流量大、压缩效率高、外罩阻力小、出口气流均匀、工作马赫数范围宽广、起动性能好为性能指标的进气道设计方案^[6-8]。另外, 对于军用高超声速飞行器甚至还要求进气道的雷达散射截面尽可能小等设计约束, 所以进气道设计实质上是一个多目标优化设计问题^[9]。它不仅有进气道自身的总压恢复系数和流量系数等指标要求, 还涉及总体方面的结构尺寸和阻力等其他特殊要求, 因而本文采用多目标优化设计方法来探讨研究反折式二元超声速进气道设计问题。

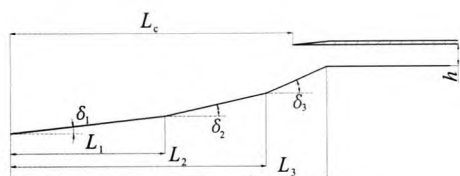


图 4 进气道结构示意图

Fig. 4 Diagram of inlet configuration

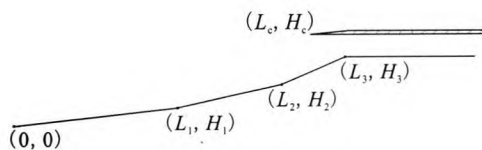


图 5 进气道优化设计变量

Fig. 5 Optimization design variables of inlet

考虑到程序实现性问题, 将图 4 中进气道设计参数转化为对应于轴向长度的高度值, 如图 5 所示, 这样可以保证高度值具有相同的精度, 也避免了角度对高度值影响较大的可能性。另外, 为了统一进气道结构尺寸, 进气道外罩唇口水平距离均按 1 m 设置, 而进气道出口则从进气道喉部向后延伸 0.2 m。

2.2 优化模型及目标函数

多目标优化问题最优解与单目标优化最优解有着本质不同: 一般是一个解集, 并且一般也不可能同时使所有子目标都达到最优, 称为 Pareto 最优解或非劣解^[9]。多目标优化问题可以按式(1)描述:

$$\min F(x)=[f_1(x), f_2(x), \dots, f_n(x)] \quad n \geq 2 \quad (1)$$

$$x \in C$$

式中: $f_i(x)$ ($i=1, 2, \dots, n$) 为分量目标函数, C 为多目标优化模型的约束集, x 为设计向量。

鉴于进气道性能涉及较多的指标参数, 为了对带两级压缩楔面的反折式进气道出口参数进行研究, 文中进气道的性能参数取为总压恢复系数、流量系数及出口马赫数, 即 n 取为 3。于是, 结合上述尺寸约束及目标函数, 式 (1) 就可以表示为式 (2) 的形式:

$$\max \{\sigma, \varphi, -Ma_{\text{exit}}\} \quad (2)$$

$$\text{s.t. } L_c = 1 \text{ m};$$

$$0.15 \text{ m} \leq H_c \leq 0.4 \text{ m}$$

$$0 \text{ m} \leq L_1 \leq L_2 \leq 1.5 \text{ m}$$

$$0 \text{ m} \leq H_1 \leq H_2 \leq 0.38 \text{ m}$$

2.3 多目标优化

目前有多种多目标优化方法: 较为简单和传统的一种是按某种方法 (如加权法) 将多目标问题转化为单目标问题处理, 完成一次优化只能得到一个 Pareto 非劣解 (有效解), 必须通过不断地执行优化程序, 才能得到问题的 Pareto 非劣解集, 不仅过程费时, 而且未必能够得到较好的 Pareto 非劣解集^[8-11]; 另外一种运用诸如遗传算法 (Genetic Algorithm) 和粒子群算法 (Particle Swarm Optimization) 等进化算法并行地搜索设计空间, 从而获得 Pareto 非劣解集。其中, 粒子群优化算法是一种全局优化进化算法, 它源于对鸟群觅食运动行为的模拟, 可用于解决大量非线性、不可微和多峰值的复杂优化问题^[12-13]。近年来, 学者们已经展开了基于粒子群的多目标优化算法研究^[14]。

鉴于多目标问题的复杂性及粒子群算法的高效和鲁棒性^[11-15], 本文采用多目标粒子群算法

(MOPSO) 进行进气道的优化设计。

2.4 数值仿真及性能评估方法

为了评价进气道的性能，采用 CFD 数值仿真分析方法进行了进气道流场的计算，考虑到初始设计的简单快速需求及适度的精确性，采用 Euler 方程求解进气道的无粘流动，数值计算则运用四阶龙格库塔法按当地时间步长进行推进。

当流场求解结束后即可按目标函数对进气道设计结果进行评估，具体做法是：根据流场仿真计算结果提取出进气道出口截面气流的平均流速、流量和总压，其中平均流速直接作为目标函数的一个分量函数适应度，而流量和总压则按来流条件无量纲化为流量系数和总压恢复系数后作为目标函数的其余两个分量函数适应度。

3 优化结果及分析

采用上述优化方法进行了带有两级压缩楔面反折式进气道优化计算，优化种群规模取为 20，优化代数取为 500，而进气道则按无穷远来流 Ma_6 ，飞行高度 26 km，飞行攻角 3° 进行性能评估。优化结束得到的 Pareto 前沿曲面如图 6 所示，根据 Pareto 非劣解拟合得到的曲面则如图 7 所示。由图 6 和图 7 中 Pareto 前沿曲面可看到：带两级压缩楔面的反折式进气道设计的最优解分布在一个非凸曲面上，表明进气道设计存在一定的设计约束区域；各个目标分量函数之间存在排斥性，一个性能指标的提高会导致其他两个分量指标的降低；通过多目标优化过程可以为设计者

提供一个设计集合，设计者可以在这个设计集合中，通过合理选择得到最终的设计。

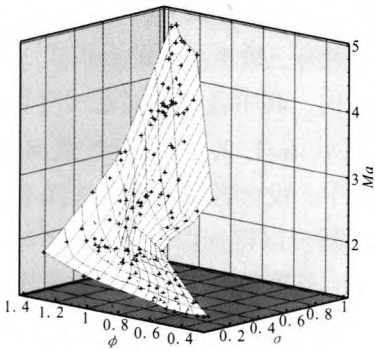


图 6 Pareto 非劣解
Fig. 6 Pareto optimal solution

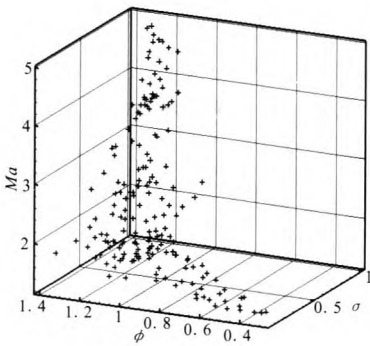


图 7 拟合曲线面
Fig. 7 Curved surface fitted according to Pareto optimal solution

从优化得到的 Pareto 非劣解中选取出口马赫数 3~4，总压恢复系数高于 0.7 的若干进气道设计方案在图 8 中所绘出，具体的结构尺寸和出口性能指标等数据见表 1。

表 1 部分优化结果

Tab. 1 Partial optimization results

Pareto 非劣解	L_1/m	H_1/m	L_2/m	H_2/m	L_c/m	H_c/m	h/m	σ	φ	Ma
1	0.542	0.017	1.378	0.126	1	0.163	0.038	0.855	1.278	3.72
2	0.644	0.028	1.270	0.141	1	0.181	0.040	0.847	1.273	3.62
3	0.668	0.032	1.273	0.144	1	0.184	0.040	0.843	1.261	3.62
4	0.727	0.023	1.498	0.118	1	0.151	0.033	0.888	1.258	3.72
5	0.570	0.023	1.498	0.123	1	0.157	0.034	0.903	1.242	3.74
6	0.647	0.008	1.266	0.116	1	0.153	0.037	0.816	1.320	3.64
X-51A	0.402	0.014	1.388	0.128	1	0.167	0.038	0.883	1.192	3.83

为了便于对比,按无粘流计算得到 X-51A 进气道的性能参数在表 1 最后一行给出, X-51A 的进气道结构尺寸在图 8 按虚线标出。

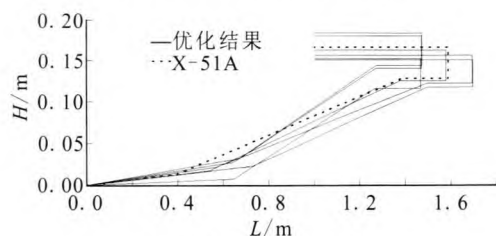


图 8 进气道优化设计方案

Fig. 8 Optimal design scheme of inlet

从表 1 和图 8 中可以看到:第一级压缩楔面与第二级压缩楔面相比偏短、楔角偏小,第一级压缩面的轴向距离不超过 0.8 m,高度不超过 0.04 m,而第二级轴向距离基本都超过了 1.2 m,高度超过了 0.12 m;进气道的唇口位置相对于喉部靠前较多,唇口高度均在 0.2 m 以下;进气道出口高度均在 0.03~0.04 m 之间,相应的进气道出口速度较高。这些特点与 X-51A 具有相似性,但是由于设计变量的选择范围差异及一体化设计的影响,优化结果与 X-51A 进气道方案还是有一定差异的,但是优化结果已经基本能够反映反折式二元进气道的一些基本特性,也表明 X-51A 的设计优化方向与本文思路相似。

4 结论

对带两级压缩楔面的反折式进气道设计进行了研究,并应用多目标粒子群优化算法进行了反折式二元进气道的优化设计,可在较大范围内对解空间进行搜索优化并能提供较好的 Pareto 非劣解集,不仅为动力系统的设计提供了设计依据,也为后续飞行器总体一体化权衡提供了优化的基础,从而避免了在进气道设计过程中因参数选取对设计者个人偏好过分依赖的缺陷。

将反折式二元进气道优化设计结果与 X-51A 进气道方案进行了对比分析,表明本文采用的方法较为有效,并在一定程度上印证得到了 X-51A 进气道的设计特点:第一级压缩楔面较短、楔角

较小、唇口高度较低及进气道出口马赫数较高。

参考文献:

- [1] 徐东来,陈凤明,蔡飞超,等.反折式二元超声速进气道设计及数值研究[J].计算机仿真,2010,27(4):67-70.
- [2] 黎明,宋文艳,贺伟.高超声速二维混压式前体/进气道设计方法研究[J].航空动力学报,2004,19(4):459-465.
- [3] 尤延铎,梁德旺,郭荣伟,等.高超声速三维内收缩式进气道/乘波前体一体化设计研究评述[J].力学进展,2009,39(5):513-525.
- [4] MUTZMAN R, MURPHY S. X-51 development: a chief engineer's perspective [R/OL]. [2011-04-13]. <https://www.aiaa.org>.
- [5] HANK J M, MURPHY J S, MUTZMAN R C. The X-51A scramjet engine flight demonstration program, AIAA 2008-2540[R]. USA: AIAA, 2008.
- [6] 李建平,宋文艳,王皖.高超声速进气道设计方法研究[J].计算机仿真,2008,25(9):50-54.
- [7] 刘兴洲.飞航导弹动力装置[M].北京:宇航出版社,1992.
- [8] 罗世彬,罗文彩,丁猛,等.超燃冲压发动机二维进气道多级多目标优化设计方法[J].国防科技大学学报,2004,26(3):1-6.
- [9] 林铿云,董加礼.多目标优化的方法与理论[M].长春:吉林教育出版社,1992.
- [10] 夏露,高正红,苏伟. Pareto 遗传算法在气动外形优化中的应用[J].空气动力学报,2007,25(2):194-198.
- [11] 王允良,李为吉.基于混合多目标粒子群算法的飞行器气动布局设计[J].航空学报,2008,29(15):1202-1206.
- [12] 安伟刚.多目标优化方法研究及其工程应用[D].西安:西北工业大学,2005.
- [13] KENNEDY J, EBERHART R C. Particle swarm optimization [C]// Proceedings of the 1995 IEEE International Conference on Neural Networks. [S.l.]: IEEE, 1995: 1942-1948.
- [14] NG K Y, TAN C M. Single and multiobjective wing planform and airfoil shape optimization using a swarm algorithm, AIAA 2003-2004[R]. USA: AIAA, 2003.
- [15] 张忠峰,高云峰,宝音贺西.基于粒子群优化的高超声速飞行器航迹规划[J].系统仿真学报,2009,21(8):2428-2431.

(编辑:马杰)