

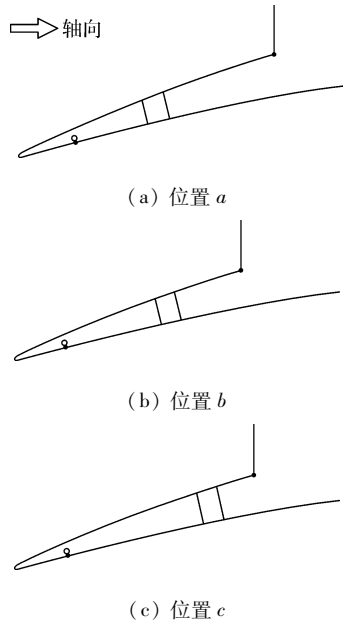


图2 不同抽吸位置示意图

1.2 计算方法及网格划分

本文数值模拟采用商业软件 Fluent,采用守恒型雷诺平均 Navier-Stokes (N-S) 方程,流动基本方程采用二阶迎风差分离散,湍流模型选用 k-ε 模型,气体密度采用理想气体计算。进气道网格划分如图 3 所示,在壁面及流场相接处对网格进行加密处理。

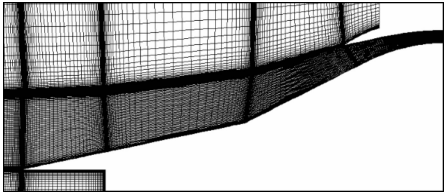


图3 进气道网格划分

1.3 边界条件

设定边界:压力远场、压力出口、喉道、壁面、进气道出口,如图 1 所示。表 1 列出了数值计算时的给定条件。

表 1 数值计算给定条件

设计点 静温/K	设计点 静压/Pa	设计 Ma	再入 Ma	开槽 位置	槽宽/ mm
221.6	2 549.2	5	5.5~8	a,b,c	3,2,1

1.4 计算方法验证

本文采用文献[17]关于带泄流孔的激波附面层干扰的数值模拟方法,其仿真结果与文献[18]的实验数据较贴合,如图 4 所示,其中 P/P_0 为泄流孔出口压力与来流总压之比,说明本文采用该数值方法对不同再入马赫数下的流场特性进行研究是可行的。

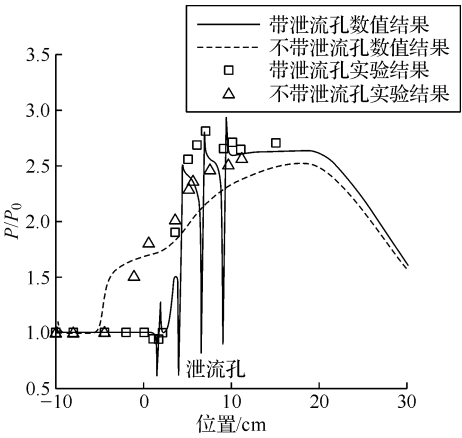


图4 带泄流孔与不带泄流孔的静压分布^[17]

2 计算结果与讨论

2.1 不同再入马赫数对流场特性的影响

当再入马赫数为 5.5~8 时,与设计马赫数 $Ma=5$ 的流场特性进行对比,研究不同的再入马赫数对流场特性的影响。

从图 5(a)~图 5(g)可以看出,随着再入马赫数的增大,两道斜激波不能在唇口处交汇,而且随着马赫数的增大,唇罩内表面的分离包也会增大,隔离段上表面的附面层也增厚。

由图 6 可知,马赫数越大,总压恢复系数 σ 越小,马赫数由 5 增大到 8 时,总压恢复系数由 0.544 降低到 0.196,近似按照线性变化,进气道的流动损失变得越来越大,而且唇口激波和附面层的干扰导致的分离使进气道的喉部壅塞,很可能导致进气道的不起动。

高超声速进气道之所以会不起动,原因之一为进气道的进口处出现了很强激波系,使得进气道内不能产生正常的流场分布,总压恢复系数会急剧下降,流场的品质降低。采用附面层抽吸的方法,可以减小激波附面层相互干扰,改善喉部流场。抽吸的位置及流量大小对进气道性能的影响不同,下文将对此进行研究。

2.2 槽的位置对流场特性的影响

在图 2 中不同抽吸位置开 3 mm 槽,开槽位置不同时总压恢复系数的变化曲线如图 7 所示。由图 7 可知,在设计点 $Ma=5$,由于流场未发生畸变,开槽与未开槽时的总压恢复系数基本相同,约为 0.544。开槽以后,随着再入马赫数的增大,开槽对总压恢复系数的影响也随之增大,开槽的位置不同,总压恢复系数也不同。就本文数值仿真得到的结果

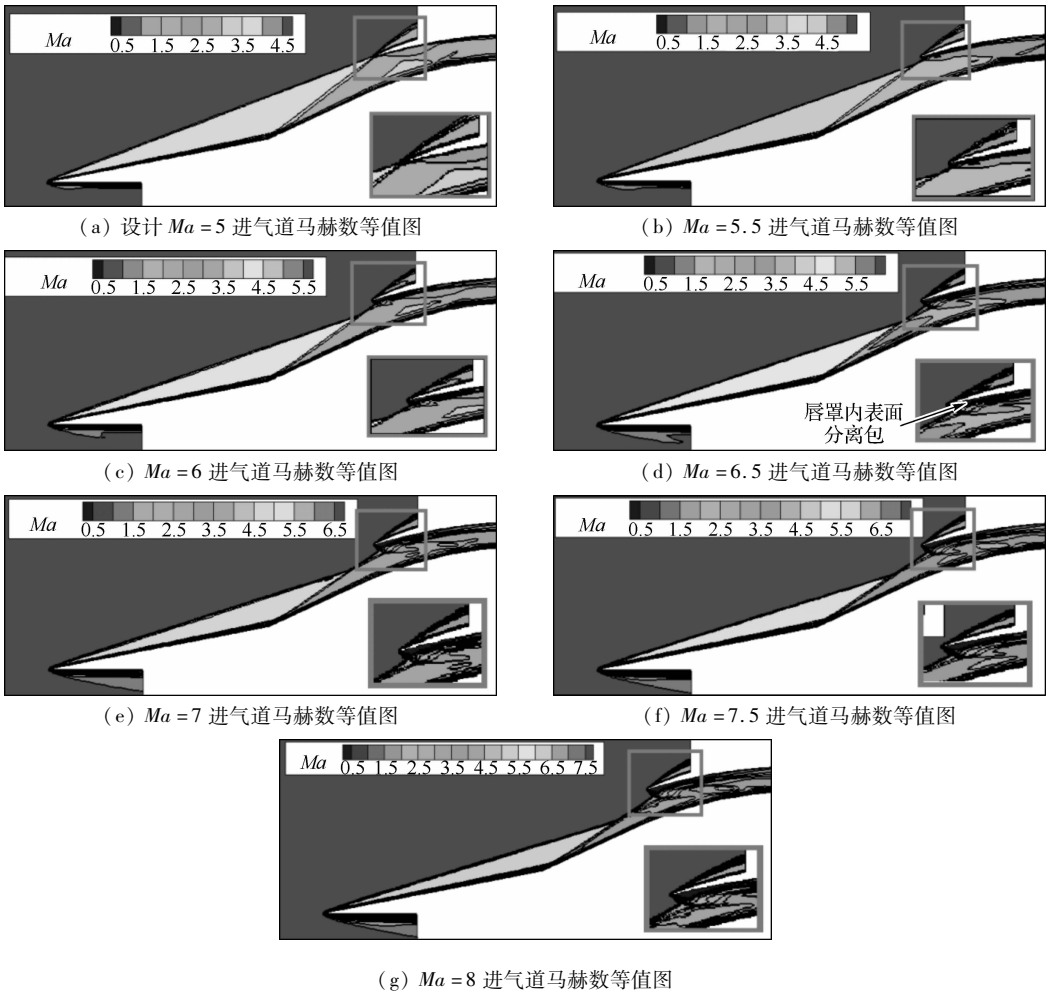


图 5 不同再入马赫数进气道马赫数等值图

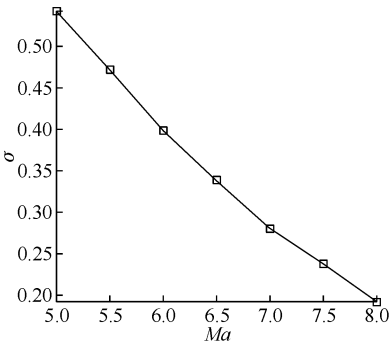


图 6 $Ma = 5 \sim 8$ 总压恢复系数随马赫数变化图

而言,当马赫数在 5 到 7.5 时,在位置 c 处开槽总压恢复系数优于位置 a 和 b ;当马赫数在 7.5 到 8 时,位置 b 的总压恢复系数更大。总体看来,在位置 c 处开槽比较好。

以 $Ma = 5$ 和 $Ma = 7$ 为例分析没有槽以及不同开槽位置的马赫数等值图(图 8)可知,在设计点,开槽位置不同对流场基本无影响。再入马赫数为 7 时,由于开槽处激波的影响,在隔离段下表面产生的

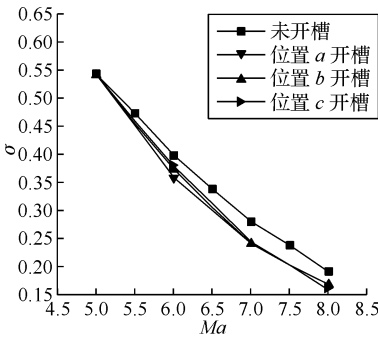


图 7 不同位置开槽与未开槽时总压恢复系数变化曲线

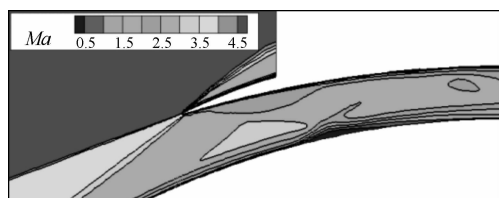
分离稍增大,但对进气道的性能没有产生过大的影响。由图 8(e) ~ 图 8(h)可以看出,开槽以后,马赫数增大时,会使隔离段上表面的附面层厚度减小,而且开槽的位置不同,隔离段上表面附面层厚度减小相差不大,约 43.3%。受开槽处激波影响,开槽位置越靠后,隔离段下表面的分离包位置越靠后,分离包越小。

2.3 槽的大小对流场特性的影响

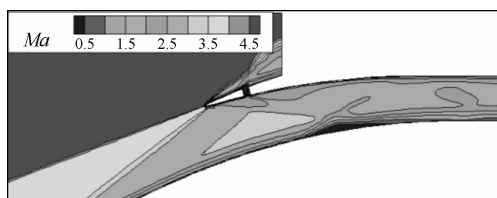
由上述结果可知在位置 c 处开槽最佳,下文对

比未开槽和在位置 c 处开宽度为 3 mm、2 mm、1 mm

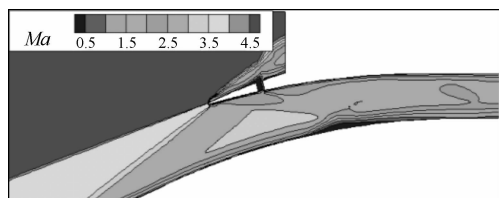
的槽对流动特性的影响进行研究。



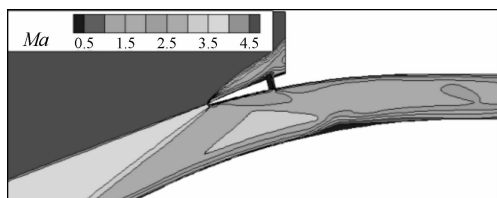
(a) 未开槽 $Ma=5$ 马赫数等值图



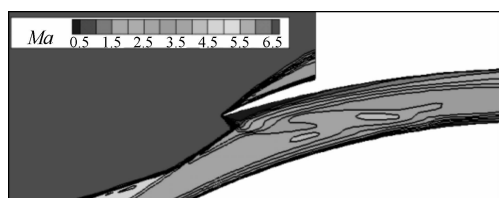
(b) 位置 a $Ma=5$ 马赫数等值图



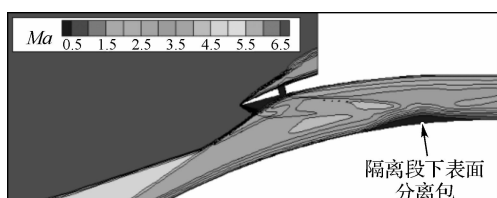
(c) 位置 b $Ma=5$ 马赫数等值图



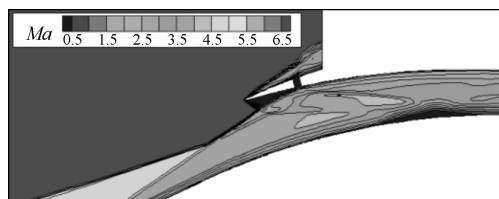
(d) 位置 c $Ma=5$ 马赫数等值图



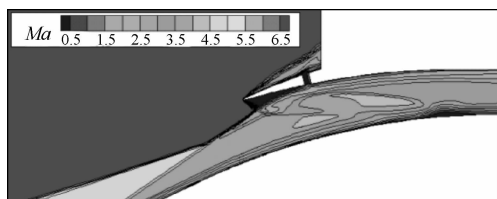
(e) 未开槽 $Ma=7$ 马赫数等值图



(f) 位置 a $Ma=7$ 马赫数等值图



(g) 位置 b $Ma=7$ 马赫数等值图



(h) 位置 c $Ma=7$ 马赫数等值图

图 8 不同马赫数及不同开槽位置马赫数等值图

从图 9 中可以看出,在设计点 $Ma=5$,不论槽的大小为多少,总压恢复系数基本相同,影响甚微。但随着马赫数增大,开槽会使总压恢复系数减小,可见抽吸是以降低高超声速进气道的性能为代价的。从本文得到的结果看来,当马赫数为 5 到 7 时,2 mm 槽与 1 mm 槽的总压恢复系数降低值相差不大,约为 0.02;3 mm 槽的总压恢复系数降低最多,约为 0.04;当马赫数为 7 到 8 时,三个不同大小的槽总压恢复系数降低基本相同。所以,开槽越大,抽吸的流量越多,进气道的性能降低越多。

以 $Ma=5$ 和 $Ma=7$ 为例分析不同槽宽的马赫数等值图(图 10)可知,在设计点 $Ma=5$,不同槽宽下的流动特性与未开槽时基本相同,说明在设计点槽宽对流动特性基本无影响。再入马赫数为 7 时,由于槽的大小不同,开槽处产生的激波强度不同,故在隔离段下表面产生的分离区的位置及大小发生变化,隔离段上表面附面层厚度 h (从边界层壁面开始,到沿着壁面切向的流动速度达到自由来流速度

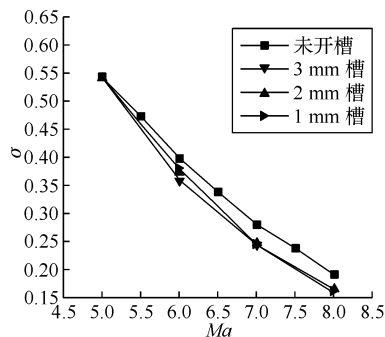


图 9 不同大小的槽与未开槽时总压恢复系数变化曲线的 99% 的位置的垂直于壁面的高度)减小情况也不同,槽宽为 3 mm、2 mm、1 mm 时,与未开槽相比附面层厚度减小约 43.3%、71.6%、51.0%。

采用附面层抽吸的技术,并不会改变流场的结构,它只是缩小了附面层的厚度,使隔离段下表面的分离区位置稍变化,它以较小的总压损失大大减小了分离区对进气道性能的影响,有效改善了进气道的起动性能。但是同时因为抽吸而带来的发动机重量的增加以及系统复杂性的增加等问题,就需要综

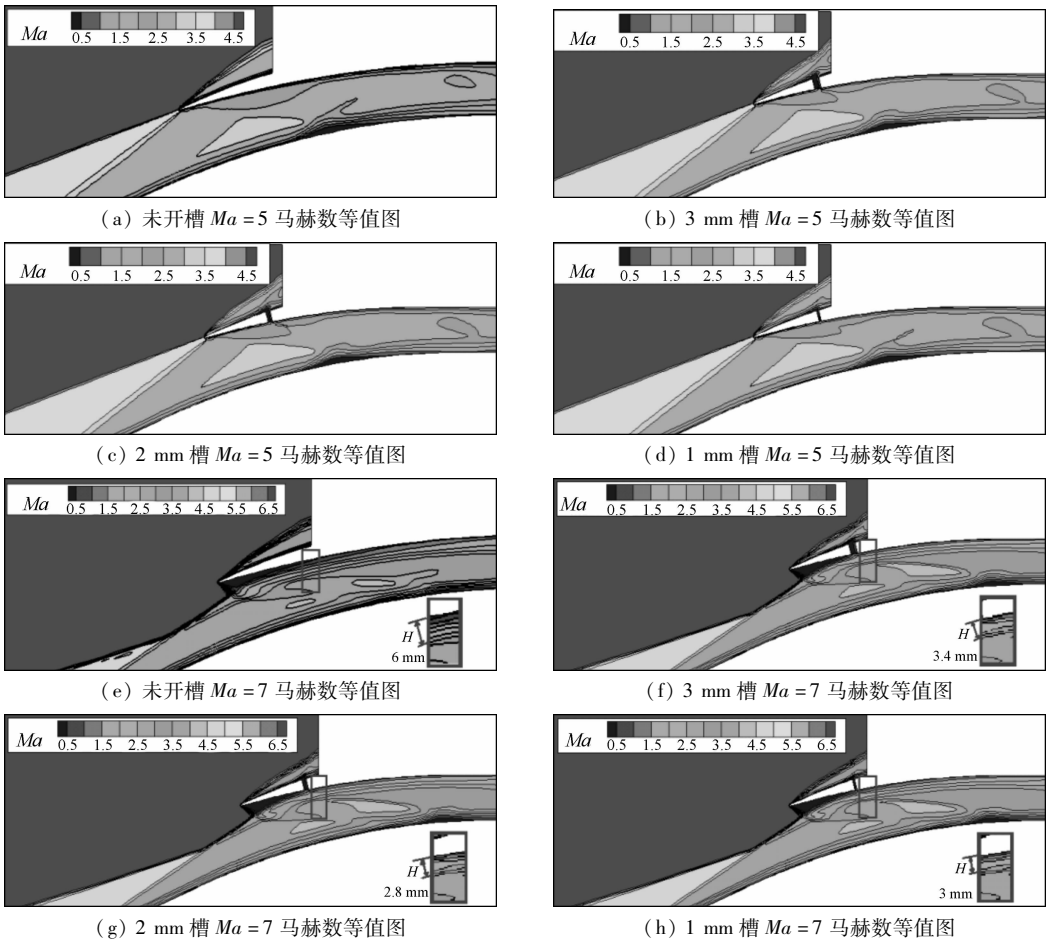


图 10 不同马赫数及不同开槽大小马赫数等值图

合考虑来找到一个更合适的处理办法。

3 结论

本文通过对设计飞行高度 25 km、飞行马赫数为 5 的典型二元三波系混压式进气道进行了最大马赫数为 8 的再入二维数值模拟,然后进行抽吸位置和抽吸流量对进气道性能及总压恢复系数的影响分析,得到以下主要结论:

(1) 随着再入马赫数的增大,两道斜激波不能在唇口处交汇,而且马赫数越大,唇罩内表面的分离包越大,隔离段上表面的附面层也越厚,进气道的总压恢复系数越低。

(2) 在进气道合适的位置开槽以后,马赫数增大时,会使隔离段上表面的附面层厚度减小。在距唇口 27.5 mm 处开槽可以使隔离段上表面附面层的厚度减小约 43.3%,使隔离段下表面的分离包最小。

(3) 开槽大小不同,产生的激波强度不同,在隔离段下表面分离区的位置及大小发生改变。随着槽

宽的增大,隔离段上表面附面层厚度先减小后增大,槽宽为 2 mm 时,附面层厚度减小约 71.6%,效果最佳。

参考文献:

[1] SEDDON J, GOLDSMITH E L. Intake aerodynamics [M]. 2nd ed. Washington: AIAA Education Series, 2000.

[2] MAHONEY JOHN J. Inlets for supersonic missiles [M]. Washington: AIAA Education Series, 1991.

[3] HUNT J, MARTIN J. Aero-space plane figures of merit [R]. Washington: AIAA, 1992.

[4] MAYER D, PAYNTER G C. Prediction of supersonic inlet unstart caused by freestream disturbances [J]. AIAA Journal, 1995, 33 (2):266-275.

[5] MAYER D, PAYNTER G C. Boundary conditions for unsteady supersonic inlet analyses [J]. AIAA Journal, 1994, 32 (6): 1200-1206.

[6] 赵昊,谢旅荣,郭荣伟,等.一种宽马赫数变几何超声速进气道气动性能研究[J].航空动力学报,2015,30(07):1678-1684.

[7] HÄBERLE J, GÜLHAN A. Internal flow field investigation of a hypersonic inlet at Mach 6 with bleed[J]. Journal of Propulsion and Power, 2007, 23(5): 1007-1017.

- [8] HÄBERLE J, GÜLHAN A. Investigation of a two-dimensional and a three-dimensional scramjet inlet at Mach 7[J]. Journal of Propulsion and Power, 2008, 24(5): 1023-1034.
- [9] BOYCE R R, PAULL A. Scramjet intake and exhaust CFD studies for the Hyshot scramjet flight experiment [C]//10th AIAA/NAL-NASDA-ISAS International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Kyoto: AIAA, 2001.
- [10] KARL S, SCHRAMM J M, LAURENCE S, et al. CFD analysis of unstart characteristics of the Hyshot II scramjet configuration in the HEG shock tunnel[R]. Washington: AIAA, 2011.
- [11] 王卫星, 袁化成, 黄国平, 等. 抽吸位置对高超声速进气道起动性能的影响[J]. 航空动力学报, 2009, 24(04): 918-924.
- [12] 和玉宝. 高超声速进气道的边界层流动控制研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2018.
- [13] 韩文德, 吴颂平. 二维超声速混压式进气道的数值模拟[J]. 计算力学学报, 2008, 25(S1): 38-41.
- [14] 杨乐天, 杜绵银, 刘斌, 等. 超声速二元混压进气道边界层吸除方案设计与试验[J]. 实验流体力学, 2012, 26(06): 79-82, 95.
- [15] 刘志伟, 马高建, 崔金平. 附面层吸除对二元混压式进气道起动影响分析[J]. 弹箭与制导学报, 2009, 29(03): 149-152.
- [16] 张华军, 梁德旺. 某组合发动机进气道抽吸作用分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2006(05): 577-582.
- [17] 李承隆. 一种 ATR 发动机用变几何进气道设计及流场控制研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.
- [18] SHIH T, BENSON T. Structure of shock-wave/ boundary-layer interactions with bleed through rows of circular holes [R]. Washington: AIAA, 1997.

Research on Reentry Flow Field of Hypersonic Inlet

Zhai Wenhui, Tian Yuan, Wang Qian

(College of Aviation, Inner Mongolia University of Technology, Huhhot 010051, China)

Abstract: A series of numerical simulations were performed to investigate the flow field characteristics of a binary three-wave system hypersonic inlet port under over-rated operating conditions, with a design point of $H = 25$ km and $Ma = 5$. It is found that with the increase of Mach number, the two oblique shock waves cannot be located at the mouth of the lip. Increasing Mach number is helpful for separating the inner surface of the lip mask and thickening the surface layer on the upper surface of the isolation section. It also results in a reduction of total pressure recovery coefficient. In order to expand the working range at the over-rated design mach number, cowl bleed slot was designed. It is found that the farther the slot position is from the lip, the smaller the separation package is on the lower surface of the isolation section. As the groove width increases, the boundary layer thickness on the upper surface of the isolation section decreases first and then increases. When the bleed width is 2mm, the thickness of the boundary layer is reduced by about 71.6%, and the effect obtained the best.

Key words: two dimensional inlet; hypersonic; reentry flow field; numerical simulation

欢迎订阅 欢迎投稿

E-mail: RQLJ1988@163.com

网址: <http://www.gasturbine-technology.com>