

文章编号: 1000-8055(2007)01-0066-07

高超声速二维进气道参数化 设计方法初探

范晓樯, 李桦, 李晓宇, 匡昊

(国防科学技术大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘 要: 通过高超声速二维进气道流动与几何参数制约关系分析和参数敏感性分析, 确定了能够对二维进气道进行参数化设计的 5 个基本几何控制参数, 初步建立了高超声速二维进气道的参数化设计方法. 结果表明该方法选择的基本参数能够敏感地反映进气道的关键性能和尺寸, 为二维进气道型面优化设计提供了切实可行的途径.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 高超声速; 进气道; 优化设计; 参数化设计

中图分类号: V211

文献标识码: A

Preliminary investigation on parametric design method of the two-dimensional hypersonic inlet

FAN Xiao-qiang, LI Hua, LI Xiao-yu, DING Guo-hao

(College of Aerospace and Material Engineering,

National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: A parametric design method of the two-dimensional hypersonic inlet was established. By analyzing the restriction and sensitivity of the parameters which affect the inlet performance or configuration, five basic geometric parameters were selected for the parametric inlet design. It is indicated that the key performance and the configuration of the inlet are sensitive to the basic parameters selected. The parametric design method provides a practical way for the optimization design of the two-dimensional inlet.

Key words: aerospace propulsion system; hypersonic; inlet; optimization design; parametric design

高超声速进气道的设计目标是在尽量小的总压损失和外阻下, 达到尽可能高的流量捕获和对来流的高效压缩. 设计出一个完美的进气道构型是进气道研究者的最终目标. 有关高超声速进气道形式的研究比较广泛, 除了常见的二维进气道、侧压进气道和轴对称进气道外, 还有 Busemann 进气道^[1]以及 REST 进气道^[2]. 在当前高超声速飞行器设计方案和发动机地面试验方案中, 二维压缩进气道、轴对称进气道以及侧压进气道占据

着主要地位. 形成这一局面的主要原因有三: (1) 这三种进气道型面设计相对简单, (2) 流场便于分析, (3) 模型易于加工.

自机体/推进系统一体化设计思想提出以来, 二维进气道以其独有的优势被应用于大多数高超飞行试验方案和发动机地面试验方案之中. 除了前述三方面的因素, 二维进气道还具有一个很大的优势, 即可以方便地设计出能够转动的外罩压缩面, 从而实现对进气道内通道收缩比的调节, 以

收稿日期: 2005-12-23; 修订日期: 2006-06-09

作者简介: 范晓樯(1977-), 男, 四川省蓬安县人, 国防科学技术大学博士生, 主要从事空气动力学方面研究.

利于进气道低马赫数启动。

即使二维进气道构型相对简单,完成一个适合工程使用的进气道设计也比较繁琐,通常是一个往复的过程,一般会经过初步设计-性能估算-调整参数后再设计-再次性能估算等步骤。如何有效地调整参数,调整哪些参数常常需要凭借设计者的经验,并需要人工参与。因此,开展二维进气道构型的参数化研究及优化设计研究对改进进气道设计方法和提升进气道性能十分重要。

二维进气道优化的首要任务是对进气道进行参数化设计,即确定数量尽可能少的、能够控制进气道构型的基本几何参数,通过调节这些有限参数达到生成不同进气道构型的目的。在现有二维进气道设计过程中,大多数设计^[3-7]尤其是内压缩型面的设计主要依靠设计者的经验,尚未完全实现参数化,二维进气道的优化设计很难开展。另外,选取合适的几何控制参数和优化目标对优化过程以及优化结果十分关键,而现已开展的二维进气道优化研究^[8-15]所采用的进气道模型比较简单,多数优化设计采用的优化目标比较单一(多以总压恢复系数作为优化目标),难以有效地实现进气道的优化。本文正是基于以上考虑,开展了二维进气道参数化设计方法的初步研究。

1 现有设计方法简介

典型的二维混压进气道构型及其流场结构如图1所示。二维进气道的设计分为外压缩面设计和内压缩面设计两项内容。外压缩型面的设计相对成熟,比较常见的设计思想是前体分级压缩和Shock on lip概念,即通过多级楔面的前体对气流预压缩,产生的多道斜激波汇聚于唇口,以获得较高的总压恢复和高的流量系数。常见的进气道内通道设计思想主要有两种:一是最小外阻设计思想^[16](图1(a)),二是多级折转思想^[5-7, 10](图1(b),图1(c))。

在很多进气道研究中,均采用了与图1(a)类似的设计。这种进气道的外罩与自由来流保持水平,顶板压缩面通过一次折转恢复到水平,并试图利用肩部点的膨胀作用消除唇口激波。这种设计思想在理论上外阻最小,对于总折转角较小的情形是比较具有优势的,但是当外部压缩总折转角较大时,唇口处会产生较强的斜激波,不但激波导致的总压损失较大,而且过强的斜激波容易诱导进气道边界层大范围分离(多数情况下,唇口激波不能准确地入射至肩部点),对进气道性能十分不

利。

尽管类似于图(b)和图(c)的设计不可避免会使外罩产生额外的外部阻力、增加进气道内压缩段长度,或者引起其它方面性能的降低,但这样的设计能够有效降低唇口激波导致的总压损失并抑制唇口激波诱导的边界层分离,提升推进系统性能。

如何有效地评价为了提升发动机推力性能而带来的额外阻力或进气道长度正是进气道优化工作需要解决的问题。由于现有内压缩面设计还主要依据设计者积累的经验(例如文献[6]给出了外罩采用两级楔面的设计方法,文献[7]采用等熵理论设计内压缩面,文献[8, 17]则采用多项式曲线控制内压缩型面),不同设计者所采用的控制参数不同,依据其设计建立起来的气动性能数据库就难以有效共享,优化结果的可信度与适用度也就大打折扣。另外,即使利用同一种设计方法,如果设计过程没有引入有效的进气道几何控制参数,就很难对进气道的性能变化作规律性地分析。

下文将从二维进气道流场结构分析着手,选定有效的几何控制参数,实现进气道构型的参数化。

2 制约关系分析及基本设计参数的选取

由于进气道构型设计中可控几何参数较多,对设计方案的优化需要选取适当的设计变量。如果对进气道几何与流动的制约关系分析不彻底,将导致优化变量多、优化工作量大,难以实现有效地优化设计。因此需要剔除部分存在制约关系而非独立的变量和部分不十分敏感地影响进气道性能的变量。

另外,参数化设计所选取的基本设计参数还应该具有较强的可调节能力,即通过调整这些基本参数,能够生成多种进气道构型方案。

2.1 整体制约关系分析

如图1所示,定义 H_0 为进气道高度, W_0 为进气道宽度,进气道捕获截面宽高比的选取与飞行器总体设计方案相互制约, H_0 和 W_0 基本决定了进气道的捕获流量。

定义 L 为进气道总长度,飞行器前缘至唇口前缘的轴向距离 L_f 为前体长度,唇口前缘至隔离段入口距离 L_m 为进气道内通道长度。为了避免过大的逆压梯度导致壁面边界层分离,进气道设计

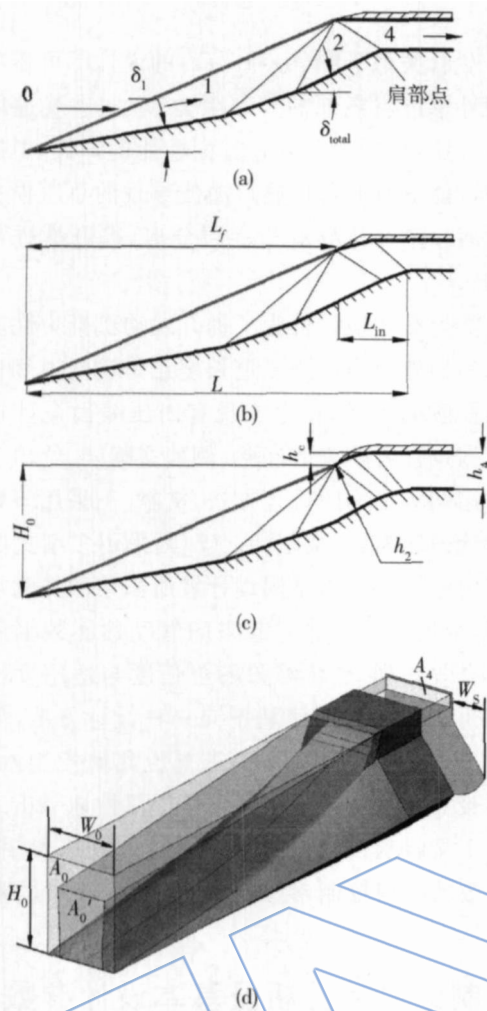


图 1 二维进气道参数定义
Fig. 1 Parameter definition of
2 D inlet

者常常要求延长进气道的总长度. 但进气道长度受到飞行器整体尺寸的制约, 大多数情形下由总体设计部门给定, 而且分配给进气道部分的长度总是难以满足进气道设计者的要求. 考虑到吸气式高超声速飞行器各个分系统尤其是推进系统的研制尚处于起步阶段, 总体设计方案不可能十分成熟, 而且进气道长度的适度增加可能有利于提升整个推进系统的性能, 因此本文没有将进气道长度作为约束条件, 而将其作为优化设计的目标.

进气道压缩过程分为外部压缩和内部压缩, 二者相互制约, 内压缩程度低的进气道需要设计外压缩程度高的前体, 反之亦然. 即在相同的进气道长度条件下, 外压缩段长度与内压缩段长度相互制约; 在相同的进气道压缩量条件下, 外压缩段压缩量与内压缩量相互制约.

通过以上分析, 本文选取 H_0 作为参考长度, 宽高比 r 作为进气道三维拓展的设计参数, 将进

气道总长度 L 作为设计优化指标之一.

衡量进气道压缩程度的参数主要有压升比 p_4/p_0 、温升比 T_4/T_0 和面积收缩比 A_0/A_4 . 这些参数的合理选取对超燃冲压发动机可靠点火、稳定燃烧十分关键. 在进气道设计之初, 由于总压恢复系数 σ 不能预先确定, 压升比和面积收缩比很难预估, 本文选用温升比或进气道出口马赫数 Ma_4 作为衡量压缩程度的主要参数, 压升比作为参考参数.

2.2 前体设计制约关系分析

从图 1 可以看出, 按照 shock on lip 的设计思想, 为了提高进气道的流量系数, 前体压缩面的斜激波和压缩波在设计马赫数时应该汇聚于进气道唇口处, 这是前体压缩面设计的唯一约束条件. 基于这一设计思想, 在进气道高度 H_0 相同的情形下, 前体长度 L_f 仅受前体第一级压缩角 δ_1 制约, 其值越小, 导致激波损失就越小, 但同时会导致前体长度增加, 摩擦力和摩擦损失增大, 反之亦然.

很多文献研究了各级楔面压缩角的选取方法, 对前体各楔面角度的取值提出了很好的解决途径^[6, 13]. 事实上, 当楔面压缩级数较多(例如大于 4)时, 气流从 1 区到 2 区由激波导致的总压损失很小, 各种不同的楔角分配方案(例如文献[6]采用了等激波角方案和等激波强度方案)对总压损失的影响也并不显著. 因此本文认为在前体压缩级数较多的情形下, 只要各级压缩角分配比较均衡, 前体压缩面总折转角 δ_{total} 基本上决定了前体压缩量的大小. δ_{total} 越大, 前体压缩量就越大, 进气道内压缩程度就会越低, 从而进气道越容易启动, 但 δ_{total} 过大会引起唇口激波强度增加, 可能会引起进气道边界层发生分离, 增大内通道设计难度.

基于以上分析, 本文选取 δ_1 和 δ_{total} 作为前体设计的基本控制参数.

2.3 内压缩面设计制约关系分析

前文已经指出进气道出口马赫数 Ma_4 是衡量进气道压缩程度的关键指标, 一般由燃烧室设计者确定. 大量的数值与实验研究表明, 进气道自启动性能主要受到进气道内通道面积收缩比 CR_m (即 h_2/h_4) 和进气道入口马赫数 Ma_2 的制约. 在等熵条件下, CR_m 可以通过 Ma_2 和 Ma_4 由等熵关系式求出. 然而, 由于内压缩通道流动复杂, 熵增量无法预估, 为了设计方便, 本文定义了

一个自由参数 x , 用以描述通过等熵关系计算得到的 $(CR_{in})_{isentropic}$ 与实际设计所采用的 CR_{in} 之间的差异: $x = (CR_{in}) / (CR_{in})_{isentropic}$. 由于进气道入口(2区)流动参数与进气道入口高度 h_2 完全由外压缩面设计参数决定, 因此进气道出口高度 h_4 以及内通道收缩比 CR_{in} 可由 x 直接确定.

x 反应了内压缩通道的熵增程度, 与内压缩型面构型相关. 尽管现有部分进气道研究采用的二维进气道细致设计了内压缩型面^[6], 但并没有建立起十分有效的参数化设计方法. 通过对进气道内压缩段流场结构的分析, 本文提出了一种内压缩型面的设计思路.

如图2所示, 进气道内通道分为机身膨胀面 AB 和外罩压缩面 CD . 被外压缩段压缩的气流折转后进入进气道内部, 受到外罩作用后逐渐向自由来流方向折转, 定义外罩唇口第一级压缩角 δ_1 (图中线段 CE 平行于外压段最后一级楔面 AA' , 即2区气流方向), 外罩总折转角 δ_{total} 以及隔离段安装角 ϵ (隔离段气流方向与自由来流方向的夹角). 很明显, 外罩总折转角与前体总折转角存在关系 $\delta_{total} = \delta_{total} + \epsilon$. 为了避免外罩产生的激波或压缩波汇聚引起边界层分离, 本文加入了如下约束条件: 外罩压缩面的多道斜激波汇聚于同一点 (图2中点 F), 且交点 F 必须在进气道内通道之外. 引入这一约束条件不但能够有效避免外罩激波发生汇聚, 还能够确定外罩各个压缩楔面的相对位置, 当交点 F 的位置固定后, 外罩型面就能够唯一确定下来. 显然, 激波系交点 F 的引入能够有效地减少外罩设计的自由参数. 定义 Δ 为交点 F 与外罩的距离, 由图中可见 Δ 为控制进气道外罩激波在内压缩面汇聚程度的参数 (不能显式地确定, 下文将详细描述其确定方法). 在相同的 δ_1 和 ϵ 条件下, Δ 越大, 外罩激波汇聚程度越低, 但进气道内通道越长. 另一方面, δ_1 越大, 外罩上抬程度越小, 由于外罩上抬引起的额外外部阻力必然越小. 与前体设计类似, 将 δ_1 , ϵ 和 Δ 作为基本控制参数能够最有效地反应外罩压缩特性和外罩外部阻力特征, 因此本文选取这三个参数作为外罩型面设计的基本参数.

内压缩通道机体壁面型面 (AB) 的主要作用是配合外罩的折转使气流转向水平, 本文认为对其约束的条件应该: (1) 这一段型面仅产生膨胀波, 不能出现压缩波或激波, 即线段 AB (可以是曲线段或者折线段) 应该在线段 AG (AA' 的反向延长线) 下方; (2) AB 必须向上“凸”. 为了简化设

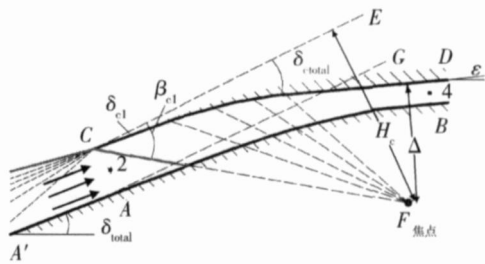


图2 外罩面参数定义

Fig. 2 Parameter definition of the cowl surface

计并有效降低优化设计变量数目, 本文在这一段型面设计中采用了二次曲线. 二次曲线的三个待定参数通过以下约束确定: (1) 在进气道入口与前体型面相切, (2) 曲线过点 A 和点 B . 因此膨胀面的设计不需要引入控制参数.

通过以上分析, 可以看到采用 5 个控制参数和 2 个调节参数即可生成一个二维进气道. 这 5 个控制参数分别是: 前体第一级楔面压缩角 δ 、前体总折转角 δ_{total} 、外罩第一级压缩角 δ_1 、隔离段安装角 ϵ 和外罩激波交点距外罩距离 Δ . 调节参数 r 用于调整进气道三维扩展时的宽高比, 仅在飞行器总体方案优化时使用; x 用于调整进气道出口高度, 使进气道出口马赫数满足设计要求, 在无粘条件下反映内通道激波导致的总压损失, 在有粘条件下还反映粘性导致的总压损失.

总压恢复系数 σ 、温升比 T_4/T_0 、外罩上抬程度 h_c/H_0 (见图 1(c) 的定义, 由此可预估外罩的外部阻力)、进气道长度 L 是反映进气道性能的关键指标, 本文将它们作为优化设计目标.

3 参数化设计流程

在设计之初需要确定飞行器设计飞行条件, 包括设计马赫数、设计飞行高度、设计出口马赫数、转级马赫数和转级飞行高度等. 本文选取设计马赫数为 6, 设计飞行高度为 25 km, 设计出口马赫数为 2.5, 转级马赫数为 4, 转级高度为 19.8 km.

3.1 外压缩面设计

首先给定前体第一级楔角 δ_1 和前体总折转角 δ_{total} , 并按照设计者的意图给定前体压缩级数 (前体压缩级数越多, 前体斜激波系的总压损失就越小, 但模型加工难度增加), 然后依据压缩级数对各级楔角平均.

以进气道捕获高度 H_0 作为参考长度, 以 shock on lip 作为约束条件, 通过斜激波关系式即

可求解出前体型面关键点坐标.

3.2 外罩压缩面设计

给定外罩第一级楔角 δ_1 和隔离段安装角 ε 再给定外罩折转级数并求解出各级楔角.

与外压缩面设计不同之处在于,控制外罩激波系汇聚程度的参数 Δ 不能预先给出,需要迭代求解.如图 2,不妨预设 $H_c = H_0$,并约束外罩激波系汇聚于点 F ,即可按照前体压缩面的设计方法求解外罩压缩面各关键点坐标.通过初步得到的外罩型面数据求解 Δ ,判断 Δ/h_2 是否满足设计要求(一般情形下 Δ/h_2 大于 1 为基本要求).若不满足要求,修正 H_c 重复前一过程直到 Δ/h_2 达到设计指标.

需要说明的是 Δ/h_2 衡量外罩激波系的汇聚程度,其值越大,外罩上抬高度越大、进气道内通道越长;其值越小,激波汇聚程度越高,越容易引起分离.由于是否分离受边界层发展过程、来流条件影响较大, Δ/h_2 是否达到设计指标需要后期 CFD 或实验校验,这正是优化设计的主要工作.

3.3 内通道膨胀面设计

首先,计算膨胀面起始点(图 2 中点 A)坐标.如图 3 所示,作外罩型面 CD 的等距线段可以得到 $C'D'$,过点 C 作 $A'G$ 的垂线可以得到线段 CJ ,点 A 为 $C'D'$ 与 $A'G$ 的交点.显然, $\angle JCA = \delta_1/2$,由于线段 CJ 的长度及方向由前体压缩面确定,因此点 A 的位置可以通过几何关系计算得出.

然后,计算膨胀面结束点位置(图 2 中点 B). CA 长度即为进气道入口高度 h_2 ,通过已知值 Ma_2 和 h_2 及设计值 Ma_4 和 x ,可以求出隔离段入口高度 h_4 .如图 3 所示, DD' 垂直于隔离段 DI ,线段 DB 即为隔离段入口高度 h_4 ,由此可计算得出点 B 的坐标.

最后,求解过点 A 和点 B 并在点 A 处与 AA' 相切的二次曲线方程即可得到进气道的内通道膨胀型面.

4 设计结果验证及分析

图 4 给出了利用本文设计方法设计的几个典型进气道构型流场 CFD 计算结果(设计中 x 取值为 1,进气道出口马赫数设计值为 2.5,前体和外罩压缩面折转级数均为 5).其中, Inlet A 与图 1 (a)所示进气道具有相似特征, Inlet B 内外压缩比例比较均衡, Inlet C 为小内收缩比构型.表 1

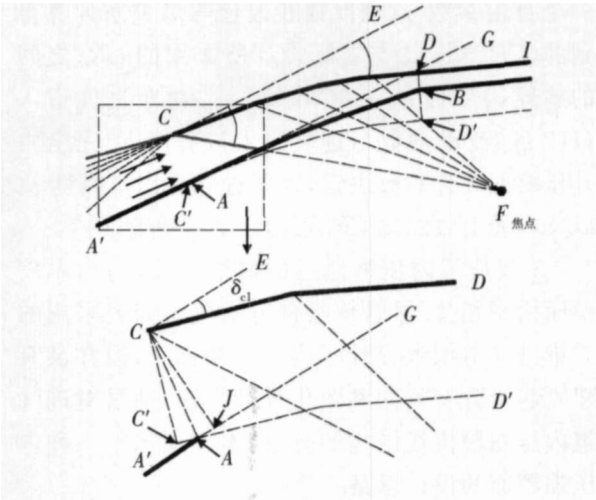


图 3 进气道内部几何关系
Fig. 3 Geometric relation in the inlet

给出了这些进气道方案所选取的设计参数.表 2 给出了通过无粘理论计算和粘性 CFD 计算得到的这些进气道方案的性能参数及尺寸参数.需要说明的是, Inlet A 构型由于外罩仅有一级压缩角,唇口激波强度较大, CFD 计算表明进气道内部出现较大程度的分离,引起进气道内通道堵塞.

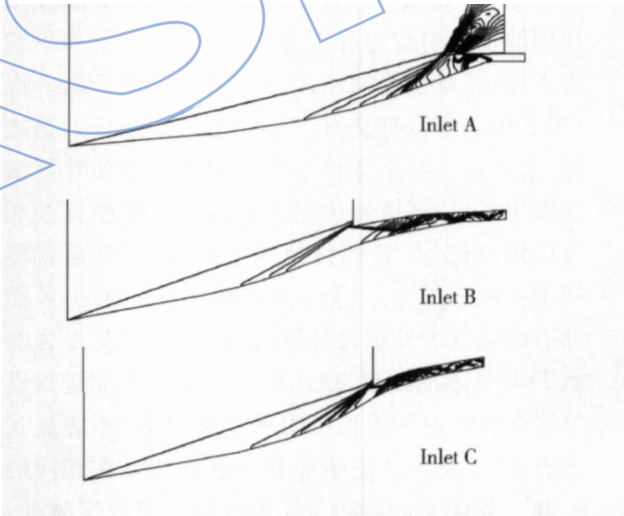


图 4 算例进气道压力等值线结果
Fig. 4 Pressure contours in the sample inlets

图 5 给出了基于 Inlet B 构型,通过改变 Δ/h_2 或 δ_1 的大小得到的一系列进气道构型相关性参数的变化情况.从图中可以看出,外罩激波汇聚点越远离进气道膨胀面(即 Δ/h_2 值越大),进气道越长、外罩上抬得越厉害;外罩第一级压缩角对进气道长度和外罩上抬程度的影响更加明显.

在进气道设计循环中,给出进气道性能参数随设计变量变化的规律对进气道设计和构型优化

有着十分重要的意义, 通过以上简单的算例可以看出, 本文建立的参数化设计方法为进气道性能的参数研究提供了便捷的途径。

表 1 算例进气道设计参数

Table 1 Design parameter of the sample inlets

	δ_1	δ_{total}	δ_{c1}	ϵ	Δ/h_2
Inlet A	5	20	20	0	-
Inlet B	10	20	10	2	1.2
Inlet C	10	30	5	10	1.1

表 2 算例进气道性能参数

Table 2 Performance parameter of the sample inlets

	Ma_4	σ	L/H_0	CR_{in}	h_c/H_0
Inlet A	1.3	0.08	4.6	2.31	0.0
Inlet B	2.2	0.42	4.4	2.16	0.16
Inlet C	2.48	0.50	3.9	1.18	0.24

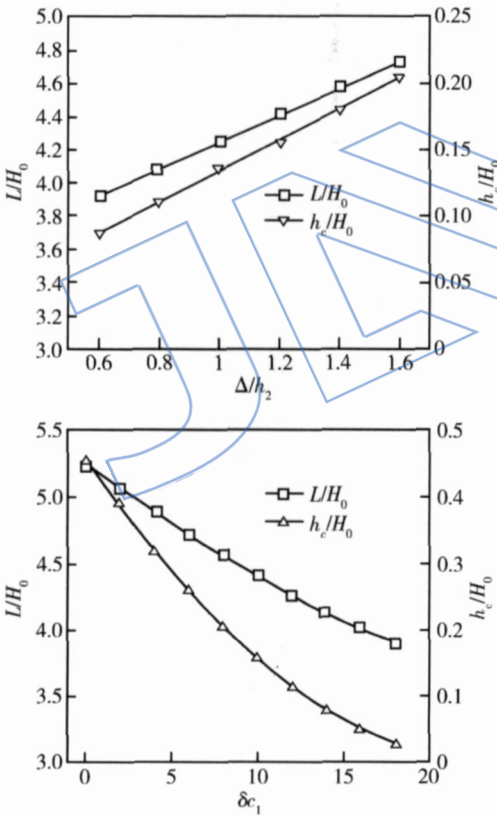


图 5 基于 Inlet B 的进气道参数分析

Fig. 5 Parameter analysis based on Inlet B

5 结 论

从以上设计及计算结果可以看出, 通过控制本文选取的 5 个基本几何参数, 能够方便地生成构型、性能差异较大的二维进气道, 这说明所选取

的基本参数能够敏感地影响进气道性能, 本文建立的二维进气道参数化设计方法能够为进气道优化设计提供便捷的变参数途径。

对带顶压的三维侧压进气道而言, 当顶压角较大时, 外罩唇口激波同样容易引起进气道边界层分离, 本文建立的外罩压缩面型面设计方法同样适合三维侧压进气道的外罩型面设计. 设计的关键是准确预估进气道入口处的马赫数以及溢流角。

对以上进气道设计初步结果进行边界层修正, 提高设计准确度, 是本文进一步工作的重点内容。

参考文献:

[1] Van Wie D M, Molder S. Applications of busemann inlet designs for flight at hypersonic speeds [R]. AIAA Paper 92 1210. 1992.

[2] Smart M K. Design of three dimensional hypersonic inlets with rectangular to elliptical shape transition [R]. AIAA Paper 98 0960. 1998.

[3] ANDERSON W E, WONG N D. A two dimensional mixed compression inlet system designed to self restart at a Mach number of 3.5 [J]. Journal of Aircraft, 1970, 7(5): 431-436.

[4] Falempin F, Goldfeld M. Design and experimental evaluation of a Mach 2 Mach 8 Inlet. [R]. AIAA Paper 2001-1890. 2001.

[5] Coratekin T, Van Keuk J, Ballmann J. Preliminary investigations in 2D and 3D ramjet inlet design [R]. AIAA Paper 99 2667. 1999.

[6] 黎明, 宋文艳, 贺伟. 高超声速二维混压式前体/进气道设计方法研究 [J]. 航空动力学报, 2004, 19(4): 459-465.

LI Ming, SONG Wenyan, HE Wei. Design method of two dimensional hypersonic forebody/Inlet of mixed compression [J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(4): 459-465.

[7] YANTA W J, COLLIER A S, SPRING W C, et al. Experimental measurements of the flow in a scramjet inlet at Mach 4 [J]. Journal of Propulsion and Power, 1990, 6(6): 784-790.

[8] Shukla V, Gelsey A, Schwabacher M, et al. Automated design optimization for the P2 and P8 hypersonic inlets [J]. Journal of Aircraft, 1997, 34(2): 228-235.

[9] Auneau I. Design and optimization methods for scramjet Inlets [R]. AIAA Paper 95 6017. 1995.

[10] 徐旭, 蔡国彪. 超燃冲压发动机二维进气道优化设计方法研究 [J]. 推进技术, 2001, 22(6): 468-472.

XU Xu, CAI Guobiao. Design and optimization method for two dimensional scramjet inlet [J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(6): 468-472.

[11] 施磊, 董金钟. 二维高超声速进气道设计优化 [J]. 航空

发动机, 2004, 30(4): 18-21.

SHI Lei, DONG Jinzhong. Design optimization of two dimensional hypersonic Inlet[J]. Aeroengine, 2004, 30(4): 18-21.

[12] 宋道军, 胥继斌. 高超声速二维前体进气道一体化优化设计研究[J]. 空气动力学学报, 2004, 22(3): 371-375.

SONG Daojun, XU Jibin. Optimal integrated design of two dimensional hypersonic vehicle's forebodies and inlets[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2004, 22(3): 371-375.

[13] Smart M K. Optimization of two dimensional scramjet inlets[J]. Journal of Aircraft, 1999, 36(2): 430-433.

[14] 罗世彬, 罗文彩, 丁猛, 等. 超燃冲压发动机二维进气道多级多目标优化设计方法[J]. 国防科技大学学报, 2004, 26(3): 1-6.

LUO Shibin, LUO Wencai, DING Meng, et al. The multilevel and multiobjective optimization design method for two dimensional scramjet inlet[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2004, 26(3): 1-6.

[15] Chernyavsky B, Stepanov V. 3-D Hypersonic inlet optimization using a genetic algorithm [R]. AIAA Paper 98-3582. 1998.

[16] Matthews A J, Jones T V. Design and test of a low drag hypersonic intake[R]. AIAA Paper 2003-7045. 2003.

[17] 余安远, 乐嘉陵. 一种高超声速轴对称导弹用进气道的前体-喉道的设计与数值模拟[R]. 2005 冲压发动机技术交流会, 吉林, 2005.

