

文章编号: 1000-8055(2007)01-0085-05

高超声速侧压式进气道溢流特性研究

贾 地, 范晓樯, 冯定华, 李 桦

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘 要: 首先介绍了高超声速侧压式进气道的构型, 定义了侧压式进气道可能存在的两种溢流模式——构型溢流和压差溢流; 然后对构型溢流进行了理论分析和计算, 阐明了侧板后掠的侧压进气道设计参数对构型溢流影响; 最后对不同侧板配置方式的侧压式进气道进行了数值模拟, 通过对比分析发现由唇口板位置所决定的溢流窗大小对进气道溢流特性的影响显著。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 高超声速; 进气道; 侧压; 溢流特性; 数值模拟

中图分类号: V211

文献标识码: A

Spillage characteristics of sidewall compression scramjet inlets

JIA Di, FAN Xiao-qiang, FENG Ding-hua, LI Hua

(College of Aerospace and Material Engineering,

National University of Defense Technology, ChangSha 410073, China)

Abstract: Firstly configurations of the generic sidewall compression scramjet inlets were introduced and then two kinds of spillage that sidewall compression inlets might occur were introduced. Spillage induced by the back-swept sidewall leading edge is called Configuration Spillage, while spillage evoked by the pressure difference is described as Pressure Driven Spillage. Parametric analysis of the inviscid effects of leading edge sweep, sidewall compression, width/height ratio, cowl position and inflow Mach number on spillage was carried out. Finally, numerical simulations were performed for a series of inlets at various flight altitude and speed. The research indicates that the area of spillage window, which is mainly determined by the position of the cowl, significantly influences the spillage characteristics of the scramjet inlet.

Key words: aerospace propulsion system; hypersonic; inlet; sidewall compression; spillage characteristics; numerical simulation

在吸气式高超声速推进系统中, 进气道性能的高低是影响整个系统总体性能的一个关键因素。侧压式进气道易于实现机身/推进系统一体化设计, 成为高超进气道设计极具吸引力的方案^[1,2]。Scott D. Holland 等人就侧压式进气道开展了大量实验与数值计算工作^[3-5], 国内张堃元等

在侧压式进气道的研究中也颇有特色和独创性^[6,7]。

为了实现飞行器宽马赫数飞行, 进气道应该能够在低马赫数时具有较大的溢流率, 以利于进气道在较低马赫数下实现自启动; 另一方面, 为了保证发动机具有足够的推力以使飞行器在低马赫

收稿日期: 2005-12-19; 修订日期: 2006-07-25

基金项目: 国家 863 计划资助项目

作者简介: 贾地(1981), 男, 山西霍州人, 国防科技大学航天与材料工程学院硕士研究生, 主要从事计算流体力学研究。

数下能够加速飞行,进气道的溢流率不能过大.因此,侧压式进气道的溢流特性是进气道设计中需要特别关注的重要因素.本文就侧压式进气道的这一关键问题开展了相应研究.

1 侧压式进气道的构型和两种溢流模式

1.1 侧压式进气道的构型

如图1所示,典型的高超声速侧压式进气道由底板(base wall)、侧板(side wall)和外罩唇口板(cowl)组成.侧板一般对称布置(侧压角 δ 、前/后掠角 Λ),压缩面多为平面,几何结构简单.溢流窗口定义为唇口之前、侧板之间的区域.进气道收缩比(CR, Contraction Ratio)定义为入口面积与出口面积的比值.

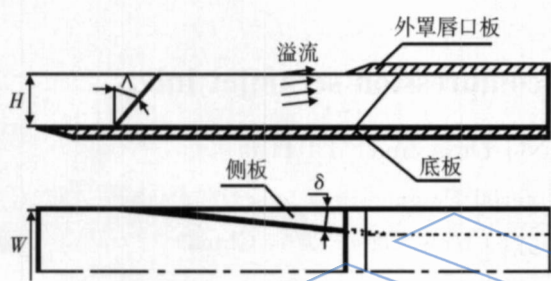


图1 高超声速侧压式进气道

Fig. 1 Hypersonic Sidewall Compression Inlet

1.2 侧压式进气道的两种溢流方式

自由来流进入侧板后掠的高超声速进气道时,受到对称放置的进气道后掠侧板的压缩,产生与侧板后掠角相同的具有后掠特征的后掠压缩激波,气流经过该激波后,马赫数减小,气流获得一个与侧板后掠方向相同的速度分量,发生偏折并远离顶板.这样的速度分量将会导致部分被侧板压缩过的气流从唇口板外侧逸出,形成溢流.文献^[5]对这种由侧板后掠而引起的溢流进行了分析,本文将这种溢流定义为构型溢流(Configuration Spillage).

自由来流经进气道压缩,减速增压后,静压高于进气道外未经压缩的自由流.由于溢流窗口内外压力不匹配,进气道侧板以内的部分高压气体将流向溢流窗外压强较低的区域.本文将这种由进气道内外压差引起的溢流定义为压差溢流^[8](Pressure Driven Spillage).压差溢流不仅存在于侧板后掠的侧压式进气道中,还存在于侧板前掠或侧板既不前掠也不后掠的高超声速进气道中.

除此之外,如果进气道前体外压缩段不采用乘波构型设计,同样存在着压差溢流^[9].

2 构型溢流的分析和计算

2.1 单溢流窗和多溢流窗溢流量计算

高马赫数自由来流受到对称放置的进气道后掠侧板的压缩,会产生同侧板后掠角相同的第一对后掠压缩激波.第一对压缩激波相交于进气道的对称线,形成一对反射激波;反射激波入射至壁面后产生第三对激波.类似地,对称激波依次产生直至压缩面结束,肩部膨胀波出现.溢流窗的有效面积取决于唇口板之前的激波系结构.如果唇口板置于侧板斜激波的第一个交点之前,那么仅有第一溢流窗具有溢流效果(图2中“1”所示区域);唇口板后移至第一个激波交点之后和反射激波同壁面的交点之前,则同时存在第一、二溢流窗;其它情况以此类推.

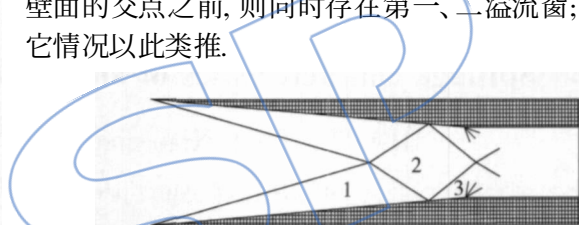


图2 进气道内波系结构和溢流窗数目

Fig. 2 Shock structure and the number of spillage windows

第一溢流窗的相对溢流量可以由下式给出:

$$\phi_1 = \frac{\rho_2 Ma_{2y} A_{s1} \sqrt{T_2}}{\rho_1 Ma_{1y} WH \sqrt{T_1}} \quad (1)$$

式中, W 和 H 分别表示捕获面宽度和高度,下标“1”表示进气道入口的气体参数,下标“2”表示第一溢流窗的气体参数,“ A_{s1} ”表示第一溢流窗的面积,“ Ma_{2y} ”表示第一溢流窗口气流垂直于底板的马赫数分量.

在第二溢流窗,计算公式类似于第一溢流窗的情况,来流条件则变为第一对压缩激波的波后参数.以此类推,可以得到各溢流窗的相对溢流量,然后求和便可得到总的溢流量

$$\phi_{\text{total}} = \sum_{i=2}^n \frac{\rho_i Ma_{iy} A_{s(i-1)} \sqrt{T_i}}{\rho_1 Ma_{1y} WH \sqrt{T_1}} \quad (2)$$

2.2 进气道构型溢流规律的计算与分析

文献^[10]的研究已经表明,侧板前缘后掠角和来流马赫数相同时,侧板压缩角 δ 增大,侧板激波前后扩压比 P_2/P_1 和溢流角 ζ 也随之增大;在相同侧压角条件下,溢流角 ζ 随后掠角 Λ 的增大而

迅速增大; 在溢流窗面积不变时, 溢流率随侧板压缩角 δ 和后掠角 Λ 的增大而增大。

图 3 给出的是进气道捕获面宽高比 W/H 对构型溢流特性的影响。在捕获面积和唇口相对位置一定的情况下, 为达到相同的几何收缩比, 宽高比越大, 进气道压缩面总长度越大, 溢流窗面积也随之增大, 导致溢流率增加。

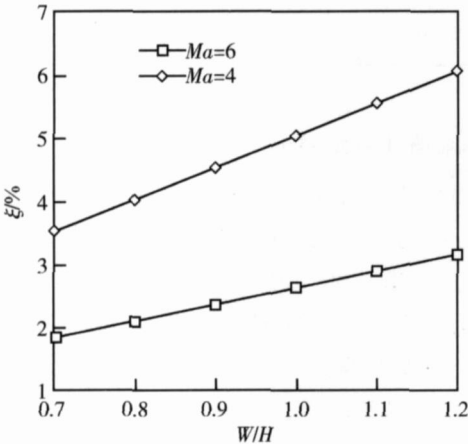


图 3 进气口宽高比对构型溢流特性的影响
Fig. 3 Effect of width/height ratio on configuration spillage

进气道能否启动取决于内收缩比 CR_{in} 大小的选取是否合适。在总收缩比 CR_{total} 一定的情况下, 内收缩比 CR_{in} 取决于唇口板相对于喉道的位置。以唇口板设计位置 ($CR_{total} = 2, Ma_{\infty} = 6$ 时第一对侧板斜激波的交点) 为标准位置, 记为 0, 唇口板设计位置距喉部距离为 L , 通过前后移动唇口板以改变其前缘到喉部的距离, 如前移 10% L 记为 0.1 位置, 后移 20% L 记为 -0.2 位置。图 4

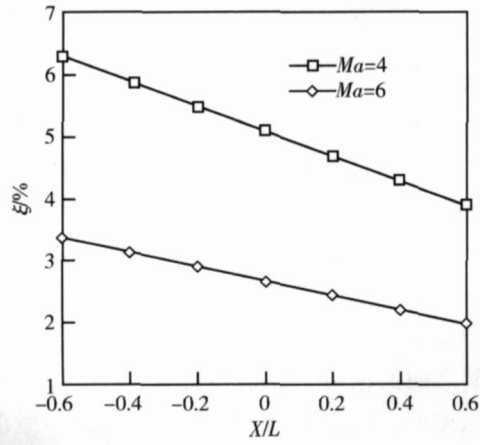


图 4 唇口位置对构型溢流特性的影响
Fig. 4 Effect of cowl position on configuration spillage

给出了设计马赫数 ($Ma = 6$) 和非设计马赫数 ($Ma = 4$) 时构型溢流率随唇口位置的变化情况。从图中可以看出, 唇口位置对溢流量的影响较大, 唇口后移, 溢流量比例加大, 进气道将易于启动。

2.3 飞行马赫数对构型溢流影响规律分析

高超声速飞行器要求进气道能够在一定的马赫数范围内稳定高效工作。当进气道构型相同时, 随来流马赫数的增大, 定几何侧压式进气道相对溢流量减小, 这种变化是有效溢流面积和溢流角均减小的结果, 图 5 给出了这一变化规律。

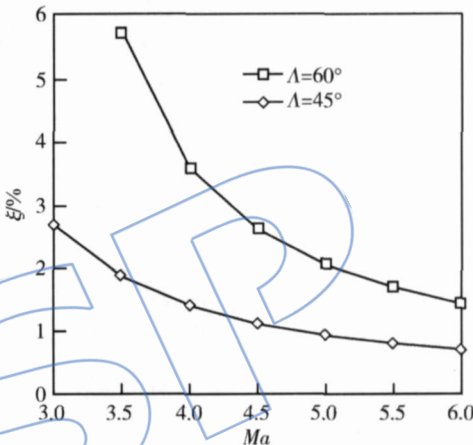


图 5 来流马赫数对构型溢流特性的影响
Fig. 5 Effect of inflow Mach on configuration spillage

3 溢流的数值模拟与分析

3.1 物理模型和数值方法

所研究的侧压式进气道构型高 50 mm, 入口截面宽 87.5 mm, 出口截面宽 15.7 mm, 进气道收缩比为 5.56。侧板长短边分别为 400 mm 和 350 mm, 侧板前/后掠倾角为 45°。溢流窗口定义为外罩唇口前、两侧板之间的区域, 当外罩唇口与侧板前缘重合、无溢流窗口时, 记为“Spillage Window 0%”, 当无外罩时, 记为“Spillage Window 100%”, 其它情况依此类推。

数值计算采用了已经在文献^[12]中得到验证的可压缩粘性流场求解程序, 该计算程序采用有限体积方法、二阶精度 OG-TVD 格式和 B-L 代数湍流模型。

按照超声速流动特点, 流动入口给定流动参数, 流动出口流动参数外推; 壁面边界条件按照无滑移绝热壁条件给定; 为了保证流场信息交换的守恒性, 在区域边界将网格向相邻区域延拓一层

网格,通过流动参数的交换保证流量守恒.

3 2 溢流量计算结果分析

质量捕获流率又称流量系数,指进气道出口截面的质量流量与进口捕获截面质量流量的比值.质量捕获流率是衡量进气道性能的一个重要参数,捕获一定质量的空气是所有吸气式推进系统正常工作的前提条件.从表 1 和表 2 给出的数据可以看出,同样的溢流窗面积和来流马赫数条件下,侧板前掠的进气道的捕获流量系数较高,后掠进气道的捕获流率较低,侧板无后掠的进气道捕获流率则介于前后掠进气道之间.来流经过后掠侧板压缩,获得一个与侧板后掠方向相同的速度分量,发生偏折,远离顶板,因此后掠式进气道的溢流是构型溢流和压差溢流共同作用的结果.侧板前掠引发的速度分量指向进气道顶板方向,对溢流起抑制作用,因此侧板前掠进气道的质量捕获流率较高.

在侧板配置方式相同时,溢流窗面积对溢流量影响显著.唇口板同侧板前缘平齐时,溢流窗被完全封死,侧板前后掠进气道的溢流量都为零.来流马赫数较高($Ma=8.09$)时,侧板前缘配置方式对溢流的影响较小.表 1 中溢流窗为 50% 的情形下,侧板前掠的进气道溢流率为 3.8%,后掠比前掠进气道仅多 2.6%,表 1 中 100% 的溢流窗情况的结果也表明这一点,因此,我们认为压差溢流比构型溢流更为显著.国外一些学者的研究工作也得到了类似的结论^[8,11,13].

对表 2 中不同来流马赫数条件下的质量捕获流率进行对比分析,可以发现在侧板配置方式和溢流窗面积相同的条件下,无论侧板前缘采用何种配置方式,随来流马赫数的增大,进气道质量捕获流率上升;而且来流马赫数越大,前/后掠进气道的流量捕获系数差别越小,来流马赫数 $Ma=4$ 时,侧板前掠进气道的质量捕获流率比后掠进气道高出 7.7%,而当来流马赫数上升到 8.09 时,前/后掠的差异仅有 2.6%.

表 1 $Ma=8.09$ 来流条件进气道质量捕获流率(%)

Table 1 Mass capture ratio ($Ma=8.09$)

溢流窗	0%	25%	50%	100%
前掠	100	99.9	96.2	73.9
无后掠	100	99.2	94.9	73.5
后掠	100	99.3	93.6	72.2

表 2 不同 Ma 来流条件质量捕获流率(50%溢流窗)

Table 2 Mass capture ratio for various Ma
(50% spillage window)

来流马赫数	4	6	8.09
前掠	92.5	95.2	96.2
无后掠	88.7	92.9	94.9
后掠	84.8	91.0	93.6

3 3 流场计算结果分析

如图 6 压力等值线所示,高超声速自由来流经侧板压缩,产生成对的斜激波,波后气流减速增压;而进气道外部气流静压保持不变,进气道内气流静压高于进气道外未经压缩的气流,进气道内气流流向发生偏折,部分气流溢出,未能被进气道捕获,形成溢流.

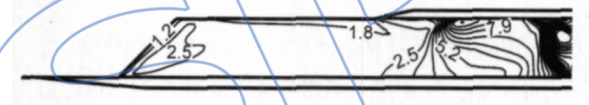


图 6 侧板静压等值线
Fig. 6 Contours of P/P_∞ on inlet sidewall

图 7 为进气道侧板壁面极限流线图画,从图中可以直观地看出水平自由来流经侧板压缩后获得远离顶板的速度分量,部分气流溢出进气道,剩余部分则遇到唇口板阻挡后折回.

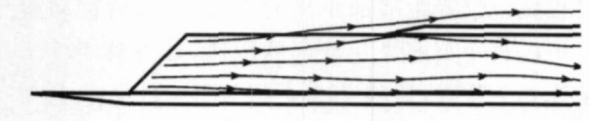


图 7 侧板极限流线图
Fig. 7 Streamlines on inlet sidewall

如图 8 所示, $Y=H/2$ 平面是进气道内受压缩气体同外界自由来流的分界面,同时也是溢流窗口所在平面.其中 A 点表示侧板前缘, B 点是侧板斜激波在对称面上的交点, C 点为斜激波经对称面反射形成的反射激波同侧板的交点. A 点所在的等 X 坐标横截面同 B 点所在的等 X 坐标横截面之间的区域,高超声速自由来流遇到侧板斜劈压缩面,靠近侧板的气流首先遇到了激波的压缩,静压升高要早于中心区域的气流,从压力等值线得出,中心区域气流在遇到侧板斜激波之前,与外界自由来流静压相等,不存在压差溢流,因此该区域的溢流主要发生在 A 、 B 两点的连线同侧

板之间。B 点和 C 点之间的区域则正好相反, 靠近对称面的气流更早的遇到反射激波的压缩, 因此在进气道/自由来流分界面上, 内外压差并不均匀。内外压差是决定压差溢流的关键因素, 压差分布的不均匀性必将引发等 X 横截面上溢流的不均匀, 1-1 截面上, 靠近侧板处, 内外压差较大, 对应的溢流作用也应该更明显; 2-2 截面上则是靠近对称面处压差较大。

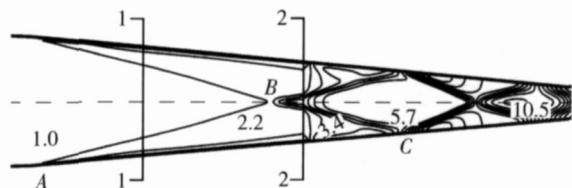


图 8 $Y = H/2$ 平面静压等值线

Fig.8 Contours of p/p_{∞} on plane $Y = H/2$

4 结 论

(1) 根据溢流的形成原因, 可以将高超声速侧压式进气道的溢流分为由侧板后掠引发的构型溢流和内外压差引起的压差溢流;

(2) 构型溢流是侧板后掠的侧压式进气道特有的溢流形式, 进气道的宽高比、唇口板位置是影响构型溢流的两个重要设计参数;

(3) 由于侧板前/后掠所引起的进气道质量捕获流率的变化(即构型溢流)并不显著, 而由溢流窗大小决定的压差溢流则是决定溢流量大小的关键因素。因此, 侧压式进气道设计中应该仔细考察溢流窗大小对进气道启动特性的影响。

参考文献:

[1] Curran E T, Murthy S N B. Scramjet propulsion[M]. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. 2001.

[2] Kumar A, Drummond J P, McClinton C R, Hunt J L. Research in hypersonic air breathing propulsion at the NASA Langley research center[R]. ISABE-2001.

[3] Holland S D. and Perkins J N. A computational param-

etric study of three dimensional sidewall compression scramjet inlets at mach 10[R]. AIAA-90-2131.

[4] Holland S D. Mach 10 experimental database of a three dimensional scramjet inlet flow field[R]. NASA TM-4648, 1995.

[5] Holland S D. Internal shock interactions in propulsion/airframe integrated three dimensional sidewall compression scramjet inlets[R]. AIAA-92-3099.

[6] 张堃元, 萧旭东, 徐 辉. 非均匀流等溢流角设计高超侧压进气道[J]. 推进技术, 1998, 19(1): 20-24.

ZHANG Kunyuan, XIAO Xudong, XU Hui. Hypersonic sidewall compression inlet with constant spillage angle design at nonuniforming flow [J]. Journal of Propulsion Technology, 1998, 19(1): 20-24.

[7] 张堃元, 王成鹏, 杨建军, 等. 带高超进气道的隔离段流动特性[J]. 推进技术, 2002, 23(4): 311-314.

ZHANG Kunyuan, WANG Chengpeng, YANG Jianjun, et al. Investigation of flow in isolator of hypersonic inlet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(4): 311-314.

[8] Cozart A B, Holland S D, Trexler C A. Leading edge sweep effects in generic three dimensional sidewall compression scramjet inlets[R]. AIAA-92-0674.

[9] 李晓宇. 高超声速飞行器乘波构型初步设计与分析[D]. 长沙: 国防科技大学, 2002.

[10] 贾 地, 范晓楠, 李 桦. 侧板前缘后掠对侧压进气道性能影响的研究[A]. 全国高超声速气动力(热)交流会学术论文集[C](第十三届) 黄山: 2005.

[11] Ye Fangrong, Huque Z, Butuk N. Effect of sidewall leading edge sweep direction on performance of a hypersonic 3-D inlet[R]. AIAA-2000-3600.

[12] 范晓楠, 李 桦, 丁 猛. 等截面矩形隔离段内流场的三维数值模拟[J]. 推进技术, 2002, 23(2): 129-131.

FAN Xiaoliang, LI Hua, DING Meng. 3-D numerical simulation on inner flow field in rectangular cross section isolator[J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(2): 129-131.

[13] 徐惊雷, 张堃元. 唇口对侧压式高超声速进气道及等直隔离段影响的数值分析[J]. 航空动力学报, 2004, 19(6): 806-810.

XU Jinglei, ZHANG Kunyuan. The numerical study of the cowl effect on the sidewall compression hypersonic inlet and isolator[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(6): 806-810.