超燃冲压发动机直连式试验非均匀吹除装置研究 *

史梦解[1,2]，欧阳浩[1]，王 伟[2]，邓维鑫[1]

（1. 中国空气动力研究与发展中心 高超声速冲压发动机技术重点实验室，四川 绵阳 621000；
2. 电子科技大学 机械与电气工程学院，四川 成都 611731）

摘 要：为了能在直连式试验平台上获得矩形截面超燃冲压发动机的真实隔离段入口来流，在风洞喷管和隔离段之间添加吹除装置，装置的上下壁面开缝并向缝中注入空气，使均匀来流变成非均匀来流。以模拟飞行马赫数6.0条件的隔离段入口流场为目标，使用商用软件Fluent对吹除装置进行数值模拟。研究吹除缝的位置、缝的宽度及吹除装置长度对吹除结果的影响，并确定合适的吹除装置几何尺寸。结果表明，该吹除装置能够模拟隔离段入口的非均匀来流，吹除装置出口截面的质量平均马赫数与自由射流条件下的偏差不超过0.02（约0.8%），总压偏差不超过0.03MPa（约2.1%）。

关键词：超燃冲压发动机；隔离段；吹除装置；非均匀来流；吹除参数；直连式试验

中图分类号：V211.72 **文献标识码**：A **文章编号**：1001-4055（2022）05-200522-07

DOI：10.13675/j.cnki. tjjs. 200522

Non-Uniform Blowing Device for Scramjet Direct-Connect Test

SHI Meng-jie[1,2]，OUYANG Hao[1]，WANG Wei[2]，DENG Wei-xin[1]

（1. Science and Technology on Scramjet Laboratory，China Aerodynamics Research and Development Center，Mianyang 621000，China；
2. School of Mechanical and Electrical Engineering，University of Electronic Science and Technology of China，Chengdu 611731，China）

Abstract：A non-uniform blowing device was added between the direct-connect facility nozzle and scramjet isolator to simulate the real flight flow conditions. The cross section of scramjet isolator is rectangular. The blowing device is an additional isolator with slits. The slits are distributed on the upper and lower wall surfaces of the device，and air is blown into flowfield from these slits to make the uniform experimental flow transforming to non-uniform. Numerical simulation about blowing parameters were conducted using commercial software Fluent. The flow paramaters at isolator entry simulates those of flight *Ma* 6.0. Geometry parameters of blowing device include slit location，slit width and blowing device length. These geometry parameters are compared to design the optimized blowing device. The results show that this blowing device could simulate the non-uniform flow of isolator，the deviation of mass-weighted average Mach number between the blowing condition and free-jet test is within 0.02（about 0.8%），deviation of total pressure is within 0.03MPa（about 2.1%）.

Key words：Scramjet；Isolator；Blowing device；Non-uniform flow；Blowing parameters；Direct-connect test

* **收稿日期**：2020-07-14；**修订日期**：2020-10-29。

作者简介：史梦解，硕士生，研究领域为超燃冲压发动机试验技术。

通讯作者：邓维鑫，博士，副研究员，研究领域为高超声速推进系统。

引用格式：史梦解，欧阳浩，王 伟，等. 超燃冲压发动机直连式试验非均匀吹除装置研究[J]. 推进技术，2022，43(5)：200522.（SHI Meng-jie，OUYANG Hao，WANG Wei，et al. Non-Uniform Blowing Device for Scramjet Direct-Connect Test[J]. *Journal of Propulsion Technology*，2022，43(5)：200522.）

1　引　言

超燃冲压发动机(Scramjet)可以用作多种类型高超声速飞行器的推进系统[1-2],其主要研究手段为数值模拟、地面试验和飞行试验,地面试验又分为自由射流试验和直连式试验[3]。自由射流试验的发动机模型包含前体和进气道,风洞喷管喷出的均匀气流经过压缩后产生了复杂的激波结构和边界层形态,使进入隔离段的气流变成了非均匀流。直连式试验的发动机模型不含进气道,风洞喷管直接与发动机隔离段相连,进入隔离段的气流是均匀的,这与自由射流试验和飞行条件不同,会造成试验结果的差异。Thomas 等[4]定量地对比研究了直连式和自由射流试验结果。结果表明:自由射流试验的燃烧室压升和推力比直连式试验低 10%;自由射流试验中从超燃向亚燃模态转换的燃料当量比为 0.5,直连式为 0.7;自由射流试验比直连式试验点火困难。为了减小差异,充分发挥直连式试验的优点,可以在直连式设备上添加气流畸变装置,使进入隔离段的均匀气流变成与实际情况相似的非均匀流[5]。

隔离段入口的非均匀来流主要有两个特点,一是具有不对称的附面层,二是存在激波结构[6]。根据这两个特点,国内外研究者提出了多种使均匀来流发生畸变的方法。Lee 等[7]在涡轮发动机试验台上添加封堵装置如滤网、堵块和三角翼等来产生非均匀流场。曹学斌和张堃元等[8-9]在隔离段入口前添加附面层移除槽,将上壁面附面层部分或全部排出,形成上壁面附面层薄下壁面附面层厚的非对称流场结构。

另外,也可以通过设计特殊的流道构型来模拟隔离段的入射斜激波。Hagenmaier 等[10-11]在风洞喷管之后连接了一段上壁面向流道外凸出的畸变发生段,壁面凸出位置对应唇口激波在进气道中的第一个反射点位置,喷管来流在该位置产生与反射激波相似的斜激波。李猛[12]在圆形隔离段前添加了一段弯折的圆管,在管中产生了激波和膨胀波,气流在压力梯度的作用下从管内压力高的一侧流向压力低的一侧,形成了对涡流动。结果表明,圆管出口的流场结构与实际隔离段入口相近。

除此之外,还可以使用气体吹除的方法模拟非均匀流场。气体吹除法是一种向高超声速主流注入第二股气体的控制方法。吹除法相比于上述方法具有结构简单,参数易于调节的优点[13-15]。邓维鑫等[16]在风洞喷管和圆形隔离段中间添加一段上壁面开槽下壁面打孔的圆环装置,并向槽和孔中吹入常温空气,通过常温空气和风洞来流的扩散混合使均匀流变成非均匀流。上述工作验证了吹除方法的可行性,并且研究了吹除口布置方案、吹除气体参数等变量对吹除效果的影响。

本文利用气体吹除方法设计吹除装置,模拟矩形截面发动机隔离段入口的非均匀流场。以飞行马赫数 6.0 条件下自由射流试验的隔离段入口流场为设计目标,首先设计吹除装置的吹除口几何形式,然后使用仿真软件 Fluent 模拟不同的吹除方案,研究吹除装置尺寸对吹除效果的影响,最终根据吹除装置出口马赫数分布与实际隔离段入口流场的偏差,确定合适的吹除尺寸,具体研究流程如图 1 所示。

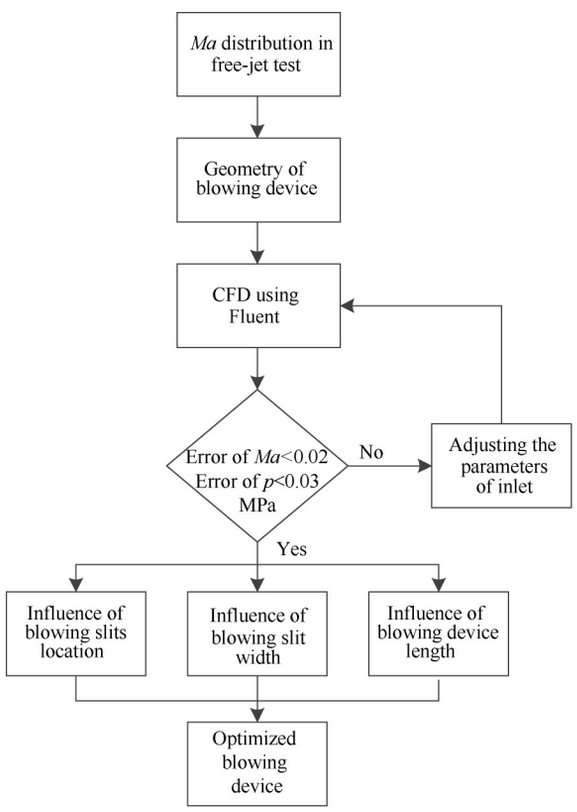


Fig. 1　Research flow chart

2　吹除装置设计及数值计算方法

2.1　吹除装置设计

本文以飞行马赫数 6.0 条件下超燃冲压发动机隔离段入口流场参数为目标设计吹除装置,发动机工作条件见表 1,隔离段入口马赫数分布如图 2 所示。图 2 中纵坐标表示隔离段入口的无量纲高度,横坐标表示入口的无量纲宽度(使用隔离段入口高度 H 对横纵坐标无因次化),隔离段沿 Z=0 平面左右对称。从图中马赫数分布可以看出,上壁面附近的低速区域

Table 1　Fight conditions and parameters of isolator entrance

Item	*Ma*	Total pressure, *p*/MPa	Temperature/K
Fight paramaters	6.0	4.8	1450(Total temperature, T_t)
Paramaters at isolator entry	2.51	1.40	820(Static temperature, T_s)

被分隔为两部分，每部分的低速区中间厚两边薄，低速区的最大厚度约为0.4H。下壁面的低速区分布较均匀，厚度约为0.2H。

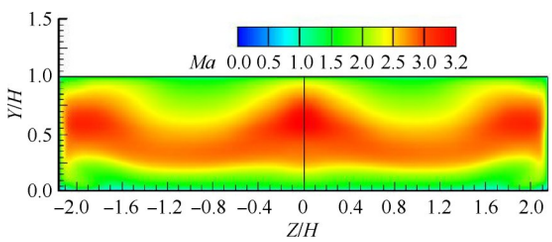


Fig. 2　Mach number distribution of isolator entry in free jet facility

根据图2的马赫数分布特点可设计如图3所示的吹除装置，吹除装置位于风洞喷管和隔离段之间。由于从缝中注入空气形成的低速区要比采用孔或其他方式产生的大且连续，更符合图2中的低速区分布特点，所以分别在该装置的上下壁面开缝，开缝位置对应低速区的位置。通过向缝中注入空气并与风洞来流充分混合来模拟实际隔离段入口的流动状态。图3中吹除装置沿Z=0平面对称，入口在X=0平面上，出入口的尺寸与隔离段入口相同。为了减少计算量和方便与实际情况比较，本文取吹除装置z轴正向的一半进行数值计算和结果分析。

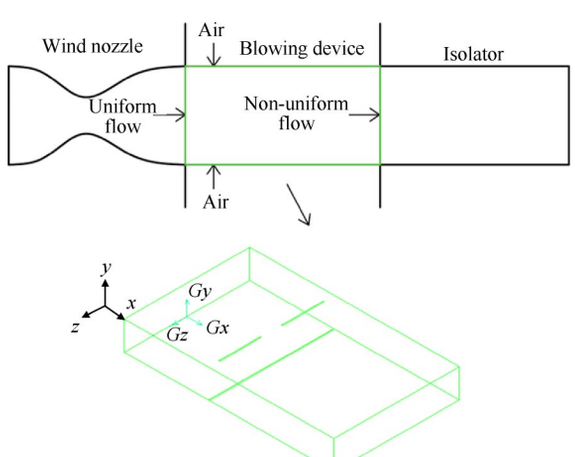


Fig. 3　Location and structure of blowing device

吹除装置的设计目标包括两个：(1)隔离段入口截面的质量加权气体参数，主要是总压和马赫数。(2)截面的马赫数分布。因为气流总压会影响下游的燃烧组织，马赫数分布会显著改变燃料混合条件。

本文选择了几组吹除尺寸不同的方案，针对每个方案，找到合适的风洞喷管出口(吹除装置入口)气体参数，使吹除装置出口质量加权马赫数、总压等与目标结果近似。然后将不同方案的出口马赫数分布与自由射流马赫数分布进行比较，研究吹除尺寸对马赫数分布的影响，找到最接近目标结果的方案，从而确定合适的吹除尺寸。

吹除尺寸包括缝的位置、缝宽和吹除装置长度。吹除气体参数为从吹除缝中注入气流的总温、总压、马赫数等。试验台喷管出口参数即直连式试验设备喷管出口气流的总温、总压、马赫数等。本文中的吹除气体参数不变，所有吹除缝中注入的气体均为空气，吹除气体参数设定为马赫数1，总温300K，总压0.8MPa。

2.2　数值计算方法

本文使用商业软件Fluent对吹除装置进行三维定常模拟，湍流模型采用k-ω SST模型，对流项采用二阶迎风格式，网格为结构网格，对近壁面和出入口网格加密。

对于不同的吹除方案，都要找到合适的风洞喷管出口参数，使吹除装置出口气体参数与目标结果近似。首先，假设吹除装置内部的流动是定常一维等熵的。气流分别从吹除装置入口和吹除缝流入，从吹除装置出口流出。吹除气体参数已知，吹除装置的目标出口质量加权气体参数为飞行马赫数6.0的隔离段入口参数。根据吹除气体参数和目标出口参数，使用理想气体的定常一维等熵流的控制方程反算试验台喷管出口参数，得到喷管出口参数的初值，控制方程为

$$\begin{cases} \dot{m}_{in} + \dot{m}_{ch} = \dot{m}_{out} \\ \dot{m}_{in}\left(c_p t_{in} + v_{in}^2/2\right) + \dot{m}_{ch} c_p T_{ch} = \dot{m}_{out} c_p T_{out} \\ p_{out} A - p_{in} A = \dot{m}_{out} v_{out} - \dot{m}_{in} v_{in} \\ \dot{m}_{in} = p_{in} A v_{in} / R t_{in} \end{cases} \tag{1}$$

方程组(1)的第一个方程是连续方程，$\dot{m}_{in}$，$\dot{m}_{ch}$，$\dot{m}_{out}$分别是喷管出口、吹除缝入口及吹除装置出口的质量流量。第二个方程是理想气体一维无摩擦绝热流的能量方程，吹除装置出口的焓加动能等于喷管出口和吹除缝入口的焓与动能之和，理想气体的焓

与动能之和可写为 $\dot{m}c_pT$，c_p 是定压比热，T_t 为总温。由于吹除气流的方向垂直于动量方程中的速度方向，所以在动量方程中忽略吹除入口项。方程组中 p 为静压，T_s 为静温，v 表示速度，A 为矩形隔离段入口截面面积的一半，参数下标为 in 代表试验台喷管出口，ch 表示吹除缝入口，out 表示吹除装置出口。

将计算得到的风洞喷管出口的气体参数初值作为吹除装置入口边界条件进行数值模拟。由于计算初值的公式是一维的，且忽略了传热和摩擦等因素的影响，所以数值模拟得到的吹除装置出口结果与自由射流结果相比会存在偏差。若计算得到的吹除装置出口马赫数、总压大于目标结果，则减小入口马赫数、总压，反之则增大入口气体参数。通过不断地增大或减小入口参数，将吹除装置出口质量加权马赫数与目标隔离段入口马赫数的误差控制在 0.02 以内，总压误差控制在 0.03MPa 以内。

3　计算结果与讨论

本文共对表 2 中的 7 种方案进行数值计算，这 7 种方案采用了不同的吹除尺寸。吹除装置上壁面几何尺寸如图 4 所示。表 2 中长度 L 表示吹除装置长度为 L，缝的位置“$Z1$–$Z2$”表示上壁面在 z 轴正向无量纲坐标为 $Z1$ 到 $Z2$ 的范围开缝。缝宽“1.0/0.5”表示上壁面开缝的宽度为 1.0mm，下壁面为 0.5mm。

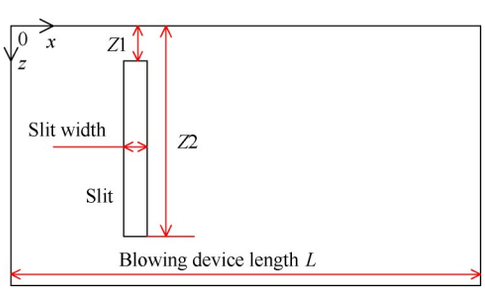


Fig. 4　Dimension on the upper wall of blowing device

3.1　吹除缝位置

从自由射流试验隔离段入口马赫数分布可以看出，上壁面的低速区中间厚两边薄，下壁面的低速区分布较均匀。因此所有方案的下壁面均在整个 z 轴正向开缝。根据上壁面低速区的位置，将上壁面开缝位置设计了 3 种方案进行比较研究（方案 1~3）。

三种方案的出口马赫数分布如图 5 所示，这三种结果靠近下壁面的马赫数分布较均匀，但由于上壁面注入空气的位置和未注入空气的位置对主流的挤压强度不同，使下壁面低速区厚度在吹除装置宽度方向上不完全相等。方案 3 的上壁面低速区分布区域为 0.25H~1.50H，低速区最大厚度约为 0.4H，低速区分布范围及厚度均与自由射流结果接近。方案 1 和方案 2 的上壁面低速区范围更小，且低速区厚度更大，原因是上壁面缝长较短，吹入的空气更集中，对主流的压缩能力强。

3.2　吹除缝宽度

为了减小吹除气流对主流的干扰，要求吹除流量不大于总流量的 10%，吹除缝宽≤1mm。

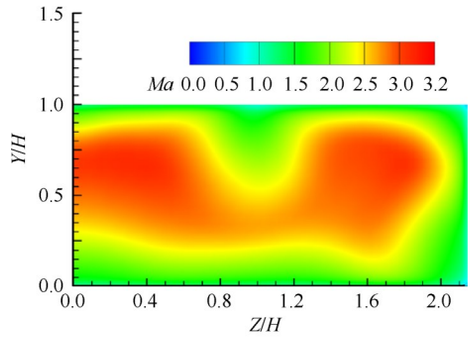
本文对三种吹除缝宽组合进行仿真（方案 3~5），图 6 为不同上下壁面吹除缝宽的马赫数分布图。方案 4 的缝宽均为 0.5mm，上下壁面的低速区厚度均为 0.25H。方案 5 的上下壁面缝宽为 1.0mm，由于下壁面注入的空气流量较大，对主流产生了严重的挤压，使上壁面低速区向左偏移且范围减小，同时侧壁面附面层增大，吹除率>10%。方案 3 的上壁面缝宽为 1.0mm，下壁面缝宽为 0.5mm，上壁面的低速区厚度达到下壁面低速区厚度 2 倍左右，与自由射流结果近似。所以后文选择上壁面缝宽为 1.0mm，下壁面缝宽为 0.5mm。

3.3　吹除装置长度

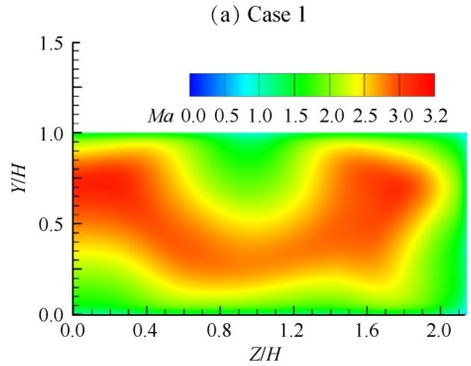
本文选取了几种不同的吹除装置长度进行数值计算，见表 2 的方案 3，6 和 7。图 7 为方案 3 在不同 x 坐标处的马赫数分布图。在距入口 X=100mm 处，空气还未注入流道中，此时上下壁面的附面层对称且较薄。当 X=210mm 时，吹除缝刚向流道中注入空气，注入的空气使吹除缝附近的气体流速快速下降，速度降低的区域与主流的边界平直。随着气流向下游

Table 2　Simulation conditions of blowing device

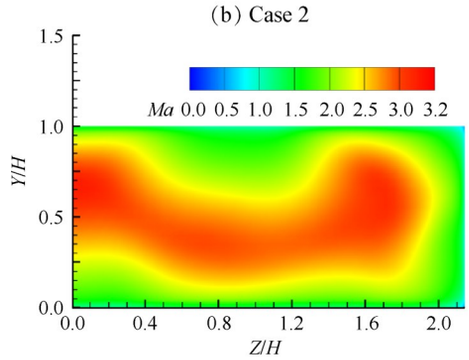
Case	Geometry of blowing device			Parameters at inlet			Parameters at outlet			Blowing ratio/%
	Length L/mm	Location($Z1$–$Z2$)	Width/mm	T/K	p/MPa	Ma	T/K	p/MPa	Ma	
1	1000	0.71–1.25	1.0/0.5	1524	2.65	3.43	677	1.39	2.53	6.0
2	1000	0.45–1.43	1.0/0.5	1549	3.13	3.64	678	1.39	2.52	8.0
3	1000	0.27–1.52	1.0/0.5	1565	3.50	3.78	675	1.37	2.53	9.1
4	1000	0.27–1.52	0.5/0.5	1528	2.71	3.46	676	1.41	2.53	6.2
5	1000	0.27–1.52	1.0/1.0	1631	6.43	4.46	679	1.37	2.52	13.5
6	400	0.27–1.52	1.0/0.5	1558	2.34	3.32	669	1.41	2.51	8.6
7	700	0.27–1.52	1.0/0.5	1560	2.73	3.48	680	1.37	2.50	8.7



(a) Case 1

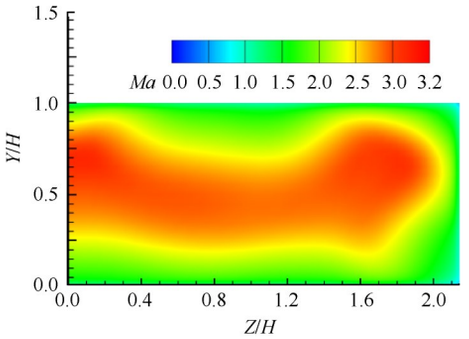


(b) Case 2

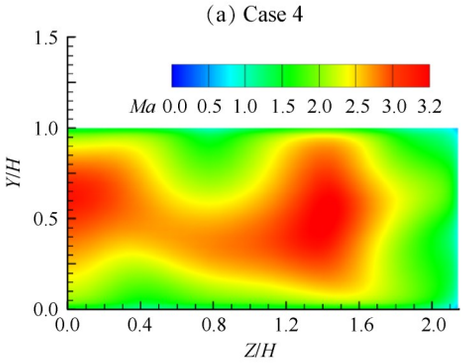


(c) Case 3

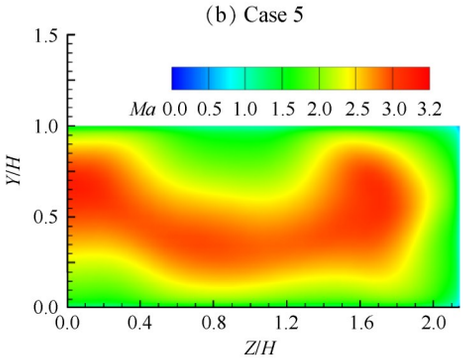
Fig. 5　Mach number distributions of different slit locations in device exit



(a) Case 4

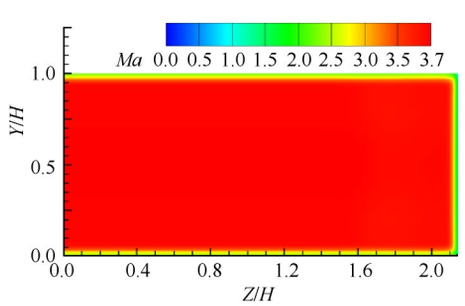


(b) Case 5

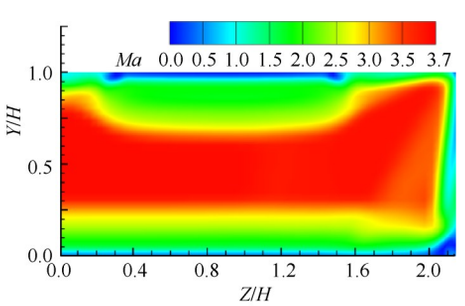


(c) Case 3

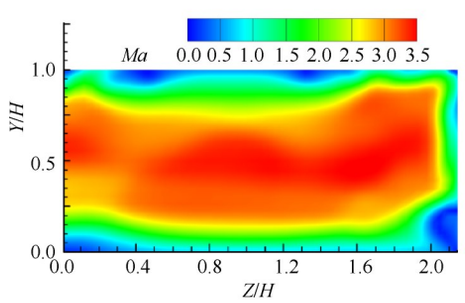
Fig. 6　Mach number distributions of different slit widths in device exit



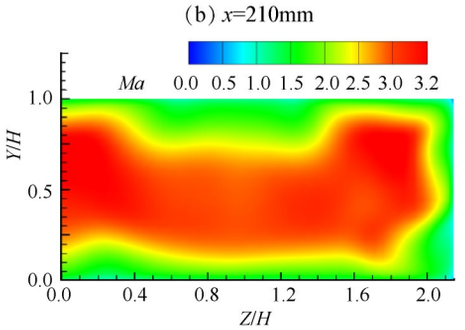
(a) x=100mm



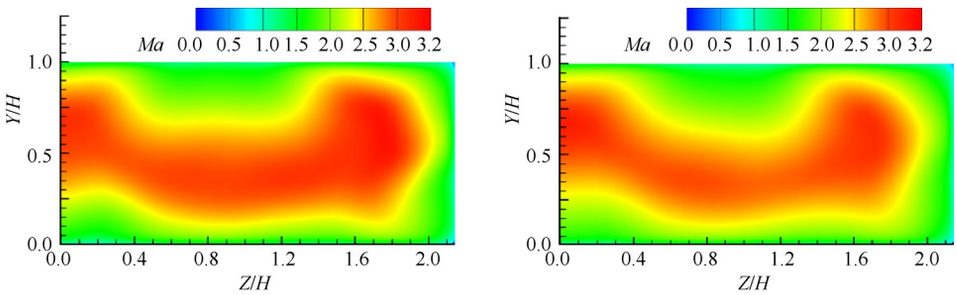
(b) x=210mm



(c) x=300mm



(d) x=500mm

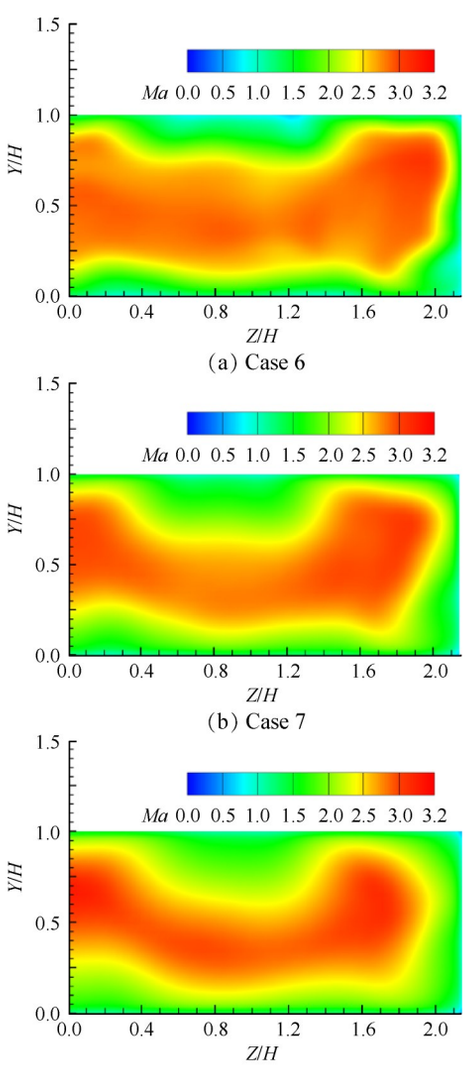


(e) x=800mm　　(f) x=1000mm

Fig. 7　Mach number distributions at different flow positions

流动，x 坐标逐渐增大（见图 7(c)~(f)），低速区域逐渐增大并向主流压缩，低速区的边界逐渐弯曲，分布形态与自由射流结果逐渐趋近。这说明气体吹除方法需要一定的混合长度使主流和吹除气流充分混合，形成设计的非均匀流动特征。

不同吹除装置长度的出口马赫数分布如图 8 所示，当吹除装置长度增大时，低速区的厚度和面积增大。方案 7 的低速区面积和厚度比方案 6 更大，方案 3 和方案 7 的结果差别较小。这表明，要达到相同的低速区厚度和面积，长度较大的吹除装置需要的吹除压力较小。



(a) Case 6

(b) Case 7

(c) Case 3

Fig. 8　Mach number distributions of different blowing device lengths

经过综合比较，在当前的吹除气体条件下，吹除段长度为 1000mm（方案 3）时，马赫数分布更接近自由射流结果，出口马赫数为 2.53，总压为 1.37MPa，静温为 675K，与自由射流试验马赫数误差约为 0.02，总压误差约为 0.03MPa。

4　结　论

通过本文研究，得到以下结论：

方案 3 的吹除效果较好，能有效地模拟出典型超燃冲压发动机隔离段入口的流动情况，出口马赫数与自由射流试验隔离段入口马赫数的误差不超过 0.02，出口总压误差不超过 0.03MPa。

吹除装置模拟出了实际隔离段入口的流动情况，但未产生隔离段入口的斜激波，下一步会考虑在吹除装置出口产生与实际隔离段入口相似的斜激波。

本文使用部分较典型的数据进行数值计算，后续进一步完善吹除装置后，可以使用该吹除装置开展非均匀气流对隔离段流动和燃烧性能影响的实验研究。

参考文献

[1] 刘小勇. 超燃冲压发动机技术[J]. 飞航导弹，2003，(2)：38-42.

[2] Currant E F, Hesiser W H, Pratt D T. Fluid Phenomena in Scramjet Combustion Systems[J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 1996, 28: 323-360.

[3] Walturp P J, White M E, Zarlingo F, et al. Histor of U. S. Navy Ramjet, Scramjet, and Mixed-Cycle Propulsion Development[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2002, 18(1): 14-27.

[4] Thomas B Steva, Christopher P Goyne, Robert D Rockwell Jr, et al. Comparison of a Direct-Connect and Free-jet Dual-Mode Scramjet[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2015, 31(5): 1380-1392.

[5] 唐 兰, 徐惊雷, 俞凯凯, 等. 模拟Scramjet隔离段实际入口的直连试验设备设计试验验证[J]. 推进技术, 2016, 37(10): 1970-1976. (TANG Lan, XU Jing-lei, YU Kai-kai, et al. Experimental Validation of Direct-Connect Wind-Tunnel Facility Design for Simulating Real Inflow in a Scramjet Isolator[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(10): 1970-1976.)

[6] Chung-Jen Tam, Kuang-Yu Hsu, Mark Hagenmaier, et al. Studies of Inlet Distortion in a Direct-Connect Axisymmetric Scramjet Isolator[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2013, 29(6): 1382-1390.

[7] Lee K, Lee B, Kang S, et al. Inlet Distortion Test with Gas Turbine Engine in the Altitude Engine Test Facility [R]. *AIAA* 2010-4337.

[8] 曹学斌, 张堃元. 超燃冲压发动机隔离段非对称来流下激波串受迫振荡流动研究[J]. 空气动力学学报, 2011, 29(2): 135-141.

[9] 王成鹏, 张堃元, 程克明. 非对称来流隔离段流动特性研究[J]. 推进技术, 2006, 27(5): 436-440. (WANG Cheng-peng, ZHANG Kun-yuan, CHENG Ke-ming. Investigation of Flow in Isolators under Asymmetric Incoming Airflow[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2006, 27(5): 436-440.)

[10] Gruber M R, Hagenmaier M A, Mathur T. Simulating Inlet Distortion Effects in a Direct-Connect Scramjet Combustor[R]. *AIAA* 2006-4680.

[11] Hagenmaier M A, Eklund D R, Milligan R T. Improved Simulation of Inflow Distortion for Direct-Connect Scramjet Studies[R]. *AIAA* 2011-233.

[12] 李 猛. 非均匀入口条件下圆形隔离段特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.

[13] Shirin Ghaffari, Olaf Marxen, Gianluca Iaccarino. Numerical Simulations of Hypersonic Boundary Layer Instability with Wall Blowing[R]. *AIAA* 2010-706.

[14] Chung-Jen Tam, Kuang-Yu Hsu, Hagenmaier M A, et al. Simulations of Inlet Distortion Effects in a Direct-Connect Scramjet Isolator[R]. *AIAA* 2011-5540.

[15] 孙润鹏, 朱卫兵, 黄 舜, 等. 吹除法对斜激波/边界层干扰控制数值模拟[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2012, 33(2): 166-173.

[16] 邓维鑫, 杨顺华, 张弯洲, 等. 高超声速流动的气体吹除控制方法研究[J]. 推进技术, 2017, 38(4): 759-763. (DENG Wei-xin, YANG Shun-hua, ZHANG Wan-zhou, et al. Study on Air Blowing Control Method for Hypersonic Flow[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(4): 759-763.)

(编辑:史亚红)