

文章编号: 1000-8055(2005)03-0373-07

定几何混压式轴对称超声速进气道 设计及性能计算

陈 兵, 徐 旭, 王元光, 蔡国飙
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘要: 给出了定几何混压式轴对称超声速进气道型面设计及性能计算方法, 进行了算例计算。对亚临界状态下脱体激波的计算进行了研究, 给出了进气道临界状态性能参数随飞行马赫数和高度的改变而变化的曲线。分析了进-发匹配过程, 以及进气道的自调节能力。计算得到了基于进气道性能最优, 即进气道工作在临界状态条件下, 碳氢燃料冲压发动机的供油规律, 为进气道大范围寻优设计打下了基础。

关键词: 航空、航天推进系统; 超声速进气道; 性能计算; 脱体激波; 进-发匹配; 供油特性
中图分类号: V 235. 21 **文献标识码:** A

Design and Performance Calculation of the Mixed-Compression Fixed-Geometry Axisymmetric Supersonic Inlets

CHEN Bing, XU Xu, WANG Yuan-guang, CAI Guo-biao
(School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Geometric design method of mixed-compression fixed-geometry axisymmetric supersonic ramjet inlet was presented. Performance calculations of inlet under on-or off-design conditions were carried out with special attention to the detached bow shock calculation during subcritical operations. The influence of flight Mach number and altitude on inlet critical condition performance has been evaluated. The inlet-engine matching mechanism was investigated, and the fuel supply characteristics were obtained to maintain the optimum inlet performance. The successful study provides a good reference to the design of ramjet supersonic inlets.

Key words: aerospace propulsion system; supersonic inlet; performance calculation; detached bow shock; inlet-engine matching; fuel supply characteristics

超声速进气道是弹用冲压发动机至关重要的部件之一, 设计得好与坏直接关系到能否供给发动机足够的空气, 进而影响燃烧室的燃烧效率及冲压发动机总体性能。以高性能的冲压发动机为动力装置的现代战术导弹, 一般采用二元或下颌式进气道, 但在要求导弹的研究风险小、重量轻、

生产成本低条件下, 仍采用轴对称进气道^[1]。在外压、内压和混压3种基本压缩方式中, 混压式同时缓解了单纯外压外阻较大和单纯内压起动较难两大缺点, 可获得较好的综合性能^[2, 3]。

通常认为用计算流体力学(CFD)方法计算进气道性能特别是非设计状态性能比较可靠, 但因

收稿日期: 2004-10-20; 修订日期: 2005-01-13

作者简介: 陈兵(1975-), 男, 湖南永顺人, 北京航空航天大学宇航学院博士生, 主要从事冲压发动机设计及流场数值模拟研究

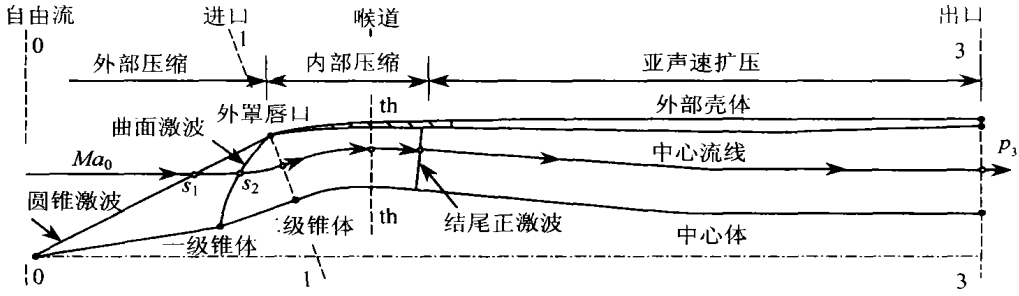


图1 双锥混压式轴对称超声速进气道剖面

Fig 1 Sketch of a mixed-compression axisymmetric supersonic inlet

其耗时大, 很难应用在初步设计尤其是大范围内寻优过程中。本文给出了混压式进气道一维型面设计方法, 将文献[4]的方法推广到轴对称混压式超声速进气道性能计算中, 计算了进气道设计状态和非设计状态的性能, 对进气道的自调节能力进行了计算和分析。同时分析了进-发匹配过程, 计算得到了在进气道性能最优条件下, 碳氢燃料冲压发动机的供油规律, 为进气道大范围寻优设计打下基础。

1 进气道型面设计

考察设计高度 H_D 、马赫数 Ma_D 及捕获流量 m_D 已知的前提下的型面设计。图1给出了双锥混压式轴对称超声速进气道结构简图, 图中 p_3 为出口反压。马赫数为 Ma_0 的自由流在进气道中经历3个阶段的压缩: (1)进口截面1之前的超声速外部压缩; (2)进口截面到喉道起始截面 th 的超声速内部压缩; (3)结尾正激波到出口截面3的亚声速扩压压缩。在超声速内部压缩段与亚声速扩压段之间, 有一段等截面喉道流动。

1.1 外部压缩段

图2给出了 n -级锥超声速外部压缩段结构简图, 用 A_0 , A_1 和 A_c 分别表示进气道捕获面积、进口截面积和最大捕获面积。为了获得较好攻角特性, 设计状态预留一定溢流量^[5], 取溢流系数 $Q_p = 0.04$, 则设计状态空气捕获系数为 $Q = 1 - Q_p$ 。考虑到其他空气需求和附面层泄除^[6], 放大 K_c 倍, 则:

$$A_c = \frac{K m_D T_0^{1/2}}{C p_0 q (Ma_0) (1 - C Q_p)}$$

其中: T_0 和 p_0 分别为来流总温、总压, C 为常数, q 为气动流量函数。中心锥级数 n 应在满足总压恢复要求的前提下尽量小。对于单锥情形, 锥体半顶角约为 $\delta_1 = 25^\circ \sim 30^\circ$ ^[6]; 在多锥情形下, 选取一级

锥半顶角 δ_1 , 使得对应的圆锥激波总压恢复为0.99^[10], 其他各级锥半顶角据最佳波系理论^[9]进行配置; 气流总折角小于外罩激波脱体折角。

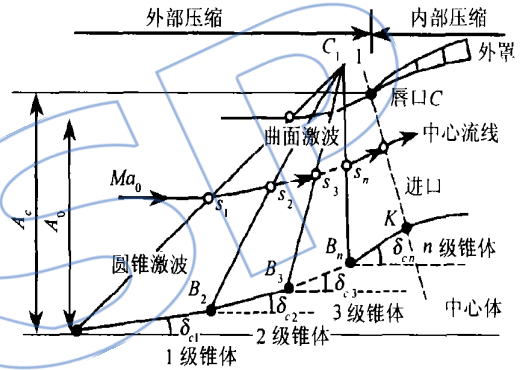


图2 混压式进气道外部压缩面的结构设计

Fig 2 Sketch of external compress structure

1.2 内部压缩段及喉道

在图3为内部等熵压缩段设计简图, 中心体表面 KL 为圆 O 的一部分, 在 K 和 L 点分别与第 n 级锥和喉道表面相切; 外罩内表面 CJ 的设计以

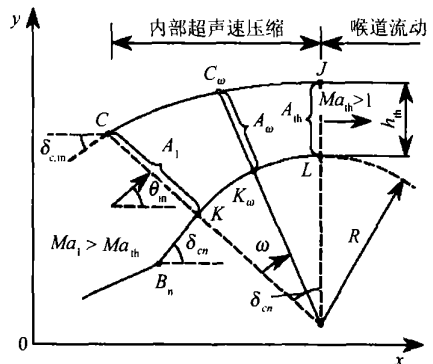


图3 进气道超声速内压段的设计-圆弧过渡

Fig 3 Sketch of the supersonic internal compress structure

保证截面面积 A_ω 关于圆心角 ω 单调光滑递减为原则,且 $\omega=0$ 时, $A_\omega=A_1/\cos\delta(\delta_n-\delta_{c,in})$; $\omega=\delta_n$ 时: $A_\omega=A_{th}$ 。 $\delta_{c,in}$ 和 θ_n 分别为唇口内角和进口平均气流角, A_{th} 和 h_{th} 分别为喉道截面积和高度。

进气道喉道设计应满足发动机空气流量需求和自启动要求。考虑到多方面因素(包括激波损失^[7]、低马赫数自启动^[8]、亚声速分离控制^[3,7]等)的影响,设计点喉道马赫数 M_{ath} 选取在1.4左右,可获得较好的进气道综合性能。考虑到附面层影响,应将理想起动喉道面积^[5]放大 K_{th} (约为1.05~1.15)倍^[6]。喉道流动事实上是一系列复杂的、长度为 L_s 的激波串,喉道长度 $L_{th}\geq L_\infty$ 。文献[8]给出了 L_s/h_{th} 随进口马赫数 Ma_1 及喉道初始附面层厚度的变化曲线。一般取 $L_{th}=4h_{th}$,可获得较好的喉道流动品质^[5]。

1.3 亚声速扩压段

亚声速扩压段的设计原则是最大限度的防止亚声速流动分离,以降低总压损失,防止进气道出口流场发生大的畸变。一般地,亚声速扩压段流动马赫数不超过0.8,且中心体等效收缩锥体半顶角小于 8° ^[3]。外罩唇口内角 $\delta_{c,in}$ 应该比当地流动角稍小,以产生微弱压缩,降低外罩压差阻力;外罩外角 $\delta_{c,ex}$ 的取值取决于唇口锐度和结构要求,一般取 $\delta_{c,ex}-\delta_{c,in}=2^\circ\sim 6^\circ$ ^[5,6]。

2 进气道性能计算

2.1 进气道工作状态

图4给出了混压式进气道零攻角下9种典型

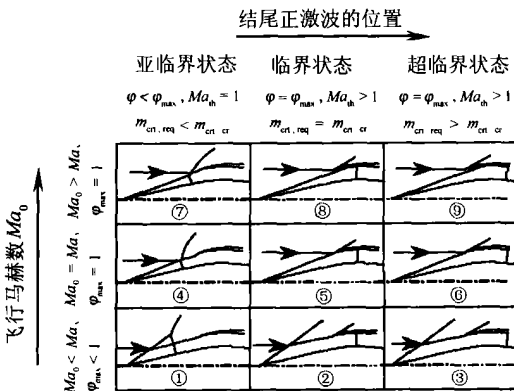


图4 典型冲压发动机混压式进气道的9种工作状态^[8]

Fig 4 Sketches of nine operating modes of a typical mixed-compression ram jet inlet

工作状态,纵向表示飞行马赫数 Ma_0 增大,横向表示结尾正激波位置后移。图中 Ma_s 为封口马赫数, m_{crt} 为换算流量, $m_{crt,req}$ 表示发动机需求换算流, $m_{crt,cr}$ 代表进气道临界状态换算流量。当进气道流量平衡时,满足进-发流量匹配公式^[6]:

$$m_{crt,req} = CA_1 q(Ma_0) \varphi / \sigma$$

其中: σ 为进气道总压恢复系数, C 是常数。对于定几何进气道, A_1 恒定,在一定 Ma_0 下,进气道在亚临界、超临界时分别通过减小空气捕获系数和增大总压损失来达到进-发流量匹配^[6]。各状态下 Ma_0 与 Ma_s 和 φ 同其最大值 φ_{max} 的大小关系,以及结尾激波的位置如图所示。通常选设计马赫数 $Ma_0=Ma_s$,并保持一定的超临界度,即在临界状态⑤和超临界状态⑥之间^[8]。

2.2 脱体激波的求解

要计算进气道亚临界工作状态的性能,必须计算脱体激波的位置。Moekel^[11]最早提出了脱体激波形状、位置估算方法,许多学者^[4,7]对其进行了扩展。如图5所示,本文采用文献[4]的方法。当 $Ma_0 > Ma_s$ 时,与捕获流线交点A之外的脱体激波可假定为以自由流马赫线为渐近线的双曲线,

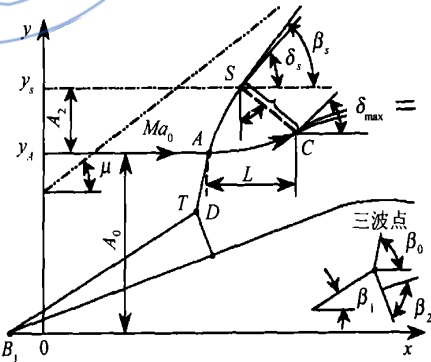


图5 二波系混压式进气道亚临界脱体激波
($Ma_0 > Ma_s$)

Fig 5 Sketch of a 2-shock mixed-compression inlet operating at subcritical condition when $Ma_0 > Ma_s$

AT 为直线; $Ma_0 \leq Ma_s$ 时,三波点 T 之外全为以自由流马赫线为渐近线的双曲线^[4],且 A 点在双曲线上。 S 点为声速点,气流折角为 δ 。 C 点为外罩上的声速点,流动角 δ_{max} 等于 Ma_0 下激波附体的最大折转角。假定声速线 SC 为直线,且与竖方向成 $\eta=(\delta+\delta_{max})/2$ 夹角,弓形激波以 S 点为界, DS 段为强激波,波后流动为亚声速; S 点以外的部分为弱激波,波后流动为超声速。激波角 $\beta_0, \beta_1,$

β_2 据三波点相容条件^[12]求解; 双曲线顶点D 的坐标待求; 激波脱体距离为 $L = x_c - x_{D0}$ 。当 $y = y_A$ 时, 激波角 $\beta = \beta_0$; $y = y_s$ 时, 激波角 $\beta = \beta_s$; 而 y_s 可由 A_2 与 A_s 截面的连续方程迭代求解。

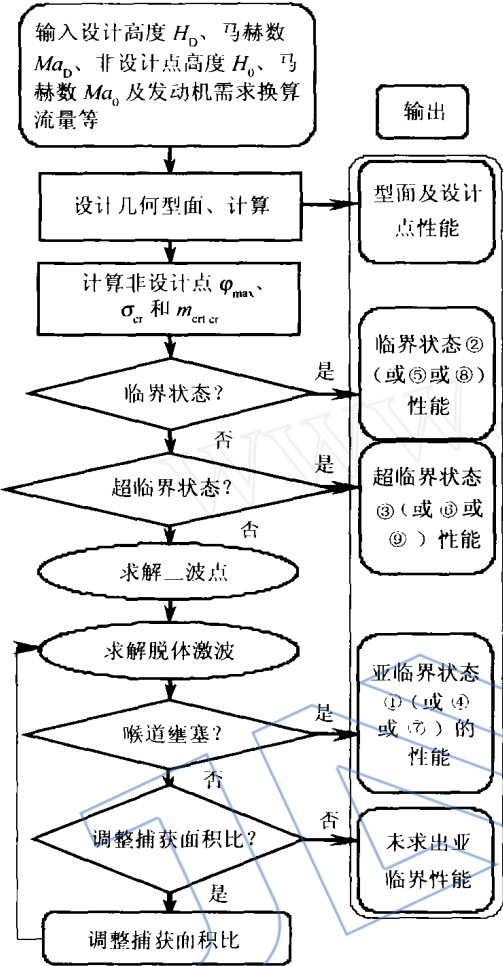


图6 典型冲压发动机混压式超声速进气道性能计算流程

Fig 6 Performance calculation flow-chart of a typical mixed-compression ram jet inlet

2 3 性能计算

进气道主要性能参数有: 总压恢复系数 α 空气捕获系数 φ 及阻力系数 C_{ED} , 以及进气道的绝

热压缩效率 η_c 、动能效率 η_E 和有效动能效率 $\eta_{KE, eff}$ 等^[5, 8]。总压损失主要包括激波损失和粘性摩擦损失两种, 前者可据激波理论估算; 后者则很难计算。在总压恢复的计算中, 结尾激波之前可按无粘流动处理, 而亚声速扩压段需考虑摩擦影响, 总压恢复约为0.90~0.95^[8]。当 $Ma_0 > Ma_s$ 时, 进口波系复杂, 掺混、摩擦损失增大, 很难用激波理论求解, 美国对大量试验数据进行分析, 拟合出了⑧状态下进气道总压恢复预估模型^[8]。

进气道阻力主要有外罩阻力 D_c 和附加阻力 D_A , 前者由外壳摩擦阻力 D_{cf} 和波阻 D_w 构成, 计算比较复杂。在 $Ma_0 \geq Ma_s$ 的临界⑤⑧和超临界⑥⑨状态, 无附加阻力; 而在 $Ma_0 < Ma_s$ 的临界②和超临界③状态, 存在超声速溢流, 有附加阻力; 在亚临界工作①④⑦时, 结尾正激波被推出进气道进口, 产生亚声速溢流, 附加阻力随溢流量的增加而迅速上升。本文用激波-膨胀波理论^[7]求外罩波阻 D_w , 不考虑摩擦阻 D_{cf0} 。

当 $Ma_0 \geq Ma_s$ 时, 进气道的临界、超临界空气捕获系数 φ $\varphi_{max} = 1.0$; 当 $Ma_0 < Ma_s$ 时, 临界、超临界 φ $\varphi_{max} < 1.0$, φ_{max} 易由超声速溢流理论求得; 亚临界的空气捕获系数 $(\varphi \varphi_{max})$ 求解较复杂, 需不断改变捕获面积 A_0 迭代求解, 参见图6。

2 4 进-发流量匹配

忽略燃烧对比热比 γ 和气体常数 R 的影响, 并假定 $p_{t, en} \approx p_{t, n}$, 则面积比^[7]:

$$\frac{A_n}{A_{en}} = \left(1 + \frac{f}{a} \right) q(Ma_0) \left(\frac{T_{t, n}}{T_{t, en}} \right)^{1/2}$$

式中: 下标 en 和 n 分别表示燃烧室入口及喷管喉道截面参数, f/a 为油气比。定几何发动机 A_n/A_{en} 一定, 可得冲压发动机进气道工作点随工作条件的变化而移动的规律, 如表1 所述。由表可见: 在冲压发动机加速爬升的过程中, 只要适当调整某些参数, 进气道仍可工作在临界点附近; 对于一定量的燃料喷入, 随着飞行速度的增大, 进气道工作点移向超临界方向, 总压恢复迅速降低, 致使发动

表1 进气道工作点移动规律

Table 1 Movements of ram jet inlet operating point

工作条件改变	$T_{t, n}$	$T_{t, en}$	$(A_{cr}/A)_{en}$	Ma_{en}	工作点移动
增加燃料喷入	上升	不变	下降	下降	向亚临界移动
飞行 H_0 增大	不变	下降	下降	下降	向亚临界移动
飞行 Ma_0 增大	不变	上升	上升	上升	向超临界移动

表2 混压式进气道设计状态性能参数

Table 2 Design performance of 4 m ixed-compression inlets

算例	σ	C_{DE}	η_t	η_{KE}	$\eta_{KE, eff}$	ψ	π_t
单锥	0.484 2	0.164 9	0.904 9	0.906 0	0.755 9	3.42	35.89
双锥	0.562 2	0.144 6	0.926 1	0.927 0	0.793 0	3.42	41.67
三锥	0.640 4	0.145 4	0.943 9	0.944 5	0.808 6	3.42	47.46
四锥	0.647 2	0.144 6	0.945 4	0.945 9	0.810 5	3.42	47.97

机推力减小, 故冲压发动机的自身加速能力是有限的^[7]。

3 算例及分析

设计初始条件: 马赫数 $Ma_D = Ma_{cruise} = 3.5$, 高度 $H_D = H_{cruise} = 23\text{ km}$, 空气捕获量 $D = 13.47\text{ kg/s}$, 飞行器最大半径 $R_{missile} = 0.325\text{ m}$, 进气道长 $L_{inlet} = 6.0\text{ m}$ 。用反解法^[13]求解锥形流场。设计点无溢流。

波在紧靠喉道的下游。表2 列出了4 个进气道设计点性能参数, 空气捕获系数 φ 均为1.0(表中未列出), 出口马赫数 $Ma_3 = 0.2025$, 气流最大折转角均为 30° , 故温升 ψ 相同。由表可见, 当中心锥级数 n 增大时, 总压恢复系数 σ 上升, 阻力系数 C_{DE} 变化不大(因气流最大折转角相同), 绝热压缩效率 η_t 、动能效率 η_{KE} 和有效动能效率 $\eta_{KE, eff}$ 及压升 π_t 都有所上升, 但上升速度变慢。故一味地增加中心锥级数并不一定可取。

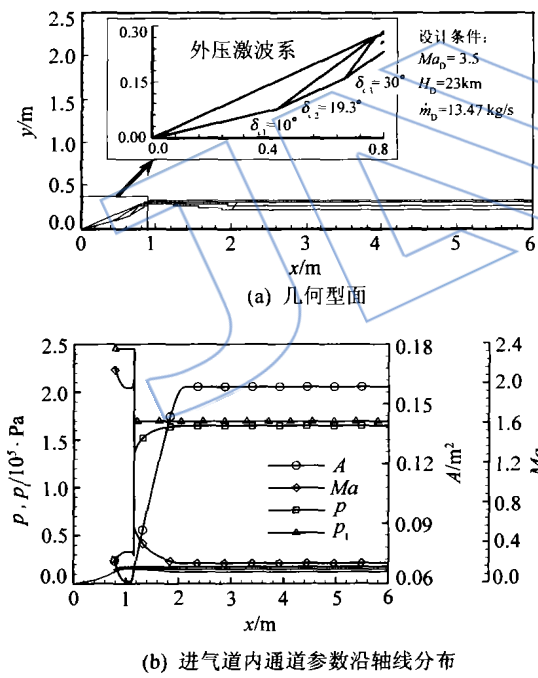


图7 三锥四波系混压式进气道设计结果

Fig 7 Design result of a 3-cone mixed-compression inlet

3.1 几何型面及设计点性能

本文进行了多个进气道型面设计及性能计算, 仅给出部分典型结果。图7 给出了三锥四波系混压式进气道的几何型面及气动参数分布。由图可见, 设计状态下外压激波都打到唇口, 结尾正激

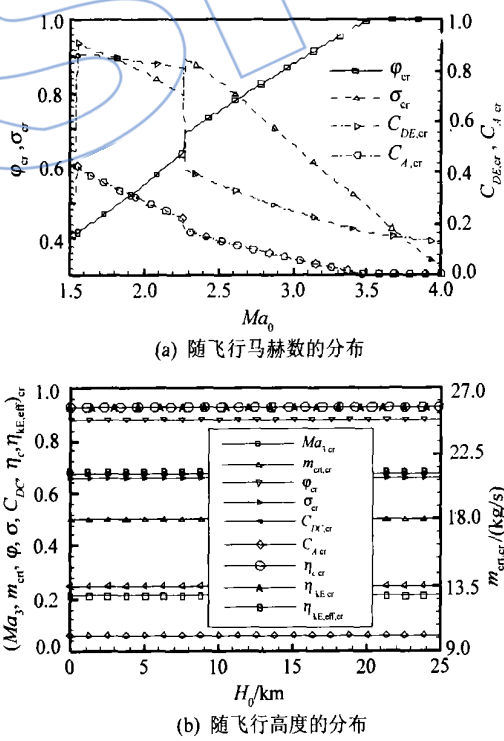


图8 单锥二波系混压式进气道临界参数分布

Fig 8 Critical performance distribution of the 1-cone inlet

3.2 临界工作状态性能

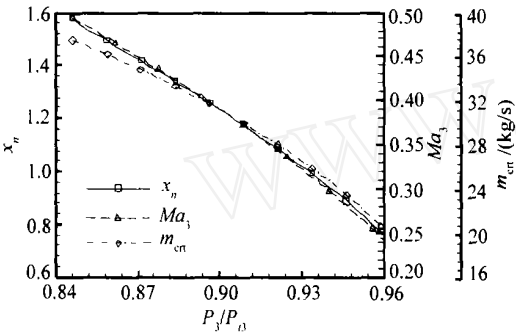
在临界状态②⑤⑧下, 结尾正激波在喉道截面。性能计算中, 只需考虑进气道喉道节流作用,

而不考虑燃烧及喷管喉道的节流作用。计算临界状态性能可为进气道工作状态判断打下基础^[6]。针对表 2 中单锥算例, 计算了不同飞行马赫数 M_{a0} 和高度 H_0 下临界性能参数, 如图 8 所示。由图 8 (a) 可见, $M_{a0} = M_{a1} \approx 1.55$ 时, 头锥激波脱体, $M_{a0} = M_{a2} \approx 2.27$ 时进气道自起动, 在这 2 个马赫数处, φ_{cr} 均有突变; 当 $M_{a0} = M_{aD} = 3.5$ 时, 外压激波打到唇口, $\varphi_{cr} = 1.0$ 。在 $M_{a1} \sim M_{a2}$ 之间, 进气道不起动, 结尾激波被推出, 产生亚声速溢流, 附加阻力较大; 在 $M_{a2} \sim M_{aD}$ 之间, 进气道虽已自起动, 但外压激波打在唇口之前而产生超声速

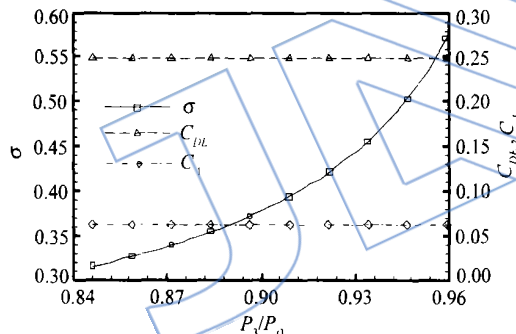
激波打到进口之内, 进入进气道的两股气流(自由流和外压预压缩流)间的摩擦和掺混损失很大, 进气道性能急剧下降。由图 8 (b) 可见, 飞行高度 H_0 不影响进气道无量纲临界性能参数。

3.3 非设计状态性能

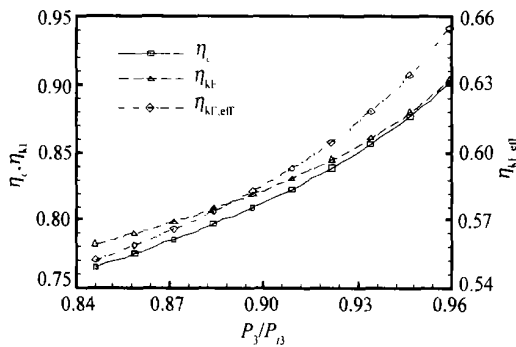
非设计状态性能计算, 需根据出口反压比 p_3/p_∞ (或发动机需求换算流量) 与进气道临界值大小关系, 判断进气道的工作状态。在不同 p_3/p_∞ 下结尾正激波位置 x_n 及性能参数分布如图 9 所示, 其中飞行 $M_{a0} = 3.0$ 。可见, 在 $p_3/p_\infty < (p_3/p_\infty)_{cr}$ 范围内, 当 p_3/p_∞ 减小时, 结尾正激波将向喉道下游移动, 阻力系数不变, M_{a3} 和 m_{cr} 增大, σ 减小, η_i , η_{kl} 和 $\eta_{kl, eff}$ 降低。出口马赫数 $M_{a3} = 0.215 \sim 0.495$, 变动范围不大, 说明进气道自调节(调整结尾正激波位置以达到进-发匹配)能力很有限。



(a) 结尾激波位置及 Ma_3 , m_{cr}



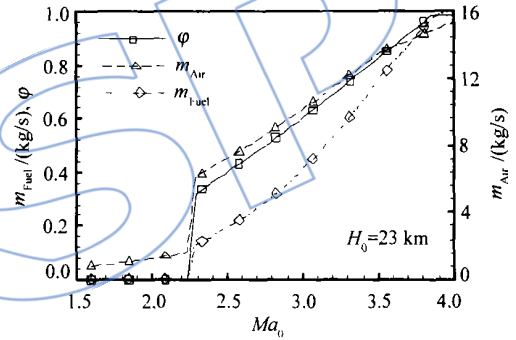
(b) 总压恢复及阻力系数



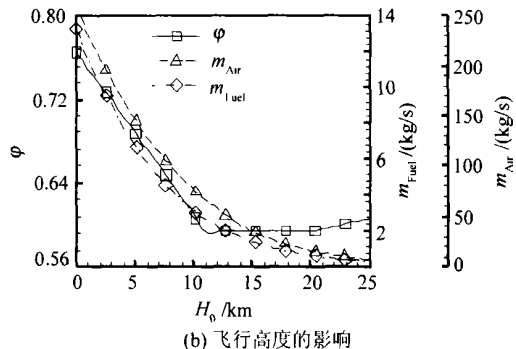
(c) 绝热压缩效率及动能、有效动能效率

图 9 不同出口反压比下单锥混压式进气道性能
Fig. 9 Performance vs back pressure ratio of the 1-cone inlet

溢流, 存在较小的附加阻力; $M_{a0} > M_{aD}$ 时, 外压



(a) 飞行马赫数的影响



(b) 飞行高度的影响

图 10 飞行马赫数和高度对供油的影响

Fig. 10 Fuel supply effected by flight condition

3.4 发动机供油规律

假定进气道始终工作在临界状态, 冲压发动机供油规律如图 10 所示。燃料为煤油, 燃烧室性能计算采用冲量分析法^[14], 考虑摩擦、加质、加热等影响, 假设燃烧效率为常数(取为 0.8)。采用表 2 中单锥进气道, 燃烧室长 1.05 m, 喷管喉道截面积为 0.143 2 m²。由图可见, 在 $M_{a0} > M_{a2}$ 范围内,

可通过调节当量比 φ 使进气道工作在临界状态, 而 $M_{a0} < M_{a2}$ 范围内则不能; 随着 $M_{a0} (> M_{a2})$ 增大, φ 增大, 空气捕获量和燃料质量流量都增大; 在一定 $M_{a0} (> M_{a2})$ 下, 随着 H_0 增大, φ 先减小, 接着几乎保持不变, 最后稍有增大。

按进气道临界工况确定冲压发动机供油规律, 可为进气道大范围寻优设计提供参考。应该指出: 工程上发动机供油规律一般需按导弹战术技术要求、推力平衡及正常燃烧等条件来确定。

4 结 论

本文给出了弹用冲压发动机定几何混压式轴对称超声速进气道设计及性能计算方法。分析了进气道工作状态及进- 发流量匹配过程, 计算了进气道设计和非设计状态的性能, 并计算得到了进气道临界性能参数随 M_{a0} 和 H_0 的变化规律。在不同出口反压比下, 计算了出口马赫数、换算流量及总压恢复、阻力系数和效率, 结果表明进气道的自调节能力十分有限。本文还计算得到了基于进气道性能最优的冲压发动机供油规律。关于进- 发匹配及发动机综合性能, 有待进一步深入研究。

参考文献

- [1] 谷良贤. 整体式冲压发动机导弹总体一体化设计[D]. 西安: 西北工业大学, 2002
- [2] Mauro Valorani, et al Optimal Supersonic Intake Design for Air Collection Engines (ACE) [J]. *Acta Astronautica*, 1999, 45(12): 729~745
- [3] Weir L J, et al A New Concept for Supersonic Axisymmetric Inlets[R]. AIAA 2002- 3775, 2002
- [4] Francesco Creta, Mauro Valorani Optimal Shape Design of Supersonic, Mixed-Compression, Fixed - Geometry Air Intakes for SSTD Mission Profiles[R]. AIAA Paper 2002 - 4133, 2002
- [5] 约翰·霍普金斯大学应用物理实验所编 冲压发动机技术(上册)[M]. 李存杰, 付翼权, 司徒明, 等译. 北京: 国防工业出版社, 1980
- [6] 姜正行, 徐华航. 飞机内流空气动力学[M]. 北京: 航空工业出版社, 1989.
- [7] Seddon J, Goldsmith E L. Intake Aerodynamics[M]. *Collins Professional and Technical Books*, 1985
- [8] John J Mahoney. Inlets for Supersonic Missiles[M]. AIAA Education Series, 1990
- [9] Oswatitsch E K. Pressure Recovery for Missiles with Reaction Propulsion at High Supersonic Speeds (The Efficiency of Shock Diffusers) [R]. NACA TM 1140, 1947.
- [10] Connors J F, Meyer R C. Design Criteria for Axisymmetric and Two-Dimensional Supersonic Inlets and Exits [R]. NACA TN 3589, 1956
- [11] Moekel W E. Approximate Method for Predicting Form and Location of Detached Shock Waves Ahead of Plane or Axially Symmetric Bodies[R]. NACA TN 1921, 1949
- [12] 陶钢, Uskov V N. 超声速流中三波结构的参数优化研究[J]. *空气动力学学报*, 2002, 20(1): 102~108
Tao Gang, Uskov V N. On the Optimum of Three Shock Wave Structure in the Supersonic Flow [J]. *ACTA Aerodynamica Sinica*, 2002, 20(1): 102~108
- [13] 程克明. 圆锥激波的反解法[J]. *南京航空航天大学学报*, 1995, 27(5): 821~823
Chen Keming An Inverse Calculation Method for Conical Shock Wave [J]. *Journal of Nanjing Univ. of Aeronautics & Astronautics*, 1995, 27(5): 821~823
- [14] 司徒明. 波载形高超音速巡航导弹与超燃冲压发动机的性能分析[J]. *战术导弹技术*, 1995, 4: 47~57.
Situ Ming Performance Analysis of Waverider Hypersonic Cruise Missile with Integrated Scramjet [J]. *Tactical Missile Technology*, 1995, 4: 47~57.