



CSTAM 2010-0060

## 定几何二元高超声速进气道波系配置特性

岳连捷, 张晓嘉, 张新宇

中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室

中国科学院高超声速科技中心

### 第三届高超声速科技学术会议

2010年10月26-28日 江苏·无锡

# 定几何二元高超声速进气道波系配置特性

岳连捷, 张晓嘉, 张新宇

(中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室, 北京市北四环西路15号, 100190)

(中国科学院高超声速科技中心, 北京市北四环西路15号, 100190)

**摘要** 本文基于以发动机推力为评价目标的进气道设计优化平台, 针对宽飞行范围内固定几何二元进气道波系配置特性进行了研究, 考察了内外收缩比对发动机净推力、进气道几何构型、非设计点性能的影响, 发现存在着设计点推力最优内收缩比, 而非设计点压比和流量系数随内收缩比而增大。在设计点最优大内收缩比进气道的基础上, 取消波系封口约束, 通过局部等熵压缩波分散打进内收缩段内部, 大大提升了进气道低马赫条件下的流量捕获能力, 并通过合理配置抽吸槽实现了进气道自适应放气, 使其自启动马赫数降低到3.35左右。

**关键词** 定几何二元高超进气道, 优化设计, 附面层抽吸, 超燃冲压发动机

## 引言

双模态超燃冲压发动机要求高超进气道能在较低马赫数下起动工作, 并在较宽的飞行马赫范围内具有较高的综合性能。对于大马赫数跨度的设计要求, 必须通过变几何来解决, 当马赫数跨度要求较小(如小于3), 采用固定几何进气道通常即可满足要求。

二元高超进气道由于其结构简单, 流动均匀性好, 易于实现优化设计而受到研究者的关注, X43A<sup>[1]</sup>、X51A<sup>[2]</sup>等高超声速验证机都采用了二元进气道构型。进气道外压段的研究相对已较为成熟, 实际工程设计大部分采用多道斜激波实现对来流空气的高效压缩。为获得所期望的高进气道压缩性能, 可近似用Oswatish配波原则来确定理想气体条件下的多道斜波构成, 即每道激波强度相等。当然, 由于粘性阻力的作用, 优化设计的结果会略有不同。为减小溢流阻力, 在设计工况下几道外压斜激波要求交于进气道外罩唇口上。

内压段设计目前还没有固定的模式, 但其内部的波系配置与性能密切相关, 对进气道性能影响极大。NASA兰利研究中心针对固定的外压段, 进行了一系列不同内压缩通道性能的实验研究<sup>[3]</sup>。Craddock<sup>[4]</sup>给出了3种不同的内压段波系设计方式, 唇口单道激波压缩、内通道

两道斜激波压缩、内压段多次激波反射, 其性能也是各有不同。

然而, 目前现有的二元进气道优化设计基本都针对设计工作点的波系配置, 而没有考虑在宽飞行范围内非设计点的性能。这就导致进气道可能获得了高的设计点性能, 但低飞行马赫条件下性能急剧下降。而二元顶压进气道本身还存在着瓶颈问题, 在低马赫数条件下气流量捕获能力较侧压进气道要差许多。对于固定几何二元进气道, 从其应用角度而言, 需要适应宽的飞行马赫范围, 如Ma4-7。这就需要我们先明确满足上述宽范围工作目标的二元进气道波系配置的总体规律, 这样, 在此基础上外压及内压缩段的细节设计才有意义。

本文针对宽飞行范围内固定几何二元进气道性能进行了研究, 基于设计点的波系优化配置, 考察内外收缩比对进气道总压及流量捕获特性的影响, 为宽范围进气道设计提供理论指导。

## 1 研究方法

为了考核一定的飞行马赫范围内定几何二元进气道的波系配置规律, 本文首先基于设计点最优性能设计进气道的波系, 进而探讨该进气道在非设计点的性能, 并总结对进气道宽范围性能产生重大影响的设计参数。

### 1.1 优化策略设计

文献[5]、[6]的工作说明，以发动机净推力为优化设计的目标函数可以从根本上反映发动机对进气道的性能要求，因此本文的进气道设计优化仍以此为目标，并利用所建立的以发动机推力为评价目标的进气道设计优化平台开展了设计研究<sup>[5]</sup>。通过一维流路分析建立了超燃燃烧室、喷管流动的数学模型，基于张晓嘉所发展的二元进气道流动性能估算方法考核进气道性能<sup>[6]</sup>，耦合形成了高超声速吸气式推进系统流路特性的快速工程计算方法。

在进气道性能估算和燃烧室、尾喷管一维建模的基础上，可获得发动机内推力为

$$T = \dot{m}_{10}v_{10} - \dot{m}_0v_0 + (P_{10} - P_0)A_{10} \quad (1)$$

其中，下标 0 表示来流参数，下标 10 代表发动机出口截面。

在考虑进气道设计对发动机推力性能影响中，认为外部的阻力中只有唇口处阻力随着进气道的不同设计而变化。取此部分阻力为

$$D = (P_{cowl} - P_0)A_{cowl} + D_f \quad (2)$$

其中， $D_f$ 为摩擦阻。

本文所选取的净推力指标即为 T-D。

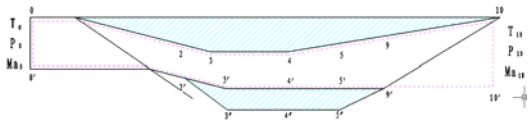


图 1 超燃冲压发动机示意图

本文优化计算中，进气道单位宽度流量、设计点完全流量捕获和固定平均出口马赫数作为基本约束条件。此外，由 Kantrowitz 极限公式可知<sup>[7]</sup>，内收缩比对进气道自启动性能有着决定性的影响，因而也将对进气道压缩、捕获等性能产生显著作用，因此本文中添加进气道内收缩比为附加约束条件。

由于本文为多约束优化，且各几何参数对进气道性能的影响复杂，解空间有可能比较畸形，故采用可全局寻优的遗传算法作为优化方法。种群数量取 100，交叉概率 0.8，变异概率 0.08。

### 1.2 设计参数

本文研究选取设计点飞行马赫数为 6.0，考察的非设计点马赫数 4.0。进气道采用三外

压激波设计，选择三个外压转折角和内唇罩角度作为优化变量。假定发动机各部件基本设计参数如表 1 所示。采用航空煤油为燃料，按当量比 1 喷注燃油，即油气比为 0.068。参考文献[8]，取燃烧室阻力系数为 0.003。

表 1 设计参数

类别	参数	取值
飞行参数	飞行高度	25000m
	飞行马赫数	6
进气道	单位宽度流量	7kg/s
	流量系数	1
	出口马赫数	2.75
隔离段	反压比	3
燃烧室	燃料热值	43126.1kJ/kg
	油气比	0.068
	燃烧效率	0.9
	燃料喷射速度与压缩系统出口气流速度之比	0.3
	燃料喷射轴向速度与压缩系统出口气流速度之比	0.3
	燃烧室壁面面积与压缩系统出口截面 4 面积	20
	燃烧室阻力系数	0.003
尾喷管	膨胀效率	0.99

## 2 二元进气道波系配置分析

图 2 给出了在不同的内收缩比约束条件下进气道获得最优推力性能时内唇罩角度和总外压转角的对应关系。从图中可以看出，随内收缩比增大，最优内唇罩角度和总外压角度都减小。收缩比为 1.25 时，进气道推阻性能在内唇罩约为 10°、外压转角 20.5°时达到最优，收缩比为 2.2 时，最优内唇罩角度已接近 0°，外压转角约 11.8°。小内收缩比条件下，内压的比例较弱，外压的需求较高，外压转角相应也较大，此时需要一定角度的内唇罩构型以避免唇口强激波带来的高总压损失。增大内唇罩角度则意味着进气道外唇罩阻力大，但内流道单道激波强度减弱，总压损失也小，最优唇罩角度即为进气道总压与外阻特性博弈的折中结果。随内收缩比的增长，外压的需求降低，外压转角相应减小，不再需要较大的内唇罩角度以避免强的唇口激波反射，内唇罩角度必然随之降

低。因此对于设计要求内收缩比大于 2 的进气道，内唇罩角度可近似取为  $0^\circ$ 。

此外，从图中还可以看出，随内收缩比增大，最优总外压角度与最优内唇罩角度之差，即唇口气流转角变化不大，约在  $11^\circ$  左右。这是由于本文优化考虑了进气道唇罩外阻，优化过程中存在提高总压恢复和减小外阻的折中，在两者的共同作用下，内压缩通道收缩角度趋向于定值。

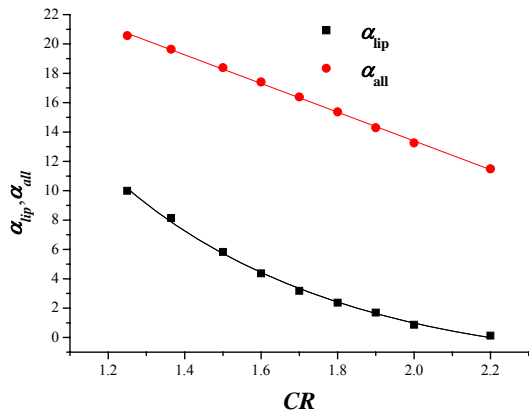


图 2 内收缩比对最优几何角度的影响

图 3 给出了内收缩比对进气道设计点最优性能和非设计点压比和流量系数的影响规律。由图可见，随内收缩比增大，比推力先增大，在内收缩比 1.8-1.9 附近达到最大值，之后逐渐减小，说明存在着最佳的内外压缩配比。但随内收缩比增大，外压比例逐渐减弱，在低马赫数工作状态下外压激波抬起程度减小，流量捕获损失相对而言也变小，如图中绿线所示。在出口平均马赫数相同的条件下，较大的捕获流量意味着较强的压缩，因此非设计点压比和流量系数都随内收缩比增大而增长。但从图上也可以看出，不论设计点还是非设计点的较优性能都出现在 Kantrowitz 极限右侧，可见，定几何二元进气道的高性能与自启动特性是一对矛盾、无法兼得，性能较好的二元进气道很明显无法在低马赫数下的自启动，必须采取一定的辅助启动措施。而抽吸等放气措施无疑是以设计点性能损失为代价的，且收缩比越大，损失就越大，故选择多大的内收缩比，需要根据总体需求权衡决定。

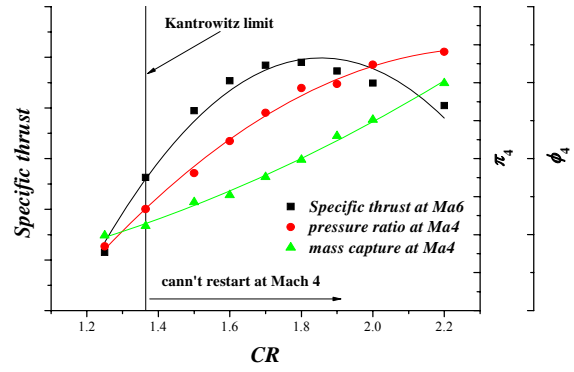


图 3 内收缩比对进气道设计点和非设计点性能的影响

在优化结果的基础上，本文以保证设计点性能为出发点，选取了最大净推力对应的进气道模型。并在内压缩通道和隔离段之间进行了一定的圆弧过渡，利用 CFD 计算考核其性能。本文的计算采用 FLUENT 软件对进气道模型用有限体积法进行雷诺平均的 N-S 方程求解，湍流模型为 RNG k- $\epsilon$  模型，近壁处采用壁面函数进行修正，计算域壁面附近采用等比加密的附面层网格，粘性系数采用 Sutherland 公式计算，对壁面取绝热、无滑移、固壁条件。

图 4 给出了该模型在马赫 6 和马赫 4 时的压力等值线图，从图中可以看出，设计点时三道外压激波近似贴口，非设计点时有较大程度的抬起。高马赫数和低马赫数时，第一道内压激波在内压缩通道内部都打出了较小的分离包，这也是总压恢复和外阻互相博弈的产物。从下文表 2、表 3 给出的进气道基本性能可以看出，该进气道设计点流量捕获 0.98，非设计点 0.66，设计点总压恢复 0.49。其性能尤其是非设计点流量捕获性能还需要进一步提高。

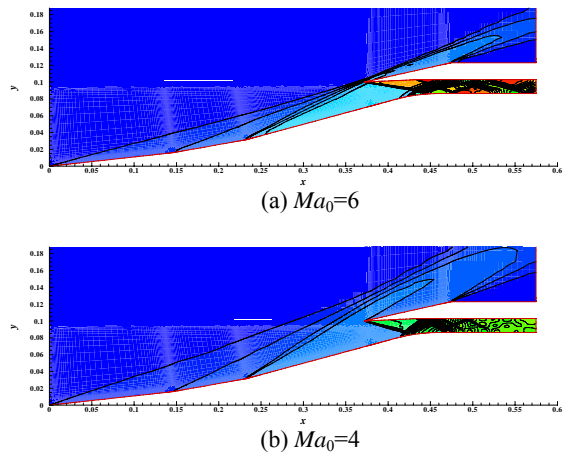


图 4 进气道基准模型压力等值线图

### 3 提高进气道低马赫性能的波系配置改进

#### 3.1 波系配置改进

前节本文所优化进气道外压段由三道斜激波组成，在设计状态下激波封口，这使得低飞行马赫条件下，激波抬起形成溢流。若要减小低马赫下的流量损失，斜激波在设计状态就会进入内压缩段，而这将导致内唇罩的附面层分离及不稳定现象，一般是不允许的。

由于低飞行马赫条件下加速性能的要求，须保证非设计点的流量捕获特性。为提高进气道低马赫流量捕获性能，考虑在进气道第三外压面上采用等熵压缩。设计点时取消外压波封口的限制，等熵压缩波分散打进内压缩通道内，保证不会集中形成大的逆压梯度。马赫 4 工作时，第一道等熵压缩波打在唇口上，以保证两道激波后的流量实现完全捕获，也同时保证在唇罩侧不产生分离。这一措施将在改进设计点总压性能的同时，大大提高低马赫条件下的流量捕获特性。

从图 5 的压力等值线图看出，改进模型完全实现了最初预想的效果。对比表 2、表 3 也可以看出，进气道非设计点流量捕获提高多达 12%，由于采用了小段的等熵压缩，在出口马赫数近似不变的情况下，压比和总压恢复也有一定程度的改善。当然，采用等熵压缩型面使内收缩比变得更大，采用放气辅助起动的的方法也将需要更大的抽吸面积及放气流量。对于非设计点工作，进口流量捕获的提高将足以弥补此损失，对于设计点工作，需要合理设计抽吸区，尽量减小此损失。

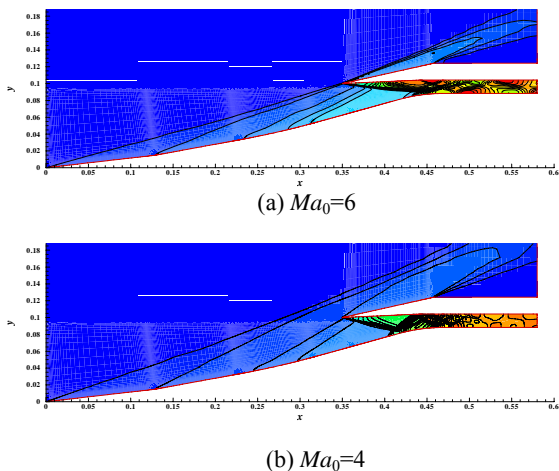


图 5 改进进气道模型压力等值线图

#### 3.2 附面层抽吸辅助自启动进气道

上节的进气道基准模型由于内收缩比过大无法实现自启动，改进模型由于添加了一段等熵压缩，内收缩比进一步增大，自启动更加困难，本文采取一定的放气措施以辅助启动。本节中，在改进模型的基础上，在内压缩通道内垂直压缩面布置了 4 道放气槽，保证每道槽之间的内收缩比小于 Kantrowitz 极限。垂直槽与斜槽相比，其优势在于高马赫数与低马赫数工作状态下的放气系数比相对较小，低马赫启动过程工作状态下相同的放气量，启动状态下将具有较小的流量损失。对比表 2、表 3 可以看出，该放气槽可随马赫数变化自适应地放出流量，设计点流量损失仅为 1%，马赫 4 时达到 3%。

此外，放气槽由于排除了部分低能量流，也在一定程度上提高了进气道的总压恢复。CFD 仿真结果还表明，该进气道的启动性能大大提升，自启动马赫数降低到 3.35 左右。且从图 6 可以看出，设计点第一道内压激波打在第四放气槽边缘，马赫 4 时打在第三放气槽边缘，图 4、图 5 中可见的微弱分离都已消失。

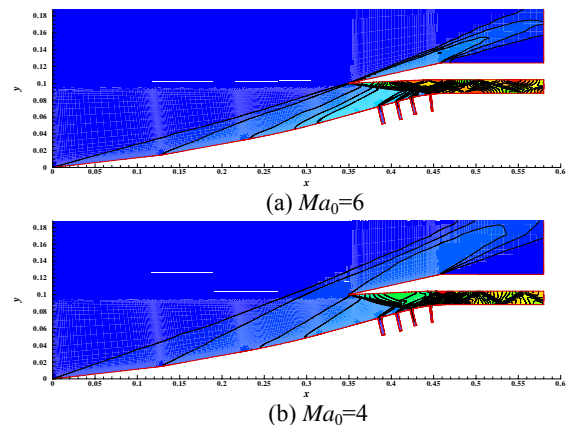


图 6 带附面层抽吸改进进气道模型压力等值线图

表 2 进气道设计点 (Ma6) 性能参数

	$\Phi$	$\pi$	$Ma_{outlet}$	$\sigma$
基准模型	0.98	22	2.9	0.49
改进模型	0.99	24	2.9	0.51
改进+抽吸模型	0.98	23	3	0.53

表 3 进气道非设计点 (Ma4) 性能参数

	$\Phi$	$\pi$	$Ma_{outlet}$	$\sigma$
基准模型	0.66	13	1.9	0.66
改进模型	0.78	19	1.7	0.66
改进+抽吸模型	0.75	16	1.9	0.7

## 4 结 论

本文基于以发动机推力为评价目标的进气道设计优化平台, 针对宽飞行范围内固定几何二元进气道波系配置规律进行了研究, 基于设计点的波系优化考察了内外收缩比对发动机净推力、进气道几何构型、非设计点性能的影响, 为宽范围进气道设计提供理论指导。可得到如下结论:

1) 随内收缩比的增大, 进气道最优内唇罩角度和最优总外压角度减小, 但最优的内压缩通道收缩角度则近似相等。最大设计点净推力存在极值, 但非设计点压比和流量系数持续增大, 因此需根据具体的设计要求权衡确定具体的内外压缩配比。

2) 外压缩面配置合理的等熵压缩段, 使等熵压缩波分散打在内通道中, 可大大提高进气道低马赫条件下的流量捕获性能。数道垂直放气槽的配合使用则可以实现自适应地放气,

以最小的代价辅助大内收缩比进气道实现自启动。

## 致谢

本项目为国家自然科学基金 (90716014) 资助。

## 参考文献

- 1 Christopher D. Karlgaard. Hyper-X Mach 10 Trajectory Reconstruction. In: San Francisco, California. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, 2005-8-15~18. AIAA 2005-5920
- 2 Joseph M. Hank, James S. Murphy, and Richard C. Mutzman. The X-51A Scramjet Engine Flight Demonstration Program. In: Dayton, Ohio. 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technology, 2008-4-28~5-1. AIAA 2008-2540
- 3 S. Emami, C. A. Trexler, A. H. Auslender and J. P. Weidner, Experimental Investigation of Inlet-Combustor Isolators for a Dual-Mode Scramjet at a Mach Number of 4[R], NASA TP-3502, 1995.
- 4 C. S. Craddock, Computational Optimization of Scramjets and Shock Tunnel Nozzles[D], Ph.D. Dissertation, University of Queensland, August 1999.
- 5 岳连捷, 张晓嘉, 陈立红, 张新宇, 二元高超声速进气道优化设计方法研究, 2008
- 6 张晓嘉, 二元高超声速进气道设计方法和优化, [Ph D Thesis], 南京航空航天大学, 2008
- 7 D. M. Van Wie, F. Kwok and R. F. Walsh, Starting Characteristics of Supersonic Inlets, AIAA 96-2914
- 8 William H. Heiser, David T. Pratt, Hypersonic Air-breathing Propulsion, AIAA Education Series, AIAA Inc., 1994

## SHOCKS ARRANGEMENT OF RAMP COMPRESSION HYPERSONIC INLET

Yue Lianjie Zhang Xiaojia Chang Xinyu

(Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, CAS, No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China)

(Hypersonic Research Center CAS, No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China)

**Abstract** This paper investigated the shocks arrangement of ramp compression hypersonic inlet with fixed geometry within a range of flight Mach number. The effect of internal contraction ratio on the engine net thrust, the inlet configuration, off-design performance was studied based on the inlet optimization design with the objective of scramjet thrust. It was found that there was an optimal internal contraction ratio for on-design engine thrust, while the pressure ratio and mass flow capture on off-design condition increased with the internal contraction ratio. Based on on-design optimized configuration, an oblique shock was replaced by isentropic compression waves impinging into the internal duct without focus, which cancelled the restriction of shock-on-lip. This modification dramatically improved the inlet mass capture on off-design point. Moreover, the self-starting Mach number of the inlet was dropped to 3.35 through adaptive spillage with the rational bleeding slots.

**Key words** Ramp compression hypersonic inlet, Optimization design, Boundary layer bleeding, Scramjet