三维内收缩式进气道V形溢流口热流计算与分析*

蒙泽威,范晓樯,陶 渊,陆 雷

(国防科技大学 航天科学与工程学院,湖南长沙 410073)

摘 要:为了获得流场特性和热流影响规律,将高超声速进气道中带有V形的溢流口进行简化,采 用数值计算和实验相结合的方法研究了简化后V形溢流口的前缘热流,对比分析了不同前缘钝化构型、 不同前缘角θ以及不同倒圆半径比*R/r*下V形溢流口的热流分布。结果表明,和钝头体以及旋成体相比, 钝化的V形溢流口受到更加严重的热载荷,流场结构也更加复杂;改变前缘角θ并不能显著降低热流, 可见通过改变前缘角θ对溢流口前缘热流改善能力有限;倒圆半径比*R/r*对V形溢流口热流影响明显,倒 圆半径比*R/r*<6时,溢流口前缘气动受热剧烈,倒圆半径比*R/r*>6时,热流峰值降低且随倒圆半径比*R/r* 变化不明显。在进气道设计中应综合考虑气动性能和热防护等因素进行合理取舍。

关键词:V形溢流口;热流;内收缩进气道 中图分类号:V231.1 文献标识码:A 文章编号:1001-4055(2018)08-1737-07 DOI: 10.13675/j. cnki. tjjs. 2018.08.007

Investigation of Aerothermal Heating on V-Shaped Leading Edge of Inward Turning Inlet

MENG Ze-wei, FAN Xiao-qiang, TAO Yuan, LU Lei

(College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: In order to obtain the flow field characteristics and the influence of aerothermal heating, the cowl of hypersonic inward turning inlet is simplified as V-shaped leading edge. By means of numerical simulations and wind tunnel tests, the simplified model is studied with different blunt configurations, angle (θ) of leading edge and ratio (R/r) of rounding radius and blunt radius. The results show that, comparing with blunt body and slender body, the V-shaped leading edge exists complex shock wave interference and suffers critical aerothermal heating. The heat flux reduces slightly and the peak value of it still keeps high level when angle is changed. In other words, it is limited to achieve thermal protection by changing angle of leading edge. With increasing of ratio, the peak value of heat flux decreases significantly. Heat flux keeps greatly high level when R/r < 6 and Heat flux keeps steady low level when R/r > 6. Multi-factor, including aerodynamic performance and thermal protection, should be taken into account and be made a reasonable choice for designing in hypersonic inlet.

Key words: V-shaped leading edge; Heat flux; Inward turning inlet

1 引 言

高超声速飞行器有着重要的军事意义以及潜在 的经济价值,备受世界各国研究学者关注,随着研究 的深入,传统的进气道设计如轴对称式进气道、二维 压缩式进气道和三维侧压式进气道等已不能满足高 超声速飞行器设计中的诸多需求,例如跨马赫数飞 行、低马赫数下启动、进气道/燃烧室构型优化等^[1]。

 ^{*} 收稿日期: 2017-07-15;修订日期: 2017-09-11。
 基金项目: 国家自然科学基金(11572347; 11372347)。
 通讯作者: 蒙泽威, 男, 硕士生, 研究领域为高超声速推进技术。E-mail: mengzw94@163.com

三维内收缩式进气道以其较高的压缩效率和较低的 总压损失成为未来高超声速技术发展的一个重要方 向^[2]。可以预见,高超声速进气道向三维内收缩方向 发展将成为必然趋势,也必将引起高超声速飞行器 总体方案的再一次变革。然而,由于压缩方式的差 异,三维内收缩式进气道与二元进气道存在截然不 同的流场结构、总体性能、进口形状和外形特征^[3]。

国内外目前的三维内收缩进气道主要包括: Busemann 进气道^[4,5], Jaw 进气道^[6], 模块化乘波进气 道^[7]、REST 进气道^[8,9]、Hycause^[10]进气道等。

图1为部分文献中涉及的进气道模型,分析这些 进气道构型可以看出,三维内收缩式进气道均设计 有 V 形溢流口。关于溢流口的研究,其中 Tam 等[11] 和孙波等[12]分别对圆形流管、矩形流管流线跟踪进 气道起动性能进行分析,结果表明:增加放气槽或者 切除唇口,得到的唇口溢流面积增大,当来流马赫数 较低或者进气道出口存在反压时,气流可以从唇口 位置泄流,以利于进气道起动。潘瑾等[13]、金志光 等[14]也开展了可调节唇口和定几何唇口对侧压式进 气道起动性能影响的相关研究,结果表明:简单的唇 口调节措施能在显著改善进气道各项总体性能参数 的同时获得更高的流量系数。可见,相关研究主要 集中于溢流口的气动性能,对于溢流口前缘的气动 热研究相对较少。

有研究表明,在高超/超声速来流条件下,V形溢 流口与平直溢流口相比,流场结构更加复杂,V形溢 流口壁面附近存在严重的热载荷[15]。目前国内外主 要针对飞行器头部以及其它形式进气道唇口热流进 行了深入的研究[16~19],针对带有复杂流场的内收缩 式进气道V形溢流口研究不多,比较相关的是肖丰 收^[15]、张志雨等^[20]对带有圆角的V形结构研究得到 了初步的流场结构,结论表明简单的增加倒圆半径 并不一定能减小热载荷,相反可能带来复杂的干扰 流场,同时也探究了其他参数如来流马赫数对热流 的影响。

综上,本文针对高超声速三维内收缩式进气道 的溢流口特征,对V形溢流口构型进行了抽象简化, 通过 CFD 和实验相结合的方法,对简化 V 形溢流口 热流进行分析。

2 研究对象及简化

三维内收缩式进气道溢流口为空间三维曲线, 流场结构特征强,分析难度大,对进气道V形溢流口 进行简化,将有助于深入分析其流场结构。

图2给出的是一类典型的含预压缩前体的三维 内收缩式进气道。根据流线追踪设计原理,在设计 点条件下,无钝化的进气道溢流口即为内转激波起 始位置,当来流参数偏离设计状态时(例如Ma较低, 存在钝化等),进气道前体的激波不再附着于溢流口 壁面,进气道流场将可能呈现出如图c1,c2所示的复 杂流场。

特别地,在图中c处,即为V形溢流口根部,流场 结构异常复杂,存在着激波/激波相交反射,激波诱导 三维分离等复杂流动现象。因此本文选取如图2中c 处区域作为研究对象,简化的V形构型如图3所示。 可以看出,其几何特征参数有四个:宽度 ₩、钝化半径 为r、前缘角 θ 以及倒圆半径R,其中r、W和R三个参 数并不独立,尤其当经过头部激波压缩后的来流相 同且内收缩式进气道入口一样时,影响溢流口根部 流场结构的形状参数减为三个即:前缘角θ、钝化半 径r、以及倒圆半径R。此时倒圆半径比R/r为可作为 独立形状参数,因此后续主要对前缘角 θ 和倒圆半径 比*R*/r对溢流口的热流影响进行研究。另外,为了简 化起见,本文仅考虑了同一来流,且气流方向角为 零,即图2中 β =0。

3 实验装置及计算方法

3.1 实验装置

试验在国防科大LF-220自由射流风洞中进行, 实验装置如图4。该风洞喷管出口直径220mm,采用



CARDC^[2]

Fig. 1 V-shaped leading edge of inward turning inlet

蓄热式电加热器加热高压空气,试验马赫数3~6,总 压0.1~4MPa,总温300~700K。风洞配置有200mm 纹影仪、高速相机、高频压力采集和5自由度攻角机 构等测量测试设备。

本文试验中,选用喷管的名义马赫数为4,实际 校测马赫数为3.96,总压为0.3MPa。试验中利用高 速相机捕捉纹影图像,采样频率为1000frame/s,单幅 曝光时间为1µs。



Fig. 2 Schematic of inward turning inlet



Fig. 3 Schematic of simplified V-shaped edge

3.2 计算方法

本文数值计算采用有限体积法离散三维雷诺平 均N-S方程,湍流模型采用二方程的SST K-ω模型, 空间差分采用二阶迎风 Roe格式,时间推进采用隐式 时间积分法进行求解。

由于本文简化的V形溢流口具有两个方向对称 性质(如图3所示),因此为了进一步简化,提高计算 效率,只计算了四分之一的模型,其余通过对称边界 条件(DCHG,BCHF)给出(为进一步简化,假设实际 过程中流场也是对称结构)。并且来流条件设为压力远场,马赫数为3.96,总压为0.3MPa,总温为907.6K,壁面为等温壁,温度为298K,出口给定压力出口条件。



Fig. 4 Diagram of experimental facility

4 网格无关性分析

以下针对简化模型进行网格无关性分析,V形溢 流口形状参数为θ=60°, *R*/*r*=2, *r*=5mm,本文选用了5 套不同网格进行验证,具体网格参数如表1中所示, 其中涉及网格量和第一层网格距离壁面参数变化, 其中壁面附近网格分布如图5所示。



Fig. 5 Grid distribution on different direction

对 V 形溢流口提取 xy 对称面上沿壁面热流,横 坐标为 V 形溢流口根部在对称面上沿壁面的距离以 钝化半径无量纲后的位置参数,不同网格对热流影 响如图 6,S点、P点分别为驻点(本文把 V 形溢流口根 部作为驻点)、第二峰值点,分析可知,网格较为稀疏 以及壁面大于 1μm 时,热流差别较大,尤其是 P 点,

Table 1 Verification of grid dependency

Grid	$N_x \times N_y \times N_z$	Wall distance/µm	Stanton (S)	Stanton (P)	Deviation (S) /%	Deviation (P) /%
1	120×60×100	10	0.073	0.072		
2	150×70×100	5	0.075	0.092	2.7	27.8
3	180×60×120	1	0.085	0.095	13.3	3.3
4	180×70×130	0.5	0.084	0.096	1.2	1.0
5	210×70×140	0.1	0.085	0.098	1.2	2.0

Grid 1和Grid 2误差达到27.8%,热流差别明显,当网格加密并且减小壁面距离后,热流差别很小,热流误差均小于2%,热流并没有收敛到某一个固定值,而是处于某一值附近振荡,但是误差已经很小,因此认为此时网格已经满足热流的计算要求,故本文选用Grid 3网格进行后续计算。



Fig. 6 Heat flux changes with different grids

5 结果分析

5.1 V形溢流口和钝头体前缘热流比较

本文选用了钝头体、旋成体以及V形溢流口(具体见图7),比较其在前缘钝化时的热流大小,其中保持所有构型钝化半径r均为5mm,并且V形溢流口形状参数为θ=30°,r=5mm, *R/r*=2,来流条件和3.2节中计算条件参数一致。提取壁面热流处沿钝化半径周向的热流,由于描述壁面气动加热最常使用的无量纲参数是Stanton,本文中均用无量纲量Stanton代表 热流变化。并通过坐标变换将直角坐标变为极坐标形式,具体结果如图8。



Fig. 7 Two types of blunt configurations



对比三类前缘钝化构型,可见不同构型热流差 别很大,其中钝头体热流最小;对于旋成体而言,三 维溢流明显,从而激波脱体距离更小(如图9),热流 也会更大;在非驻点区,沿着周向,钝头体和旋成体 壁面热流最终趋于相同。对于V形溢流口,热流峰 值约为二维钝头体的3~4倍,其产生高热流的机理 和前面两个都不同,如图9所示,前两种构型钝化前 缘均只有一道弓形激波对气体作用,对于V形溢流 口,存在激波/激波相交反射、激波/壁面干扰等复杂 流场结构。

值得注意的是,对于V形溢流口,峰值热流并没 有出现在对称面中心线位置,但是中心线处热流和 峰值热流差别不大,因此后续研究中可认为中心线



Fig. 9 Mach number contour of two types of blunt configurations

上热流值为各点沿周向热流峰值,即中心线上热流 能够代表V形钝化溢流口最大热流状态。

5.2 前缘角对 V 形溢流口的热流影响规律

为了探究前缘角θ对V形溢流口热流的影响,本 文选取了倒圆半径比*R/r*=2,前缘角θ分别为30°, 45°,60°,75°的V形溢流口进行热流分析。

图 10 给的是 V 形溢流口对称面上实验纹影和数 值纹影结果对比图,其中IS代表入射激波,RS代表反 射激波,SS代表分离激波。需要说明的是,本文关注 的是V形溢流口根部复杂流场结构,因此为了能清 晰捕捉到流场,实验纹影拍摄的是V形溢流口根部 区域。从流场结构可以看出,改变前缘角θ大小,溢 流口根部出现了两种结构(如图11),这是因为前缘 角*θ*很小时,V形溢流口根部距离上游激波入射点较 远,溢流区较长,溢流口根部反压作用小,两道激波 必然会先发生规则反射,引起的反射激波RS和根部 区域作用,出现 θ =30°的流场结构;前缘角 θ 较大时, V形溢流口根部距离上游激波入射点较近,溢流区相 对较短,溢流口根部反压作用增强,两个入射激波规 则反射并不能匹配下游反压条件,这时就会出现马 赫反射,出现θ为45°,60°,75°的流场结构。值得注 意的是, $\theta=45^{\circ}$, $\theta=60^{\circ}$ 和 $\theta=75^{\circ}$ 在实验纹影中马赫反射 形成的马赫杆并没有清晰地拍到,这是因为该马赫 杆几乎和水平中心线垂直,试验中纹影仪刀口是水 平放置,因此纹影图是密度在垂直方向的一阶导,对 于该马赫杆结构,垂直方向密度变化不大,因此实验 纹影清晰度较低,而对于数值纹影,分辨率相对较 高,可以看到马赫杆。

提取不同前缘角θ对称面上壁面热流如图 12 所示,横坐标为V形溢流口根部在对称面上沿壁面的 距离以钝化半径无量纲后的位置参数,可以看出热 流变化规律也出现了对应的两种形式,这与流场结 构是相对应的。

θ=30°时,驻点热流为极小值,沿着壁面向上游 热流先增大后减小,观察流场可知,该前缘角θ下,是 反射激波RS在根部产生的激波/激波干扰流场,并且 气流汇聚于两道滑移线SL之间,汇聚效应比根部强, 从而在滑移线尾部壁面附近出现热流峰值,而根部 热流此时反而为极小值。θ>30°后,均出现了两个热 流峰值,第一极值点位于驻点处,是气流经过马赫杆 压缩作用后的滞止点,第二峰值点和驻点热流峰值 相当,甚至还比驻点热流高(θ=45°和θ=60°),究其原 因是马赫反射中从三波点引出的滑移线将波后超声 速区和亚声速区分开,亚声速区为马赫反射中马赫 杆后方区域,超声速区为反射激波 RS 和分离激波 SS 相互作用的区域。超声速流道中反射激波 RS 和分 离激波 SS 相互作用,最终使超声速射流滞止于壁面, 引起此区域附近热流极大。经过根部复杂流场区域 后,最终热流平稳(L点附近),趋于某一个固定值。



Fig. 10 Schlieren images on different angle





Fig. 11 Mach number contour of two types of flowfiled



Fig. 12 Heat flux distributes on wall with different angle

对以上算例分别提取驻点 S、峰值点 P 以及平稳 点 L 的热流如表 2 所示,分析各个前缘角 θ 热流最大 值可知,热流最大值和前缘角 θ 并不成单调变化,前 缘角 θ 从 30°增加到 75°热流极大值出现先增加后减 小的趋势,但是热流变化不明显,可见试图通过改变 前缘角θ缓解热流,其改善的能力有限。在热流平稳 L点处,热流和角度成正比,这是由于角度增大,气流 溢流能力增强,根部反压对上游的作用减弱,从而入 射激波角变小,对于该区域而言,斜激波压缩气流增 强,则热流必然会增大,但是该区域相对于溢流口热 流,其值很小,热防护应该重点考虑根部S点以及第 二峰值P点。

Table 2 Heat flux with different angle

$ heta/(^\circ)$	S	Р	L
30	0.0218	0.0780	0.0044
45	0.0842	0.1015	0.0069
60	0.0847	0.0949	0.0094
75	0.0665	0.0568	0.0122

5.3 倒圆半径比 R/r 对 V 形溢流口的热流影响规律

为了探究倒圆半径比*R/r*对V形溢流口根部的影响,本节重点对两个前缘角(*θ*=30°,*θ*=60°)进行分析, 如图 13为前缘角*θ*=30°和*θ*=60°不同*R/r*下流场结构 变化的数值纹影和实验纹影对比图,*θ*=30°时,从流 场结构可知,不同*R/r*,出现了三类流场结构:*R/r*=2 时,入射激波形成规则反射,引起的是反射激波在根 部发生激波干扰;增大*R/r*后,入射激波形成的马赫 反射,反射激波和分离激波发生作用,*R/r*=10后,入射 激波合成一道曲线激波,分离激波消失。



Fig. 13 Schlieren images of CFD and experiment with different *R/r*

θ=60°时只形成了两类流场,入射激波形成了马 赫反射,并且滑移线两侧流场分别为超声速流场和 亚声速流场,在超声速流道中,反射激波和分离激波 相互作用将气流减速,导致流道的末端壁面热流极 高。*R/r*增大后,气流溢流区变大,根部气流对上游作 用减弱,同时马赫杆变长,根部亚声速区扩大,*R/r*=10 后,流场和θ=30°类似,入射激波合成一道曲线激波, 分离激波消失。

图 14 为数值计算中各算例的峰值热流变化规 律,其中 Blunt算例为平直钝化前缘热流峰值,分析 可知,由于存在复杂流场,V形溢流口热流比平直钝 化前缘受到极高的热流,两种前缘角θ下,改变*R/r*均 对V形溢流口的热流峰值有显著影响。当*R/r*<2时, 改变*R/r*并不一定有效减小热流,这与文献[15,20] 结论是一致的,因为此时存在超声速射流滞止于壁 面,引起高的热流;但是如果继续增大*R/r*,可以看出 峰值热流明显的减小,尤其 2<*R/r*<6区间,热流显著 减小,这是由于马赫杆变长,激波变弱,溢流区变大, 壁面热流得到有效缓解。并且θ=30°中,最大热流和 最小热流之比为4.7倍,θ=60°时为4.1倍,可见如果 合理优化好V形溢流口的几何结构,可以减小高达 75%~78%的热流,这对于内收缩式进气道是非常重 要的。



Fig. 14 Heat flux changes with different *R*/*r*

综上,对于进气道的设计,考虑气动性能时也要 注意到可能带来的严重的气动热,即气动性能和热 防护应同时关注。

6 结 论

本文结合数值计算和实验结果对简化V形溢流 口前缘热流进行了分析,主要结论有:

(1)对比二维,三维钝化溢流口构型的气动热, 钝化的V形溢流口热流比其它两类钝化构型的热流 高,流场结构也更加复杂。

(2)改变倒圆半径比 R/r 出现了三类流场结构, 分别为入射激波的规则反射、入射激波马赫反射以 及入射激波合成曲线激波。

(3)改变前缘角 θ,并不能显著降低热流,热流峰

值仍然很高。不同倒圆半径范围影响峰值热流不同,当倒圆半径比*R*/r<2时,增大倒圆半径并不一定能减小热流;当2<*R*/r<6时,改变倒圆半径热流变化很明显;之后增大倒圆半径比,热流变化不大。

(4)在进行进气道溢流口前缘设计中,尽可能避 免前缘出现复杂的激波干扰流场,在满足气动性能的 条件下,尽可能调整*R/r>6*,从而降低前缘的热载荷。

参考文献:

- [1] 王 哲,李旭昌.高超声速三维内收缩式进气道研究 进展[J].飞航导弹,2014,4:79-87.
- [2] 吴颖川,贺元元,贺 伟,等.吸气式高超声速飞行器机体推进一体化技术研究进展[J].航空学报,2015,36(1):245-260.
- 【3】尤延钺,梁德旺,郭荣伟.高超声速三维内压缩式进 气道/乘波前体一体化设计研究评述[J].力学进展, 2009, 39(5):513-525.
- [4] Billig F S. Design and Analysis of Streamline Traced Hypersonic Inlets [C]. Norfolk: 9th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 1999.
- [5] Billig F S. Streamline Tracing: Technique for Designing Hypersonic Vehicles [J]. Journal of Propulsion and Power, 2000, 16(3): 465-471.
- [6] Malo-Molina F J, Gaitonde D V. Numerical Investigation of an Innovative Inward Turning Inlet [C]. Toronto: 17th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, 2005.
- [7] 尤延铖,梁德旺.基于内乘波概念的三维变截面高超 声速进气道[J].中国科学,2009,39(8):1483-1494.
- [8] Smart M K. Experimental Testing of a Hypersonic Inlet with Rectangular-to-Elliptical Shape Transition [J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(2): 276– 283.
- [9] Smart K M, Trexler A C. Mach 4 Performance of Hypersonic Inlet with Rectangular-to-Elliptical Shape Transition [J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20 (4): 288-292.

- [10] Walker H S. Hypersonic Collaborative Australia/United States Experiment (HYCAUSE)[R]. AIAA 2005-3254.
- [11] Tam C J, Robert A B, Gary D S. Numerical Analysis of Streamline-Traced Hypersonic Inlets [R]. AIAA 2003-13.
- [12] 孙 波,张堃元.Busemann进气道起动问题初步研究[J].推进技术,2006,27(2):128-131. (SUN Bo, ZHANG Kun-yuan. Preliminary Investigation on Busemann Inlet Starting Characteristics [J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(2):128-131.)
- [13] 潘 瑾,张堃元.可变内收缩比侧压式进气道自起动 性能[J].推进技术,2007,28(3):278-281.(PAN Jin, ZHANG Kun-yuan. Self-Starting Characteristics for Sidewall - Compression Inlet with Variable Internal Contraction Ratio[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(3):278-282.)
- [14] 金志光,张堃元.高超侧压式进气道简单唇口调节方案设计[J].推进技术,2008,29(1):43-48.(JIN Zhi-guang, ZHANG Kun-yuan. Concept of a Varied Geometry Scramjet Inlet with Rotatable Cowl[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(1), 43-48.)
- [15] 肖丰收.若干典型高超声速激波干扰流动特性研究 [D].合肥:中国科学技术大学,2016.
- [16] Duquesne N, Roquefort TAd. Numerical Investigation of a Three-Dimensional Turbulent Shock/Shock Interaction[R]. AIAA 98-0774.
- [17] 潘 沙,田正雨,冯定华.超燃冲压发动机唇口气动 热计算研究与分析[J].航空动力学报,2009,24(9): 2096-2100.
- [18] Curran E T , Murthy S N B . Scramjet Propulsion [M]. New York: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, 2000.
- [19] 贺旭照,赵慧勇,乐嘉陵.吸气式高超声速飞行器气动力气动热的数值模拟方法及应用[J].计算物理, 2008,25(5):555-560.
- [20] 张志雨,肖丰收.钝化V形前缘激波干扰特性研究
 [C].成都:第十七届全国激波与激波管学术会议, 2016.

(编辑:张荣莉)