

# 高超声速进气道优化设计初探

杜炜强, 吴宝元

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

**摘 要:** 以总压恢复系数为目标, 利用无粘流斜激波关系式和约束最优化计算方法, 在考虑混合气体比热随温度变化的条件下, 对二维混压式高超声速进气道设计方法作了初步探索, 利用数值模拟软件对附面层作了修正, 研究了进气道的基本性能。数值模拟结果表明: 该进气道在飞行马赫数  $Ma=4\sim 6.5$  范围内能够可靠工作。

**关键词:** 高超声速; 超燃冲压发动机; 进气道; 优化设计

**中图分类号:** V235.21

**文献标识码:** A

**文章编号:** (2007) 06-0017-05

## Investigation on optimization design of scramjet inlet

Du Weiqiang, Wu Baoyuan

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** To get maximum total pressure recovery coefficient, based on oblique shock equations and specific heats as the function of temperature, optimization design of scramjet inlet was primarily investigated. The boundary layer effect correction and primary performance analysis were accomplished by numerical simulation. Results of numerical simulation showed that the scramjet inlet could operate between Mach 4 and Mach 6.5.

**Key words:** hypersonic; scramjet; inlet; optimization design

### 1 引言

高超声速进气道是超燃冲压发动机的关键组件之一, 它的性能直接影响着发动机能否起动及产生正推力, 还对燃烧室的点火和稳定高效燃烧

有重要影响, 因此, 必须精心设计高超声速进气道。

高超声速进气道与超声速进气道有所不同, 前者是将高超声速气流 ( $Ma>5$ ) 压缩至燃烧室入口所需的超声速状态 ( $Ma=2\sim 3$ ), 后者是将超声速气流 ( $Ma<5$ ) 压缩至燃烧室入口要求的亚声速

收稿日期: 2007-03-27; 修回日期: 2007-07-16。

作者简介: 杜炜强 (1972—), 男, 硕士, 工程师, 研究领域为燃烧装置。

状态 ( $Ma<1$ )。国内开展高超声速进气道研究的时间较短, 目前还没有成熟的设计方法。本文对二维混压式高超声速进气道的设计方法作了初步研究, 设计了超燃冲压模型发动机试验用高超声速进气道气动型面, 利用 CFD 方法对附面层作了修正, 并初步研究了进气道的主要性能。

2 设计方法

在进行优化计算时, 将气体比热作为温度的函数考虑。高焓气体在受到压缩后静温升高, 气体比热及比热比发生显著变化, 例如: 干燥空气温度由 300K 升高至 500K 和 800K 时, 定压比热分别增加 2.5% 和 9.3%, 比热比分别降低 0.96% 和 3.3%, 这使楔体表面压缩无粘流产生的斜激波向楔体表面弯曲。对于粘性流, 楔体表面的附面层逐渐增厚, 对其表面的流动具有压缩作用, 在一定程度上补偿了斜激波向楔面的弯曲。为简化计算, 斜激波采用定比热关系式计算, 根据每道激波前的气体静温, 利用拟合多项式计算激波前气体的比热和比热比。

设计进气道时, 根据给出的斜激波数量  $N$ 、设计高度  $H_d$  和设计马赫数  $Ma_d$ , 查询北半球标准大气表得到设计高度下的大气静温、静压, 利用无粘流斜激波关系式, 计算每一道斜激波的总压恢复系数  $\sigma_i=p_{i2}/p_{i1}$ , 及总的激波总压恢复系数

$\sigma=\prod \sigma_i$ , 不考虑摩擦等其他因素引起的总压损失, 以激波总压恢复系数  $\sigma$  最大作为目标函数。

为了使双模态冲压发动机进气道具有尽可能大的工作范围, 使其在极限工况下, 2 级内压缩角  $\alpha_{N-1}$  和  $\alpha_N$  能够同时接近附体斜激波的极限气流转折角  $\alpha_{N-1,max}$  和  $\alpha_{N,max}$ , 对内压缩角作如下简化约束:  $\alpha_{N-1}/\alpha_{N-1,max}-\alpha_N/\alpha_{N,max}=0$

补充设计要求的进气道出口静压  $p_s$  以及气流内压缩与外压缩总转折角关系 (通常根据发动机和飞行器性能确定, 本文暂取二者相等) 作为约束条件, 即可得到在约束条件下的优化目标函数:

$$\begin{aligned} \max \quad & \sigma(\alpha_i, H_d, Ma_d) \quad (i=1, \dots, N) \\ \text{s.t.} \quad & \alpha_{N-1}/\alpha_{N-1,max} - \alpha_N/\alpha_{N,max} = 0 \\ & p_{s2,N} - p_s = 0 \\ & \sum_{i=1}^{N-2} \alpha_i - (\alpha_{N-1} + \alpha_N) = 0 \end{aligned}$$

利用约束优化计算方法对斜激波系进行优化配置, 初步完成进气道气动型面设计; 然后利用商业 CFD 软件对初步设计结果进行数值模拟, 根据计算结果逐步对进气道附面层作修正, 使修正后设计状态的激波角接近修正前无粘流场的激波角; 最后进行数值模拟, 计算修正后进气道在典型弹道点的主要性能。

表 1 典型弹道点的来流条件

Tab.1 Flow conditions in a typical trajectory

飞行马赫数	飞行高度/km	入口静压/kPa	入口静温/K	入口总压/MPa	入口总温/K
4.00	19.77	5.732	216.7	0.9022	882.6
4.50	21.27	4.534	217.8	1.392	1050
5.00	22.63	3.671	219.2	2.133	1236
5.50	23.87	3.032	220.4	3.231	1438
6.00	25.00	2.549	221.6	4.821	1655
6.50	26.04	2.175	222.6	7.042	1886

使用商业软件进行二维数值模拟来修正附面层, 并计算修正后进气道的详细流场和性能。利

用结构化网格划分计算域, 对近壁区和激波附近进行网格自适应加密, 网格总数约 25 万。采用

理想气体和 RNG  $k-\varepsilon$  湍流模型, 入口和出口边界条件采用压力边界条件, 壁面采用无滑移绝热边界条件, 取壁面粗糙度  $Ra=3.2\times10^{-6}\text{m}$ 。典型等动压弹道点的来流条件按表 1 取值。

3 结果及讨论

3.1 设计结果讨论

高超声速进气道设计高度 25km, 设计马赫数  $Ma=6$ , 捕获流量  $Q_m$ , 出口静压  $p_{s2}$ , 进气道宽  $W$ , 斜激波压缩面数量 5。根据这些设计条件进行优化计算, 得到了初步的进气道气动型面, 见图 1。进气道的 5 个斜激波压缩面中, 有 3 个位于楔体侧, 对气流作外压缩; 另外 2 个位于盖板侧, 对气流作内压缩。计算结果表明, 该方法计算的斜激波系配置满足所有约束条件。以气流转折角达到附体斜激波极限气流转折角作为进气道不起动的判据时, 计算的进气道极限起动马赫数为  $Ma=2.5$ , 即: 设计的进气道在无粘来流  $Ma=2.5$  时, 2 个内压缩表面将同时接近附体斜激波的极限气流转折角。虽然增加进气道的斜激波数量可以降低极限起动马赫数, 但降低幅度很小, 因此, 设计马赫数  $Ma=6$  的定几何进气道在  $Ma=2.5$  以下无法起动。

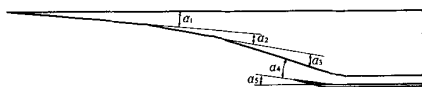


图 1 初步设计的进气道气动型面  
Fig.1 Primarily designed inlet geometry

图 2 为设计状态下各斜激波的总压恢复系数和激波角 (用第 5 激波角进行无量纲化)。由图中各斜激波的总压恢复系数可见, 外压缩部分的 3 道斜激波总压恢复系数相同, 为等激波强度配置。内压缩部分受到内压缩角简化约束的影响, 得到的结果既非等激波强度, 亦非等激波角。由于利用该方法计算时, 程序对所有的压缩角同时进行优化, 因此计算得到的外压缩总转折角亦为

最优解, 无需人为确定。

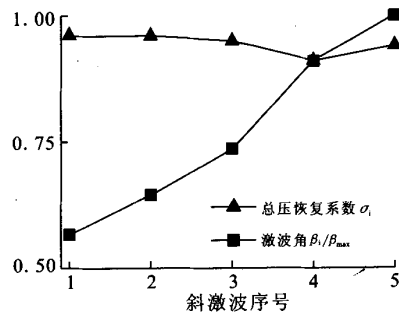


图 2 设计状态下各斜激波总压恢复系数和激波角  
Fig.2 Oblique shock wave angles and total pressure recovery coefficients under design condition

当发动机安装在飞行器腹部时, 常利用飞行器前体作为进气道第一压缩面, 将进气道第二压缩面作为发动机与飞行器的分界面。这种去掉了第一压缩面的进气道称为截短进气道。利用商业软件对截短进气道有粘流场做了计算, 并根据附面层计算结果修正了进气道型面, 修正后的截短进气道气动型面如图 3 所示, 楔体侧和盖板侧各有 2 个斜激波压缩面, 对气流作外压缩和内压缩。修正前后的壁面转折角见表 2。下面的进气道性能计算是基于附面层修正后的进气道型面进行的。

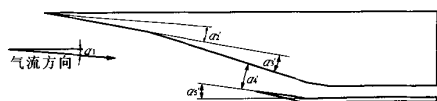


图 3 修正后的截短进气道气动型面  
Fig.3 Redesigned shortened inlet geometry

表 2 修正前后的壁面转折角 (单位: 度)  
Tab.2 Flow deflection angles (unit: °)

符 号	$\alpha_1$	$\alpha_2$	$\alpha_3$	$\alpha_4$	$\alpha_5$
修正前	5.15	5.82	6.62	9.23	8.36
修正后		5.29	7.10	9.05	8.49

### 3.2 性能计算结果讨论

对带有模拟飞行器前体的截短进气道进行了二维数值模拟, 在二者之间设置了附面层排除槽。计算得到了零攻角状态下, 飞行马赫数分别为 4.0、4.5、5.0、5.5、6.0 和 6.5 时, 进气道的主要性能。计算时采用了出口无反压边界条件, 即模拟燃烧室点火前的状态, 未计及燃烧室反压对进气道的影响。

进气道总压恢复系数、阻力系数、流量系数随飞行马赫数的变化见图 4。图中可见, 随着飞行马赫数的提高, 进气道的总压恢复系数由  $Ma=4.0$  时的 0.71 逐渐降低至  $Ma=6.5$  时的 0.49, 这是斜激波强度不断增加的结果。对进气道压缩表面和盖板外表面的压力和摩擦力积分得到的轴向阻力系数基本保持不变, 飞行马赫数降低时略有上升。

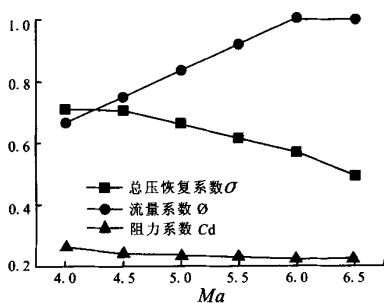


图 4 进气道总压恢复系数、流量系数、阻力系数与飞行马赫数的关系

Fig.4 Inlet total pressure recovery coefficient, capture area ratio and drag coefficient vs free stream Mach number

进气道的流量系数随着飞行马赫数的提高而增加, 超额定状态下, 流量系数达到 1, 并保持不变。在额定和亚额定工作状态下, 由于进气道的流量系数与飞行马赫数呈现近似线性关系, 因此, 当飞行器以等动压弹道飞行时, 捕获流量保持近似不变, 计算结果表明相差不超过 1%。

随着飞行马赫数的增加, 进气道出口静压由  $Ma=4.0$  时的 133% 逐渐降低至  $Ma=6.0$  时的 100%, 变化幅度不大。进气道捕获流量和出口静压的特点对燃烧室和燃油供应系统的设计十分

有利。因此, 按近似等动压弹道飞行可以作为发动机设计对飞行器总体的要求之一。

飞行马赫数  $Ma=3.5$  的工况下, 进气道数值计算结果 (见图 5) 显示: 唇口的斜激波入射到楔体压缩表面, 引起了较强附面层分离, 并在分离点前产生附加斜激波, 分离的附面层和附加的斜激波向上游推进, 最终导致唇口前的流动受到影响, 使唇口气流转折角超过了附体斜激波的极限气流转折角, 唇口的附体弱斜激波转变为脱体弓形激波, 导致进气道不起动。

在此状态下, 进气道的总压恢复系数、流量系数和捕获流量分别为 0.473、0.403 和 3.50kg/s, 与飞行马赫数  $Ma=4.0$  的工况相比下降幅度较大。可见附面层分离是此进气道起动马赫数达不到极限起动马赫数 2.5 的原因。

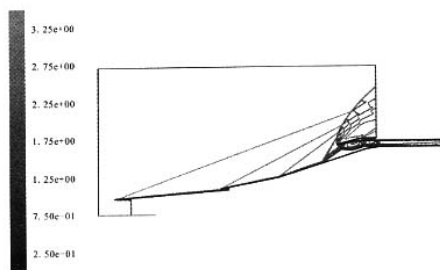


图 5 飞行马赫数  $Ma=3.5$  工况下进气道马赫数云图

Fig.5 Contour of Mach number with free stream Mach number  $Ma=3.5$

图 6 是进气道出口截面马赫数分布图。图中可见, 随着飞行马赫数的提高, 进气道出口的最高马赫数由飞行马赫数  $Ma=4.0$  时的 1.85 逐渐升高至  $Ma=6.5$  时的 3.25。当飞行马赫数  $Ma=3.5$  时, 由于进气道不起动, 且计算时燃烧室无反压, 因此出口截面为临界截面, 马赫数近似为 1。在进气道起动条件下 ( $Ma \geq 4.0$ ), 出口截面的马赫数分布有一显著特点: 附面层厚度较大, 超过了进气道高度的 1/2, 且楔体侧 (图 6 中  $Y/H=0$ ) 的厚度约为盖板侧 (图 6 中  $Y/H=1$ ) 厚度的 2 倍。出口截面的马赫数分布的另一特点是在部分工况下, 中心区主流的马赫数分布也不均匀 (如

图 6 中  $Ma=5.5$  的曲线所示),这是由于隔离段内存在的反射激波穿越采样截面所致。因此,出口截面上马赫数分布的显著不均匀性是高超声速进气道的显著特点,壁面摩擦力作用是主要因素,对燃烧室的设计研究影响较大,需要引起重视。

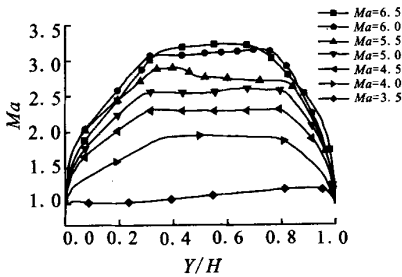


图 6 出口截面马赫数分布图

Fig.6 Mach number distribution on exit section of inlet

4 结束语

利用无粘流激波关系式和约束最优化计算方法,在考虑混合气体变比热性质的条件下,对二维混压式高超声速进气道设计方法作了初步探索,编写的计算软件能够对斜激波系作优化配置。利用数值模拟软件对二维进气道附面层作了修正,研究了基本性能。

通过本项研究认识到:

- (1) 设计的二维混压进气道能够在飞行马赫数  $Ma=4\sim6.5$  范围内可靠工作;
- (2) 飞行器按近似等动压弹道飞行可以作为发动机设计对飞行器总体的要求之一;
- (3) 受摩擦力和激波的影响,进气道出口截面流动参数分布很不均匀,摩擦力是主要影响因素。

本文仅在部件基础上对高超声速进气道优化

设计作了探讨,今后尚需在发动机系统基础上研究进气道优化设计方法。

参考文献:

- [1] Anderson J D. Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics[M]. McGraw-Hill Book Company. 1989.
- [2] McBride B J, Gordon S, Rend M A. Coefficients for Calculating Thermodynamic and Transport Properties of Individual Species[R]. NASA TM-4513, 1993.
- [3] Zucrow M J, Hoffman J D. Gas Dynamics Volume I[M]. John Eiley &Sons Inc. 1976.
- [4] 栗塔山,彭维杰,周作益,等.最优化计算原理与算法程序设计[M].长沙:国防科技大学出版社,2002.
- [5] 张蒙正,张忠利,葛李虎,等.一体化超燃冲压发动机初步设计计算模型[J].火箭推进,2005,(1): 14-20.
- [6] Andrews E H, Trexler C A, Emami S. Tests of a Fixed-Geometry Inlet Combustion Configuration For a Hydro-carbon Fueled Dual Mode Scramjet[J]. AIAA 2817-94.
- [7] Anderson Griffin Y, McClinton Charles R, Weidnert John P. Scramjet Propulsion[M]. AIAA Inc. Reston, VA, 2000.
- [8] Roman Y, Yan H, Knight D. Simulation of External Flow-field of a Scramjet Inlet at High Speed [R]. AIAA 2005-22, AIAA 43rd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2005, Reno Nevada.
- [9] Bourdeau Christophe, Carrier Gerald, Knight Doyle. Three Dimensional Optimization of Supersonic Inlets [R]. AIAA 99-2108.
- [10] Herrmann C D, Koschel W W. Experimental Investigation of the Internal Compression of a Hypersonic Intake[R]. AIAA 2002-4130.
- [11] Reinartz Birgit U, Herrmann C D, Ballmann Joschel W W. Analysis of Hypersonic Inlet Flows with Internal Compression[R]. AIAA 2002-5230.

(编辑:王建喜)