

自由造型的宽速域二元进气道优化设计

王健磊, 牟 桓, 龚春林

(西北工业大学 航天学院 陕西省空天飞行器设计重点实验室, 陕西 西安 710072)

摘 要:二元进气道常用于宽速域吸气式飞行器,相比于巡航类的飞行器,宽速域飞行器的飞行速域较大,进气道要兼顾高低速条件下的飞行要求存在一定的困难。提出了一种自由造型的二元进气道设计方法,采用类别形状函数法对二元进气道的压缩面进行参数化建模,将函数的控制参数作为优化变量直接对压缩面进行优化,设计时无须选择设计点。同时,根据进气道吸入流量和发动机需求流量之间的匹配关系,提出了一种适用于宽速域二元进气道优化设计的目标函数。结果表明,优化得到的二元进气道在马赫数 2.5 到 8 的范围内总压恢复系数和流量系数均能满足设计要求。

关键词:宽速域飞行器;二元进气道;自由造型;优化设计

中图分类号:V221.3 **文献标识码:**A **文章编号:**1672-9374(2022)06-0092-09

Optimal design of wide-speed range two-dimensional inlet with free configuration

WANG Jianlei, MU Huan, GONG Chunlin

(Shaanxi Aerospace Flight Vehicle Design Key Laboratory, School of Astronautics,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Two-dimensional air inlet is often used in wide-speed range air-breathing aircraft. Compared with cruise-type aircraft, the flight speed range of wide-speed range aircraft is larger, and it is difficult for the inlet to meet the flight requirements under both high-speed and low-speed conditions. A design method for the two-dimensional inlet with free-configuration is proposed in this paper. It uses the category shape function method to parametrically model the compression surface of the two-dimensional inlet. The control parameters of the function as optimization variables are used to optimize the compression surface directly, and there is no need to select design points during the design. In addition, according to the matching relationship between the intake flow and the demand flow of engine, an objective function suitable for the optimal design of a wide-speed two-dimensional inlet is proposed. The results show that both the flow coefficient and total pressure recovery coefficient can meet the design requirements in the range of Mach number 2.5 to 8.

Keywords: wide-speed range aircraft; two-dimensional inlet; free configuration; optimal design

收稿日期:2021-11-02;修回日期:2021-12-20

基金项目:国家自然科学基金(51806175)

作者简介:王健磊(1983—),男,博士,研究领域为高超声速飞行器一体化设计、新型流动控制技术。

通信作者:龚春林(1980—),男,博士,教授,研究领域为导弹和先进空天飞行器总体设计、飞行器多学科设计优化、武器系统仿真与效能评估。

0 引言

自高超声速飞行的概念提出以来,以超燃冲压发动机为动力的吸气式高超声速飞行器的研究日益受到关注^[1]。相比于火箭发动机,吸气式发动机自身不用携带氧化剂,可以节约推进剂的质量,提供更多的动力^[2]。进气道为吸气式发动机捕获足够的流量并提供相应的压缩,其性能的优劣对于超燃冲压发动机以及整个飞行器的正常工作都是至关重要的。二元进气道是一种适用于吸气式高超声速飞行器的进气道。

当前,二元进气道多为多级压缩的形式,以飞行器前体的下表面作为进气道的压缩面,根据等强度激波理论求出各级折转角的大小使其满足飞行要求。由于高超声速飞行器的飞行空域广,飞行速域大,为了保证二元进气道可以满足整个飞行包线的要求,需要进一步开展优化设计^[3,4]。国内外学者对此进行了诸多研究。

Smart 以最大总压恢复系数为目标函数,对具有 2~5 个压缩波的二元进气道进行优化设计^[5]。飞行器的飞行马赫数为 2~10,以燃烧室的流动平行于来流和总的静压比为 0.7 作为限制条件。但是其没有考虑鲁棒性和燃烧相关的限制,比如最小的燃烧温度等相关因素的影响。Shukle 等同样以最大的总压恢复系数为目标函数对二元进气道进行优化,但是以出口流场具有较高的均匀性作为限制条件^[6]。Markell 以最大总压恢复系数为目标函数,在二元进气道的优化中考虑了非设计状态下的情况,其结果修正了边界层的厚度,但是没有考虑激波-边界层的干扰^[7]。

国内研究者也对二元进气道的设计开展了诸多研究。范晓樯等对二元进气道的几何参数进行制约关系分析和参数敏感性分析,建立了二元进气道的参数化设计方法,为二元进气道的优化设计提供了便捷的变参数路径^[8]。张晓嘉等研究了典型二元进气道的设计和性能估算方法,给出了设计原则,在满足进气道设计要求的条件下,提出了对进气道进口、外压波系、内压缩通道、唇罩及隔离段的快速设计方法^[9]。王向转等研究了二元进气道的优化设计方法,用拟牛顿法作为优化方法、代数法生成结构化网格以及流体计算软件,开发了二元高

超声速进气道优化设计软件^[10]。孙菲等提出了一种高超声速二元进气道的参数化方法和性能计算方法,针对多目标优化问题,以设计点的总压恢复系数和喉道马赫数为优化目标,流量系数为约束条件,用遗传算法进行优化^[11]。

在这些研究中,所选择的目标函数只能衡量进气道在某一状态下的性能,难以准确地反映整个飞行速域的要求。同时,多级压缩的二元进气道优化设计时,需要选择合适的设计点设计出基准构型,再对基准构型开展优化设计。设计点和总压缩角的选择根据设计人员的主观意愿选取,带来较多的不确定性。

本文提出一种新的通用的目标函数,综合考虑不同马赫数下的性能参数,使其可以根据飞行要求覆盖整个飞行速域;同时提出一种不考虑设计点的设计方法,直接采用优化设计,对进气道压缩面进行优化,压缩面控制方程不同,优化变量的个数不同,压缩面的自由度更大。

1 研究流程

本文中二元进气道的设计均采用最佳波系理论,使压缩面在设计状态下产生的激波可以在唇口处封口,既保证了进气道的压缩效率又可以给燃烧室提供足够的气流。利用最佳波系理论设计二元进气道时,需要首先选定设计点和总压缩角以及压缩面的数量,再根据斜激波关系式求出各级压缩角的大小。

总压缩角的大小和压缩面的数量会直接影响到进气道的性能,但是目前的研究中尚未提出一种合适的方法选择总压缩角和压缩面的个数;设计点的选取会直接影响到进气道能否满足宽速域的工作要求。由于高速状态下飞行高度较大,空气稀薄,对进气道的性能要求更高,因此设计时经常选择高马赫数作为设计点,但由此所设计的进气道往往无法满足进气道在低速状态下的工作要求。同时,最佳波系理论基于无黏流假设,在实际飞行过程中,由于黏性的影响会出现附面层,附面层对压缩面产生的激波进行干扰,使其向唇口下方偏移,无法达到理想的设计状态。在之前的研究中,需要进一步的优化设计和变几何设计使进气道满足宽速域的要求^[12]。

本文提出直接对二元进气道的压缩面进行优化的设计方法,初始压缩面为一条任意曲线,通过形状函数来控制曲线的形状,控制参数作为优化变量。不同状态下的性能指标作为约束条件,选择合适的优化算法对模型进行优化,使优化后的构型可以满足设计要求,该方法称为自由造型的二元进气道设计方法。

图 1 是自由造型的二元进气道设计流程图。从图中可以看出,首先要对二元进气道进行参数化建模,主要是对压缩面进行参数化。初始压缩面为一条直线,选择合适的曲线方程或控制点作为压缩面的构型,将曲线的控制参数作为优化变量;根据飞行要求,选择合适的状态点,利用 CFD 计算不同状态下的性能参数和目标函数,当目标函数收敛时结束优化,得到进气道的构型。

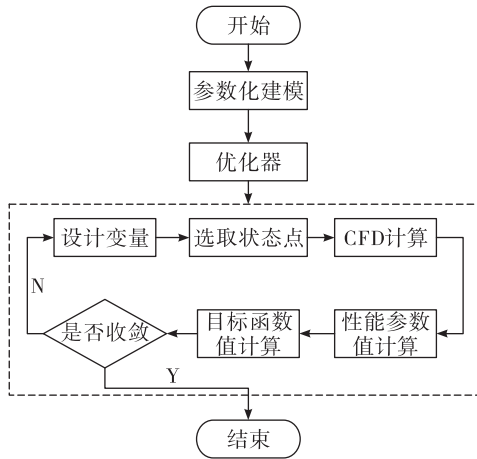


图 1 自由造型的二元进气道设计流程图

Fig. 1 Design flow chart of two-dimensional inlet with free-configuration

2 目标函数

宽速域二元进气道的优化设计中,需要考虑进气道在不同飞行状态下的诸多性能参数,包括流量系数 φ 、总压恢复系数 σ 、压升比 π 等。因此,其目标函数是多点多目标。对于多点多目标优化,如何权衡每一个马赫数下的性能在总的飞行过程中所占据的比重,尚未有研究进行明确的说明。本文提出一种新的通用的目标函数,综合考虑不同马赫数下的性能参数,即

$$I = \sum_{i=1}^n \omega_i \left(\frac{\varphi}{\sigma} \right)_{Ma_i} \quad (1)$$

式中 ω_i 是与马赫数有关的权重系数。根据发动机所需流量与进气道流量之间的匹配关系,建立了式(1)及权重系数 ω_i 的求解方法。

发动机不仅需要足够质量流量的空气,以保证燃烧室内的燃料充分燃烧,还要求进入燃烧室的气流具有一定的温度及压强。通常采用换算流量来表示这一特性,即将空气的质量流量与其具有的总压和总温组合成一个总体量^[13]。换算流量的定义式为

$$\dot{m}_{\text{ert}} = \frac{\dot{m} \sqrt{\theta}}{\delta} \quad (2)$$

式中: \dot{m}_{ert} 为换算流量; \dot{m} 为流经发动机的空气质量流量; θ 为无量纲总温, $\theta = T_2^*/T_{\text{ref}}$, 其中 T_2^* 为进气道出口总温, T_{ref} 为参考温度,常取标准状态温度 298.15 K; δ 为无量纲总压, $\delta = p_2^*/p_{\text{ref}}$, 其中 p_2^* 为进气道出口总压, p_{ref} 为参考状态压力,常取标准状态压力 101 325 Pa。

根据一维流理论,流经发动机任意截面处的空气质量流量 \dot{m} 的表达式为

$$\dot{m} = K \frac{p_0}{\sqrt{T_0}} A q(Ma) \quad (3)$$

式中: K 在空气中为常数; p_0 为该截面位置的总压; T_0 为该截面位置的总温; A 为该截面面积; $q(Ma)$ 为该截面处的流量函数,其表达式为

$$q(Ma) = Ma \left[\frac{2}{\gamma + 1} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma^2 \right) \right] - \frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)} \quad (4)$$

发动机实际需求的空气流量可以直接用换算流量来表示,即进气道和发动机之间的流量匹配可以通过换算流量相等来实现。记发动机需要的换算流量为 $\dot{m}_{\text{ert,req}}$, 进气道提供的换算流量为 $\dot{m}_{\text{ert,spl}}$ 。当二者相等时,有 $\dot{m}_{\text{ert,req}} = \dot{m}_{\text{ert,spl}}$ 。此时, $\dot{m}_{\text{ert,spl}}$ 可表示为

$$\dot{m}_{\text{ert,req}} = \dot{m}_{\text{ert,spl}} = K \frac{p_0^*}{\sqrt{T_0^*}} A_0 \frac{\sqrt{T_2^*/T_{\text{ref}}}}{p_2^*/p_{\text{ref}}} q(Ma_{\infty}) \quad (5)$$

式中: p_0^* 为进气道入口总压; T_0^* 为进气道入口总温; A_0 为进气道捕获面积; Ma_{∞} 为进气道入口马赫数。

当进气道内绝热压缩时,总温恒定, $T_2^* = T_0^*$, 且捕获面积和流量系数之间存在关系式 $A_0 = \varphi A_c$, A_c 为进气道唇口截面在自由流垂直方向的截面积。

由此可得,发动机所需要的换算流量为

$$\dot{m}_{\text{crt,rep}} = K \frac{p_{\text{ref}}}{\sqrt{T_{\text{ref}}}} A_c \frac{\varphi}{\sigma} q(Ma_{\infty}) \quad (6)$$

式(6)中,随来流马赫数改变的量有 σ 、 φ 、 $q(Ma_{\infty})$ 。

发动机推力 F 表达式如式(7)所示,可见发动机推力直接与进入发动机的空气流量有关,即与进气道的性能参数 φ 、 σ 有关。

$$F = \dot{m}_F u_e + (p_e - p_0) S_e - \dot{m}_{\infty} v \quad (7)$$

式中: \dot{m}_F 为推进剂或燃料的质量流量; u_e 为喷管出口处燃气流速度; S_e 为喷管出口截面积; p 为压力; 下标 e 和 0 分别表示出口气流和自由流的状态; \dot{m}_{∞} 为每秒进入发动机的流量,即换算流量 $\dot{m}_{\text{crt,rep}}$; v 为飞行速度。

对于超燃冲压发动机而言,其工作过程的推力不断变化,使飞行器处于加速状态,推力越大,表明飞行器的性能越好。由式(7)可知,当 \dot{m}_{∞} 最小时,推力有最大值。

因此,研究宽速域吸气式飞行器的二元进气道优化问题时,可对不同 Ma_{∞} 下的 $\frac{\varphi}{\sigma}$ 建立目标函数,即

$$I = \sum_{i=1}^n \omega_i \left(\frac{\varphi}{\sigma} \right)_{Ma_i} \quad (8)$$

式中 ω_i 为不同 Ma_{∞} 下 $\frac{\varphi}{\sigma}$ 的权重系数。当 I 有最小值时, \dot{m}_{∞} 最小,推力有最大值。

推力 F 对 $\frac{\varphi}{\sigma}$ 的导数的绝对值即为 ω_i 的值,即

$$\omega_i = \left| \frac{\partial F}{\partial \left(\frac{\varphi}{\sigma} \right)} \right| = q(Ma_i) v = q(Ma_i) Ma_i c, i = 1, 2, \dots, n \quad (9)$$

式中 c 为当地声速。

3 设计方法

3.1 参数化建模

自由造型的二元进气道的几何参数与多级压缩的二元进气道几何参数基本一致,区别在于压缩面的控制参数不同。自由造型的二元进气道构型如图2所示,基本几何参数包括进气道长度 L 、唇口距前缘长度 L_f 、隔离段长度 L_{in} 、进气道迎风高度 h_c 和喉道高度 h_t 。 AB 段是进气道的压缩面,是进行优

化设计的区域。

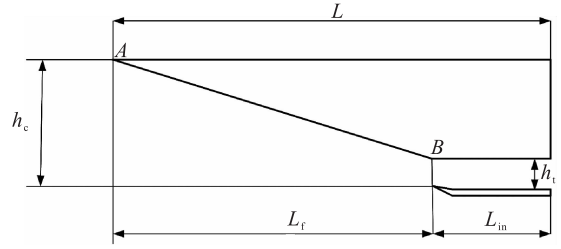


图2 自由造型的二元进气道构型

Fig. 2 Structure of two-dimensional inlet with free configuration

针对二元进气道的基础构型进行设计,需要先确定进气道的基本几何参数的大小,再对进气道的压缩面进行优化设计^[14]。

根据二元进气道的设计要求,进气道的长度 L 可由前体的长度给定;进气道的迎风高度 h_c 决定了进气道的捕获面积,由发动机需求确定;喉道高度 h_t 可以通过内收缩比的大小来计算^[15];唇口距前缘长度 L_f 无法直接计算得出,可以先计算隔离段的长度 L_{in} ,再由 $L_f = L - L_{\text{in}}$ 求出 L_f 。

隔离段的长度 L_{in} 影响了进气道的抗反压能力,增大隔离段的长度可以增强进气道的抗反压能力,但是过长的隔离段会增加飞行器的结构质量。一般用隔离段的长高比 (L_{in}/h_c) 来衡量隔离段抗反压能力的大小。相关研究发现,隔离段长高比与最大承受反压之间存在着一定的关系,当隔离段的长度增加到一定值以后,继续增加隔离段长度不会提高抗反压能力^[16]。根据所需抗反压能力的大小,即可求出隔离段的长度 L_{in} 。

进气道的压缩面 AB 段是对气流进行压缩,是进行参数化的区域。在基本几何参数确定后,可以在坐标系中确定 A 、 B 点的坐标。将压缩面看做是经过两点的曲线,选择合适的曲线方程进行拟合,将曲线方程中的控制参数作为优化变量进行优化。本文采用类别形状函数法对压缩段进行参数化。

3.2 类别形函数法

当前,对自由造型的二元进气道参数化方法研究较少,曲线的参数化方法集中在飞行器的气动外形优化中,不同的参数化方式会影响到模型精度和优化效率。常用的参数化方法为了表达复杂的曲线往往需要增加控制参数,在优化过程中会出现不

规则曲线,对优化过程的稳定性产生影响。Kulfan 等提出了类别形状函数法(class and shape transformation, CST)对飞行器的气动外形进行参数化^[17]。该方法将类别函数和形状函数组合表示几何外形,减少了设计变量,具有良好的可控性和表达精度^[18]。自 CST 参数化方法提出以来,在很多方面都得到应用,包括乘波体的设计^[19]、翼型的减阻设计^[20]、增升装置的设计^[21]等。这些研究主要是对飞行器气动外形的设计,还没有应用到进气道的优化设计中。本文选择 CST 方法对二元进气道的压缩面进行参数化建模,简化了进气道的设计流程,为后续进气道的设计提供了一种新的思路。

CST 参数化方法使用一个类别函数 $C_{N_1}^{N_2}(\psi)$ 和一个形状函数 $S(\psi)$ 来表示一条曲线,即

$$\zeta(\psi) = C_{N_1}^{N_2}(\psi)S(\psi) \quad (10)$$

式中: $\zeta = y/L$; $\psi = x/L$ 。其中: L 为首末点的直线距离; x 为横轴坐标; y 为纵轴坐标。

类别函数 $C_{N_1}^{N_2}(\psi)$ 定义了曲线的形状种类,形成了基本的曲线形状,所有同类型的曲线形状均由基本形状演变而来。参考相关文献,常用的类别函数的表达式为

$$C_{N_1}^{N_2}(\psi) = \psi^{N_1} (1 - \psi)^{N_2} \quad (11)$$

式中 N_1 和 N_2 的取值决定了曲线几何外形的类别。

图 3 是 N_1 、 N_2 取不同值时类别函数代表的几何外形。

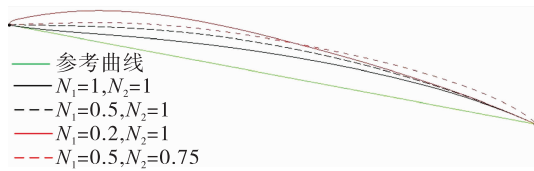


图 3 不同类别函数代表的几何外形

Fig. 3 Geometric profile of different types of functions

由图 3 可知,该类别函数曲线与二元进气道的形状大致相符。 N_1 决定了曲线头部的形状,其值越小,头部曲率越大; N_2 决定了曲线尾部的形状,其值越小,尾部曲率越大。

形状函数 $S(\psi)$ 可以对类别函数形成的曲线基本形状进行修正,最终生成设计过程所需要的曲线形状。常用的曲线形状有 B 样条曲线(B-spline curve)、贝塞尔曲线(Bezier curve)等。其中,B 样条曲线在所选择的系数振荡剧烈时,会偏离曲线的基本形状,而贝塞尔曲线仍然较为光滑^[20]。因此,本文选择贝塞尔曲线的方程作为形状函数。

贝塞尔曲线是以空间逼近为基础的曲线,一般通过 Bernstein 多项式得到。可以使用 n 阶 Bernstein 多项式的加权和来表示形状函数 $S(\psi)$,表达式为

$$\begin{cases} S(\psi) = \sum_{i=0}^n b_i B_n^i(\psi) \\ B_n^i(\psi) = \frac{n!}{i!(n-i)!} \psi^i (1-\psi)^{n-i} \end{cases} \quad (12)$$

式中: $B_n^i(\psi)$ 为 Bernstein 多项式, n 为多项式的阶数, i 为多项式中的指数; b_i 为权重因子,是 CST 方法中需要确定的参数。

在已知曲线的两个端点坐标时,可以用 $\zeta(\psi)$ 来表示曲线方程,需要确定的参数为 N_1 、 N_2 、 b_i ($i = 0, 1, 2, \dots, n$),可以将这些参数作为优化变量开展优化设计。

4 算例分析

4.1 设计要求

吸气式飞行器将火箭发动机和冲压发动机结合在一起,具有结构简单、质量小、可靠性高的优点。发动机的工作模态可分为引射模态、亚燃模态、超燃模态和纯火箭模态。其中引射模态为飞行器起飞时的状态,此时只有火箭发动机工作,进气道处于不启动状态。引射模态向亚燃模态过渡的马赫数一般较低,以减少引射模态的工作时间,节约携带的燃料质量,减小飞行器质量。根据超燃冲压发动机的总体设计要求,在 $Ma_\infty = 2.5$ 时,进气道实现自启动,发动机的工作状态从引射模态过渡到亚燃模态,最大工作马赫数为 $Ma_\infty = 8.0$ 。因此,进气道的工作范围为 $Ma_\infty = 2.5 \sim 8.0$ 在高超声速飞行时,由于其飞行高度较高,空气密度较小,需要更多的空气流量,此时需要进气道有较大的内收缩比;在低速时,要保证进气道的启动性能,要求进气道有较小的内收缩比。根据飞行器总体方案的要求,确定了气道设计的相关要求:

飞行高度: $h = 10 \sim 26$ km;

飞行速度: $Ma_\infty = 2.5 \sim 8.0$;

进气道长度: $L = 12$ m;

捕获面积: $S = 2$ m²;

捕获高度: $h_c = 2 \text{ m}$;

总压恢复系数:

$Ma_\infty = 2.5, \sigma > 0.80$;

$Ma_\infty = 5.0, \sigma > 0.45$;

$Ma_\infty = 8.0, \sigma > 0.20$ 。

流量系数:

$Ma_\infty = 2.5, \varphi > 0.40$;

$Ma_\infty = 6.0, \varphi > 0.90$ 。

4.2 优化方法

本节中的优化变量是曲线方程的控制参数,对于不规则曲线而言,控制参数的数量较多,遗传算法计算变量较多的优化问题时的效率低,计算代价大;梯度算法利用梯度信息计算局部最优解,对于变量较多的优化问题计算效率高;直接搜索法不需要计算函数梯度,可以直接搜索达到最优解。

本节选择霍克-吉维斯直接搜索法(Hooke-Jeeves direct search method),该算法不需要连续的目标函数和线搜索,可以处理非连续参数空间,可以迅速收敛到局部最优解,优化过程中对目标函数的调用次数较少^[22]。

4.3 优化模型

基于第3节章中的设计方法,建立优化模型。目标函数采用第2节中提出的目标函数,选择 $Ma = 2.5, 5.0, 6.0, 8.0$ 作为评估状态点,建立优化模型如式(13)所示。

$$\begin{aligned} \min \quad & I = \sum_{i=1}^4 \omega_i \left(\frac{\varphi}{\sigma} \right) \\ \text{s.t.} \quad & \mathbf{x} = \{N_1, N_2, b_i\} \\ & \begin{cases} g_1: \varphi \geq \varphi_{\min}, \sigma \geq \sigma_{\min}, \pi \geq \pi_{\min} (Ma_\infty = 2.5) \\ g_2: \sigma \geq \sigma_{\min} (Ma_\infty = 5.0) \\ g_3: \varphi \geq \varphi_{\min} (Ma_\infty = 6.0) \\ g_4: \sigma \geq \sigma_{\min}, \pi \geq \pi_{\min}, C_D \leq C_{D\max} (Ma_\infty = 8.0) \end{cases} \end{aligned} \quad (13)$$

式中: C_D 为进气道阻力系数; $C_{D\max}$ 为进气道阻力系数最大值。

4.3.1 优化变量

根据设计要求,进气道的总长度 $L = 12 \text{ m}$,迎风高度 $h_c = 2 \text{ m}$,喉道高度 $h_t = 500 \text{ mm}$ 。根据参考文献[16],在 $Ma_\infty = 2.5$ 时,隔离段长高比取7就可以保证进气道具有足够的抗反压能力,因此隔离段

长度为 $3\,500 \text{ mm}$ 。其基本构型如图4所示。

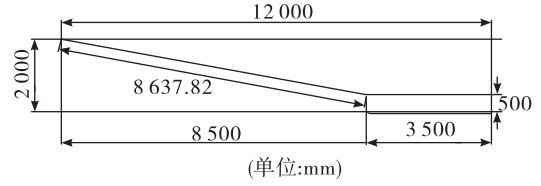


图4 二元进气道基准构型

Fig. 4 Basic configuration of two-dimensional inlet

采用类别形状函数法对进气道的压缩面进行参数化,压缩面的长度为 $8\,637.82 \text{ mm}$ 。形状函数选择3阶多项式,得到类别形状函数的表达式为

$$\begin{aligned} \zeta(\psi) = & \psi^{N_1} (1 - \psi)^{N_2} \times \\ & [b_0 (1 - \psi)^3 + 3b_1 \psi (1 - \psi)^2 + 3b_2 \psi^2 (1 - \psi) + b_3 \psi^3] \end{aligned} \quad (14)$$

式中: $N_1, N_2, b_0, b_1, b_2, b_3$ 均为可控参数,可以作为优化变量; $\zeta = y/8\,637.82$; $\psi = x/8\,637.82$ 。

各优化变量的取值范围如表1所示。

表1 优化变量取值范围

Tab. 1 Value range of optimization variables

变量	最小值	初值	最大值
N_1	0	0.5	2
N_2	0	1	2
b_0	50	200	500
b_1	500	1 500	2 000
b_2	500	1 500	2 000
b_3	500	1 000	2 000

4.3.2 目标函数

根据设计要求,为了使进气道能够满足整个飞行速域的要求,选择 $Ma_\infty = 2.5, 5.0, 6.0, 8.0$ 作为目标函数中的评估状态点。

$Ma_\infty = 2.5$ 是超燃冲压发动机开始工作的最低速度,此时应保证进气道可以正常启动; $Ma_\infty = 5.0$ 是超声速和高超声速的分界点,也是整个飞行速域中的中间状态点和设计要求中需要考虑的设计状态之一; $Ma_\infty = 6.0$ 是吸气式飞行器高速状态下的中间状态,可以作为评估状态点; $Ma_\infty = 8.0$ 是飞行器的最大飞行速度,此时的飞行高度较大,空气较为稀薄,对进气道吸入气流的要求较高。因此选择这4个飞行状态作为评估状态点,得到目标函数为

$$I = 0.727 \left(\frac{\varphi}{\sigma} \right)_{Ma=2.5} + 0.153 \left(\frac{\varphi}{\sigma} \right)_{Ma=5} + 0.086 \left(\frac{\varphi}{\sigma} \right)_{Ma=6} + 0.033 \left(\frac{\varphi}{\sigma} \right)_{Ma=8} \quad (15)$$

4.3.3 约束条件

对宽速域二元进气道进行约束时,需要考虑进气道在不同设计点下的状态的性能满足一定的要求,涉及的性能参数有流量系数、总压恢复系数、压升比。所选择的飞行状态点与目标函数中保持一致,便于优化过程中的计算。

$Ma_{\infty} = 2.5$ 时产生的溢流较大,无法满足发动机的需求,在优化设计时应使其流量系数和总压恢复系数满足设计要求,即 $\varphi_{Ma_{\infty}=2.5} \geq 0.4$, $\sigma_{Ma_{\infty}=2.5} \geq 0.8$; 同时,也要使进气道出口的气流品质较为均匀,具有足够大的压升比保证进气道能够正常启动,约束 $\pi_{Ma_{\infty}=2.5} \geq 2$ 。

$Ma_{\infty} = 5.0$ 是飞行器飞行速域的中间点,对其评估主要是为了保证在飞行过程中进气道均有良好的性能。总压恢复系数是衡量进气道气流品质的重要参数。总压恢复系数越大,进气道出口气流的能量越多,更能保证燃烧室内的燃烧充分。根据设计要求,约束总压恢复系数 $\sigma_{Ma_{\infty}=5} \geq 0.45$ 。

$Ma_{\infty} = 6.0$ 是吸气式飞行器在高速状态下的中间状态,发动机需要进气道提供均匀稳定的流量。根据设计要求,约束此时的流量系数 $\varphi_{Ma=6} \geq 0.9$ 。

$Ma_{\infty} = 8.0$ 是飞行器的最大飞行速度,此时的飞行高度较大,空气密度较小,超燃冲压发动机既需要足够流量的气流保证其稳定工作,也需要气流具有较高的能量来提高燃烧效率并保证足够抗反压能力。在 $Ma_{\infty} = 6.0$ 时已经对流量系数进行约束,根据斜激波理论, Ma_{∞} 越大,激波角越小,气流溢流更少,因此其流量有所保证。同时,由于空气密度较小,过大的阻力系数会严重影响飞行器净推力的大小,因此,需要对飞行器的阻力系数进行约束。根据设计要求,约束 $\sigma_{Ma_{\infty}=8} \geq 0.2$, $\pi_{Ma_{\infty}=8} \geq 10$, $C_D \leq 0.02$ 。

4.4 优化结果

利用 Isight 软件搭建优化流程,图 5 是 Isight 求解过程。优化变量由 Data Exchanger 模块传递给 Catia 模块和优化器,依次调用 Pointwise、Fluent 软件

进行数值分析计算。所选择的湍流模型仍为 $k-\omega$ SST 模型,来流的边界条件为压力远场。采用并行计算的方式,同时计算 3 个状态点,计算结果输出到 Calculator 模块计算出性能参数。

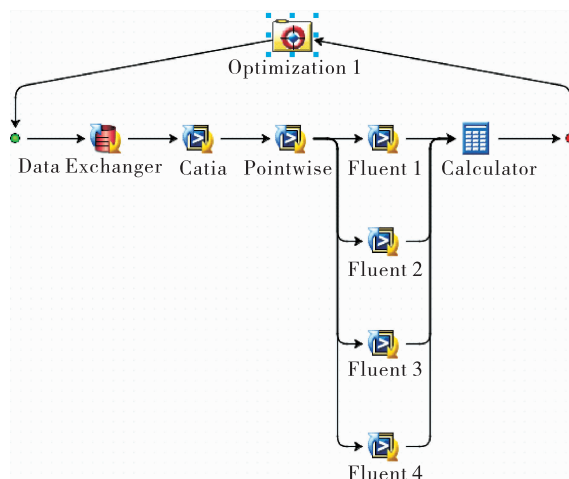


图 5 Isight 求解过程

Fig. 5 Solving process of Isight

采用 Hooke-Jeeves 算法对模型进行优化,相对步长(relative step size)是指算法最初寻优时,变量初值扰动的范围,在本问题取值 0.1。步长缩减因子(step size reduction factor)的值越大,对于高度非线性问题来说,收敛的可能性也就越大,但是用于函数评估的花费也会相应增大;其值越小,函数评估花费和程序运行的时间也会越小,但是不收敛的风险也会增加,在本问题取值 0.5。考虑 Fluent 存在计算精度的数值误差,优化时运行终止的步长(termination step size)取值 0.001。优化 100 步之后达到收敛条件,目标函数收敛过程如图 6 所示。

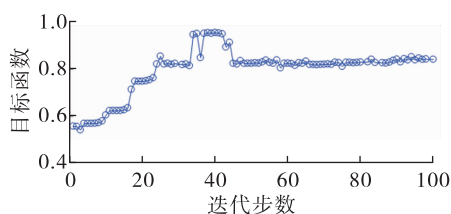


图 6 目标函数收敛过程

Fig. 6 Convergence process of objective function

由图 6 可知,目标函数 I 收敛于 0.8 附近,最小值为 0.827,此时的各变量值如表 2 所示。

表2 优化变量的取值

Tab.2 Values of optimization variables

N_1	N_2	b_0	b_1	b_2	b_3
0.524	0.982	242	1 450	1 400	1 050

对优化出来的构型进行全速域的性能分析,选取的状态点如表3所示。使用 Pointwise 进行结构网格划分,在靠近壁面处加密,如图7所示。

表3 全速域内的计算状态

Tab.3 Calculation status in the full speed range

Ma	高度/km	飞行动压/kPa	静压/kPa	静温/K
2.5	11	99.3	22.7	216.77
3.0	13	104.5	16.6	216.65
4.0	17	99.1	8.9	216.65
5.0	20	96.8	5.5	216.65
6.0	22	102.0	4.1	218.57
7.0	24	101.9	2.9	220.56
8.0	26	98.0	2.2	222.54

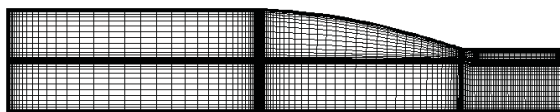


图7 气动计算结构网格

Fig.7 Structure grid of aerodynamic computing

采用 FLUENT 软件对进气道流场进行数值求解,湍流模型选用 $k-\omega$ SST 模型,使用二阶迎风格式离散。来流设为理想气体,分子黏性系数采用 Sutherland 公式计算,计算中选择了压力远场、压力出口边界条件。图8是其在典型状态下的马赫数云图。

优化得到的构型压缩面会产生3道激波将气流压缩,主要是因为构型前半部分曲线的曲率较大,此后的曲线较为平缓。同时,曲线压缩所产生的附面层较薄,减少了溢流损失。随着马赫数的增大,激波逐渐向唇口处移动,在 $Ma_\infty = 6.0$ 时,激波尚未封口,但流量系数已经达到要求,为 90.1%。

在 $Ma_\infty = 2.5$ 时依然会产生较多的溢流,但是流量系数依然满足要求,为 41.2%。隔离段内的气流可以正常通过,说明进气道可以正常启动。隔离段内的分离区随着马赫数的增大逐渐减小,出口处的气流总体趋于均匀。 $Ma_\infty = 5.0$ 时总压恢复系数为 54.3%,满足设计要求。在 $Ma_\infty = 8.0$ 时激波可

以封口,流量系数为 1。出口气流较为均匀,出口马赫数为 3.69,总压恢复系数为 21.02%,均满足设计要求。

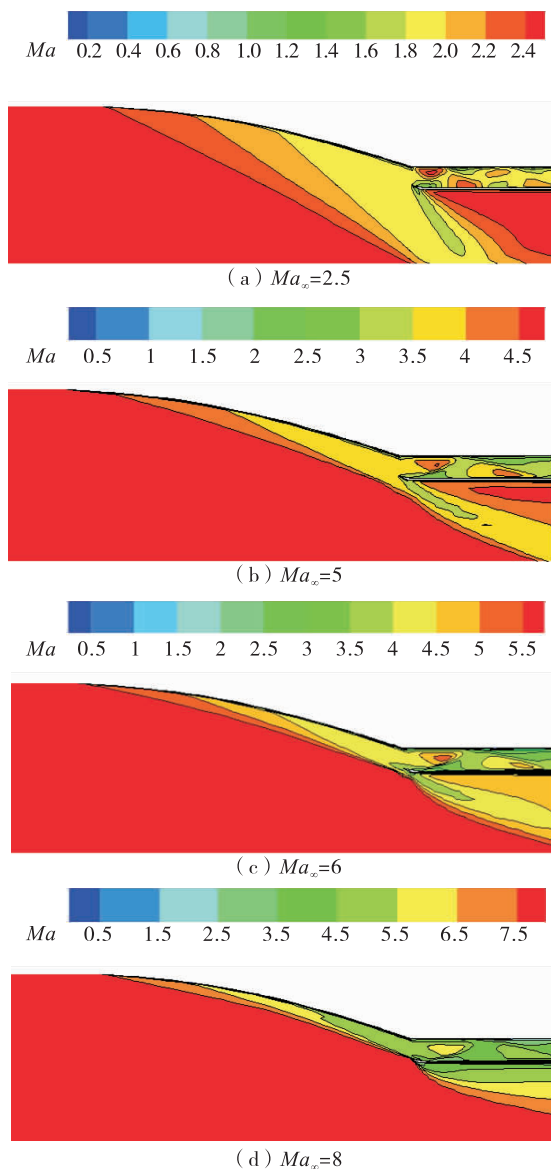


图8 优化构型的马赫数云图

Fig.8 Mach number cloud map of optimized configuration

5 结论

本文以宽速域吸气式飞行器为研究对象,研究了自由造型的二元进气道优化设计方法,得到以下结论。

1) 基于进气道和发动机的流量匹配关系,采用归一化方法,提出了一种新的目标函数,将多点多目标问题转化为单一问题。对不同马赫数下的 φ/σ 进行加权求和,当其最小时,发动机产生的推

力最大。权重系数与马赫数有关,选择不同的马赫数作为评估状态点,可以使目标函数覆盖整个飞行速域。

2)提出了一种针对宽速域吸气式飞行器二元进气道设计的新型的设计方法,建立了研究流程。该方法直接对二元进气道的压缩面开展优化设计,使进气道的压缩面有更大的自由度,为宽速域吸气式飞行器的二元进气道设计提供了新的研究思路。

3)研究了自由造型的二元进气道的参数化建模方法。首先根据设计要求确定二元进气道的主要设计参数,将压缩段看做一条直线,利用类别形状函数法进行参数化建模,得到二元进气道的优化模型。

4)对自由造型的二元进气道开展优化设计并分析其性能。使用本文提出的目标函数,以类别形状函数的控制参数为控制变量,采用 Hooke-Jeeves 算法对其开展优化设计,得到二元进气道的构型。通过数值分析发现,二元进气道在 $Ma_\infty = 2.5$ 时的流量系数为 41.2%; $Ma_\infty = 5.0$ 时总压恢复系数为 54.3%; $Ma_\infty = 6.0$ 时流量系数为 90.1%; $Ma_\infty = 8.0$ 时总压恢复系数为 21.02%,均满足设计要求。

参考文献:

- [1] 孟宇鹏,杨晖,满延进. 高超声速进气道飞行器一体化设计技术的发展[J]. 气体物理,2021,6(4):66-83.
- [2] ESCHER W, HYDE E, ANDERSON D. A user's primer for comparative assessments of all-rocket and rocket-based combined-cycle propulsion systems for advanced Earth-to-orbit space transport applications[C]//31st Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 1995.
- [3] DAMM K A, GOLLAN R J, JACOBS P A, et al. Discrete adjoint optimization of a hypersonic inlet[J]. AIAA Journal, 2020, 58(6): 2621-2634.
- [4] TEKASLAN H E, IMRAK R, NIKBAY M. Reliability based design optimization of a supersonic engine inlet[C]//AIAA Propulsion and Energy 2021 Forum. Reston, Virginia: AIAA, 2021.
- [5] SMART M K. Optimization of two-dimensional scramjet inlets[J]. Journal of Aircraft, 1999, 36(2): 430-433.
- [6] SHUKLA V, GELSEY A, SCHWABACHER M, et al. Automated design optimization for the P2 and P8 hypersonic inlets[J]. Journal of Aircraft, 1997, 34(2): 228-235.
- [7] MARKELL K C. Exergy methods for the generic analysis and optimization of hypersonic vehicle concepts[EB/OL]. <https://www.semanticscholar.org/paper/Exergy-Methods-for-the-Generic-Analysis-and-of-Markell/e587b0f5bac7431bb870a36668f0f23530d70892>, 2005.
- [8] 范晓楠,李桦,李晓宇,等. 高超声速二维进气道参数化设计方法初探[J]. 航空动力学报, 2007, 22(1): 66-72.
- [9] 张晓嘉,梁德旺,李博,等. 典型二元高超声速进气道设计方法研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(8): 1290-1296.
- [10] 王向转,詹浩,朱军. 二维高超声速进气道优化设计方法研究[J]. 飞行力学, 2009, 27(4): 25-27.
- [11] 孙菲,任鑫. 高超声速二维进气道多目标优化[J]. 战术导弹技术, 2014(5): 76-81.
- [12] 王翼,徐尚成,周芸帆,等. 多目标考虑下高超声速进气道唇口角参数化设计与分析[J]. 航空学报, 2022, 43: 125698.
- [13] 徐旭,陈兵,徐大军. 冲压发动机原理及技术[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2014.
- [14] BOLES J A, THOMAS C E, SALAZAR G, et al. Flow distortion computational modeling and design optimization for supersonic inlet[C]//AIAA Scitech 2021 Forum. Reston, Virginia: AIAA, 2021.
- [15] 严岭峰. RBCC 飞行器前体/进气道一体化气动构型设计[D]. 南京:南京航空航天大学, 2014.
- [16] 梁德旺,李博,袁化成. 反压作用下等直隔离段性能估算方法研究[C]//中国第一届近代空气动力学与气动热力学会议论文集. 绵阳:[s. n.], 2006.
- [17] KULFAN B, BUSSOLETTI J. "Fundamental" parametric geometry representations for aircraft component shapes[C]//11th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2006.
- [18] 刘传振,段焰辉,蔡晋生. 使用类别形状函数的多目标气动外形优化设计[J]. 气体物理, 2016, 1(2): 37-46.
- [19] LI P, CHEN W, GUO W. "CST" parametric geometry representations for waveriders[EB/OL]. <http://cpfd.cnki.com.cn/Article/CPFDTOTAL-ZGHU201009001006.htm>, 2010.
- [20] 关晓辉,李占科,宋笔锋. CST 气动外形参数化方法研究[J]. 航空学报, 2012, 33(4): 625-633.
- [21] TYAN M, PARK J H, KIM S, et al. Subsonic airfoil and flap hybrid optimization using multi-fidelity aerodynamic analysis[C]//12th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Conference and 14th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2012.
- [22] 赖宇阳,姜欣,方立桥,等. Isight 参数优化理论与实例详解[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2012.