

文章编号: 1000-8055(2009)02-0302-05

槽对超声速混压式进气道性能及边界层的影响

莫 展, 王新月, 未军光

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 为提高定几何超声速混压式轴对称进气道的性能, 应用在进气道不同位置开槽的方法, 研究了在各级锥体上、锥体折角处开槽时锥体上的边界层变化, 研究了多工况下开槽对进气道的总压恢复系数、流量系数、增压比和起动性能产生的影响。结果表明: 开槽一方面改变了超声速进气道锥体上的波系分布和进口马赫数, 另一方面也使槽后边界层厚度增加, 改变了边界层内的速度分布, 使摩擦阻力增大。二级锥面上槽后边界层厚度模型 1 比原型大 33.3%, 模型 2 比原型大 16.7%, 三级锥面上槽后边界层厚度模型 1 比原型增加 52.4%, 模型 2 比原型增加 9.1%。开槽使高马赫数下的总压恢复系数有所增加, 其增加量随来流马赫数的变化而变化。在马赫数为 4.0 的设计状态下, 折角处开槽可使进气道的总压恢复系数提高 1.8%, 锥体上开槽可以提高 4.3%。锥体折角处开槽对流量系数和起动性能影响不大。

关 键 词: 超声速轴对称进气道; 数值模拟; 凹槽; 边界层

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Performance and boundary layer of flow in axisymmetric mixed-compression supersonic inlet with cavity

MO Zhan, WANG Xin-yue, WEI Jun-guang

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to improve the performance of axisymmetric mixed-compression supersonic inlet with fix-geometry, the performance of a supersonic inlet with cavities at the cone surface or the cone's corners was investigated by the numerical simulation. The effects of the cavities position on the cone on the performance of the inlet and the boundary-layer were presented. On the one hand, the shocks on the cones and the inlet's entrance Mach number were changed. On the other hand, the thickness of the boundary layer behind the cavities was increased and the velocity distribution in the boundary layer was also changed. When the cavities were at the cone's surface, the boundary layer thickness behind the cavities at the second and the third cone surface increased 33.3% and 52.4%, respectively. When the cavities were at the cone's corners, the boundary layer thickness behind the cavities increased 16.7% and 9.1%, respectively. The inlet's pressure recovery and the pressing ratio with cavities were higher than no cavities at high Mach number (3.7 to 4.5). Under design condition, the inlet's pressure recovery at the cavities of the cone's corners increased about 1.8%, and the pressure recovery at the cavities at the cone surface increased about 4.3% than no cavity. Besides, the mass capture ratio and starting Mach number were not influenced by the cavity at the cone's corners.

收稿日期: 2008-01-21; **修订日期:** 2008-07-29

作者简介: 莫展(1982-), 男, 河南孟津人, 硕士生, 主要从事内流气体动力学方面工作。

通讯作者: 王新月, E-mail: xinyuew@nwpu.edu.cn

Key words: axisymmetric supersonic inlet; numerical simulation; cavity; boundary layer

声速轴对称进气道,是一种常见的弹用进气道^[1]构型.上世纪就有许多的理论和实验研究,但主要集中在外压式进气道以及变几何的研究方面^[2].由于定几何超声速进气道具有结构简单,重量轻等优点,近年来对超声速定几何轴对称混压式进气道的研究逐渐增加.文献[3-4]给出了Institute of Space and Astronautical Science (ISAS)实验得到的几种构型的混压式轴对称进气道的研究结果.其主要目标是通过采用变几何的方法来提高高马赫数的进气道性能.文献[5]给出了超声速气流流过平面上的不同几何尺寸的凹槽时产生的波系,结果表明:当槽较深时,尾缘产生的激波较弱,反之较强.日本航空宇航研究院的Maru Y等人在2004年通过实验研究了轴对称多圆盘进气道的性能,其基本思想是利用开深槽的概念设计轴对称多圆盘进气道.结果表明这种进气道较相同设计参数的定几何轴对称进气道在非设计状态下总压恢复系数有明显提高^[6-7],但其实质仍然是变几何设计的思想.之外,主动流动控制技术的应用可以较大地改善进气道的性能.但是无论变几何或是主动流动控制技术,所需要的控制系统等使得整个进气道系统变得更为复杂,重量也随之增加.对于定几何混压式轴对称进气道,其主要问题是非设计状态性能变差.为了提高进气道的非设计性能,针对设计马赫数为4的超声速轴对称混压式进气道进行了研究.采用在锥体上不同位置开槽(见图1)的方式,研究开槽对边界层结构和进气道性能的影响,其结果可为定几何轴对称混压式进气道的设计提供参考.

1 物理模型与计算模型

1.1 物理模型

本文选用设计马赫数为4.0的定几何混压式轴对称进气道为基本模型(原型),采用三级锥体压缩,半锥角分别为:10°,19.21°和30°.进气道的收缩比为1.09.等直段长度与进口高度之比为8.0.详细的设计方法见文献[8].进气道锥面上开槽的形式如图1所示.经过大量的数值模拟,发现在锥体上开槽时,较大的 L/D 对进气道性能影响明显.但是在折角处开槽时,较大的 L/D 容易引起流场畸变.因此文中选择了模型1(在进气道三个锥体上开槽)与模型2(锥体两个折角处开槽)两种情况进行详细研究,计算模型如表1所示.

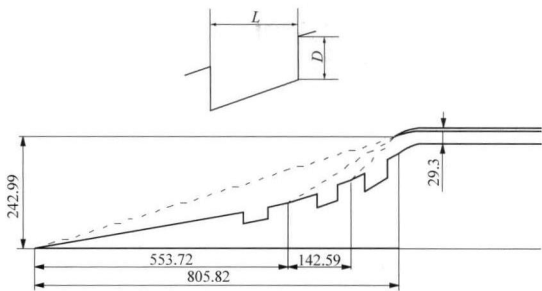


图1 进气道锥面上开槽示意图(单位:mm)

Fig. 1 Size of the cavity and the cavities positions (Unit:mm)

表1 计算模型

Table 1 Simulation models

模型	开槽位置	开槽数目	L/D	L/mm
0	没有开槽	0		
1	在三个锥面上开槽	3	5	50
2	在锥体折角处开槽	2	12	50

1.2 数值模拟方法

采用标准 $k-\epsilon$ 湍流模型,求解守恒形式的雷诺时均 N-S 方程,数值模拟了不同马赫数、不同反压下进气道内外流场特性.由于进气道流场复杂,在计算域中采用了分区网格、网格局部加密与自适应网格技术,以加速计算的收敛,提高计算的精度.各模型采用网格数目均在12万左右.计算中采用的边界条件有压力远场边界、压力出口边界、对称面边界和无滑移绝热固壁等.

2 模拟结果的分析

2.1 计算方法验证

为了验证计算方法的合理性,采用本文的方法对文献[9]中提供的实验模型进行了计算.计算得到的外罩内壁面的压力分布如图2所示(图中的纵坐标为壁面压力与来流压力之比,横坐标为轴向距离).可以看出,计算结果与实验值吻合较好.计算所得的总压恢复系数为0.776,也与试验值0.789接近.说明计算方法合理.

2.2 进气道流场分析

图3~图5给出了在设计状态下计算得到的三个模型的等马赫线图.比较图3~图4可以看出进气道锥体上的激波结构发生了明显的变化,

由原来的3条变为5条。

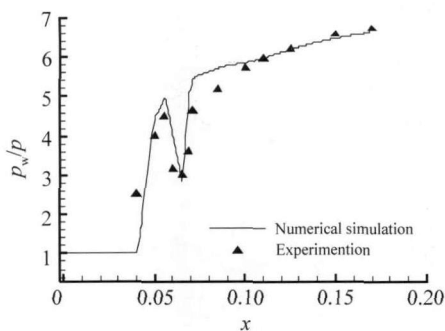


图2 计算与实验结果对比

Fig. 2 Comparison of the numerical simulation and the experiment data about pressure distribution along upper wall

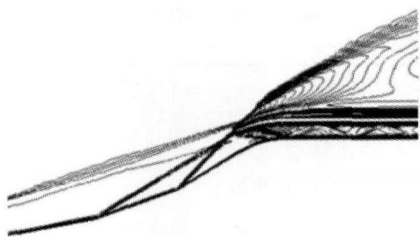


图3 模型0在 $Ma=4.0$ 时的等 Ma 数图

Fig. 3 Mach number contour of model 0 at $Ma=4.0$

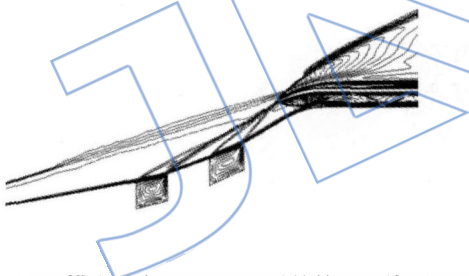


图4 模型2在 $Ma=4.0$ 时的等 Ma 线图

Fig. 4 Mach number contour of model 2 at $Ma=4.0$

图5为在进气道锥体上开槽时的等马赫线图,显然,开槽使得锥体上的激波结构更为复杂,锥体上的边界层明显加厚.在槽附近产生了一系列的弱的压缩波.

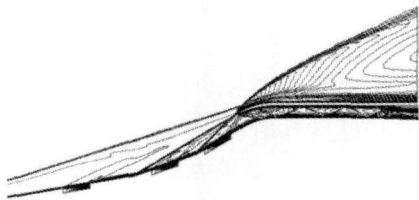


图5 模型1在 $Ma=4.0$ 时的等 Ma 数图

Fig. 5 Mach number contour of model 1 at $Ma=4.0$

由于开槽的缘故,进气道锥体对气流的压缩程度已经改变,通过数值方法得到来流马赫数为

4.0时,模型0进气道入口处的马赫数为2.42;模型1进气道入口处的马赫数为2.32;模型2进气道入口处的马赫数为2.48.即在进气道锥面上开槽时,槽的干扰产生压缩波将增加锥体对超声速来流的压缩作用,因此进口马赫数较小;而在进气道折角处开槽时,槽的干扰使进气道锥体上的激波数目增多,改变了折角处激波的强度,故对超声速来流的压缩较原型有所降低,即此时进气道入口前的马赫数较高.

进一步可以看出,图3中由于边界层的加厚,进气道唇口处激波与边界层干扰使进气道喉道前部有分离现象.图4中进气道喉道前部的分离现象更加明显,这是由于模型2的进气道入口马赫数较大,唇口处的斜激波比较强,与较厚边界层形成干扰,引起气流分离.图5中喉道部分没有分离是由于进气道入口处马赫数较低,唇口斜激波较弱的缘故.

2.3 槽对进气道锥体上边界层的影响

图6和图7给出了二级锥体上($x=665\text{ mm}$)和三级锥体上($x=808\text{ mm}$)槽后边界层内的速度分布.其中横坐标为边界层内的速度与边界层外边界的速度之比,纵坐标 Y 为离开壁面的垂直距离.可以看出:槽后边界层厚度明显增加.二级锥面上槽后边界层厚度模型1比原型大33.3%,模型2比原型大16.7%,如图6所示.三级锥面上槽后边界层厚度模型1比原型增加52.4%,模型2比原型增加9.1%,如图7所示.开槽使边界层加厚的主要原因是由于槽后缘处产生的压缩波以及气流受扰动而引起的,由于波后压力提高,与不开槽的情况相比,流体在更大的逆压梯度下流动,引起边界层厚度增大.加厚的边界层进入进气道内,对进气道内的流场显然是不利的.

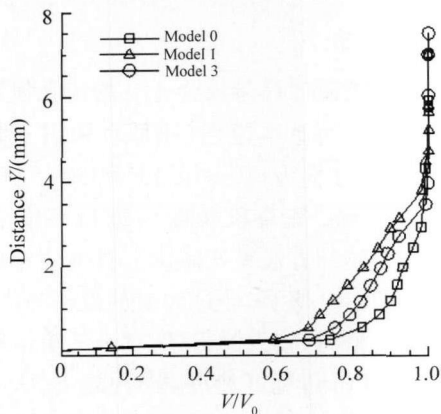


图6 二级锥上($x=665\text{ mm}$)边界层内速度分布

Fig. 6 Boundary-layer of the second cone ($x=665\text{ mm}$)

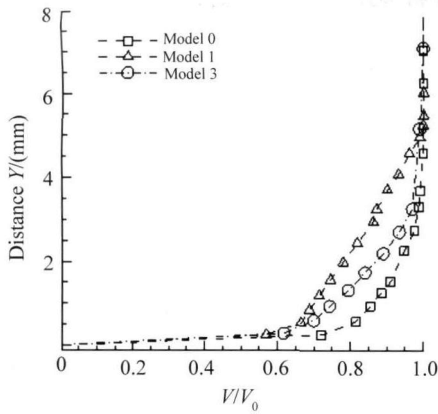


图 7 三级锥上 ($x = 808 \text{ mm}$) 边界层内速度分布

Fig. 7 Boundary-layer of the third cone ($x = 808 \text{ mm}$)

在锥体折角处开槽的流动极为复杂,除了干涉前一级锥面上的边界层,使得原来的边界层结构变化,流动受到干扰外,同时也改变了锥角处产生的激波结构,同样比不开槽时的边界层加厚。

由图 6 和图 7 还可以看出,开槽改变了边界层内的速度分布型,因而改变了边界层的动量厚度和形状因子。模型 1 的速度分布较瘦,形状因子较大,边界层更容易出现分离。而且摩擦阻力也会明显增加。可见原型进气道的形状因子最小,不容易分离,而模型 2 介于模型 1 和原形进气道之间。

2.4 进气道性能分析

图 8~图 10 给出了进气道临界状态的总压恢复系数、流量系数与增压比随来流 Ma 数的变化。随着来流 Ma 数的增加,总压恢复系数减小。在马赫数为 3.7 以下,模型 1 的总压恢复系数和流量系数低得多。这是因为三个锥面上开槽摩擦阻力显著增加的缘故。流量系数减小是由于锥面上激波结构改变引起的。马赫数大于 3.7 后,模型 1 的总压恢复系数较高。主要原因是在高马赫数时,开槽改变了进气道的激波系,使激波损失减小,总压恢复系数较大。在设计状态下,总压恢复系数提高 4.3%,同时增压比提高 6%。当来流马赫数提高到 4.5 时,总压恢复系数提高了 5.19%,增压比提高了 7.55%。可见,锥面上开槽能够提高高马赫数的总压恢复,但以损失低马赫数的进气道性能为代价。

模型 2 与原型相比,较低马赫数下的总压恢复系数略有降低。马赫数大于 3.5 时总压恢复系数有所提高。设计状态下,总压恢复系数提高 1.8%。由图 8 和图 10 可看出,在锥角处开槽,对流量系数和增压比影响不大。

总之,开槽改变了锥体上的激波系和边界层

结构。对进气道性能的影响随来流马赫数变化而不同。

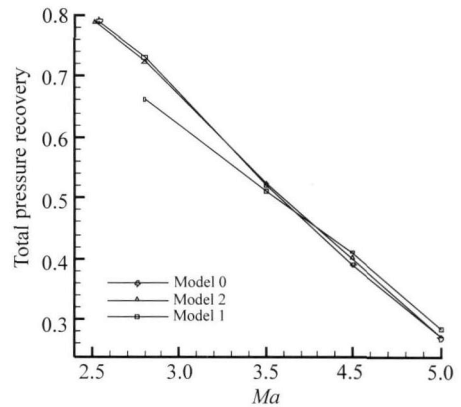


图 8 进气道总压恢复系数随来流 Ma 数变化

Fig. 8 Total pressure recovery versus Mach number

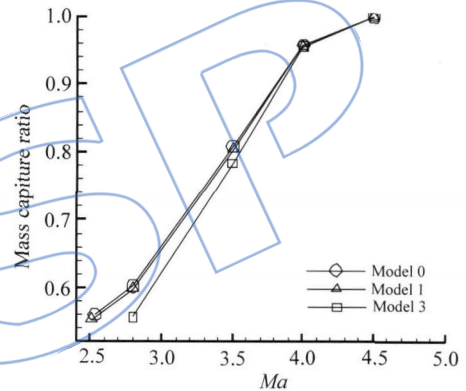


图 9 进气道流量系数随来流 Ma 数变化

Fig. 9 Mass capture ratio versus Mach number

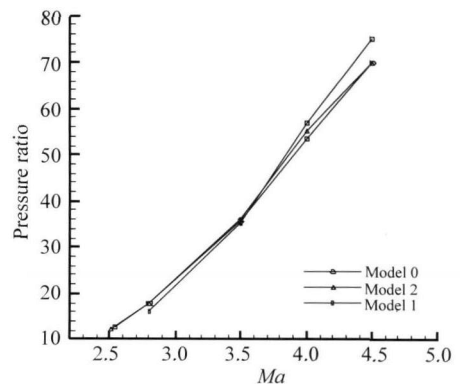


图 10 进气道增压比随来流 Ma 数变化

Fig. 10 Pressing ratio versus Mach number

2.5 对进气道起动马赫数的影响

本文通过逐渐增加来流马赫数的方法来研究进气道的起动过程。表 2 给出了计算得到的进气道起动马赫数。可以看出在进气道锥体上开槽时起动马赫数提高,这是由于进气道锥体上开槽使

进气道锥体的压缩作用增强,从而降低了进气道的进口马赫数.降低了进气道的起动性能.

进气道锥体折角处开槽,由于斜激波强度减弱,相同来流马赫数时进气道入口马赫数较高,进气道更容易起动.

表 2 进气道起动马赫数
Table 2 Start Mach number of the models

模型	0	1	2
起动马赫数	2.54	2.79	2.51

3 结 论

1) 开槽不但改变了激波系分布,而且对边界层厚度和槽后边界层内的速度分布影响较大,在进气道锥体上开槽比折角处开槽边界层厚度增加更明显.速度分布型变瘦,形状因子加大,摩擦阻力增加.

2) 对于超声速混压式轴对称进气道,锥角处开槽,进气道的总压恢复系数在高马赫数下有所提高,设计状态提高了约 1.8%.而对流量系数和起动性能影响不大.

3) 进气道各级锥体上开槽,在高马赫数下,进气道的总压恢复系数(设计状态提高 4.3%,来流马赫数为 4.5 时提高 5.19%)和增压比有明显提高.在较低马赫数下,总压恢复和流量系数下

降.而且起动性能降低.即锥体上开槽提高高马赫数下的总压恢复以损失较低马赫数的性能为代价.

参考文献:

[1] Fleeman E L. Tactical missile design[M]. AIAA Education Series ,2001.

[2] Mahoney J J. Inlets for supersonic missiles[M]. AIAA Education Series , 1990.

[3] Kojima T, Tanatsugu N, Sato T, et al. Development study on axisymmetric air inlet for Atrex engine [R]. AIAA 2001-1895, 2001.

[4] Kojima T, Tanguchi H, Aoki T,et al. Development study of the air-intake of the atrex engine [R]. AIAA 2003-7042 2003.

[5] Morishita E, Okunuki T, Itoh H ,et al. Experimental and computational investigation of supersonic cavity flows [R]. AIAA-2001-1755, 2001.

[6] Maru Y. Multi-row disk arrangement concept for spike of axisymmetric air inlet[R]. AIAA 2004-3407, 2004.

[7] Kobayashi H, Tanatsugu N, Sato T. Experimental study of multi-row disk inlet for inlets for hypersonic air breathing propulsion[R]. AIAA 2004-661, 2004.

[8] 刘晓伟,王新月. 超音速巡航导弹进气道设计与研究[J]. 计算机仿真学报, 2008, 25(3) :41-43.
LIU Xiaowei ,WANG Xinyue. Inlet design and research of supersonic cruise missile[J]. Computer Simulation ,2008 , 25(3) :41-43. (in Chinese)

[9] Gokhale S S, Kumar V R. Numerical computations of supersonic inlet [J]. Int. Numer. Fluids ,2001 ,36:597-617.