

高温燃气流风洞试验舱压的影响因素研究*

王彪¹, 曹知红¹, 姜一通¹, 田宁¹, 赵玲^{1,2}

(1. 北京航天长征飞行器研究所, 北京 100076;

2. 清华大学 航空发动机研究院, 北京 100084)

摘要: 针对高温燃气流风洞实际试验过程中舱压变化的情况, 选取了收集口位置、收集器豁口、主动控制和堵塞比四种不同的影响因素, 使用试验和三维CFD (Computational Fluid Dynamics) 方法对舱压试验匹配性的影响进行了相关的研究。数值研究与试验结果的趋势一致, 舱压都随着影响因素数值的增加而升高。依据对舱压的影响程度的差异, 这四种因素由大到小依次为堵塞比、主动控制、收集口位置和收集器豁口, 计算范围内对舱压变化的最大影响程度分别为345%, 271%, 139%和18%。这些因素都破坏了溢流与主流引射之间的初始平衡, 通过或相当于增加向试验舱内的溢流和减小主流的引射能力来提高舱压。

关键词: 高温风洞; 舱压; 收集口; 主动控制; 阻塞比

中图分类号: V211.21

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2024) 02-2211076-10

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2211076

1 引言

燃气流试验风洞是飞行器耐热材料烧蚀性能及耐热部件结构的重要检验和考核设备, 它有加热功率大、研制性价比高、模型尺寸大等优点, 一般由主加热器、超声速喷管、试验舱、模型安装平台、收集器、扩压器和排气系统等几部分组成^[1]。

对于试验舱的研究一般主要集中在试验舱内激波串结构特点及扩压器起动问题。早在20世纪50年代, Neumann等^[2]就在探索风洞内激波串分布情况。近些年来, 文献[3-5]研究了扩压器内的激波串结构; Gnani等^[6]研究了方管通道中背压对激波串的影响; 冯美艳等^[7]研究了真空球背压抬升对激波串的影响; Zhang等^[8]研究了激波串的形态改变以及传播模式变化; 田宁等^[9]分析了波系特点对模型表面热流分布的影响规律。

此外, 对扩压器性能以及风洞流场特征进行了较为深入的研究, 得到大量的数值模拟和试验结果^[10-12]。童华等^[13]研究了某风洞扩压器的性能; 陈立红等^[14]分析了扩压段对风洞起动的影响; 张小庆等^[15]研究了脉冲式燃烧风洞的整体起动特性; Gounko等^[16]探究了热喷风洞入口及喷管喉部建压过程; Yu

等^[17]探讨了风洞入口段起动过程中的特性及现象; Zhao等^[18]研究了在自由射流中扩压器压力及其匹配变化特性。

一般地, 风洞试验时舱压影响着试验件表面的热流分布情况, 并且很高的舱压带来的非定常压力波动会破坏试验舱内的试验设备, 比如收集器、舱内管路和录像设备等, 保持合理水平的试验舱压力是保证试验成功的关键, 因此舱压的试验匹配性对于风洞的运行和试验有着很重要的作用, 研究和深入认识试验时舱压产生的原因及其影响因素有着重要的意义, 但对此相关问题的研究很少公开发表。

基于以往的试验经验, 本文使用试验和三维CFD方法, 选取收集口位置、收集器豁口、主动控制和阻塞比等试验中的重要因素, 开展了这些因素对舱压试验匹配性影响的研究, 探究这四种因素对试验舱压匹配性影响的规律及作用机理。

2 物理模型及数值方法

2.1 物理模型

本文的研究以北京航天长征飞行器研究所200 MW高温燃气流风洞为例, 试验装置示意图如图1所示, 其工作原理是: 氧气和煤油在主加热器内燃烧

* 收稿日期: 2022-11-24; 修订日期: 2023-06-20。

通讯作者: 王彪, 博士, 工程师, 研究领域为燃气流风洞试验技术。E-mail: wangb_1985@163.com

引用格式: 王彪, 曹知红, 姜一通, 等. 高温燃气流风洞试验舱压的影响因素研究[J]. 推进技术, 2024, 45(2): 2211076. (WANG B, CAO Z H, JIANG Y T, et al. Influencing factors of test cabin pressure for high temperature gas flow wind tunnel[J]. Journal of Propulsion Technology, 2024, 45(2): 2211076.)

产生高温高压燃气,经喷管加速后形成高温超声速燃气流场,对置于试验舱内的试验模型进行热考核,试验后的气流经过扩压器减速增压,由喷淋冷凝装置冷却后,再由抽真空装置抽吸排出。

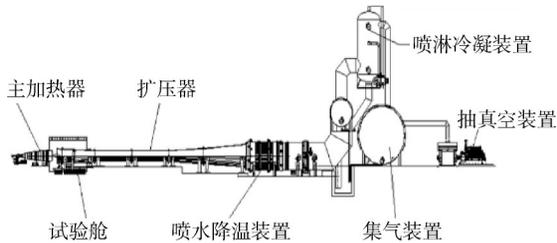


Fig. 1 200 MW wind tunnel facility schema

研究时选取的喷管出口尺寸为 $\Phi=340$ mm,试验舱尺寸为 $4\ 500\text{ mm}\times 4\ 000\text{ mm}\times 3\ 500\text{ mm}$,收集口的直径为 $\Phi=1\ 000$ mm。试验时为了能使收集器尽可能地前移,在收集器的正下方预留了一个豁口位置,使收集器可以沿流向向前插入模型支架内,其具体位置如图2所示,豁口的尺寸为 $820\text{ mm}\times 250\text{ mm}$ 。

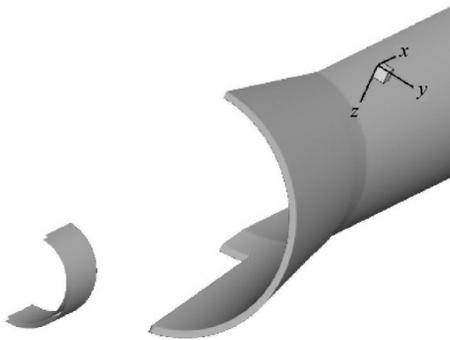


Fig. 2 Schematic diagram of collector and its opening

2.2 数值计算方法

求解时使用CFD++求解器进行定常流场分析,采用控制方程为三维雷诺平均的Navier-Stokes方程,空间离散使用二阶精度的TVD(Total Variation Diminishing)格式,并使用了一阶精度的隐式时间离散格式,湍流模型采用了 $k-\omega$ SST (Shear Stress Transfer)湍流模型。计算域使用半模模型,涵盖了试验舱和收集器,取喷管的出口截面为计算域入口、收集器出口截面为计算域出口。固壁设置为等温边界条件,流体介质为等效的混合燃气(主要成分 H_2 , H_2O , CO 和 CO_2 的质量百分数分别为6.01%, 40.49%, 24.83%和26.15%),求解的是参考喷管出口流体物性状态的冻结流,使用的是理想气体状态方程。边界条件及气体物性设置情况为:进口压力 $93\ 782\text{ Pa}$,进口温度 $2\ 565\text{ K}$,进口马赫数为2.97;壁面为等温壁面,设置

温度为 300 K ;出口设置为超声速出口;燃气的物性为喷管出口气体物性,其比热比为1.144,气体常数为317.13,分子量为26.2。此外,计算时使用了半模模型,对称面使用了对称边界。

2.3 网格无关性验证

为了验证CFD计算方法,本节对空流场进行网格无关性验证。计算时选取了两套不同密度的三维结构和非结构的混合格网,使用Pointwise软件的T-Rex功能在壁面附近使用结构化的网格,网格的最小壁面距离为 $1\ \mu\text{m}$ 。稀网格和密网格的网格总数分别为290万和590万,网格总数大致满足1:2的关系。使用上述两套不同密度的网格计算得到的舱压平均值分别为 17.5 kPa 和 17.1 kPa ,而此时试验时的舱压为 16.8 kPa ,不同网格数目下所关注的平均舱压的差异已经很小,密网格计算值与试验值相差仅1.8%,由此可见相对于分析舱压的影响来说设置为超声速出口边界条件是比较合理的。图3是两种不同网格计算得到的试验舱中心线处的 Ma 分布图,除在 $x=2.2\text{ m}$ 以及在 $x=3.0\sim 4.0\text{ m}$ 有一定的偏差外,稀网格和密网格计算的结果都基本上重合。为了使计算值更加接近真实值,下面的计算将以密网格同等尺度的网格为计算网格。图4列出了对称面上密网格的网格分布情况及主要边界条件设置情况。

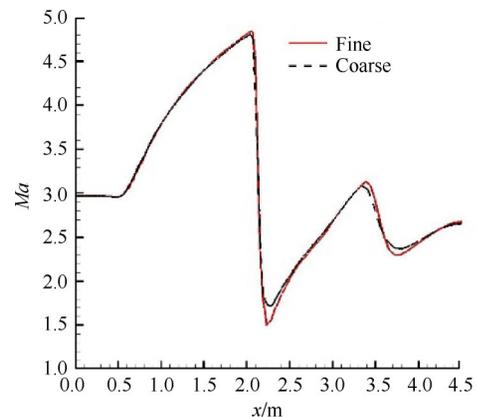


Fig. 3 Ma distribution on the centerline of test cabin at different mesh size

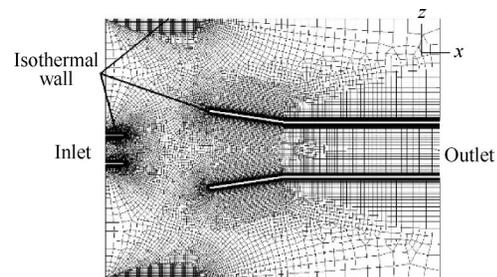


Fig. 4 Mesh and main boundary conditions

3 舱压影响因素的实验研究

为研究试验舱内流场压力的变化情况,在试验舱内壁沿流向不同的位置布置了6个压力测点,测点布置的具体位置见图5的试验舱俯视图,采样频率为5 Hz。在试验过程中测得的这6处舱压基本上是完全重合的,为此,下面的研究使用第一个压力测点的值。

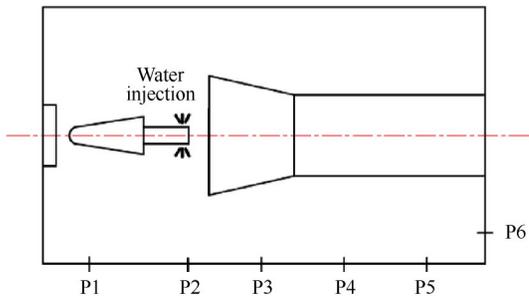
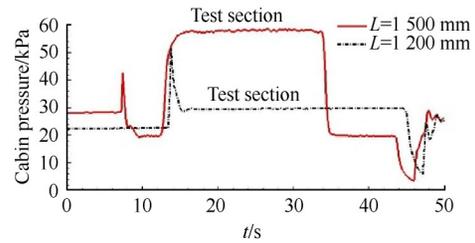


Fig. 5 Layout of pressure measuring points and position of water injection

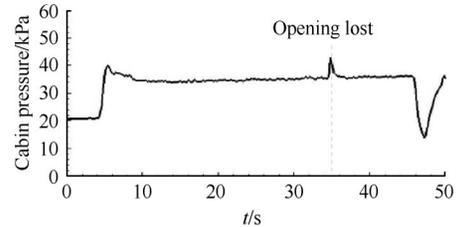
200 MW 高温燃气流风洞自建成以来进行了很多次球锥试验,本文针对实际试验过程中舱压的变化情况,研究了一系列球锥试验时舱压的变化情况,最终提取归纳了收集口位置、收集器豁口、主动控制和阻塞比这四种试验中常见的影响因素进行相关的研究,得到了这些工况下舱压随试验时间变化关系,如图6所示。

图6(a)研究时选取了收集口两个位置,距喷管出口的距离 L 分别为1 200 mm和1 500 mm,可以看出,随着收集口的位置后移,试验稳定后的舱压是增加的。图6(b)表征了收集口豁口对试验舱压的影响。在34.88 s,收集口的豁口挡板脱落导致了收集口豁口处的溢流,但仅引起了舱压的一下波动,之后舱压的值基本上与无豁口的状态一致了。图6(c)表征了试验舱压有无进水控制时舱压的变化情况,有利于水汽化的进水位置如图5所示。从图中可以看出,在试验舱内增加9 kg/s进水时舱压增加了1.8倍,主要原因是部分水转化为了水蒸气溢流到舱内使舱压增加。图6(d)表征了不同模型阻塞比(底部直径/喷管出口直径)情况下的试验舱压的变化情况,可以看出,舱压随着阻塞比的增加而增加。

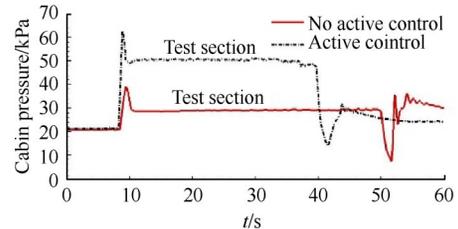
从这一系列的试验中可以看出,这些因素都影响着试验时舱压的变化,但是这些因素引起舱压变化的机理及影响程度有待于进一步地揭示之,以便更好地把握试验运行规律。为此,下面将通过三维



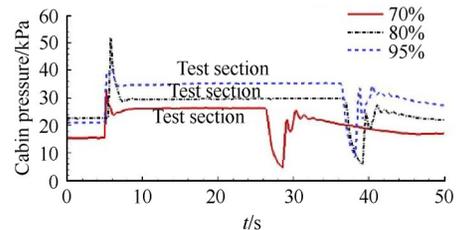
(a) Collector position



(b) Collector opening



(c) Active control of water injection



(d) Blockage ratio

Fig. 6 Relationship between cabin pressure and test time

数值研究来挖掘这些因素造成舱压变化的原因,探究影响舱压变化产生的机理。

4 舱压影响因素的数值研究

研究时选取 NASA TND-5450 报告^[19]中球头半径最大的球锥模型为试验模型,球锥几何参数为:球头半径 SR28 mm,半锥角 15° ,尾部半径 $R=142$ mm,总长450 mm。在三维流场计算时加上了与200 MW风洞试验舱匹配的模型支架一起进行研究,整体的计算网格量在1500万左右。

4.1 收集口位置的影响

研究时选取了收集口三个位置,考虑到收集器太靠前端时热流高会带来热防护的难题,选取的距喷管出口的距离分别为700 mm,1 200 mm,1 700 mm,分别表征收集口位于球锥后端、位于支架后端和位于实际可移动的最后端。这三种工况的舱压分别为

25.6 kPa, 34.5 kPa 和 61.3 kPa, 舱压随着收集口的位置的向后移动逐渐增加, 这与上述试验得到的趋势是一致的, 具体如图7所示。

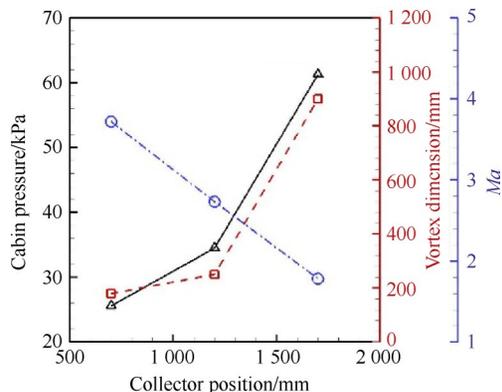


Fig. 7 Relationship picture of cabin pressure, vortex dimension, Ma in collector port and collector position

为了分析上述舱压增加的原因, 得到了不同收集口位置时流场的马赫数分布图, 如图8所示。从图中可以看出, 随着收集口的后移, 收集口上部的溢流涡的尺寸逐渐增加, 主流向舱内的溢流增加; 并且收集口内主流的速度大幅降低, 主流卷吸能力减弱。一般舱压是主流向舱内的溢流与主流引射作用带走舱内气体的一种试验舱内气体压力的平衡。而收集口后移后导致的舱内溢流的增加打破了原来的平衡, 产生了一种舱内有更多气体的新的平衡, 因此舱压提高了很多, 并且高低舱压差异为2.4倍关系。

对于 $L=700$ mm 和 $1\ 200$ mm 的工况, 高速的主流气流能很好地被收集在收集器内, 而对于收集器后移后的 $L=1\ 700$ mm 工况, 收集口没有包络住主流的高速气流, 从而致使很多的主流溢流到了试验舱内 (收集口上部的溢流涡的尺度大幅增加), 从而导致了高的舱压; 此时收集口内上部的气流速度降低了, 说明主流对舱内气流的卷吸能力也降低了, 并且收集器后部的气流出现了部分亚声速的流动, (相当于 $\Phi=700$ mm 的二喉道没有处于超声速工作状态下, 即燃气流风洞没起动)。由于 $L=700$ mm 比 $L=1\ 200$ mm 工况的收集口能包络住更多的主流高速气流, 致使主流气流可膨胀的角度更大, 进而使主流能卷吸更多的舱内气流和产生更少的向舱内的溢流, 进而收集口靠前的工况的舱压更小。由此可以看出, 喷管出口到收集口的距离的大小是决定舱压大小的重要因素。

此外, 三者的速度场也存在着差异。 $L=700$ mm 的收集器内几乎全是超声速气流, $L=1\ 200$ mm 的收

集器内超声速与亚声速气流共存, $L=1\ 700$ mm 的收集器内几乎全是亚声速气流。并且, $L=1\ 200$ mm 的收集器外底部存在着速度相对较高的流动, 这相较于 $L=700$ mm 和 $1\ 700$ mm 的情况有所不同。

收集器内流动产生差异的原因是: $L=700$ mm 时, 收集器内包络住的超声速气流能量大, 其在收集器内很快与亚声速气流掺混形成超声速气流。 $L=1\ 200$ mm 时, 收集器包络住的超声速主流的能量相对来说没有那么强, 与模型支架后的亚声速气流掺混后不能使其超声速化, 进而形成了超声速与亚声速气流共存的情况。而 $L=1\ 700$ mm 时, 由于未包络住主流的超声速气流, 收集器内全是亚声速气流。

收集器外底部流动速度存在差异的原因是: $L=700$ mm 时, 模型支架与收集口底部几乎没有什么缝隙存在, 从而此处的溢流很小, 收集器外底部的流动是从其上部的溢流横向发展过来的, 进而进化为速度较低的流动; $L=1\ 700$ mm 时, 模型支架到收集器内全是亚声速流动, 加之溢流量较大, 所以其溢流亦是速度相对较低的亚声速流动, 进而发展到收集器外底部的流动也是速度相对较低的流动; 而 $L=1\ 200$ mm 时, 模型支架后与收集口之间存在着能量较大的主流, 加之溢流量适中, 进而使收集口外底部形成了流动速度相对较高的流动。

当主流的速度越大时, 主流对周围流场的卷吸能力也相应地越大。据此为了进一步定量地表示出主流引射能力的变化情况, 得到了收集口内径向坐标的中心轴线马赫数分布情况, 如图9所示。从图中可以看出, 收集口内上半部分的主流是超声速流动, 收集口内下半部分的主流由于有模型支架的阻挡是亚声速流动。其中 $L=700$ mm 的收集口下半部分被模型和支架的实物占据了, 没有流体流动, 就出现了马赫数为0的情况。此外, 收集口内上半部分的超声速主流的最大流速峰值是沿收集口位置的后移而逐渐减小的 (主要原因在于主流沿流向的速度衰减)。把上述收集口内最大马赫数峰值表征为收集口位置的函数, 得到如图7所示的 Ma 分布情况。

从图8中还可以看出, 主流在收集口的溢流主要是以收集口上部的溢流涡的形式流向试验舱内的, 溢流涡的尺度大小直接与主流溢流的强弱有着很大的关系。为此把图8中的收集口上部的溢流涡的尺度表征为收集口位置的函数, 得到如图7中所示的涡尺度分布情况。

从图7中可以看出, 主流的溢流涡尺度与收集口位置是正向关系 (与舱压与收集口位置关系线趋势

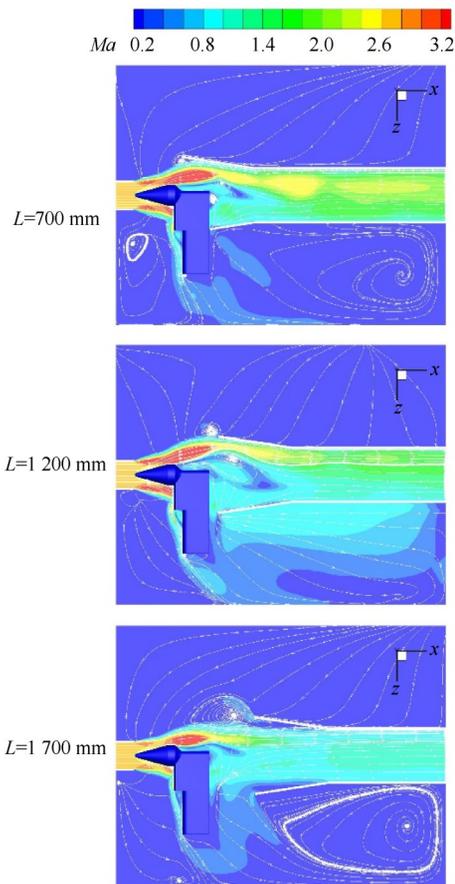


Fig. 8 *Ma* distributions of different collector positions

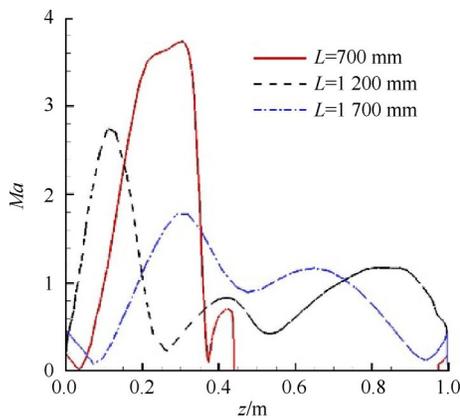


Fig. 9 Influence of collector position on *Ma* distribution along collector port

一致),收集口内主流最大 *Ma* 与收集口位置是反向关系,这两条曲线反映出的主流溢流和引射能力随收集口位置的后移分别增大和减小,是舱压随收集口位置后移逐渐增加的主要原因。

4.2 收集器豁口的影响

4.2.1 空流场状态

计算时选取了收集口的位置为 $L=1\ 200\ \text{mm}$ 的工况。无豁口工况计算的舱压为 $17.1\ \text{kPa}$,有豁口时的舱压为 $20.1\ \text{kPa}$,存在豁口时空流场的舱压提高了

$3\ \text{kPa}$,即 17.5% 。图 10 为有无收集器豁口的空流场状态的马赫数分布图。从图中可以看出,收集器无豁口时,收集器内的流场呈现出标准的菱形波系结构,引入收集器豁口后,标准的菱形波系结构在收集口附近及其下游被破坏掉了,形成了扭曲的菱形波系结构。在豁口的下方有大量的超声速气流从收集器内溢流到试验舱内,破坏了无豁口时溢流与主流引射所产生的平衡,达到了一种新的溢流与引射的平衡,提高了舱压。

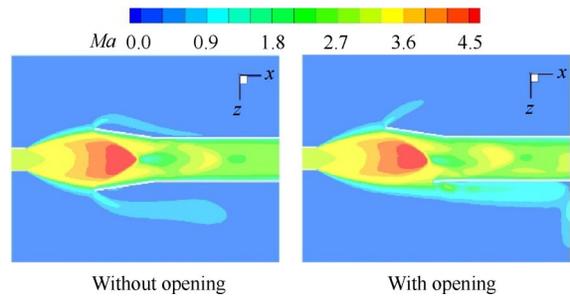


Fig. 10 *Ma* pictures of empty flow field

4.2.2 带球锥模型的流场状态

为了进一步分析真实试验工况下的流场状态,还计算了带球锥模型的有无豁口的风洞流场工况。无豁口工况计算的舱压为 $34.5\ \text{kPa}$,有豁口时的舱压为 $35\ \text{kPa}$,存在豁口时空流场的舱压提高了 $0.5\ \text{kPa}$,仅变化 1.4% ,这与第 3 小节的试验情况也是吻合的。图 11 为有无收集器豁口的带试验件流场状态的马赫数分布图。从图中可以看出,增加豁口后,收集口上部的溢流涡增加不大,并且由于豁口处于模型支架的后方,在豁口处产生的是亚声速气流,亚声速气流从收集器内溢流致使的溢流量没有那么大,进而舱压变化很小。但是,实际试验时高温气流从收集器豁口流出后,会损伤收集器下方的试验设备,所以试验时豁口需要封堵上。可是有些试验时出现非定常流造成的振动会破坏豁口的封堵情况,进而产生上述流动状况,所以研究豁口对试验舱内流动结构的影响进而保证试验成功进行来说也是十分必要的。

4.3 主动进气的影响

试验时无论是对舱压进行进气控制还是加冷却水通过蒸发形成水蒸汽对其进行控制(或管路被烧坏导致的冷却水泄漏),都是主动控制影响的体现,因此研究主动控制对舱压的影响有着重要的现实意义。由于当喷水位置处于主流内,最少有大约 96.15% 的水变化为水蒸汽^[20],也就是说最终水还是以气的形式进入试验舱和收集器的,相对于对舱压的影响来

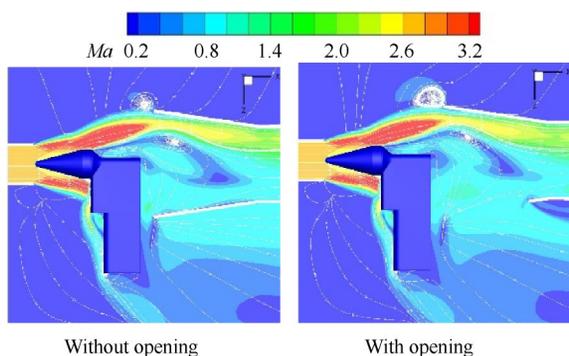


Fig. 11 *Ma* distributions of 3D flow field

说进水和进气的流量值基本上是一致的,为此本小节开展了主动进气控制的研究,通过研究进气量对舱压的影响来得到进水/气量对舱压影响的机理。研究时选取收集口的位置为 $L=1\ 200\ \text{mm}$,进气位置选在最有利于提高舱压水平的试验舱的后上方,分别施加了 0, 2, 5, 10, 20 kg/s 五种不同的进气工况,得到了进气量与舱压的关系图如图 12 所示。随着进气量的增加,舱压逐渐增加,这与试验得到的趋势是一致的,但更多的数值计算结果表明增加的趋势呈现出先急剧再变平缓的状态。

为了进一步分析舱压增加的原因,计算时对进气入口处的网格进行了加密,得到了不同进气状态

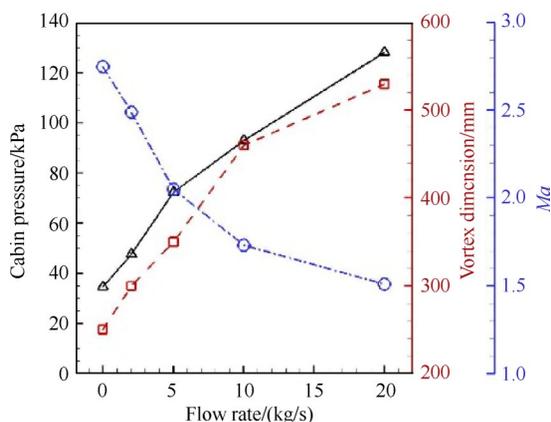


Fig. 12 Relationship picture of cabin pressure, vortex dimension, *Ma* in collector port and flow rate

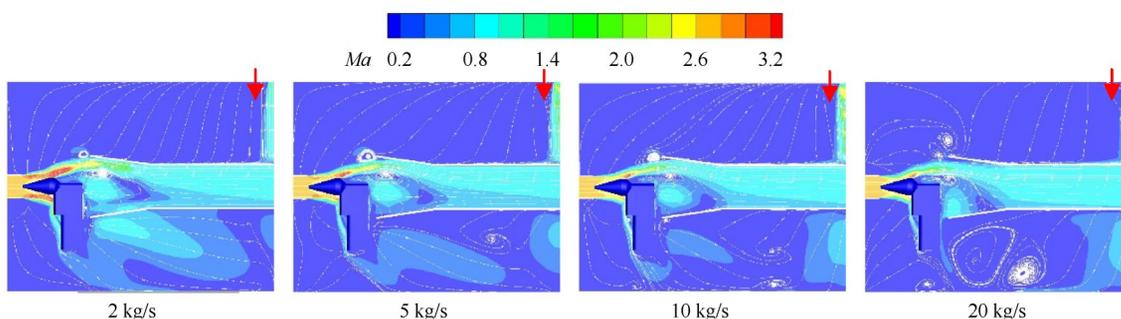


Fig. 13 *Ma* pictures of different flow rates

下的马赫数图如图 13 所示。相对于无进气的工况,进气量为 2 kg/s 时,舱压较无主动进气时的 34.5 kPa 增加了 13 kPa,增大了 37.7%,此时受舱内气流压迫后高速的主流在收集口附近出现速度衰减的情况,并且由于进气量较小,试验舱内后上方的进气口流速为亚声速流动,此外收集器内的流动也已经变为亚声速的流动。进气量增加到 5 kg/s 和 10 kg/s 时,试验舱内马赫数为 3.8 的主流速度大幅衰减为马赫数 2.1,主流的卷吸能力大幅降低。此时试验舱后上部的主动进气口以自由射流的形式注入试验舱内,呈现出菱形激波系结构。由于外界气体的注入,相当于有很大的溢流注入试验舱内,所以舱压很大,两种工况对应的舱压为 72.4 kPa 和 92.9 kPa,较无进气控制的工况提高了 110% 和 169.3%。在进气量达到 20 kg/s 时,舱压增加到 128.1 kPa,大于喷管出口压力 93.782 kPa,喷管出口的主流以自由射流式激波串的结构打到试验件上。此时主动进气口处的流动仍是激波串的结构,但其强度较小流量时变得更加大了。

不加进气时,舱压的实现主要是由收集口的位置和试验件与模型支架的阻塞导致的,形成了主流向试验舱内的溢流和主流对舱内气流的引射之间的平衡。增加进气以后,相当于有很多气流溢流到试验舱内,从而造成了舱压的提高,高的舱压会对主流产生压迫作用,致使主流的速度产生大幅衰减,主流的引射能力降低,主流卷吸舱内气体的能力远不及试验舱内充气增加的能力,进而最终是舱压大幅提高。由此可见,向舱内大幅进气是试验时应该避免的情况。

为了定量地描述,图 14 表示了不同进气量工况下的收集口内径向坐标的马赫数分布情况。由于舱内主动进气后的低速气流对主流的挤压作用,并且进气量越大挤压作用越大,所以收集口内上半部分的超声速主流的最大流速峰值是沿进气量的增加而逐渐减小的。

按照上文方法表征出了溢流涡尺度和收集口马

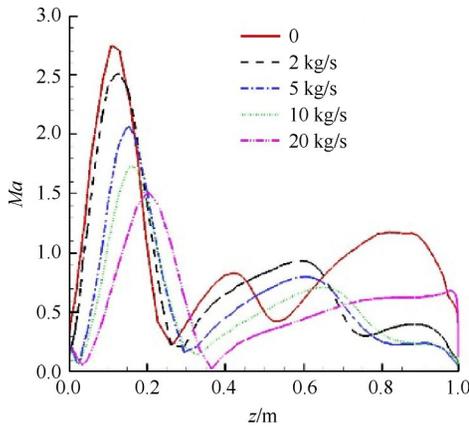


Fig. 14 Influence of flow rate on *Ma* distribution along collector port

赫数与进气量的关系图如图 12 所示。图中舱压的增加趋势与溢流涡尺度的增加趋势和收集口最大 *Ma* 的减小趋势是一致的, 这些也说明了主动进气量引起试验舱压变化的原因也相当于溢流量的增加和主流引射能力的减弱。

4.4 堵塞比的影响

试验时主要关注球锥的底端面积对喷管出口气流的阻塞作用, 研究了球锥底部大端面积与喷管出口面积的比值对试验舱压的影响, 即阻塞比的影响。研究时收集口的位置为 $L=1\ 200\ \text{mm}$, 基于 200 MW 燃气流设备自身的特点, 其二喉道半径尺寸为 350 mm, 并且由于底部直径太小, 球锥的内部存储空间很小, 从而很少在工程应用中被使用, 选取了无球锥、球锥底端半径为 142 mm, 156 mm 和 170 mm 四种不同的工况, 由于喷管出口的半径为 170 mm, 因此相应的堵塞比分别为 0, 84%, 92% 和 100%。这三种工况计算得到的舱压与阻塞比之间的关系如图 15 所示, 随着阻塞比的增加, 舱压逐渐增加, 也与试验得到的趋势一致, 更多的数值计算结果表明在阻塞比接近 1 时这

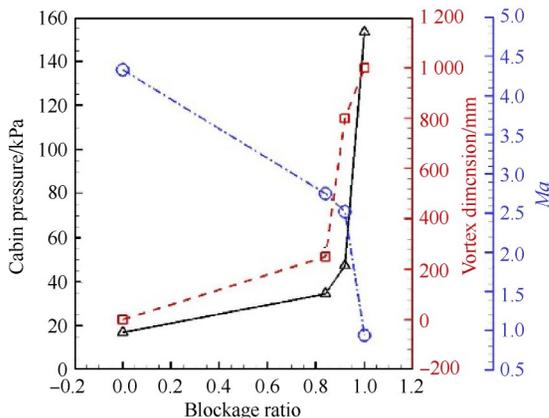


Fig. 15 Relationship picture of cabin pressure, vortex dimension, *Ma* in collector port and blockage ratio

种增加的趋势变得更加剧烈。

为了进一步分析舱压变化的原因, 计算得到了不同阻塞比工况时的马赫数图如图 16 所示。加上试验件以后的阻塞比为 84%, 此时破坏了空流场的菱形激波串结构, 高速的主流由空流场中心位置的马赫数 4.8 衰减为马赫数 3.8, 并分布为球锥的周围, 主流的卷吸作用减弱。由于加入了试验件对主流的阻挡作用, 增加了向试验舱内的溢流, 舱压增加了 17.4 kPa, 提高了 100%。阻塞比提高到 92% 以后, 高速主流的速度衰减作用加大, 主流发展到收集口后的速度衰减到 $Ma=2.4$, 主流引射作用减弱; 同时收集口边缘的溢流涡尺寸增加, 标志着溢流增加, 最终舱压增加到 47.3 kPa。当试验件底部尺寸与喷管出口尺寸一样时, 即阻塞比 100% 时, 主流被试验件完全阻挡, 位置靠后的收集口没办法收住主流, 主流被球锥表面折射到试验舱内, 致使试验舱压剧烈地提高到 153.4 kPa, 相对于阻塞比为 84% 的工况提高了 3.45 倍。此时的舱压大于喷管出口压力 93.782 kPa, 因此主流变为自由射流的流动结构, 喷管出口处的主流出现了强激波, 打到了试验件表面。

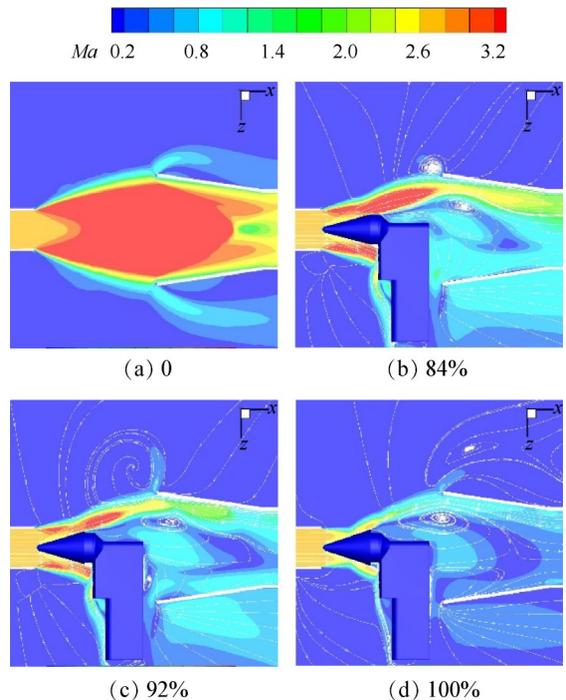


Fig. 16 *Ma* distributions of four blockage ratios

从以上可以知道, 没加试验件时, 主流很容易被收集器收集到, 仅有很少的溢流到达试验舱内。安装上试验件以后, 试验件和模型支架对主流起到了阻挡的作用, 使主流有更多的流体溢流到试验舱内, 并且由于模型阻挡而产生的主流速度的衰减导

致减少了主流对舱内气体的引射作用,进而使舱压增加。

不同阻塞比工况下的收集口内径向坐标的马赫数分布情况,如图17所示。由于试验件对主流的阻挡作用随着阻塞比的增加逐渐变大,所以收集口内上半部分的超声速主流的最大流速峰值呈现出沿阻塞比的增加而逐渐减小的趋势,当阻塞比为100%时,收集口内流动全部为亚声速流动。

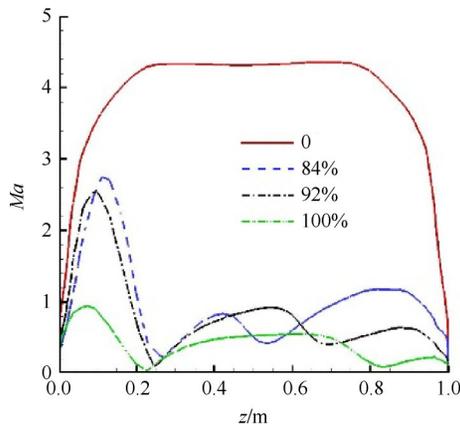


Fig. 17 Influence of blockage ratio on Ma distribution along collector port

同样,得到了溢流涡尺度和收集口马赫数与进气量的关系图如图15所示。图中舱压的增加趋势与溢流涡尺度的增加趋势和收集口最大 Ma 的减小趋势也是一致的,这些都说明了阻塞比引起试验舱压变化的原因也相当于溢流量的增加和主流引射能力的减弱。

对于高阻塞比的情况,把收集口位置的前移到试验件底部左右可以收集更多的主流到收集器内,进而可以通过调节收集口位置来联合调节主流的溢流及引射和舱压的大小。而真实试验时是上述多重因素相互叠加作用的结果,本文为了研究清楚这些因素的影响进而每小节固定研究了单重因素的影响,以便更加清晰地把握其中的规律。

通过对影响舱压变化的四种不同因素的分析,总结了其中的机理,画出了试验舱压平衡示意图,如图18所示。图中清晰地表示出了高温燃气流风洞中决定舱压变化的两大因素:主流引射和溢流。主流引射能力越强,主流带走舱内的气体越多,试验舱内气体的压力越小。主流的溢流主要是在收集口满流后产生的,溢流量越大舱内的气体越多,试验舱的压力越大。对于上文中所研究的舱压影响因素,它们都是通过这两个决定因素的变化来改变舱压的。

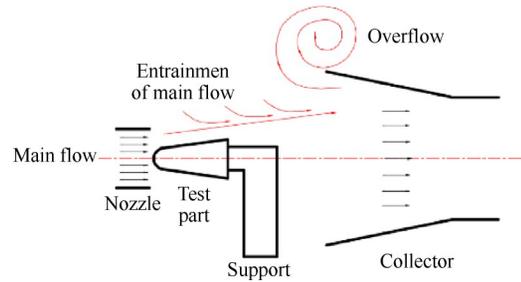


Fig. 18 Schematic diagram of pressure balance in test cabin

5 结论

本文通过研究,得到如下结论:

(1) 选取了收集口位置、收集器豁口、主动控制和堵塞比这四种不同的舱压影响因素进行了相关的研究。数值研究结果与试验的趋势都是一致的,舱压都随着影响因素值的增加而升高。这四种因素都破坏了原始舱压的平衡状态,通过或相当于通过增加溢流并减小主流引射,进而形成更高舱压的一种新平衡。

(2) 本文计算范围内,阻塞比对舱压变化的影响最大,主动控制的影响次之,收集口位置再次之,收集器豁口的影响最靠后,它们对舱压变化的最大影响程度分别为345%,271%,139%,18%。根据本设备运行特点,各影响因素取值空间限制范围分别为:阻塞比为0~92%;主动控制量为0~10 kg/s;收集口位置为距喷管出口700~1 200 mm;可以有收集口豁口的存在。

(3) 阻塞比高相当于提高了试验件对主流的阻挡作用,进而使溢流增加,主流速度衰减导致卷吸的能力降低,进而舱压提高,当试验件底部与喷管出口尺寸相当时舱压大于喷管出口压力,主流变为自由射流的流场结构。

(4) 主动控制相当于提高了试验舱内的溢流量,溢流压迫主流速度衰减,大幅的舱内进气溢流和主流引射的衰减造成了舱压的大幅提高。主动控制量增加到一定值时主流变为自由射流的流场结构。

(5) 收集口位置的影响主要体现在当收集口后移以后,收集器不能够很好地包络住超声速主流,进而使更多的主流溢流到试验舱内,加之收集口处的主流卷吸能力减弱,从而造成舱压提高。

(6) 收集器豁口对舱压的影响较小,造成舱压上升与否主要是看主流在豁口处是以超声速气流还是亚声速气流向舱内泄流,如果是超声速溢流会有18%左右的影响;如果是亚声速溢流,对舱压的影响仅体现在了非定常的舱压波动上面。

参考文献

- [1] 田 宁, 齐 斌, 邹样辉, 等. 高温燃气流超声速风洞扩压器热防护设计[J]. 宇航学报, 2016, 37(9): 1129-1134.
- [2] NEUMANN E P, LUSTWERK F. Supersonic diffusers for wind tunnels [J]. *Journal of Applied Mechanics*, 1949, 16(2).
- [3] 齐 斌, 姜文忠, 田 宁, 等. 防热试验用高温超声速燃气流场热环境分析[J]. 宇航材料工艺, 2014, 44(5): 30-35.
- [4] 陈吉明, 任玉新. 超声速风洞扩压器激波串现象的数值模拟[J]. 清华大学学报, 2007, 47(5): 264-267.
- [5] 陈吉明, 任玉新. 压力恢复系统扩压器激波串现象的数值模拟[J]. 空气动力学学报, 2008, 26(3): 304-309.
- [6] GNANI F, ZARE-BEHTASH H, WHITE C, et al. Effect of back-pressure forcing on shock train structures in rectangular channels[J]. *Acta Astronautica*, 2018, 145: 471-481.
- [7] 冯美艳, 黄生洪. 不同模型堵塞比的超声速风洞二次喉道优化[J]. 推进技术, 2012, 33(1): 105-110. (FENG M Y, HUANG S H. Optimization on secondary-throat of supersonic wind tunnel with different model blockage [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2012, 33(1): 105-110.)
- [8] ZHANG J S, YUAN H C, HUANG G P, et al. Experiment and numerical investigation of flow control on a supersonic inlet diffuser[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020(6): 106-182.
- [9] 田 宁, 曹知红, 姜一通, 等. 燃气流加热器自由射流流场结构数值分析[J]. 导弹与航天运载技术, 2018(5): 101-106.
- [10] HONGGYE SUNG, SANGKYU YOON, HYOWON YEOM, et al. Study on design and operation parameters of supersonic exhaust diffusers[R]. AIAA 2008-855.
- [11] MANIKANDA KUMARAN R, SUNDARARAJAN T, RAJA MANOHAR D. Performance evaluation of second throat diffuser for high-altitude-test facility [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2010, 26(2): 248-257.
- [12] BYUNG HOON PARK, JIHWAN LIM, SUNGHYUN PARK, et al. Design and analysis of a second-throat exhaust diffusers for altitude simulation [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2012, 28(5): 1091-1104.
- [13] 童 华, 孙启志, 张绍武. 高超声速风洞扩压器试验研究与分析[J]. 实验流体力学, 2014, 28(3): 78-81.
- [14] 陈立红, 张新宇, 顾洪斌. 扩压段对高超声速推进风洞起动的影响[J]. 推进技术, 2004, 25(5): 430-434. (CHEN L H, ZHANG X Y, GU H B. Investigation for effect of supersonic diffusers on the start of the hypersonic propulsion test facility [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2004, 25(5): 430-434.)
- [15] 张小庆, 乐嘉陵. 脉冲式燃烧风洞起动特性数值研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(9): 1568-1572.
- [16] GOUNKO YU P, MAZHUL I I. On the question of starting conditions for frontal axisymmetric inlets tested in hot-shot wind tunnels [J]. *Thermophysics and Aeromechanics*, 2017, 24(3): 369-381.
- [17] YU K K, XU J L, LIU S, et al. Starting characteristics and phenomenon of a supersonic wind tunnel couples with inlet model [J]. *Areospace Science and Technology*, 2018, 77: 626-637.
- [18] ZHAO F, QING H G, REN Z B, et al. Experimental research on collector effect on operating characteristics of high-speed free-jet wind tunnel [J]. *Journal of Physics: Conference Series*, 2020, 1660(1).
- [19] CHARLES G MILLER. Experimental and predicted heating distribution for biconics at incidence in air at Mach 10 [R]. NASA TP-2334, 1984.
- [20] 姜一通, 张利嵩, 邹样辉, 等. 高温风洞收集口喷水降温数值仿真研究[J]. 宇航学报, 2018, 39(6): 702-708.

(编辑:朱立影)

Influencing factors of test cabin pressure for high temperature gas flow wind tunnel

WANG Biao¹, CAO Zhihong¹, JIANG Yitong¹, TIAN Ning¹, ZHAO Ling^{1,2}

(1. Beijing Institute of Space Long March Vehicle, Beijing 100076, China;

2. Institute of Aero Engine, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: Based on the changes of cabin pressure in the actual experiment for the high temperature gas flow wind tunnel, four influence factors, namely collector position, collector opening, active control and blockage ratio, were selected to be studied. Three-dimension computational fluid dynamics (CFD) method and experiments were used to carry out the relevant research about the influence of these factors on experimental matching of cabin pressure. The numerical results are consistent with the experiment. The cabin pressure increases with the value increase of influence factor. According to the degree of influence on cabin pressure, the decreasing orders of these four factors are blockage ratio, active control, collector position and collector opening. The maximum influence degrees within the computational range are 345%, 271%, 139% and 18%, respectively. These factors all destroy the initial balance between overflow and mainstream ejection. They all increase the cabin pressure through increasing the overflow to test cabin and reducing the ability of mainstream ejection.

Key words: High temperature wind tunnel; Cabin pressure; Collector port; Active control; Blockage ratio

Received: 2022-11-24; **Revised:** 2023-06-20.

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2211076

Corresponding author: WANG Biao, E-mail: wangb_1985@163.com