

文章编号: 1672-9897(2014)04-0059-06

doi: 10.11729/syltlx20130023

# 超声速/高超声速风洞试验段结构形式 对流场性能的影响研究

杨波, 柳森

(中国空气动力研究与发展中心, 四川 绵阳 621000)

**摘要:** 通过求解轴对称 N-S 方程, 对  $\Phi 1\text{m}$  高超声速风洞马赫数 3 和 6 状态下的流场进行了模拟, 计算结果与试验数据基本一致, 验证了所用数值方法的可信性。在此基础上, 对比研究了马赫数 3 和 6 状态下采用闭口等直圆截面和开口自由射流两种试验段结构形式的超声速/高超声速风洞在起动条件下的稳态流场性能。结果表明: 采用闭口等直圆截面试验段和开口自由射流试验段的流场均匀区内速度场性能指标均满足相关标准要求; 马赫数 3 喷管采用闭口试验段时, 沿风洞轴向 -300mm~900mm 截面范围内的流场均匀区直径均保持在  $\Phi 882\text{mm}$  以上, 均匀区面积较开口试验段增加了约 31.57%; 马赫数 6 喷管采用闭口试验段时, 均匀区面积比开口试验段仅增加了约 8.24%, 流场品质略有提高。超声速条件下, 闭口试验段的流场均匀区增加明显; 但在高超声速条件下, 闭口试验段的流场均匀区增加比较有限。

**关键词:** 数值模拟; 试验段结构; 超声速风洞; 流场品质

中图分类号: V211.74 文献标识码: A

## Investigation of the performance of flow field in supersonic/hypersonic wind tunnel with different test section geometry configurations

Yang Bo, Liu Sen

(China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

**Abstract:** The steady flow fields of the  $\Phi 1\text{m}$  hypersonic wind tunnel are simulated under Mach number 3 and 6 by solving axisymmetric N-S equations. The comparison between the numerical simulation and experimental data validates that this numerical method is feasible. And then the flowfields of wind tunnels with closed straight round and unclosed free-jet test sections under these Mach numbers are simulated respectively. The results of uniformity test core of closed straight round and unclosed free-jet test sections meet the requirement of relevant standards. The results show that the minimum diameter of the uniformity test core in Mach 3 nozzle with closed test section reaches  $\Phi 882\text{mm}$  at the axial coordinate from -300mm to 900mm. The test core increases by about 31.57% compared with free-jet test section, which significantly improves the test capacity of wind tunnel. For Mach 6 nozzle with closed test section, the uniformity test core only increases by about 8.24% compared with unclosed test section, which makes little improvement on the flowfield performance. The uniformity test core of supersonic wind tunnel with closed test section enlarges observably, but it is little larger in hypersonic wind tunnel with closed test section than that with unclosed free-jet test section.

**Key words:** numerical simulation; test section configuration; supersonic wind tunnel; flowfield performance

## 0 引言

风洞试验段设计的一个重要目标是保证有足够的

大的流场均匀区域<sup>1-2</sup>, 其结构形式的选择和设计也将一定程度上影响到风洞流场的品质。试验段形式主要有两类: 开口自由射流式和闭口式, 其中闭口式

收稿日期: 2013-03-04; 修訂日期: 2014-04-17

引用格式: Yang B, Liu S. The investigation of the performance of flow field in supersonic/hypersonic wind tunnel with different test section geometry configurations. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2014, 28(4): 59-64. 杨波, 柳森. 超声速/高超声速风洞试验段结构形式对流场性能的影响研究. *实验流体力学*, 2014, 28(4): 59-64.

试验段在几何构型上又分为方形和圆截面两种。

开口自由射流式与闭口式试验段的流场结构均有各自的特点。开口自由射流式试验段喷管与扩压器之间没有任何固壁封挡,气流在喷管出口呈自由射流状态,射流流场中心呈三角形的区域为核心区,其大小受试验段环境压力和喷管出口马赫数或马赫角的控制,射流核心区外为膨胀扇、拦截激波等一系列结构,与扩压器之间相互作用,产生了很强的激波干扰<sup>[3-4]</sup>。闭口圆截面试验段为一段连接喷管与扩压器之间的圆管,气流在进入扩压器前可以没有任何膨胀波或激波的干扰,但面临着壁面边界层的影响和扰动的中心聚焦等问题<sup>[2]</sup>。目前,超声速风洞多采用闭口式试验段,高超声速风洞多采用开口自由射流式试验段。但对于采用这两种试验段结构形式,会对风洞流场品质产生怎样的影响尚未见相关详细的研究文献。

中国空气动力研究与发展中心的Φ1m高超声速风洞是一座暂冲式开口自由射流常规高超声速风洞,配备有马赫数3~8六套型面喷管。喷管出口直径均为Φ1m,共用一个3m见方试验段。当风洞运行在马赫数3和4两个状态时,流场均匀区直径大小沿风洞轴线迅速减小,距喷管出口700mm截面处仅有Φ500mm左右,导致可试验模型的尺寸较更高马赫数运行情况下大为减小,使风洞试验能力受到较大限制,无法满足一些飞行器对试验的需求。因此,需要研究有效的途径来增大这两个马赫数状态下的试验段流场均匀区尺寸,同时保证流场品质,以提高风洞的试验能力。另外,也探索一下这些途径在高超声速情况下是否适用。

本文数值模拟了Φ1m高超声速风洞马赫数3和6状态下的流场,计算结果与试验数据基本一致,验证了所用数值方法的可信性。在此基础上,对闭口等

直圆截面和开口自由射流两种试验段结构形式的超声速/高超声速风洞在起动条件下的稳态流场进行研究,对比了两种试验段结构形式对风洞流场性能的影响。

## 1 数值模拟方法及验证

利用计算流体力学软件 FASTRAN 对Φ1m高超声速风洞喷管及试验段流场进行数值模拟:采用有限体积法求解轴对称N-S方程,求解器选择 Roe 格式,限制器采用 Osher Charavarthy;时间格式采用全隐式雅可比迭代;湍流模型采用标准  $k-\epsilon$  模型。

为了验证所采用的数值模拟方法计算的有效性,以马赫数3、6两副喷管各自某一典型风洞起动稳定流场状态作为计算点,获得了试验段内流场的速度场性能指标和均匀区(本文表示喷管出口附近流场速度场参数,如马赫数均方根偏差、最大马赫数偏差等满足相关风洞规范、标准要求)尺寸,并将计算数据与试验数据进行了对比。结果如表1所示。

从表1可以看出两副喷管轴向各截面的流场均匀区内的速度场性能指标计算结果与试验结果非常接近。对于马赫数3喷管,计算与试验结果的轴向各截面马赫数均方根偏差基本都保持在 $10^{-3}$ 量级;对于轴向各截面平均马赫数,计算结果与试验结果只差1%左右,轴向马赫数梯度相差约6.55%。对于马赫数6喷管,计算与试验结果的轴向各截面马赫数均方根偏差基本都保持在 $10^{-2}$ 量级;轴向各截面平均马赫数的计算结果与试验结果的差异基本在0.5%之内,轴向马赫数梯度相差约16%。

对于均匀区尺寸,马赫数3喷管流场校测结果在-300mm、-150mm和0mm3个截面保持在Φ800mm,计算结果为Φ900mm以上,但需要注意的是,试验所使用的皮托管最大测量范围为Φ800mm,没有更大区

表1 马赫数3、6喷管流场指标试验及计算结果

Table 1 Test and calculation results of Mach 3 and 6 nozzles

喷管	截面位置 /mm	试验结果				计算结果			
		$\bar{M}$	$\sigma_M$	$D_{unif}/\text{mm}$	$dM/dX$	$\bar{M}$	$\sigma_M$	$D_{unif}/\text{mm}$	$dM/dX$
M3	-300	3.025	0.0089	800.0	0.0168	2.992	0.0079	913.4	
	-150	3.026	0.0061	800.0		2.992	0.0043	907.3	
	0	3.017	0.0046	800.0		2.992	0.0021	900.5	0.0179
	300	3.027	0.0060	750.0		3.000	0.0074	748.8	
	700	3.040	0.0064	450.0		3.008	0.0042	408.6	
	900	3.042	0.0107	350.0		3.011	0.0066	241.4	
M6	-300	5.972	0.0180	800.0	-0.0193	6.002	0.0189	843.6	
	-150	5.971	0.0142	800.0		6.000	0.0162	846.3	
	0	5.973	0.0187	800.0		5.998	0.0157	848.5	-0.0224
	300	5.968	0.0221	800.0		5.998	0.0062	864.1	
	700	5.964	0.0204	700.0		5.986	0.0166	666.3	
	1000	5.943	0.0236	575.0		5.970	0.0173	528.0	

域数据进行准确对比。700mm 及 900mm 两个截面计算结果较试验结果小很多,主要是由于计算时中心轴线附近的网格间距较大引起的。马赫数 6 喷管流场校测结果在-300mm、-150mm、0mm 和 300mm 4 个截面保持在  $\Phi 800\text{mm}$ ,直到 1000mm 截面还保持在  $\Phi 500\text{mm}$  以上,也表明马赫数越高射流核心区的尺寸越大。

上述分析表明,计算结果与试验结果相比存在一定的差异,但是两者均符合风洞相关标准、规范要求,这种差异不会导致错误的结论。此外,计算采用的完全是一种理想的状态,而事实上喷管型面的加工存在误差、高马赫数时喷管壁面存在传热以及风洞的总温和总压调节存在偏差等等,这些因素均会造成计算与试验结果的差异。因此,本文利用 FASTRAN 软件,用于模拟高超声速风洞喷管及试验段区域内的稳态流场方法可行,可以用于试验段流场的对比研究。

## 2 计算模型网格及边界条件

开口自由射流试验段计算模型取风洞真实几何构型。计算的是风洞稳态流场,为简化计算的难度,扩压器仅取位于试验段内一段,不会对计算结果造成太大影响。闭口试验段计算模型为喷管出口直接接一段等直径圆筒,整个长度与开口试验段计算模型的长度一致。

计算采用结构网格(如图 1,马赫数 6 喷管),在壁面附近进行了加密处理。开口自由射流试验段采用分区网格:马赫数 3、6 喷管网格点分别为 67760 个和 51830 个;闭口等直圆截面试验段采用单区网格:马赫数 3、6 喷管网格点分别为 39680 个和 26341 个。

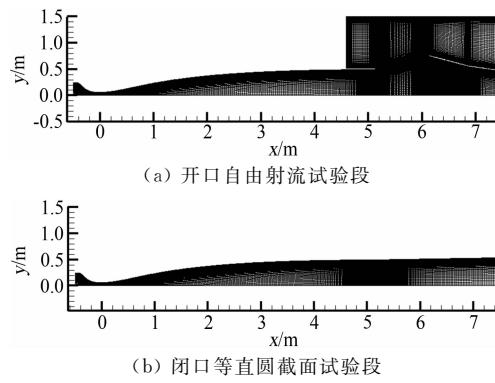


图 1 不同试验段结构内部网格示意图

Fig. 1 Numerical mesh scheme of different test section geometry configurations

计算的边界条件:喷管入口为固定压力、温度入口条件;扩压器出口或圆截面试验段出口采用原始变量外插,壁面为无滑移、等温壁( $T_w=300\text{K}$ )条件。

计算滞止条件:马赫数 3 喷管  $p_0=1.5\times 10^5\text{Pa}$ ,

$T_0=288.0\text{K}$ ;马赫数 6 喷管  $p_0=20.0\times 10^5\text{Pa}$ ,  $T_0=560.0\text{K}$ 。

## 3 计算结果及分析

### 3.1 M3 计算结果及分析

两种试验段流场性能指标计算结果如表 2 所示。可以看出,两种试验段流场均匀区内的速度场性能指标(马赫数均方根偏差  $\sigma_M$ 、最大马赫数偏差  $|\Delta Ma|_{\max}$ )均优于高速风洞流场性能合格指标<sup>[5]</sup>。两种试验段的各截面平均马赫数沿风洞轴线趋势相反,开口试验段呈略为增大趋势,而闭口试验段呈略为减小趋势,二者的轴向马赫数梯度也印证其趋势的变化,这个现象真实地反映了射流流场和等截面管流流场各自的流场特性。闭口试验段的均匀区尺寸较开口试验段显著增大,直到 900mm 截面还达到了  $\Phi 882\text{mm}$ ,均匀区面积增加了约 31.57%。

两种试验段结构形式各自流场的马赫数等值线云图计算结果如图 2 所示。开口自由射流试验段(图 2a)喷管出口处的三角形核心区流场相对均匀,其后为膨胀扇区,射流流场外部的弓形激波与扩压器入口处壁面相交,发生了溢流和反射,形成了较强的反射激波会聚于风洞轴线;闭口试验段(图 2b)流场结构简单,壁面边界层沿风洞轴线方向不断增厚,在喷管出口后产生了微弱的压缩,并在风洞轴线会聚,使得在 300mm 截面以后闭口试验段的马赫数均方根偏差较开口试验段下降了一个量级。

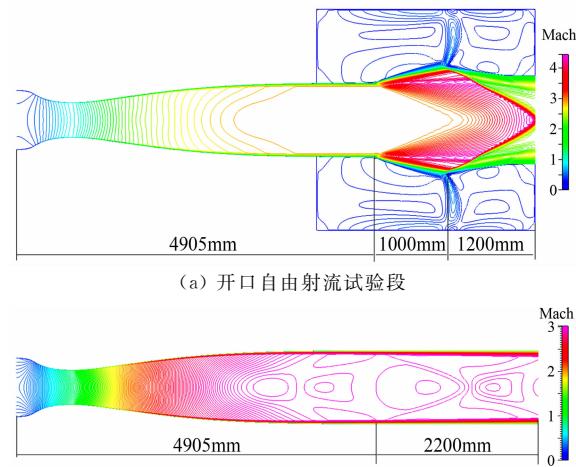


图 2 M3 喷管不同试验段结构等马赫数云图计算结果

Fig. 2 Mach number distributions of Mach 3 nozzle with different test section geometry configurations

两种试验段轴向不同截面马赫数沿径向分布曲线计算结果如图 3 所示。在-300mm~0mm 截面,二者均匀区内的马赫数分布基本一致,表 2 中的均匀区平均马赫数  $\bar{M}$  分布也说明了这一点;在 300mm 截面

以后,开口自由射流试验段流场均匀区迅速减小,并且两侧处的马赫数增大,主要是由于这些点位于射流的膨胀扇区,印证了图2a中的等马赫数云图结果。

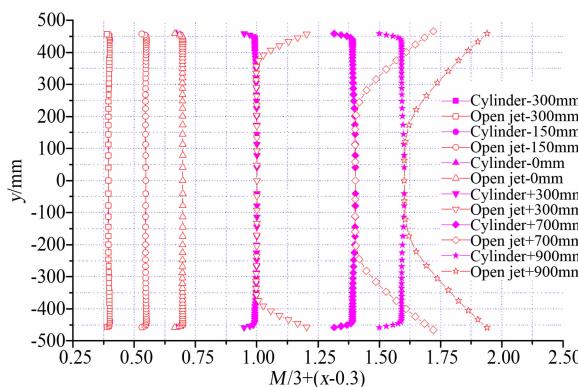


图3 马赫数3条件下不同截面马赫数分布

Fig. 3 Variation in the lateral Mach number distributions at different axial stations of Mach 3 nozzle with different test section geometry configurations

两种试验段均匀区范围计算结果如图4所示。开口自由射流试验段流场均匀区直径在0mm截面(表示喷管出口截面)以后迅速减小;而闭口等直圆截面试验段流场均匀区直径仅有很小的缩减,这主要是由于边界层沿轴向的增厚引起的。

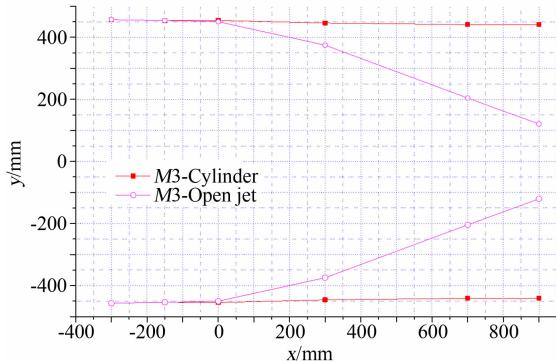


图4 马赫数3条件下流场均匀区大小示意图

Fig. 4 The flow-field uniformity test core profile of Mach 3 nozzle with different test section geometry configurations

以上计算结果表明:在马赫数3条件下,采用闭口等直圆截面试验段对于有效增大流场均匀区尺寸效果明显,达到Φ882.0mm以上,均匀区的速度场性能指标达到并优于高速风洞流场性能合格指标,但壁

面边界层会沿着风洞轴线不断增厚,对流场的品质产生一定的负面影响,在风洞设计过程中可以通过壁面的扩张予以修正。综合考虑以上两方面结果,单就便捷而有效地扩大试验段流场均匀区范围方面,采用闭口试验段对于提升风洞的试验能力具有较大意义。例如,一个半锥角10°、长1000mm、底部直径Φ150mm的锥柱模型,在迎角10°、马赫数3条件下,采用开口自由射流试验段,可试验的模型长度约为760mm左右(模型头部伸入喷管内300mm,不考虑喷管壁面边界层厚度影响);采用闭口试验段,可试验的模型长度约为1000mm左右。

但是也应当注意到,在采用闭口试验段时,在低马赫数时模型头部激波角较大,经固壁边界层反射后打在模型上的问题比高马赫数条件下严重。同样以上述锥柱模型、状态为例,马赫数3条件下迎风面头部激波角约29.61°,反射波角约34.05°;马赫数6条件下迎风面头部激波角约24.07°,反射波角约26.97°。若为钝头体模型,这种问题将更加突出。此外,模型的堵塞度、纹影窗口的扰动等问题也不容忽视。以上这些问题在设计时必须予以综合考虑。

因此,超声速条件下,闭口试验段能够使流场均匀区范围显著扩大,是一种可优先考虑的试验段结构形式。

### 3.2 M6计算结果及分析

两种试验段流场性能指标计算结果如表3所示。可以看出,两种试验段流场均匀区内的速度场性能指标(马赫数均方根偏差 $\sigma_M$ 、最大马赫数偏差 $|\Delta Ma|_{\max}$ )均优于高超声速风洞流场性能先进指标(GJB4399-2002)。两者各截面平均马赫数沿风洞轴线均呈略为减小的趋势,闭口试验段轴向马赫数梯度绝对值大一些,表明减小趋势较快。闭口试验段各截面均匀区直径均保持在Φ820mm以上,而开口试验段均匀区直径在700mm截面以后出现了明显的减小,至1000mm截面均匀区为Φ528mm,减小的速率较马赫数3喷管平缓很多。

表2 M3喷管不同试验段结构流场性能指标计算结果

Table 2 Calculation results of Mach 3 nozzle with different test section geometry configurations

序号	截面位置 /mm	开口自由射流试验段					闭口等直圆截面试验段				
		$\bar{M}$	$\sigma_M$	$D_{\text{unif}}/\text{mm}$	$ \Delta Ma _{\max}$	$dM/dX$	$\bar{M}$	$\sigma_M$	$D_{\text{unif}}/\text{mm}$	$ \Delta Ma _{\max}$	$dM/dX$
1	-300	2.992	0.0079	913.4	0.0253		2.992	0.0074	913.4	0.0202	
2	-150	2.992	0.0043	907.3	0.0116		2.993	0.0041	907.3	0.0057	
3	0	2.992	0.0021	900.5	0.0077	0.0179	2.992	0.0049	908.7	0.0240	-0.0106
4	300	3.000	0.0074	748.8	0.0224		2.989	0.0106	891.6	0.0179	
5	700	3.008	0.0042	408.6	0.0074		2.984	0.0112	882.0	0.0242	
6	900	3.011	0.0066	241.4	0.0072		2.980	0.0118	882.0	0.0261	

表3 马赫数6喷管不同试验段结构流场指标计算结果

Table 3 Calculation results of Mach 6 nozzle with different test section geometry configurations

序号	截面位置 /mm	开口自由射流试验段					闭口等直圆截面试段				
		$\bar{M}$	$\sigma_M$	$D_{\text{unif}}/\text{mm}$	$ \Delta Ma _{\text{max}}$	$dM/dX$	$\bar{M}$	$\sigma_M$	$D_{\text{unif}}/\text{mm}$	$ \Delta Ma _{\text{max}}$	$dM/dX$
1	-300	6.002	0.0189	843.6	0.0396		6.001	0.0166	843.6	0.0342	
2	-150	6.000	0.0162	846.3	0.0451		5.999	0.0137	846.3	0.0381	
3	0	5.998	0.0157	848.5	0.0582	-0.0224	5.996	0.0129	848.5	0.0493	-0.0338
4	300	5.998	0.0062	864.1	0.0220		5.991	0.0063	836.3	0.0275	
5	700	5.986	0.0166	666.3	0.0396		5.972	0.0102	823.1	0.0210	
6	1000	5.970	0.0173	528.0	0.0310		5.957	0.0099	823.1	0.0277	

两种试验段流场马赫数等值线云图计算结果如图5所示。可以看出:马赫数6喷管的开口自由射流试验段(图5a)流场结构与马赫数3喷管(图2a)流场结构类似,但射流流场外部的弓形激波与扩压器入口处壁面形成的反射激波与风洞轴线的夹角明显减小,并且溢流也有所减少,使得喷管出口处的三角形核心区流场长度显著增长,接近了计算域的出口;闭口试验段(图5b)的流场随着壁面边界层的增厚在直管段也出现了微弱的压缩波,并在风洞轴线会聚,但反映在截面马赫数均方根偏差上反而较开口试验段有所提高,分析其原因应是该处的马赫数较高,边界层增厚带来的扰动沿马赫角传播比较靠后。

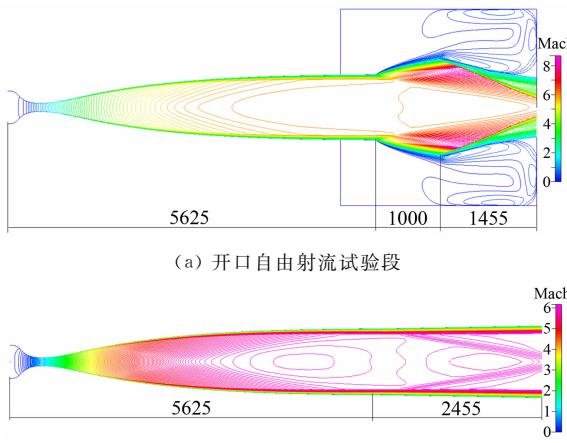


图5 M6喷管不同试验段结构等马赫数云图计算结果  
Fig. 5 Mach number distributions of Mach 6 nozzle with different test section geometry configurations

两种试验段不同截面马赫数沿径向分布曲线计算结果如图6所示,各截面马赫数径向分布与图3相似,但反映出马赫数6喷管流场的壁面边界层厚度与马赫数3喷管相比明显增厚(马赫数6喷管长出720mm)。

两种试验段均匀区范围计算结果如图7所示。开口自由射流试验段流场均匀区直径在300mm截面处略为增大,然后不断减小,与闭口试验段流场均匀区面积相比减小了约8.24%,从实际应用的经验来看,这点减小不会对试验模型的尺寸造成影响。

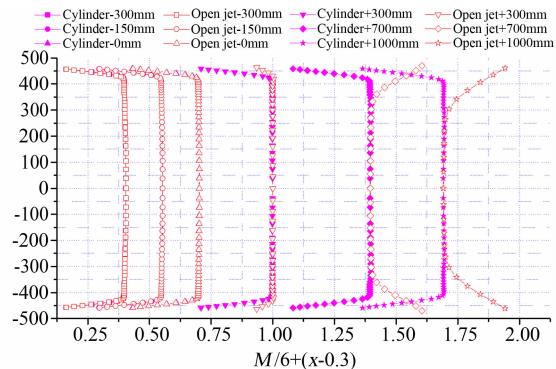


图6 马赫数6条件下不同截面马赫数分布  
Fig. 6 Variation in the lateral Mach number distributions at different axial stations of Mach 6 nozzle with different test section geometry configurations

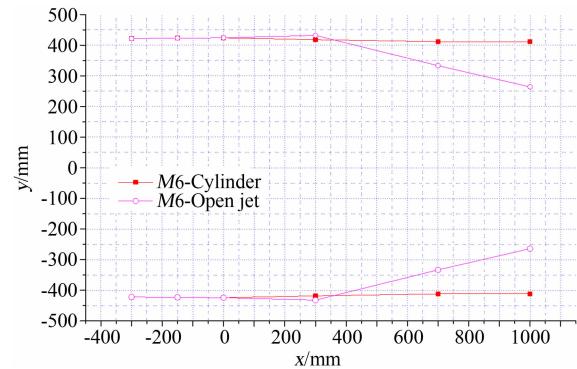


图7 马赫数6条件下流场均匀区大小  
Fig. 7 The flow-field uniformity test core profile of Mach 6 nozzle with different test section geometry configurations

以上计算结果表明:在高超声速条件下,闭口等直圆截面试段流场均匀区的速度场性能指标较开口自由射流试验段略为提高;均匀区大小有所增加,但比较有限。

从实际应用考虑,采用开口自由射流试验段的结构形式可以避免模型头部激波经固壁边界层反射后打在模型上、减缓高温引起的纹影窗口变形等方面的影响,还具有无需超压起动、模型安装方便等特点,可适当予以考虑。

## 4 结 论

对Φ1m高超声速风洞马赫数3、6两副喷管,利用FASTTRAN软件研究了开口自由射流和闭口等直

圆截面两种试验段结构形式的风洞稳态流场,并进行对比分析,结果表明:

(1) 采用 FASTRAN 软件的标准  $k-\epsilon$  湍流模型对高超声速风洞喷管及试验段区域内的风洞起动稳态流场模拟结果与试验结果相差很小,该模拟方法结果可信。

(2) 马赫数 3 喷管采用闭口试验段时,沿风洞轴向-300mm~900mm 截面范围内的流场均匀区直径均保持  $\Phi 882\text{mm}$  以上,均匀区面积较开口试验段增加了约 31.57%;马赫数 6 喷管采用闭口试验段时,均匀区面积比开口试验段仅增加了约 8.24%,流场品质也略为提高。

(3) 超声速条件下,闭口试验段的流场均匀区显著增加,从扩大流场均匀区范围出发,可优先考虑。但在高超声速条件下,闭口试验段的流场均匀区增加

比较有限,优势不明显。

### 参考文献:

- [1] A 博普, K L 戈因. 高速风洞试验[M]. 北京: 科学出版社, 1980: 119-122.
- [2] 伍荣林, 王振羽. 风洞设计原理[M]. 北京: 北京航空学院出版社, 1985: 176-232.
- [3] 潘瑞康. 常规高超声速风洞设计[J]. 气动力学杂志, 1980, (03): 5-9.
- [4] 赵承庆, 姜毅. 气体射流动力学[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 1998: 132-148.
- [5] 王发祥, 等. 高速风洞试验[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003: 97.

### 作者简介:



杨波(1977-),男,四川广安人,副研究员。研究方向:内流空气动力学的计算和实验。通信地址:中国空气动力研究与发展中心(621000)。E-mail: yandr2002@qq.com

(编辑:张巧芸)

(上接第 36 页)

[11] 张敏弟, 邵峰, 郭善纲. 绕空化器通气空化流场的实验研究[J]. 工程热物理学报, 2011, 32(10): 1674-1676.

Zhang Mindi, Shao Feng, Guo Shangang. An experimental study on ventilation cavitation around a cavitator[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2011, 32(10): 1674-1676.

[12] 张敏弟, 邵峰, 付细能. 绕空化器自然空化与通气空化的对比[J]. 工程热物理学报, 2012, 33(7): 1148-1150.

Zhang Mindi, Shao Feng, Fu Xineng. Comparison between natural and ventilated cavitation around a cavitator[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2012, 33(7): 1148-1150.

[13] 张学伟, 魏英杰, 张庆丽, 等. 通气空泡发展过程及其水动力影响[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2008, 40: 1032-1035.

Zhang Xuewei, Wei Yingjie, Zhang Qingli, et al. Development of ventilated cavitation and its effect on hydrodynamics[J]. Journal of HARBIN Institute of Technology. 2008, 40: 1032-1035.

[14] 袁绪龙, 张宇文, 王育才, 等. 水下航行体通气超空泡非对称性研究[J]. 力学学报, 2004, 36(2): 146-150.

Yuan Xulong, Zhang Yuwen, Wang Yucai, et al. On asymmetry of ventilated supercavity of underwater vehicle[J]. Journal of Mechanics, 2004, 36(2): 146-150.

### 作者简介:



段磊(1982-),男,河南许昌人,博士研究生。研究方向:通气空化流动机理研究。通信地址:北京市海淀区中关村南大街 5 号北京理工大学机械与车辆学院流体力学实验室(100081)。E-mail: duanlei\_19830108@163.com

(编辑:杨娟)