

局部收缩比处处一致的变截面高超声速内转式进气道设计方法

肖雅彬 岳连捷 高占彪 陈立红 张新宇

中国科学院力学研究所, 高温气体动力学国家重点实验室(筹), 北京海淀区 100190

摘要 本文发展了一种具有矩形截面入口和圆形截面出口的变截面高超声速进气道设计方法。为使超声速流场在变截面的过程中以及出口流动尽量均匀, 将三维流场分解成若有限根流管, 所有流管的收缩比相等, 对这些流管分别进行设计, 再将他们重新组合起来。应用该方法设计了收缩比为 3.67 的高超声速进气道, 设计点来流马赫数 5.4, 雷诺数 $4.885e6$ 时的捕获率达到 0.995, 隔离段出口的压比为 11.73, 总压恢复为 0.520; 来流马赫数 3.5, 雷诺数 $1.297e7$ 时的捕获率达到 0.952, 隔离段出口的压比为 12.26, 总压恢复为 0.684。进气道表现出良好的设计点和亚设计点性能已经较好的流动均匀性。

符号

0 进气道入口参数

3 进气道出口参数

A 面积

AR 宽高比, Aspect Ratio

Cr_{30} 入口面积与出口面积之比, 收缩比

C_p 定压比热

H 总焓

h 静焓

P_t 总压

p 静压

s 熵

u 速度

φ 进气道捕获率

γ 比热比

π_{20} 进气道出口与入口压力之比

σ_{20} 进气道出口总压恢复与入口总压之比, 总压恢复

引言

对于与高超声速飞行器整合的模块化超燃冲压发动机而言, 理想的高超声速进气道入口形状是矩形, 因为矩形入口有利于多模块发动机的并列安装, 使捕获面积最大化。另一方面, 圆形燃烧室对热负荷、压力负荷的抵抗能力远

远好于矩形燃烧室[1], 不仅如此, 圆形流道不存在矩形流道的角区流动, 具有更好的流场品质。要同时实现上述两方面优势, 需要进气道的入口为矩形, 出口为圆形。这种需求已经引起高超声速研究领域的重视, 已经有一些变截面高超声速进气道设计方法被发展出来, 这些方法可以被分为 3 类:

(1) 基于流线追踪的曲面加权融合法。[1,2,3], 在同一个基准流场中分别根据入口形状和出口形状使用流线追踪和逆流追踪生成两个型面, 然后使用数学曲面融合方法, 将两个型面加权平均成变截面进气道型面。变截面进气道的形状根据权重函数进行控制, 在入口处, 使过入口的流线追踪型面的权重最大, 而在出口处, 使过出口形状的逆流追踪型面的权重最大, 这样就可以同时满足入口和出口的几何形状。此类方法的代表是 NASA Langley 中心的 Smart 提出的 REST 的变截面进气道[1]。

这种思想是继承流线追踪进气道良好的流场结构, 通过加权两个流线追踪流场的边界实现融合两个流场的目的。然而我们知道, 超声速流场中任意一点处的流动决定于它的依赖域处的条件, 将两族流线融合成一族新的流线并不是按照气体动力学规律进行的, 因而所得到的流场并不是两个流场的融合。比如[1]中, 流线追踪进气道前缘的乘波特性不再得到保证, 这也是为什么 REST 进气道在不能做到设计

点质量全捕获的原因。另外从[2]的图 7 的无粘计算结果的压力切片来看，外压段高压区与低压区的分界线落在了进气道内部，进气道入口仍未乘波，而反射激波也没有从“V”形唇口的尖点开始，反射激波后的压力切片出现了许多局部高压区，流场品质和均匀性有待改善。

(2)密切轴对称变截面进气道设计方法。

南京航空航天大学的尤延铖博士 [4]中对基于流线追踪的曲面融合方法提出质疑：两个符合气体动力学规律型面通过数学加权得到的型面也是符合气体动力学规律的么？他使用 Sobieczky 提出的密切轴对称理论[5,6]，基于一系列共轴的，具有相同母线和不同中心体半径的轴对称收缩流场发展了矩形转椭圆进气道设计方法。[4]认为“不存在入射、反射两道曲线激波同时满足当地横向截面等波强条件的一系列内收缩流场”，因此不再追求气流经过入射、反射激波后保持等强度这一理想性质，而是保证入射激波的等强度性质，对于反射激波则不作处理。该方法选取的激波面为一个轴对称面。轴对称激波面的构造而是采用一系列具有相同母线的共轴的轴对称基准流场，这些流场的区别在于中心体半径不同。相同的母线保证了入射激波的等强度，双密切轴对称的设计方法保证了进气道的乘波性。

该方法没有对于反射激波进行处理，气流到达反射激波的位置不同步，在反射激波及其后就不能保证没有横向流动了，从[4]的图 13 可以看到，反射激波后、隔离段内存在多道激波反射，不再具有反射激波前的均匀性。

(3)优化设计方法

美国马里兰大学的 Sabean 和 Lewis 使用基于 CFD 的优化方法进行变截面进气道的设计 [7]，目标是将矩形入口的压力非均匀来流转换为圆形出口的压力均匀的出流。与上述工作不同，该进气道由矩形到圆形的变截面是从内收缩段开始的，为减少优化变量，型面表示为 Bezier-Bernstein 曲线[8]构成的超椭圆。优化方法采用 BFGS 局部优化算法，CFD 采用 GASP 求解器[9]，优化目标是出口压力偏差。非均匀流场是根据一个二维的 3/4 指数率型面生成的，压力偏差达到 30%。经过优化设计的进气道，出口的压力偏差减小至 9.9%。这一工作表明，

压力非均匀的入口条件到相对均匀出口条件的变截面超声速流场是存在的，而进气道的截面形状沿流向的变化往往不是单调的。进气道的压缩过程实际上是一个热力学过程，流场的均匀性要用两个独立的热力学量来刻画，然而该工作并未给出除了压力外的其他热力学参数的均匀性，也没有给出速度的均匀性。

上述 3 种方法的适用于进气道入口-出口宽高比较为接近的变截面设计。表 1 列出了上述各进气道入口-出口的宽高比，沿流线融合的变截面进气道入口和出口宽高比都为 1.0，REST 的入口、出口宽高比有差异但不显著，密切轴对称法的入口、出口宽高比差异最大。当面对入口/出口宽高比具有显著差异，形状变化剧烈时，基于流线追踪的曲面融合方法的合理性和适用性会下降。密切轴对称法由于摆脱了所有流线出于同一基准流场这一限制，设计自由度明显增加了，但是由采用一系列共轴且具有相同母线的轴对称基准流场，因此同样面临入口/出口宽高比差异不能太大的问题，否则对称轴的位置将难以选取，另外，该方法对反射激波的处理方式使隔离段内存在多次激波反射，流场均匀性有待改善。优化设计方法为变截面进气道设计提供了启发性的观点，但要实现流场质量充分好的变截面优化设计，优化变量的数量必须足够多，基于 CFD 的优化设计计算成本很高，在已有的工作中，尚未实现两个独立的热力学参数同时均匀化。

表 1 现有变截面进气道设计的入口/出口宽高比

	REST [1]	流线追 踪加权 [2]	流线追 踪加权 [3]	密切轴 对称[4]
AR ₀	1.579	1.0	1.0	1.54
AR ₃	1.80	1.0	1.0	2.43 (测绘)
AR ₀ /AR ₃	1.14	1.0	1.0	1.57

上述各方法都致力于实现流动的均匀性，但在方法上却没有致力于保证流场均匀的前提：流场所有流管的收缩程度一致。本文发展了一种设计方法，使进气道流场中的所有流管

具有相同的收缩程度，从而达到较高的压缩效率和较为均匀的流场结构。

1 设计方法

1.1 一维分析

进气道的压缩过程本质上是一个热力学过程，由两个独立的热力学量的变化过程唯一确定。进气道流场均匀等价于流场中两个独立的热力学量都均匀，不失一般性，我们指定这两个独立的热力学量为压比 π_{30} （流管出口压力与入口压力之比）和总压恢复系数 σ_{30} （流管出口总压与入口总压之比）。对于流场中一根流管（如图1所示）而言，



图1 进气道流场中的一根流管

在来流马赫数给定的情况下，收缩比 Cr_3

$$Cr_{30} = \frac{A_0}{A_3}$$

可以由 π_{30} 和 σ_{30} 确定，表达式推导如下：

由状态方程求 $p = \rho RT$ 有

$$\frac{dp}{p} = \frac{d\rho}{\rho} + \frac{dT}{T} \quad (1)$$

由热力学关系

$$dh = C_p dT = \frac{dp}{\rho} + Tds = RT \frac{d\rho}{\rho} + Tds$$

有

$$\frac{C_p}{RT} dT = \frac{dp}{p} + \frac{ds}{R} \quad (2)$$

总温、总压与熵增有如下关系：

$$\frac{C_p}{RT_t} dT_t = \frac{dP_t}{P_t} + \frac{ds}{R}$$

在总温不变的情况下，总压与熵增的关系如下：

$$\frac{dP_t}{P_t} + \frac{ds}{R} = 0$$

故(2)式可写为

$$\frac{C_p}{R} \frac{dT}{T} = \frac{dp}{p} - \frac{dP_t}{P_t} \quad (3)$$

对于量热完全气体， C_p 不随温度变化，(3)式可以简写为

$$\frac{\gamma}{\gamma-1} \frac{dT}{T} = \frac{dp}{p} - \frac{dP_t}{P_t} \quad (3a)$$

由流量守恒 $\rho u A = \text{const.}$ 有

$$\frac{d\rho}{\rho} + \frac{du}{u} + \frac{dA}{A} = 0 \quad (4)$$

将(3)代入(4),有

$$-\frac{dA}{A} = \frac{1}{\gamma} \frac{dp}{p} - \frac{\gamma-1}{\gamma} \frac{dP_t}{P_t} + \frac{du}{u} \quad (5)$$

对上式求积分,并令0表示进气道入口条件,3表示出口条件有

$$Cr_{03} = \frac{A_0}{A_3} = \left(\frac{p_3}{p_0}\right)^{\frac{1}{\gamma}} \left(\frac{P_{t3}}{P_{t0}}\right)^{-\frac{\gamma-1}{\gamma}} \frac{u_3}{u_0}$$

即

$$Cr_{03} = \pi_{30}^{\frac{1}{\gamma}} \sigma_{30}^{-\frac{\gamma-1}{\gamma}} \cdot \frac{u_3}{u_0} \quad (6)$$

式中

$$\begin{aligned} \frac{u_3}{u_0} &= \sqrt{\frac{C_p(T_0 - T_3) + \frac{1}{2}u_0^2}{\frac{1}{2}u_0^2}} \\ &= \sqrt{2C_p \frac{1}{\gamma R} \frac{\gamma RT_0}{u_0^2} \left(1 - \frac{T_3}{T_0}\right) + 1} \\ &= \sqrt{\frac{2}{(\gamma-1)M_0^2} + 1 - \frac{2}{(\gamma-1)M_0^2} \left(\frac{\pi_{30}}{\sigma_{30}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \quad (7) \end{aligned}$$

将式(3a),(7)代入(6),我们得到收缩比关于压比 π_{30} ,总压恢复 σ_{30} ,和来流马赫数 Ma_0 的表达式：

$$\begin{aligned} Cr_{03} &= \pi_{30}^{\frac{1}{\gamma}} \sigma_{30}^{-\frac{\gamma-1}{\gamma}} \cdot \\ &\sqrt{\frac{2}{(\gamma-1)M_0^2} + 1 - \frac{2}{(\gamma-1)M_0^2} \left(\frac{\pi_{30}}{\sigma_{30}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \quad (8) \end{aligned}$$

根据公式(8)，图2和3分别绘制了可压缩流管在入口马赫数分别为3.5和5.5时，其收缩比在压比—总压恢复平面内的等值线。图中的红色点划线为这些等值线上总压恢复极小（熵增极大）的点连成的直线，这里简称为**熵极大线**，其上的马赫数为1，它将平面分成上下两部分，上部为超音速流动，下部为亚音速流动。对于给定收缩比流管，其热力学变化的方向是由熵极大线的两侧向着其自身运动，而且不能穿过它，如图2中的收缩比为5.50等值线上的箭头A和B。

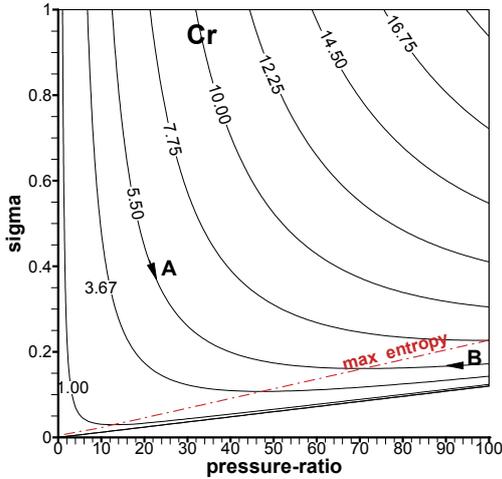


图2 来流 Mach5.4时 流管收缩比关于压比、总压恢复的等值线

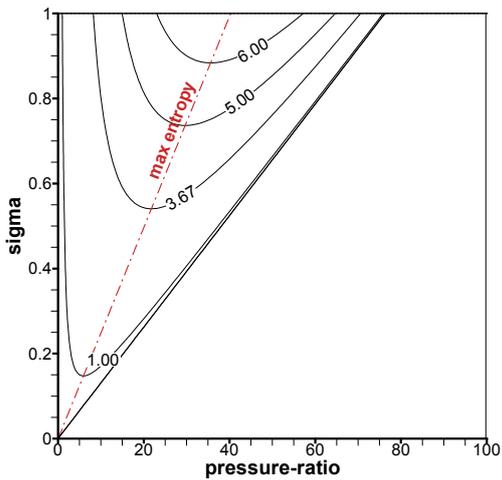


图3 来流 Mach3.5时 流管收缩比关于压比、总压恢复的等值线

1.2 三维流场的局部等收缩比分解

进气道内的出口流场是均匀的，可以等价于流场中所有流管具有相同的总压恢复和压

比，根据式(8)，其必要条件是所有流管具有相同的收缩比。

为此，我们将待设计的三维流场分解为若干流管组成的流管族，其中每根子流管的收缩比都等于进气道的总收缩比。流管之间具有公共边界，最边缘的流管的外边界组成进气道的型面。

以图4所示的变截面进气道为例，沿着来流的方向看去，进气道的入口为矩形，仅需保证上、左、右为直线，因为这三条边需要与前体及其他进气道配合，出口则为圆形，该进气道的收缩比为3.67。流管的划分是在垂直于纸面的平面内进行的。图4中ACDF-ABEF就是一根子流管，其立体结构为如图5所示的ACDF-A'BEF'，ACDF为入口，A'BEF'为出口，流管具有四个侧壁，其中ACDF和A'BEF'是平面（也就是划分面），CBED是外轮廓。其中收缩比 $S_{ACDF}/S_{A'BEF'}$ 等于进气道的总收缩比，划分过程从对称面顶部开始，依次向下进行，这个过程可以保证接下来总能找到收缩比等于进气道的总收缩比的流管，直到划分完毕，在预先给定流管数目的情况下，划分方式是唯一的。

图4中直线CA与DF相交于O点，立体地看，图5中的平面AA'BC与平面FF'ED相交于直线OO'。这样，图5中所示的子流管ACDF-A'BEF'可以被理解为以OO'为对称轴，以CB为母线的轴对称流动的一部分。这个虚拟的轴对称流场如图6所示，该流场由母线CMNB、对称轴OO、半径为 $R_c=|OA|$ 的中心体围成，轴对称入射激波CA与中心体交于A，反射激波AB与型线CB交于B，即每个子流场都是消波的。为了实现这一目的，需要对每一个虚拟轴对称流场中的型线CMNB进行优化设计。

将所有如图2.3所示的子流管按照反射激波位置(即图2.4中的S点)重合的原则组合起来，这些流管的外缘(如图2.3中的CBDE)就组成了进气道的型面。

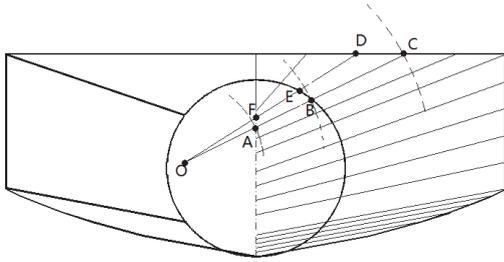


图4 矩形转圆形内转式进气道前视图

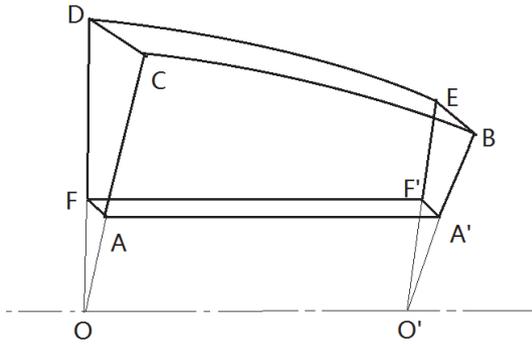


图5 流管结构立体图

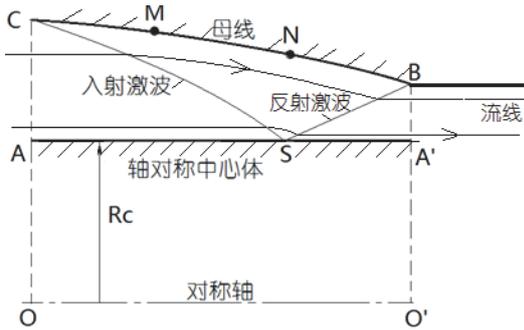


图6 虚拟的轴对称流场

1.3 进气道型面

本文所设计的局部收缩比一致的高超声速内转式进气道包括进气道收缩段和隔离段，其中进气道收缩段为三维向内收缩，隔离段为一截面积不变的柱面，收缩比为 3.67，进气道进口宽度为 280mm，高度为 115.2mm，宽高比达到 2.43，参照表 1，本进气道具有更大的入口、出口差异，隔离段长度为 507mm，隔离段出口直径 100mm，其三维结构如图 7 所示，各部件名称如图 8 所示。

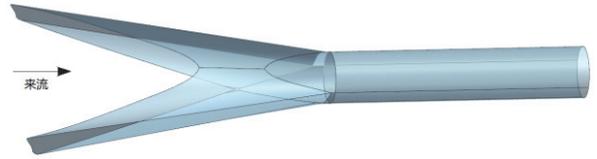
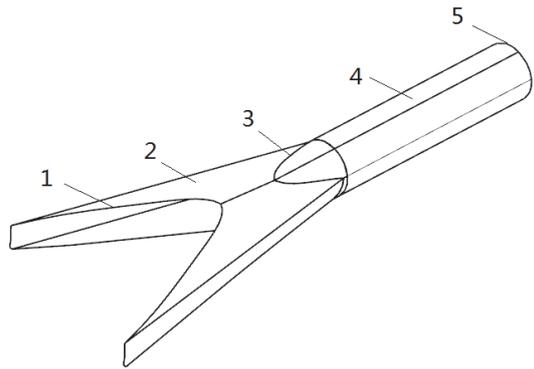
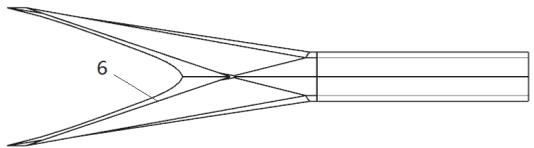


图7 矩形转圆形进气道三维结构

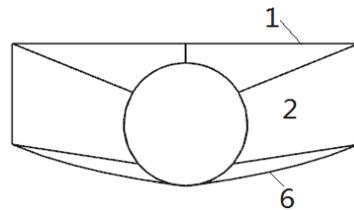
图中 8a 中 1 为乘波前缘线，2 为进气道收缩段，3 为隔离段起始线，4 为隔离段，5 为圆型出口；图中 8b 中 6 为乘波唇口前缘线；图 8c 显示进气道的捕获面形状。



(a)



(b)



(c)

图8 矩形转圆形进气道部件示意图

2.性能验证和计算方法

本文对所设计的进气道在设计点来流马赫数 5.4、雷诺数 $4.885e6$ 以及亚设计点马赫数 3.5、雷诺数 $1.297e7$ 进行数值模拟，考查进气道的性能参数包括压比、总压恢复、出口马赫数，并考查流场结构。

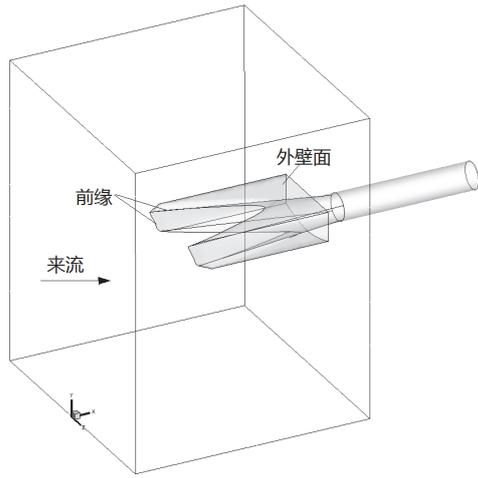


图9 计算域

CFD 计算采用 Fluent6.3 双精度求解器，采用二阶迎风格式，通量分裂采用 AUSM 格式。湍流模型采用 k-w SST。为了准确验证流量捕获率，计算域覆盖到进气道的外部，唇口和前缘延展至外壁面。计算域如图 9 所示。

使用 ICEM CFD 生成混合格网，壁面附近为三棱柱网格共 28 层，首层厚度为 0.005mm，总厚度为 11mm，核心流区域为四面体网格，总网格数量为 120 万。

3.结果与讨论

3.1 性能参数

进气道的设计点是指超燃冲压发动机处于稳定巡航状态时的来流参数；接力点是指超燃冲压发动机刚刚与助推器分离时的来流参数，处于接力点的发动机要求通过自身的推力加速至设计点，因此接力点的进气道性能参数也是极为重要的。本进气道的设计点为马赫数为 5.4、雷诺数为 $4.885e6$ ，接力点为来流马赫数 3.5，雷诺数 $1.297e6$ 。

计算得出的进气道的性能参数如表 2 所示。设计点时，进气道质量捕获率非常接近 1.0，并且具有较高的总压恢复系数。在接力点，进气道的捕获率高达 0.952，并具有相当高的总压恢复系数。接力点高捕获能力可以使发动机具有较强的推力，为依靠自身加速提供了充足的条件。

表 2 进气道设计点和接力点性能参数

	Φ	π_{20}	σ_{20}	Ma_3
设计点	0.995	11.73	0.52	2.945
接力点	0.952	12.26	0.684	1.578

3.2 流场结构

为了描述进气道内的三维超声速流场结构，我们做如图 10 所示的沿流向的流场切片：切片 1,2 在进气道外收缩段用以检查进气道的前缘乘波性；切片 3 为顶板内收缩起始处，用于检查顶板是否有内流向外泄露；切片 4 为唇口内收缩起始处，用于检查唇口是否有内流向外泄露；切片 5 用于观察反射激波的结构；切片 6 为隔离段起始处，7 为隔离段中间处，8 为隔离段出口，可以观察隔离段的流动均匀性，查看隔离段内有无象征流动不均匀的斜激波串。

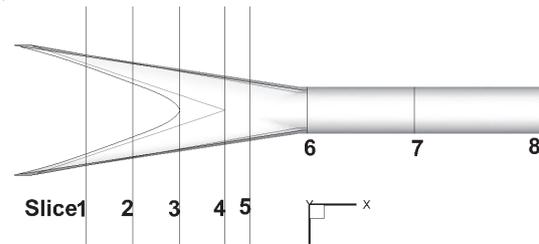


图 10 沿流向的流场切片位置

3.2.1 设计点流场结构

根据设计初衷，在设计点时，图 8 中的顶板前缘线 1 和两个侧板前缘，以及唇口前缘线 6 应该刚好乘在侧板激波上，从图 11(a),(b)可见，顶板前缘和唇口前缘离侧板激波似乎还有一点距离，进气道内的流动似乎没有被完全封住，其实这是由于唇口和前缘具有较大的后掠角引起的斜激波脱体的效果；另一方面，计算所得及激波厚度过大，使乘波性不易体现，从图 11(c), (d)可更加清楚地看到，进气道是具有的乘波性的。

进气道在设计点下，唇口内收缩起始处到隔离段起始处之间，存在一个三维的反射激波面，将向内收缩的三维流场一次性地转换成平行于来流，并送入隔离段，这个三维反射激波被切片 5 所截得的形态是如图 11(d)所示的“Y”字型，随着切片的后移，“Y”字的上两个分支之间的区域（图中标注马赫数 3.3 2 的区域）不

断长大，直至如图 11(e)所示的隔离段入口，完全变成马赫数 3.12~3.52 的区域。

隔离段中间截面如图 11(f)所示，可以看到马赫数分布较为均匀，注意到马赫数 3.53 的区域由图 11(e)的顶部移动到了底部，而马赫数 3.12 的区域由图 11(e)的底部两侧移动到了顶部两侧，说明隔离段内还是存在三维的斜激波，但由于斜激波前后的马赫数变化很小，可以推断斜激波强度十分微弱。

图 11(g)为隔离段出口的马赫数分布，由于微弱的斜激波，马赫数 3.53 的区域又一次回到了顶部，两侧标注马赫数 2.28 的区域是侧板边界层卷起产生的流向涡结构。马赫数分布较为均匀。

过隔离段对称轴的水平面上的进气道流场截面图如图 12 所示，可见进气道的消波设计效果，收缩段内没有因截面转换而引起紊乱的波系结构，由于反射激波的消波，收缩段内没有激波边界层干扰引起的回流区，流动简单。隔离段内流线平直，没有明显的反射斜激波串，具有良好的均匀性。

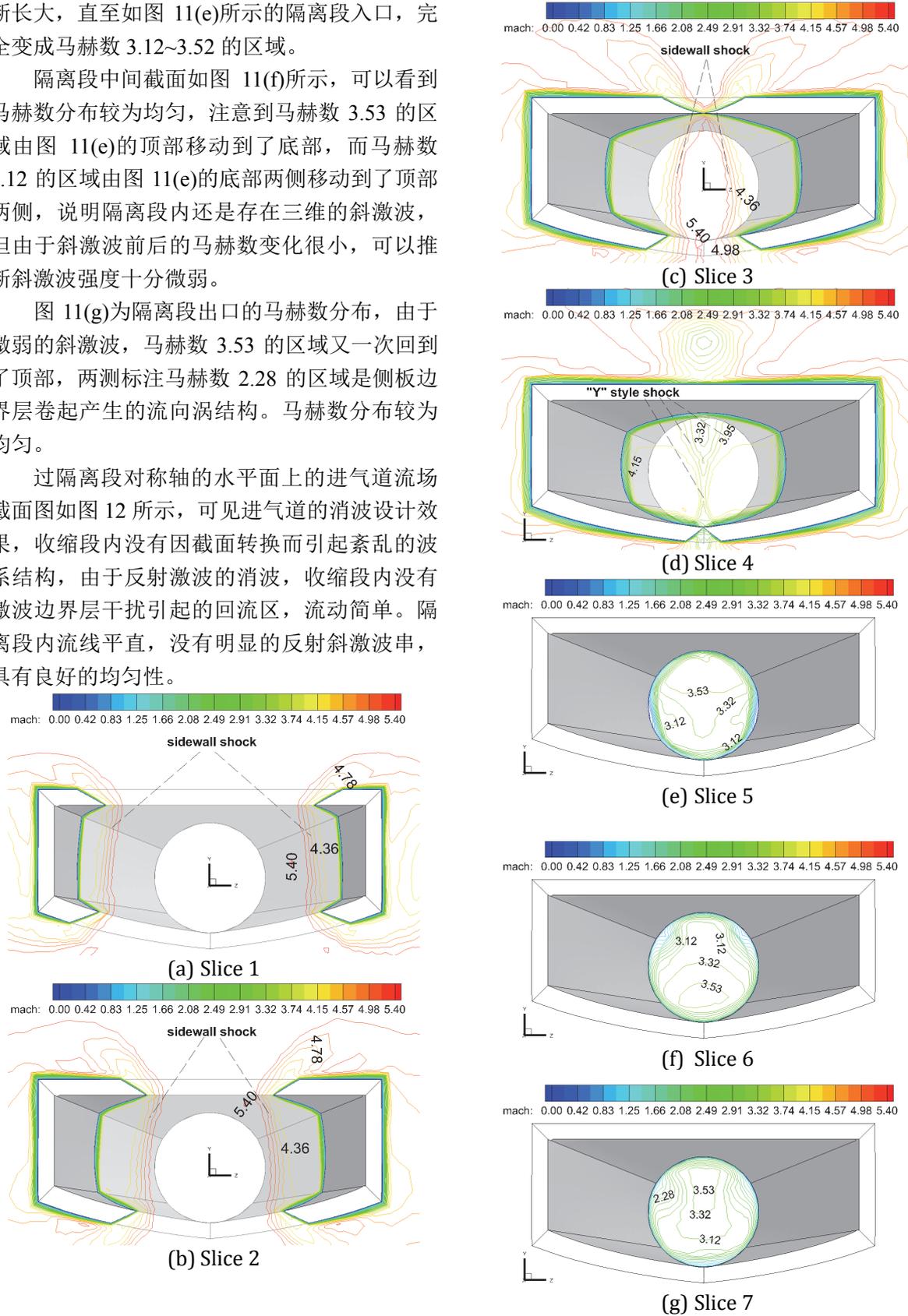


图 11 进气道设计点沿流向截面马赫数分布

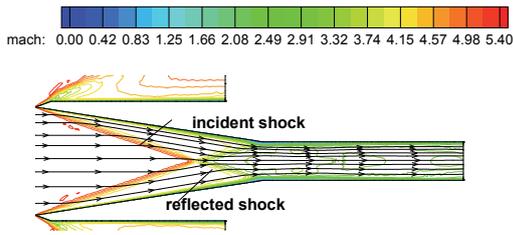


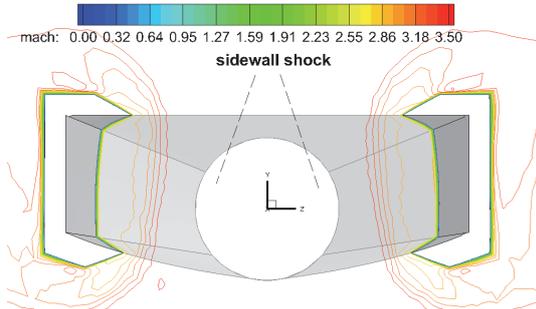
图 12 进气道设计点水平半高截面流场

3.2.2 接力点流场结构

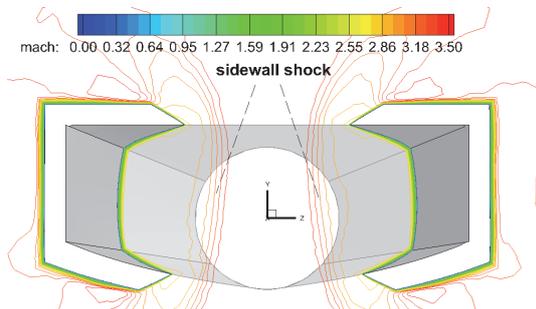
当进气道处在接力点时，马赫数大大低于设计点，激波角度变大，原有的乘波设计不再成立，进气道产生溢流。如图 13(a)(b)所示，侧板激波脱离顶板和唇口前缘。但计算表面，进气道的溢流并不大，捕获率达到 0.952。

图 11(d)中的“Y”型激波提前至图 13(c)中。图 13(d)(e)中两侧产生面积较大蓝色的低马赫数区域，这是反射激波提前以后于收缩段侧板相交产生的回流区，这一结构的俯视图见图 14。

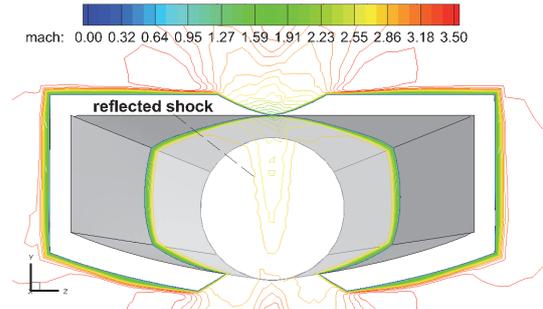
图 13(f)(g)(g)显示隔离段内马赫数分布形态相似，结合图 14 可知隔离段内存在水平方向上的反射斜激波串。



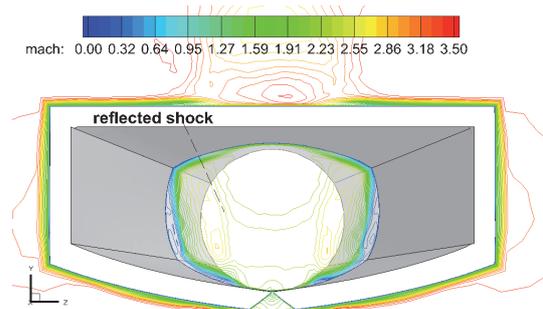
(a) Slice 1



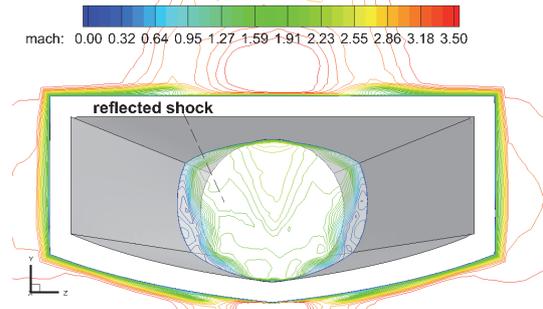
(b) Slice 2



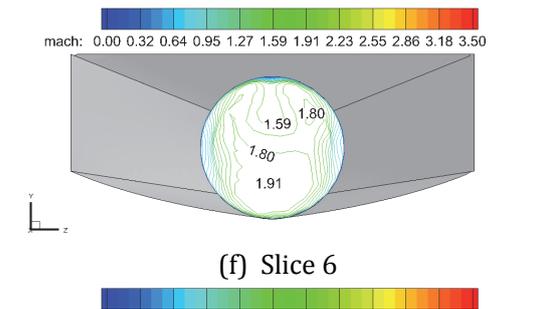
(c) Slice 3



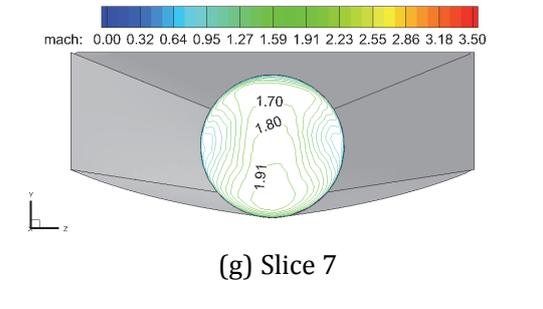
(d) Slice 4



(e) Slice 5



(f) Slice 6



(g) Slice 7

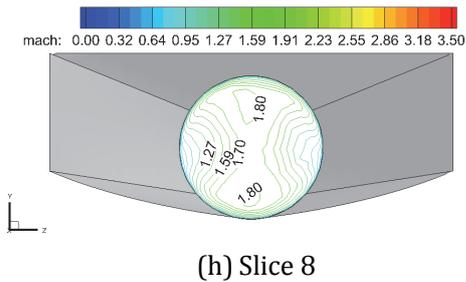


图 13 进气道接点沿流向截面马赫数分布

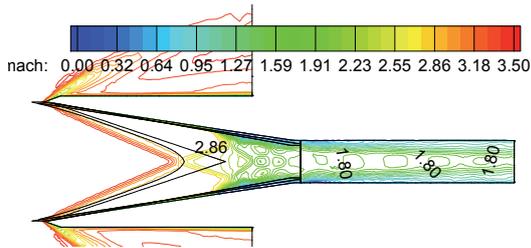


图 14 进气道设计点水平半高截面流场

4. 结论

为了解决变截面超声速进气道设计普遍存在的流场均匀性问题，本文发展了一种局部收缩比处处一致的设计方法，使流场中的所有流管受到相同程度的压缩。应用该方法设计了收缩比为 3.67 的高超声速进气道，得到如下结论：

1) 来流马赫数 5.4，雷诺数 $4.885e6$ 时的进气道捕获率达到 0.995，隔离段出口的压比为 11.73，总压恢复为 0.520；来流马赫数 3.5，雷诺数 $1.297e7$ 时的捕获率达到 0.952，隔离段出口的压比为 12.26，总压恢复为 0.684。表现出良好的性能。

2) 进气道表现在设计点时，前缘具有较好的乘波性，反射激波为一空间曲面结构，将内

收缩的三维流场一次性地转换成平行于来流的流动，隔离段内的斜激波串相当微弱，具有较好的流动一致性。

3) 进气道处于亚设计点时，由于激波角变大产生溢流，但是数据显示，溢流很小，具有很高的低马赫数捕获能力。

4) 本方法在实现入口出口不相似的超声速通道设计上具有良好的效果。

参考文献

- [1] M. K. Smart, Design of Three-Dimensional Hypersonic Inlets with Rectangular-to-Elliptical Shape Transition, AIAA Journal of Power and Propulsion, Volume 15, Number 3, pp 408-416, May-June 1999.
- [2] T. Taylor, D. VanWie, Performance Analysis of Hypersonic Shape-Changing Inlets Derived from Morphing Streamline Traced Flowpaths, 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Dayton, Ohio, Apr. 28-1, 2008, AIAA-2008-2635.
- [3] 南向军, 张堃元, 金志光, 孙波, 矩形转圆形高超声速内收缩进气道数值及试验研究, 2011.7.15, Vol.32, No.6 988-996.
- [4] Yancheng You, Dewang Liang, Ke Cai, Numerical Research of Three-Dimensional Sections Controllable Internal Waverider Hypersonic Inlet, 4th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit 21 - 23 July 2008, Hartford, CT, AIAA-2008-4708.
- [5] Sobieczky H, Dougherty F C, Jones K. Hypersonic waverider design from given shock waves. In: 1 St Int Waverider Syrup. CollegePark: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1 990
- [6] Sobieczky H, Zores B, Zhuo W, et al. Hi speed flow deisgn using the theory of osculating cones and axisymmetric flows. Acta Aeron Astron Sin, 1999, 12(1): 1-8
- [7] Sabean J W, Lewis M J. Computational Optimization of a Hypersonic Rectangular-to- Circular Inlet[J]. Journal Of Propulsion And Power. 2001, 17(3): 571-578.
- [8] Burgreen, G, Baysal, O., and Eleashaky, M., "Improving the efficiency of Aerodynamic Shape Optimization," AIAA Journal, Vol. 32, No. 1, 1994, pp. 69-76.
- [9] GASP, Ver. 3.0, Aerosoft, Inc., Blacksburg, VA, 1996.

ISO-CONTRACTION-RATIO METHODOLOGY FOR THE DESIGN OF HYPERSONIC INWARD TURNING INLETS WITH SHAPE TRANSITION

XIAO Yabin, YUE Lianjie, GAO Zhanbiao, CHANG Xinyu

State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, C A S, No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China

Abstract In this paper an Iso-Contraction-Ratio Methodology for the Design of Hypersonic Inward Turning Inlets with Shape Transition was developed. For the sake of the uniformity of the supersonic flow field during cross section shape transition, the flow field was divided into a finite number of stream tubes, each of them shares the same contraction ratio. A hypersonic inlet with the total contraction ratio of 3.67 was designed. The mass capture ratio is 0.995 at the design point is Mach5.4 and $Re4.885e6$, and 0.952 at the sub-design point is Mach3.5 an $Re 1.297e7$. The flow field within the inlet is shown to be uniform.