



CSTAM 2008-0028

二元高超声速进气道优化设计方法研究

岳连捷，张晓嘉，陈立红，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

第一届高超声速科技学术会议

2008年12月28-30日 云南·丽江

二元高超声速进气道优化设计方法研究

岳连捷, 张晓嘉, 陈立红, 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 本文针对进气道优化设计中总压恢复、阻力特性这一矛盾, 发展了以发动机净推力为考核目标的优化设计方法, 基于一维流路分析建立了燃烧室、喷管的分析模型, 与二元进气道流动性能估算方法相耦合, 形成了超燃冲压发动机推力性能的快速计算方法。以 $H=25000\text{m}$, $Ma=6$ 为设计点, 分别采用总压恢复和净推力为目标函数进行了一系列二元进气道优化, 比较了不同的目标函数和约束条件对优化结果的影响。研究发现考虑发动机净推力性能最优时, 由于要平衡唇罩阻力, 进气道总压恢复并不是最优的。

关键词 二元高超声速进气道, 优化设计, 发动机推力

引言

高超声速进气道设计所追求的目标是: 在一定范围的飞行条件和工作状态下, 满足设计所要求的压力、温度条件, 并使压缩损失尽量小; 同时考虑到与前机身的一体化要求, 尽量减小进气道阻力, 并使进气道结构重量尽可能小; 为保证燃烧室的正常工作, 同时应使进气道出口流场尽量均匀。二元高超声速进气道由于压缩效率相对较高, 极易实现一体化, 且结构简单便于实现优化设计, 为 X43A^[1]、X51A^[2] 等高超声速验证机所采用。

由于二元高超进气道结构相对简单, 一般易于采用优化方法予以设计。在满足压缩量的前提下尽量减少压缩损失是对进气道性能的最基本要求, 因而绝大部分进气道优化都采用总压恢复或动能效率作为目标函数^[3-5], 并以进气道起动限制、几何限制(如进气道长度限制、第一道压缩角度限制、唇罩压缩角度限制等)等作为约束条件。然而, 由于进气道上分布着高超声速飞行器大部分阻力, 所以减阻也是进气道设计的要求之一^[6, 7]。但由于难于沟通主要设计要求之间的联系, 即便同时考虑不同设计要求的研究者也往往是分别按照总压恢复和阻力进行进气道优化^[8], 或通过定义 Pareto 最优解集实现多目标优化^[9], 但最终选取设计构型人为因素较多。

超燃冲压发动机最本质的设计目标是增大净推力, 进气道设计必须为其服务, 也只有将进气道设计的各个目标统一在增大净推力的目标下, 才能对进气道设计有更深层次的认识。如较大的进气道内唇罩角度可带来较大总压恢复, 对增大内推力有利, 但同时也增大了进气道唇罩的外阻力, 如何平衡两者的关系, 就需要以净推力为着眼点加以综合考量。

本文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^[10], 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, 建立了以发动机推力为评价目标的进气道设计优化平台。并以 $H=25000\text{m}$, $Ma=6$ 为设计点, 进行了一系列二元进气道优化, 比较了不同的目标函数和约束条件对优化结果的影响。

1 物理模型

1.1 进气道性能估算

一般, 常用的二元高超进气道设计优化都采用数值计算, 但相对比较费时, 作为方案设计我们往往希望通过一维优化获得趋势性结论, 用以指导进一步的细节设计。目前一维分析采用的方法往往都是基于内压激波打在下壁面肩点上的假设^[3, 11], 根据配波原则或具体设计要求分配各道激波, 通过附面层修正设计进气道

型面，这样的设计比较简单，但显然要牺牲内收缩段部分设计的自由度。本文基于文献[10]所建立的内收缩段几何、流动参数与性能的拟合关系估算进气道性能。

外压激波系前后的气流参数可以用激波理论关系式描述，但是由于附面层的存在，造成了气流的实际转折角大于几何转折角，因此应对激波理论计算式进行修正，具体办法是将激波前后参数关系式中的气流转折角 α_i 改为 $\alpha_i + \Delta\alpha_i$ ，其中 α_i 为几何转折角， $\Delta\alpha_i$ 为修正转折角。

$\Delta\alpha_i$ 由下式确定：

$$\Delta\alpha_i = \arctg\left(\frac{\delta}{x}\right) = \arctg\left(\frac{0.382}{\sqrt[5]{\frac{\rho_i V_i L_i}{\mu_i}}}\right) \quad (1)$$

Ma_i 、 V_i 、 ρ_i 都为第 i 道激波后的参数，粘性系数 μ_i 可用苏士兰公式估算。

对于内收缩通道的性能估算采用文献[10]的研究方法：内压缩通道性能及隔离段通流性能主要受面积收缩比 (CR)、几何外压缩角之和 (反映隔离段进口肩点膨胀波的强度, α')、内压缩通道收缩角 (内收缩通道上下壁面的夹角, 反映单道内压激波的强度, $\alpha = \alpha' - \alpha_{nlip}$)、隔离段长高比等几何参数以及内压缩通道进口马赫数 (Ma_{in})、雷诺数 Re_{in} 、附面层厚度占内压缩通道进口的比例 (δ/H_m) 等流动参数的影响 (见图 1)。通过对大量典型二元高超声速进气道内压缩通道及隔离段流场的计算，拟合了以上参数对内压缩通道及隔离段压比、马赫数之比、温升比、总压恢复系数的影响规律和估算方法。

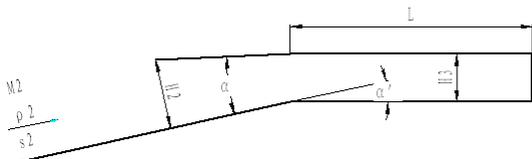


图 1 内压缩通道示意图

以上性能估算得到的是通流参数，但实际隔离段是承载一定反压的情况下工作，建立隔离段控制体如图 2 所示，模型忽略了隔离段摩

擦阻力：

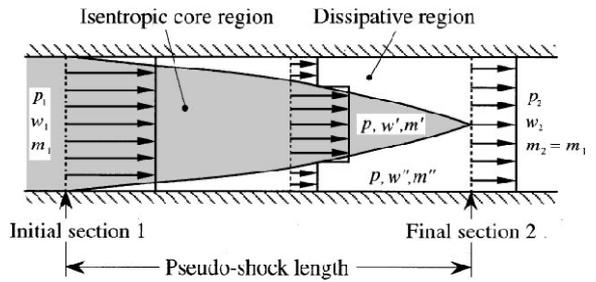


图 2 隔离段控制体

由动量守恒：

$$A(P_1 - P_2) + \dot{m}v_1 = \dot{m}v_2 \quad (2)$$

$$P_2 = rP_1 \quad (3)$$

其中， r 为隔离段出口反压比

可得到隔离段出口速度，在绝热的条件下，总焓相等，可以计算出出口温度：

$$C_{pi}(T_2 - T_1) = \frac{1}{2}(v_1^2 - v_2^2) \quad (4)$$

进而可以求得隔离段出口其他流动参数。

1.2 起动机性能估算

高超声速飞行器经常需要在极大的范围内工作，因此低速下的起动机性能是考查高超音速进气道的重要指标。确定进气道的起动机马赫数一般通过吹风实验和 CFD 计算，但都需要耗费大量时间，无形中延长了设计周期，因此建立较为简单准确地预估进气道起动机马赫数的方法是高超声速进气道起动机研究的重点之一。Kantrowitz^[12]定义正激波位于收缩段进口截面时的收缩比为最大收缩比，并按一维等熵流得到了 Kantrowitz 限制条件，但对于某一已有的进气道，无法根据 Kantrowitz 限制条件直接得到其起动机马赫数，另有大量实验数据^[13]表明 Kantrowitz 限制条件在高速时与实验数据存在明显的差异。

文献[10]提出了非临界状态无明显分离的进气道不起动机马赫数估算方法，并根据国内外已公布的实验数据，拟合了进气道不起动机收缩比和自起动机收缩比之间的关系，进而提出了进气道自起动机马赫数的估算方法。

1.3 燃烧室流动建模

对于燃烧室，可用下列参数来描述其特征：油气比 f ，单位燃料热值 h_{PR} ，燃料喷射速度与压缩系统出口气流速度之比 v_f/v_4 ，燃料轴向喷射速度与压缩系统出口气流速度之比 v_{fx}/v_4 ，燃烧室壁面面积与压缩系统出口截面面积之比 A_{wb}/A_4 ，燃烧效率 η_b 。

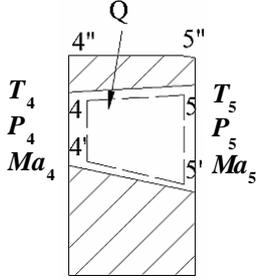


图3 燃烧室控制体

燃烧室分析控制体如图3所示，燃烧室进口为4截面，出口为5截面，假定理想状态其内部为等压燃烧

$$P_4 = P_5$$

由动量守恒：

$$P_4(A_4 - A_5) + \dot{m}_4 v_4 + \dot{m}_f v_{fx} + F_{bx} = \dot{m}_5 v_5 \quad (5)$$

其中，

$$\dot{m}_5 = (1+f)\dot{m}_4 \quad (6)$$

$$F_{bx} = - \left[C_{fb} \frac{\rho_4 v_4^2}{2} A_{wb} + P_4(A_4 - A_5) \right] \quad (7)$$

则：

$$\dot{m}_4 v_4 + f \dot{m}_4 v_{fx} - C_{fb} \frac{\rho_4 v_4^2}{2} A_{wb} = (1+f)\dot{m}_4 v_5 \quad (8)$$

燃烧室出口速度可由下式求得：

$$v_5 = v_4 \left[\frac{1 + f \cdot \frac{v_{fx}}{v_4} - \frac{C_{fb} \cdot \frac{A_{wb}}{A_4}}{2(1+f)}}{1+f} \right] \quad (9)$$

根据能量方程

$$\dot{m}_4 H_{t,4} + \dot{m}_f h_f + \dot{m}_f \eta_b h_{PR} = \dot{m}_5 H_{t,5} \quad (10)$$

假定燃烧效率，则可求得燃烧室出口总焓，通过航空煤油燃气比热表，可求得出口气温，

进而根据压力、速度可得到出口的气动参数。

燃烧室出口面积由流量守恒可得：

$$\frac{A_5}{A_4} = (1+f) \frac{T_5}{T_4} \cdot \frac{v_4}{v_5} \quad (11)$$

1.4 尾喷管流动建模

对于尾喷管，其膨胀过程如图4所示，可将膨胀过程看作一等熵过程(5-Y)和一等压过程(Y-10)，则：

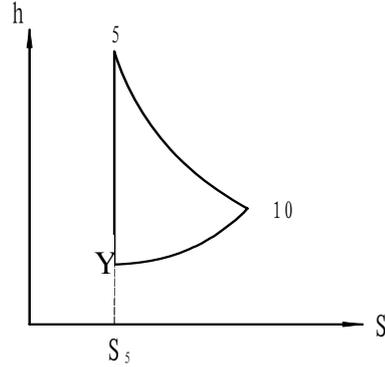


图4 膨胀过程h-s图

假设其出口面积为进气道进口迎风面积与内唇罩迎风面积之和，

$$m_5 = \rho_{10} v_{10} A_{10} \quad (12)$$

尾喷管膨胀效率为：

$$\eta_e = \frac{h_5 - h_{10}}{h_5 - h_Y} = \frac{T_5 - T_{10}}{T_5 - T_Y} = \frac{1 - \frac{T_{10}}{T_5}}{1 - \frac{T_Y}{T_5}} = \frac{\frac{T_{10}}{T_5} - 1}{\left(\frac{P_{10}}{P_5}\right)^{\frac{\gamma_e - 1}{\gamma_e}} - 1} \quad (13)$$

可得：

$$\frac{T_{10}}{T_5} = 1 - \eta_e \left[1 - \left(\frac{P_{10}}{P_5}\right)^{\frac{\gamma_e - 1}{\gamma_e}} \right] \quad (14)$$

假定尾喷管为绝热膨胀，

$$v_{10} = \sqrt{v_5^2 + 2C_{pe}(T_5 - T_{10})} \quad (15)$$

结合状态方程可求得喷管出口的流动参数。

1.5 发动机推力

在以上燃烧室和尾喷管建模的基础上，可获得发动机内推力为

$$T = \dot{m}_{10} v_{10} - \dot{m}_0 v_0 + (P_{10} - P_0) A_{10} \quad (16)$$

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

$$D = (P_{cowl} - P_0)A_{cowl} + D_f \quad (17)$$

其中， D_f 为摩阻，基于数值结果，此处假设摩阻为压阻的 1/4。

本文所选取的净推力指标为 T-D

2 优化策略

2.1 设计参数

本文的进气道采用较为普遍的三外压激波设计，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[14]，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	14.134kg/s
	流量系数	1
	出口马赫数	2.5
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

2.2 优化策略设计

本文中，为比较不同的优化目标函数对进气道设计的影响，设计了两个目标函数，其一为大部分研究者所采用的总压恢复，其二为发动机净推力。

在进气道优化设计中，通常通过添加不同的约束条件来满足不同的设计要求，在本文的优化设计中，除了需要满足表 1 中列出的流量、流量系数和出口马赫数等基本约束条件之外，还提出了进气道长度限制、起动马赫数限制等附加约束条件，以考量不同的设计要求对优化结果的影响。

由于本文为多约束优化，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。

3 结果与分析

为对比不同目标函数和约束条件，设计了 4 组优化算例，见表 2，第一组只需要满足进气道出口马赫数及流量的基本约束条件，即只完成一定的压缩量；第二组添加了长度限制，这两组都以总压恢复最大为优化目标。后两组目标函数改为内推力与唇罩阻力之差，第四组还额外添加了进气道自启动要求。

各组算例都在 30 分钟内收敛，获得最优解，可以看出本文所采用的方法有较高的寻优效率，可以节约初步设计的大量时间。

表 2 优化策略比较

序号	目标函数	约束条件
1	总压恢复	基本约束条件
2	总压恢复	基本约束条件，进气道长度不大于 700mm
3	净推力	基本约束条件
4	净推力	基本约束条件，进气道 $Ma_{3.8}$ 可自启动

表 3、4 给出了各组优化结果的主要几何和性能参数，CFD 计算结果与估算结果比较表明，马赫数的估算误差一般不大于 4%，总压恢复的估算误差不大于 2.5%，在工程要求的许可范围内，也说明所选取的估算方法在本文的计算参数范围内是合理的，尽管存在一定的误差，但可以快速获得趋势性结果，总体框架上为进一步详细的数值优化设计方向。

表 3 优化结果几何参数比较

组号	α_1	α_2	α_3	α_{nlip}	$L_{inlet}(mm)$
1	6.69	7.15	7.69	10.54	820
2	9.69	5.59	5.47	7.95	700
3	7.15	5.31	5.56	2.32	800
4	9.27	6.5	4.56	4.28	697

表 4 优化结果性能参数与 CFD 的比较

组号	模拟手段	Ma_4	σ_{40}
1	估算	2.5	0.437

	CFD	2.57	0.448
2	估算	2.5	0.425
	CFD	2.59	0.416
3	估算	2.5	0.401
	CFD	2.58	0.399
4	估算	2.5	0.39
	CFD	2.53	0.386

图 5 给出了其压比等值线图。由于各组模型都是按流量全捕获设计，外压段波系简单，附面层修正比较有效，从其压力等值线图也可以看出，4 个模型的三道外压激波近似交于唇口。

以总压恢复作为优化目标，在没有长度限制条件下，第一组的最优解非常接近配波结果，三道外压缩强度相同，两道内压波强度相当。三道外压激波近似交于唇口，第一道内压激波打在下壁面肩点上，与采用 CFD 模拟得到的优化结果非常近似^[15]，这说明优化设计可行。

在添加了长度限制之后，由于长度限制了前缘激波的角度，进气道第一压缩角增大，第二三压缩角以及内唇罩角度均有所减小，其总折转角略有下降。同时第一道内压激波变强，损失增大，对比压力等值线图可知，第一道内压激波打在隔离段内部，没有起到削弱肩点膨胀的作用。

以上以总压恢复为优化目标的结果都以较大的唇口角度来减弱唇口激波的强度，从而最大地减少总压损失，但同时也带来较大的附加的唇口阻力。以净推力为考核指标，则可以综合评价唇口角度所带来的收益与代价。

第三组优化考虑唇罩阻力的结果比较明显地减小了内唇罩角度，仅为 2.32° ，增加了第一道内压激波强度，这会使流动损失增大，但外罩阻力也同时也大大降低。此最优解的内收缩比已经接近 2，由于其强的唇口激波以及大的内收缩比影响，外压的要求降低，此时气流总折转角减小。

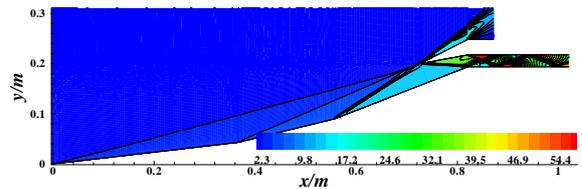
由于第三组最优解的内收缩比已经接近 2，必然存在相当的自启动困难，因此需考虑在此基础上添加了自启动约束条件。第四组优化将内收缩比缩减到 1.6，由于减小了内压缩的比例，因此增大了外压缩份额，外压转角由 18.02° 增加到 20.33° ，前缘激波强度也有所增长，相应进气道长度缩短。为了缓解唇口激波的强度，

唇罩角度较不考虑起动性能时适当增加，接近 4.3° ，总压恢复也进一步降到 0.39 左右。必然，采用此进气道的发动机性能较第三组优化进气道差，这也说明如果想获得较高的发动机性能，回避了自启动问题的变几何进气道有其优势。

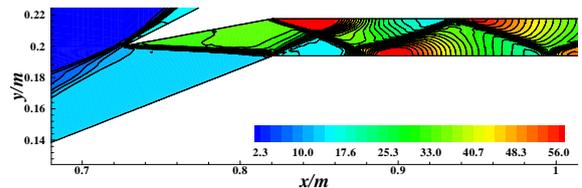
对比第二组和第四组结果，基本是在保持长度一致条件下分别依据总压恢复和净推力为优化目标的进气道构型。可见，同样净推力最大时以唇口阻力折中其总压恢复不是最好。由于长度接近，两种优化算法外压转角相差不大。

从优化结果可见，尽管进气道的总压恢复下降了，但由于唇罩阻力的大幅降低，发动机性能反而会有所增加。从发动机整体性能的角度来看，并不一定要求进气道获得最大的总压恢复，需综合阻力性能予以折中设计。

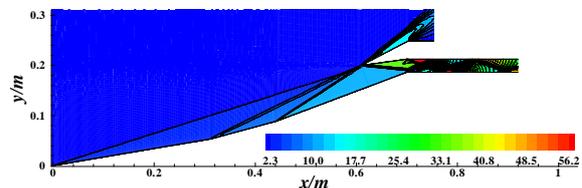
当然，本文所建立模型还比较初步，须全面考虑各因素影响予以完善，但它所反映出的规律还是值得我们注意，在进气道设计中需综合考察发动机整体的性能匹配。



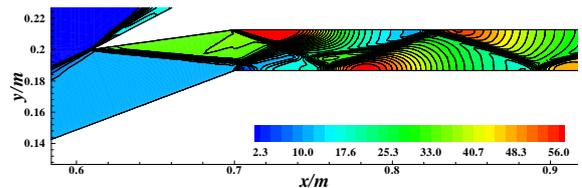
第一组优化进气道压比分布



第一组优化进气道内收缩段压比分布



第二组优化进气道压比分布



第二组优化进气道内收缩段压比分布

致谢

本项目为国家自然科学基金资助(90716014, 90305022, 10525212)。

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. Mutzmann. 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 Xu Xu, Xu Dajun, Cai Guobiao, Optimization design for scramjet and analysis of its operation performance. Acta Astronautica, 2005, 57: 390-403.
- 4 Vijay Shukla, Andrew Gelsey, Mark Schwabacher, Donald Smith and Doyle Knight, Automated Redesign of the NASA P8 Hypersonic Inlet Using Numerical Optimization, AIAA 96-2549.
- 5 Michael Blaize, Doyle Knight and Khaled Rasheed, Automated Optimal Design of Two Dimensional High Speed Missile Inlets, AIAA 98-0950
- 6 D. M. Van Wie, M. E. White and P. J. Waltrup, Application of Computational Design Techniques in the Development of Scramjet Engines. AIAA 87-1420, 1987
- 7 C. S. Craddock, Computational Optimization of Scramjets and Shock Tunnel Nozzles, [Ph D Thesis]. University of Queensland, August 1999
- 8 D. M. Van Wie, An Application of Computational Fluid Dynamics to the Design of Optimum Ramjet Powered Missile Components, [Ph D Thesis], Univ. of Maryland, 1986
- 9 罗世彬, 罗文采, 丁猛, 王振国, 超燃冲压发动机二维进气道多极多目标优化设计方法, 国防科技大学学报, 2004, Vol. 26(3): 1-6.
- 10 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
- 11 E. T. Curran and S. N. B. Murthy, Scramjet Propulsion, AIAA, 2000
- 12 A. Kantrowitz and C. Donaldson, Preliminary Investigation of Supersonic Diffusers, NACA WRL-713, 1945.
- 13 D. M. Van Wie, F. Kwok and R. F. Walsh, Starting Characteristics of Supersonic Inlets, AIAA 96-2914
- 14 William H. Heiser, David T. Pratt, Hypersonic Air-breathing Propulsion, AIAA Education Series, AIAA Inc., 1994
- 15 徐旭, 蔡国飙, 超燃冲压发动机二维进气道优化设计方法研究, 推进技术, 2001, Vol. 22(6):468-472.

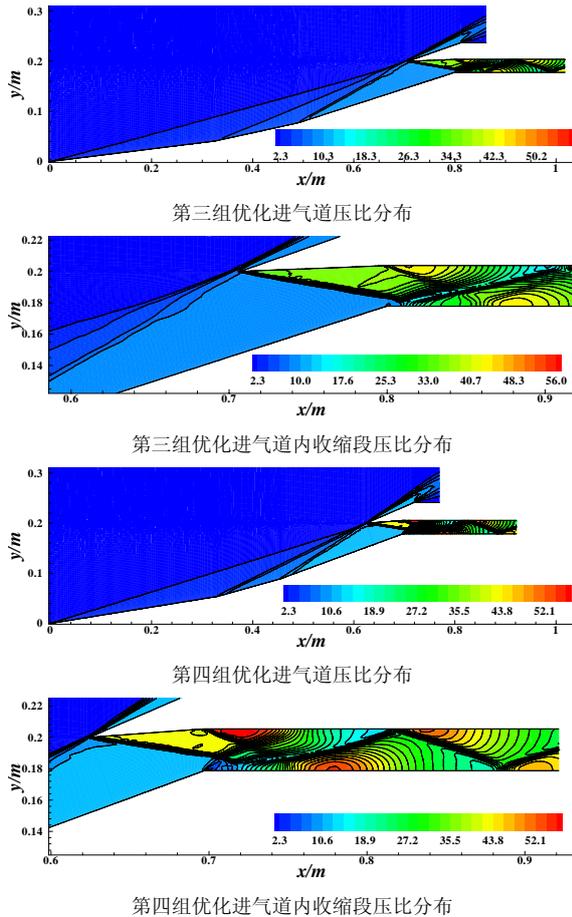


图5 优化结果压力等值线图

3 结论

本文基于一维流路分析建立了燃烧室、喷管的分析模型,与二元进气道流动性能估算方法相耦合,形成了超燃冲压发动机推力性能的快速计算方法。基于此发展了以发动机净推力为考核目标的优化设计方法。并以 $H=25000\text{m}$, $Ma=6$ 为设计点,分别采用总压恢复和净推力为目标函数进行了一系列二元进气道优化。研究发现

考虑发动机净推力性能最优时,由于要平衡唇罩阻力,进气道总压恢复并不是最优的。

考虑自起动要求的进气道构型由于限制了内收缩比,外压加强,使得唇口角度需增大以缓解唇口强激波,其性能也相应有所降低。

本文研究获得了初步优化结论,可进一步采用 CFD 数值方法模拟流场,对二元进气道进行精细优化。

OPTIMAL DESIGN OF 2-D HYPERSONIC INLETS BASED ON ENGINE THUST

Yue Lianjie Zhang Xiaojia Chen Lihong Zhang Xinyu

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

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

Abstract The optimization method of 2-D hypersonic inlets was developed, using the engine thrust as optimal objective to integrate two contrary parameters: total pressure recovery and inlet drag. The scramjet engine thrust was calculated by 1-D flow analysis of the combustion chamber and the nozzle, coupled with a rapid approximate method of 2D scramjet inlet performance. A series of 2-D hypersonic inlets were optimized at the design point of $H=22800\text{m}$, $Ma_0=6$, with different objectives of total pressure recovery and engine thrust respectively. It was revealed that the inlet total pressure recovery is not the best when the engine thrust is optimal because the cowl drag should be balanced.

Keywords 2-D hypersonic inlet, optimal design, engine thrust