高温燃气流风洞非稳态运行过程实验和 数值模拟研究^{*}

曹知红,费一尘,周越梅,李红亮,田 宁

(北京航天长征飞行器研究所,北京 100076)

摘 要:针对热考核用高温燃气流风洞运行过程中的非稳态过程开展研究,采用风洞实验与数值计算相结合的方法研究了风洞整体起动、扩压器背压抬升、关机三种过程中喷管、实验舱和扩压器内瞬态流动特性。通过数值计算能较好地复现上述瞬态现象,借助数值计算能合理地解释试验现象产生的原因,且捕捉到实验中无法观测到的现象,评估得到该风洞扩压器的抗反压裕度在10kPa以上。因此,数值方法是研究大型燃气风洞瞬态流动特性最重要的辅助手段。该研究可为类似风洞运行调试提供借鉴,并为风洞实际运行提供数据支撑。

关键词:非稳态运行过程;风洞起动;风洞关机;扩压器;背压 中图分类号: V211.74 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2022) 07-200983-09 DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs. 200983

Experimental and Numerical Research on Unsteady Operation Process of High Temperature Gas Flow Wind Tunnel

CAO Zhi-hong, FEI Yi-chen, ZHOU Yue-mei, Li Hong-liang, TIAN Ning

(Beijing Institute of Space Long March Vehicle, Beijing 100076, China)

Abstract: The unsteady operation process of high temperature gas flow wind tunnel for thermal assessment was studied. The transient flow characteristics in the nozzle, the test cabin and the diffuser during the whole wind tunnel starting, the back pressure lifting of the diffuser and the shutdown of the wind tunnel were studied by experiment and numerical calculation. The transient phenomena mentioned above can be reproduced well by numerical calculation, and the causes of the test phenomena can be reasonably explained by numerical calculation, and the phenomenon that cannot be observed in the experiment can be captured. The anti-back pressure margin of the wind tunnel diffuser is estimated to be more than 10kPa. Therefore, the numerical calculation method is crucial auxiliary method to study the transient flow characteristics of large gas wind tunnels. The research provides reference for the operation and debugging of the similar wind tunnel, and provides data support for the actual operation of the wind tunnel.

Key words: Unsteady operation process; Wind tunnel start-up; Wind tunnel shutdown; Diffuser; Back pressure

^{*} 收稿日期: 2020-12-12;修订日期: 2021-05-08。

通讯作者:曹知红,硕士,工程师,研究领域为燃气流风洞实验技术、热防护技术等。

引用格式:曹知红,费一尘,周越梅,等.高温燃气流风洞非稳态运行过程实验和数值模拟研究[J].推进技术,2022,43
(7):200983. (CAO Zhi-hong, FEI Yi-chen, ZHOU Yue-mei, et al. Experimental and Numerical Research on Unsteady Operation Process of High Temperature Gas Flow Wind Tunnel[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(7):200983.)

1 引 言

近年来,用于飞行器防隔热考核的高温超声速 燃气流风洞实验系统取得了长足的发展。某建成燃 气流风洞利用大流量气氧煤油燃烧产生的燃气总功 率达290MW,数倍于同类或同功能风洞实验系统。 得益于总功率足够大,喷管口径达1500mm时,喷管 出口燃气流依然能满足飞行器热结构考核的需求, 因此具备大尺寸部段1:1热考核实验的能力。燃气 流风洞主体结构如图1所示,主要由主加热器(包括 推力室和喷管)、实验舱、扩压器及下游的排气装置 组成。在燃气流风洞运行过程中涉及诸多非稳态运 行过程,比如风洞整体(包括喷管、实验舱和扩压器) 起动、扩压器背压抬升和关机等非稳态过程。弄清 上述非定常气动特性是风洞系统在承接实验前必须 解决的关键问题。



针对风洞起动问题,大部分学者关注的焦点是 喷管和扩压器的起动特性,如陶渊等^[1]研究了超声速 连续风洞喷管起动过程;陈立红等^[2]研究了扩压段对 高超声速推进风洞起动的影响;陈吉明等^[3]对压力恢 复系统扩压器激波串现象进行了数值模拟,对激波 串的形成机理进行了分析;Kirilovskiy等^[4]通过对热 喷风洞扰动的数值与实验研究,对风洞激波扰动的 形成进行了研究;Gounko等^[5]研究了热喷风洞入口及 喷管喉部建压过程;Kaikai等^[6]研究了超声速风洞入 口段起动过程中的特性及现象。只有少部分学者关 注风洞整体的气动特性,如张小庆等^[7]对脉冲式燃烧 风洞起动特性进行了数值研究。

针对扩压器背压抬升带来的非稳态问题,冯美 艳等^[8]通过非定常计算,研究了真空球背压抬升对扩 压器内激波串的影响;倪诗旸^[9]研究了直管内斜激波 非定常流动特性,发现激波串在分离区会发生急剧 前移;孔令轩等^[10]针对超声速二次喉道扩压器流动 特性进行了研究,较好地模拟了扩压器的抗反压特 性;Gnani等^[11]研究了方管通道中背压对激波串的影 响;Zhang等^[12]通过数值计算对扩压器背压的提升过 程、激波串的形态改变以及激波串的传播模式变化 进行了研究; Zhao 等^[13]研究了高速自由射流中扩压 器在风洞起动及运行过程中压力及匹配压力变化特 性。这方面的研究还是比较初步的,且实验数据披 露得极少。针对关机带来的非稳态问题,目前还没 有查到相关的研究。

综上,目前针对风洞运行过程中的瞬态气动特 性研究主要集中在喷管和扩压器。其实,除了喷管 和扩压器外,实验舱的瞬态气动特性同样值得关注。 在起动过程中,实验舱会经历产生峰值压力、舱压振 荡降低等过程;在扩压器背压持续抬升过程中,舱内 流场会经历欠膨胀到超声速流场被破坏等过程;在 关机过程实验舱会经历舱压先下降后上升等过程。 舱内诸多瞬态历程导致的流场变化会直接影响到实 验模型,因此有必要对各种瞬态气动现象中实验舱 的变化进行研究,目前这方面的文献资料还很少。

本文针对某燃气流风洞运行过程中的瞬态气动 特性进行研究,采用风洞实验与数值计算相结合的 方法研究了风洞整体起动、扩压器背压抬升、关机三 种过程中喷管、实验舱和扩压器内瞬态流动特性。

2 研究方法

2.1 燃气流风洞瞬态过程实验研究方法

高超声速燃气流风洞整体结构如图1所示,本文 主要分析从推力室入口到扩压器出口之间的瞬态问 题。总流量为31kg/s的气氧、煤油在推力室内燃烧, 产生总温3650K、总压5MPa的高温高压燃气,经口径 为1.5m的拉瓦尔喷管加速到*Ma*5,形成高温超声速 燃气流。燃气在舱内对实验模型进行考核,之后通 过扩压器减速增压,经降温后被真空泵抽吸排出。

为研究风洞瞬态过程中流场压力变化,在实验 舱和扩压器内壁布置了26路压力测点,采样频率为 1000Hz,布点如图2所示,此外还在推力室内布置了 1路压力测点。

为了完整地捕捉到运行过程中瞬态气动现象, 尤其是背压抬升的瞬态过程,首次实验时间定为



20s。图3是20s实验过程中舱和扩压器典型位置的 压力变化,包括舱、二喉道、扩张段中部和扩张段末 端。可以观察到背压依然在抬升过程中,尚未平衡, 因此第二次实验定为100s。图4是100s实验过程中 实验舱和扩压器的压力变化,可以看出扩压器出口 压力在40s后基本达到稳定。整个试车历程可以分 为五个阶段:低压环境的建立、风洞系统起动、扩压 器背压抬升、稳定运行和关机。在开机之前,需要建 立实验舱内低压环境,通过高真空泵将压力抽至所 需压力,这一低压环境和超声速流场建立后喷管出 口静压相匹配。稳定运行段上下游压力保持恒定。 其余三个瞬态阶段是本文关注的重点,后续将结合 数值计算结果研究起动、背压抬升和关机这三个瞬 态过程。



Fig. 3 Pressure changes of the test cabin and the diffuser in the 20s experiment



Fig. 4 Pressure changes of the test cabin and the diffuser in the 100s experiment

2.2 燃气流风洞瞬态过程数值研究方法

2.2.1 计算区域、网格、模型和边界条件

采用 Fluent 软件对三类瞬态过程进行数值计算。 数值计算区域同图 2, 计算从推力室到扩压器出口之 间的区域, 该区域几何结构和流场结构是轴对称的, 因此采用二维轴对称计算。采用 ICEM 软件划分结 构网格, 为了保证数值计算的准确性, 在壁面处加密 处理,并进行无关性验证,网格数为54万。由于涉及 高速射流及边界层流动,需要考虑湍流效应,常用的 模型是*k-s*和*k-w*模型。SST*k-w*模型调和了两者的 优点,本文采用该湍流模型。采用密度基隐式求解 器进行瞬态计算,时间步长为10⁻⁵s。介质为煤油和 氧气燃烧产生的混合气体,组分为H₂,H₂O,CO和 CO₂,摩尔浓度分别为0.1004,0.3822,0.2031,0.3143。 采用组分输运模型考虑多组分,不考虑化学反应。 下面详细说明三类计算中的边界条件。

在起动过程中计算中,推力室入口为压力入口 条件,为模拟真实起动情况,将推力室总压总温变化 情况设置为随时间增长过程,压力由4kPa线性增长 到5MPa,温度由300K线性增长到3650K。实验中推 力室总温总压实际增长时间为1.5s,考虑瞬态过程计 算量较大,将增长时间设置为0.1s。初始压力设置为 4kPa,和实验基本保持一致。在起动过程中,由于时 间只有数秒,背压抬升很小,因此背压保持恒定,为 4kPa。

在背压抬升计算中,采用起动过程计算结果初始化流场,入口总温总压保持不变,逐步抬高扩压器出口的背压。通常抬升背压的方法有两种:一是将扩压器出口设置为壁面边界条件,随着气流聚集背压抬升;二是将背压变化情况设置为随时间增长过程,压力由4kPa线性增长到稳态值(实验测试结果为26kPa,见图4)。后续根据需求选用上述背压抬升方法。

在关机过程计算中,维持扩压器出口压力不变, 降低推力室入口的总温和总压。将推力室总压总温 变化情况设置为随时间减小过程,压力由 5MPa线性 减小到 4kPa,温度由 3650K 线性减小到 300K。在 Fluent软件中,上述参数线性增长或减小通过用户自 定义函数(UDF)来设置。

2.2.2 算法校核

为了验证数值算法的可靠性和精度,将计算结 果和实验结果进行对比。由于瞬态数值模拟计算量 较大,无法按照真实瞬态过程进行数值模拟,固将采 用Fluent瞬态计算方法达到稳态后得结果与100s实 验测得稳态静压进行对比。设置背压缓慢升至 26kPa,进行瞬态计算,计算时间为3.0s后流场达到 平衡。图5是数值计算达到稳态后结果和实验流场 稳定后(第50s)扩压器壁面压力对比,图中横轴为测 点离扩压器人口的轴向距离,可以看出压力分布吻 合良好。从实验数据只能分辨出激波开始的位置在 二喉道出口附近相邻两个测点之间,而数值模拟则 可以得到更为精细的结果。一般认为扩压器壁面 压力开始升高的位置是激波串开始的位置,从图 5 可看出计算结果与实验结果基本吻合。另外,实测 和模拟得到的实验舱压力均在 1kPa 左右,吻合 良好。



experimental results

可见所采用的瞬态方法计算结果和实验结果吻 合较好,验证了计算的准确度,后面将采用此方法计 算三类瞬态过程。

3 燃气流风洞瞬态过程分析

3.1 起动过程

3.1.1 实验结果分析

图 6 是典型实验起动过程中推力室压力随时间 变化曲线,可见推力室完全建压需要 1.5s。



图 7 是起动过程实验舱压力局部放大图,可以明显地观察到在起动过程中舱内产生了一个压力峰, 短时间内压力迅速抬升了 5~6kPa。同时在扩压器内也产生了压力峰,测得最大压力抬升为 11kPa,沿流向压力峰逐渐减弱,直到扩张段后段才消失。压力峰之后舱内压力迅速下降到 2kPa以内,随后缓慢振荡下降至 1kPa左右,该压力略低于喷管出口静压,说 明喷管出口气流处于欠膨胀状态。扩压器收缩段、 二喉道及扩张段前段在经历压力峰之后,压力迅速 下降到一个稳定值。至此,实验舱和扩压器起动过 程结束,总历时2~3s。实验过程中,即使采用了高频 传感器,能够捕捉到的信息也是有限的,下面将结合 数值计算对起动过程及峰值压力、舱压缓慢振荡下 降等现象进行分析。



start-up

3.1.2 数值结果分析

图 8 是风洞起动时流场的变化过程,模拟时长为 2760ms。喷管出口背压建立后主流进入,推力室内流量、压力、温度有一个上升过程,喷管内的流动将经历从亚声速到超声速的变化过程。扩压器的起





动紧随其后,超声速气流经过收集口、收缩段、二喉 道后在扩张段内再次膨胀,之后将产生典型的激波 串结构,最后扩压器运行在超临界状态。实验舱处 于喷管和扩压器之间,它在起动过程中的流场特 性也值得关注,如实验测得起动过程中的压力峰产 生等问题。下面就分别分析上述三个设备的起动 过程。

(1)喷管起动过程

随着推力室入口压力温度抬升,喷管收缩段内 压力升高,推动气流向下游运动,进而喷管扩张段内 压力抬升。高温高压气流作用下形成一道起动激 波,这道激波流经喉道后继续向下游移动。紧邻起 动激波下游的是一段高压区,由于起动过程喷管不 满流,高压区通过边界层影响激波上游的主流区,产 生了一道斜激波,将主流区分为核心流、混合区、回 流区三部分,如图9所示。随着总压总温抬升,流场 结构不断向下游推进。经27.3ms后,起动激波推出 喷管出口,51.2ms时核心流推出喷管出口,随着核心 流不断推出,出口*Ma*稳定区域不断增大,径向回流 区不断减小,直至消失。至此,喷管起动完成,总耗 时110.4ms。



(2)实验舱起动过程

喷管起动后半段,核心流喷向舱内,但由于初始 舱压过低,气流过度膨胀,如图10所示。一部分气流 直接滞留在舱内,一部分气流与收集口收缩段壁面 撞击反射溢流进入实验舱,导致舱内压力升高。气 流在舱内来回振荡,压力随之振荡,当气流运动到喷 管一侧时,喷管出口气流受到压缩。起动过程中,实 验舱压力与喷管出口压力通过弱斜激波调整。喷管 完全起动后由于主流的引射作用,舱内压力开始下降,最终达到稳定。



图11是真空舱内压力的变化,可见峰值压力为 8.4kPa, 为初始压力两倍有余, 和实验结果相当。 气流在低压条件下快速膨胀造成冲击,产生的峰值 压力和进入舱内气流的质量流量、速度相关,而质 量流量与密度、流速成正比,密度与舱截面积、膨胀 程度成反比,流速与初始舱压成反比,因此峰值压 力最终由初始压力、舱横截面积、燃气流质量流量 决定。由于主流区的引射作用,舱内压力振荡降 低,喷管出口流场不断膨胀,最终膨胀到收集口边 缘处,该过程持续1.5~2s,远大于喷管起动时间。 收集口的尺寸和离喷管的距离将决定气流的膨胀 程度,进而决定稳定后的舱压。舱内收集口在起动 中至关重要,如果和喷管匹配得当,实验舱内溢流 的气流将减少;如果匹配不当,主流会向舱内溢流增 多,造成舱内压力上升,甚至导致超声速流场无法 建立[14]。



Fig. 11 Pressure changes in the vacuum test cabin

(3)扩压器起动过程

第一道波流经喷管、实验段后进入扩压器,由于 第一道波压力、温度较低,随着损耗加大速度减慢, 而后面来流总温总压更高,速度更快,最终数道波在 二喉道汇集在一起,增强了第一道波的力量,最终推 出扩压器,如图12所示。激波串紧随第一道波进入 扩压器,随着总温总压抬升,马赫数不断提高,激波 串逐渐发展。激波串进入到扩张段后开始膨胀,初 始阶段扩张段任一截面处 Ma分布极不均匀,中心气流 Ma较高,越靠近壁面 Ma越低。因此初始阶段逆压梯度不明显,但壁面附近 Ma提高后,逆压梯度诱发扩压器出口附近边界层分离,产生一道斜激波,随着 Ma进一步提高,波后的高压通过分离区对上游造成影响,使分离点快速向上游移动。



扩压器起动过程中另一个重要的瞬态现象是收 集口逐渐由存在亚声速回流发展成超声速满流状态,该过程是和舱压振荡下降及喷管出口气流膨胀 耦合在一起的。值得注意的是该过程持续时间较长,达到秒级,实验结果也支持这个结论。

3.2 扩压器背压抬升过程

3.2.1 实验结果分析

扩压器出口下游连接的是喷水降温装置、集气 罐和排气装置,随着时间的推移,集气罐内压力逐渐 抬升。由于采用机械抽吸排气方式,排出气体的体 积流量恒定,随着压力抬升,排出的质量流量持续增 大,直到排出流量等于推力室入口流量时,集气罐的 压力才稳定。

图 13 是 100s 实验扩压器壁面压力变化情况,可 以看出扩压器出口压力持续抬升,最终平衡在 26kPa,压力抬升持续时间约 40s,前 25s 压力抬升较 迅速,扩压器二喉道后段和扩张段各压力几乎同步 抬升,后 15s 压力缓慢抬升。扩压器抬升过程中逆压 梯度不断增强,导致激波串不断向前移动,在第 16s 时第一道分离激波甚至被推至二喉道内,随后又被 推出二喉道,最终稳定在二喉道出口附近,该过程前 18s 如图 14 所示。通过图 13 也可以观察到这个现 象,背压快速抬升至 24kPa转至缓慢抬升阶段时,二 喉道后段、扩张段前段压力开始大幅下降,随后缓慢 上升至平衡压力。这是由于初始阶段背压抬升较 快,逆压梯度快速通过边界层向上游传递,且具有一 定惯性,导致扩张段压力抬升过快,甚至还影响了二 喉道后段的压力,转至背压缓慢抬升阶段后,部分测 点压力逐渐恢复到正常水平。整个过程中二喉道前 段压力始终保持稳定,并未受到下游压力抬升的影 响,二喉道起到了隔绝下游压力波动的作用。



Fig. 13 Pressure changes on the diffuser wall



Fig. 14 Change of the diffuser static pressure with distance

从扩压器壁面压力升高的起始点到压力峰值之间的距离是激波串的长度,因此可以从沿程压力分布特征估算激波串的长度至少为18m。从图13可以看到,当下游扩压器背压保持稳定后,扩张段各压力测点围绕恒定值小幅波动,这是因为即使上下游压力保持恒定,激波串在管道中的位置也不是保持不变,而是在某一位置附近保持着较小幅值的自激振荡运动^[15]。而且可以发现激波串起始处的压力波动最为剧烈,压力波动信号呈现低频区能量大、高频区能量小的特点,压力波动沿程呈现弱化趋势^[16]。

3.2.2 数值模拟结果分析

在扩压器背压抬升瞬态数值计算中,计算了两种工况:一是模拟实验真实情况,逐步抬高扩压器背 压至26kPa(背压抬升时间远小于实际情况),然后背 压保持在此压力不变,此工况旨在模拟脉冲反压对 激波串的影响,通过UDF实现背压抬升;二是模拟背 压持续抬升至流场破坏的极限情况,此工况旨在评 估扩压器的抗反压能力,通过封闭扩压器出口实现 背压抬升。

(1)工况一:背压抬升至26kPa后保持恒定

选取起动稳态结果初始化流场,模拟时间段为 2760~3465ms。图15是背压抬升过程中各时刻激波 串的位置,反压扰动沿扩压器亚声速区域和分离区 向前传递,使上游激波波后压力逐渐增大,与背压相 匹配。随着首道斜激波向上游移动,激波串结构更 为清晰,各波节边被压缩边向前移动。当背压抬升 到26kPa时,首道激波移动到二喉道入口靠上的位 置。背压停止增长后,首道斜激波迅速向下游移动, 紧邻首道斜激波的两个斜激波-膨胀波单元迅速和 上游融为一体。随后激波串围绕某平衡位置振荡, 振荡幅度逐渐减小。



Fig. 15 Shock train changes at each moment when the back pressure rises

此过程中二喉道壁面压力变化如图 16 所示。可 见数值计算结果复现了实验过程中激波串向上游移 动后再向下游移动的现象。但与实验结果相比还是 存在差异,主要是背压抬升导致激波串前移幅度比 实验结果更大,经分析主要和数值计算中背压抬升 速率过快有关。数值计算也捕捉到一些实验数据不 易观察到的现象,比如背压平衡初期激波串围绕平 衡位置振荡的现象,不同于激波串自激振荡的小幅



Fig. 16 Pressure changes on the secondary throat wall

值运动,这种振荡的幅值更大,分析认为和分离区、 波节中压力分布的不稳定性相关,需要经过多次振 荡耗散后才会达到稳定状态。

(2)工况二:背压持续抬升至流场破坏

借助数值计算可以评估扩压器的抗反压能力。 选取起动稳态结果初始化流场,模拟时间段为2760~ 3100ms。图 17 是背压持续抬升导致流场破坏的过 程,由于采用封闭扩压器出口方式抬升背压,流场变 化和工况一稍有不同。随着扩压器出口背压逐渐增 大,激波串结构缩短亚声速混合区变大,激波串内斜 激波角度逐渐变大。一旦边界层分离进入二喉道入 口,反压变化会迅速影响到上游流场,具体过程是反 压通过边界层向上游传递,直到传递到实验舱,犹如 一股射流从收集口壁面喷向实验舱,在舱内形成前 后两个涡,靠近喷管侧的涡压缩燃气主流,影响流 场。随着压力进一步升高,射流喷管处于过膨胀状 态,喷管出口产生斜激波,壁面边界层开始出现分 离,出口核心流区域减小直至消失。





自二次喉道起动之后,背压在26kPa以下时扩压 器工作在超临界状态下,激波串位于扩张段内,可以 极大限度地防止反压对实验段产生干扰,因为背压 再升高10kPa之后分离区才会传递到二喉道入口,分 离区从二喉道出口传递到入口的时间是130ms,占整 个破坏过程的75%以上。一旦分离区到达二喉道入 口,18ms后舱内压力将受到影响,流场随即被压缩。

数值计算中还观察到一个有趣的现象,激波串向上游移动速率并不是匀速的,而是时快时慢,有节奏地向上移动,这种现象在二喉道直筒段内尤为明显。当首道斜激波移动到波前分离区时会急剧移动,分析认为该现象和斜激波前后分离区合并相关, 倪诗旸在斜激波串非定常流动特性研究中也观察到 了类似的现象,并将此现象称为受限激波分离区与自由激波分离区合并现象^[9]。

3.3 关机过程

3.3.1 实验结果分析

图 18 是典型关机过程中推力室和实验舱压力随时间变化曲线,可见推力室需要 3s 压力才恢复到 OMPa。推力室压力开始降低后,紧接着舱内压力开始下降。(由于直径 1500mm喷管时舱压已经很低,舱 压下降现象不是特别明显,此现象在小直径喷管流 场关机过程中非常显著)推力室压力降低到一定程 度后,喷管出口不再是超声速流场,二喉道扩压器内 流场也转变为亚声速,实验舱扩压器内压力迅速抬 升至扩压器出口压力,如图 18 所示。



关机后舱压迅速降低有两种解释:一是上游总 压降低,经拉瓦尔喷管膨胀后出口压力降低导致舱 压降低;二是上游断流之后,由于超声速气流具有惯 性,导致舱内呈现真空效应。两种解释均有合理之 处,具体需要结合数值计算进一步分析。

3.3.2 数值模拟结果分析

选取起动稳态结果初始化流场,模拟时间段为 3465~3600ms。图 19 是关机过程中流场变化过程。 关机开始阶段,收集口保持满流状态,喷管出口 Ma 保持不变,但是出口静压不断降低,此过程说明实验 过程中观测到的舱压突降现象是由于总压降低导致 的。关机后 55ms,收集口不再保持满流状态,喷管出 口出现斜激波,斜激波角度逐渐增大,峰值 Ma 不断 降低,直到全部转变为亚声速流。在扩压器内,随着 总压总温降低,激波串开始位置不断向上游移动,不 同于背压抬升导致的激波串前移,关机过程中激波 串前移整体过程较平顺。当边界层分离发展到收缩 段某位置后,由于收集口此时已不再满流,亚声速区 连通,受扩压器背压影响,实验舱压力迅速升高,和 实验现象相吻合。





4 结 论

本文对高超声速燃气流风洞运行过程中起动、 背压抬升和关机三种瞬态过程进行了实验和数值研 究。通过数值计算复现并解释了实验现象,也捕捉 到一些实验无法观测到的现象,得到以下结论:

(1)数值计算得到的压力和实验测得的结果基本吻合,所采用的瞬态计算方法具有一定的精度。

(2)风洞起动过程中,喷管、真空舱和扩压器的 起动相互耦合,收集口逐渐由存在亚声速回流发展 成超声速满流状态所需时间到秒级。

(3)背压抬升过程中,实验研究观察到激波串推 至上游后再复位的现象,数值计算也复现了该现象, 并且捕捉到更多细节。通过背压持续抬升工况的计 算,评估了扩压器的抗反压欲度达10kPa以上。

(4)关机过程中,结合数值计算可判断舱内压力 突降是由于总压降低导致,而非超声速气流惯性 所致。

上述结论对高超声速燃气流风洞或其他类似风 洞调试运行具有参考意义。本文针对风洞运行过程 中瞬态问题的研究只是初步的,后续将研究冷热态 起动、扩压器入口喷水、模型投放等其他瞬态问题。

参考文献

- [1] 陶 渊,范晓樯,刘俊林.超声速连续风洞喷管启动 过程分析[J].推进技术,2015,36(1):24-29.(TAO Yuan, FAN Xiao-qiang, LIU Jun-lin. Studies on Starting Process of a Continuous Supersonic Wind Tunnel Nozzle [J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36 (1):24-29.)
- [2] 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 Li-hong, ZHANG Xin-yu, GU Hong-bin. Investigation for Effect of Supersonic Diffusers on the Start of Hypersonic Propulsion Test Facility [J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(5):430-434.)
- [3] 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.

- [4] Kirilovskiy S V, Poplavskaya T V, Tsyryulnikov I S. Effect of the Mode Composition Disturbances in a High-Enthalpy Wind Tunnel on Wave Processes in the Hypersonic Viscous Shock Layer[J]. Journal of Physics: Conference Series, 2016, 722(1).
- [5] Gounko Yu P, Mazhul I I. On the Question of Starting Conditions for Frontal Axisymmetric Inlets Tested in Hotshot Wind Tunnels [J]. Thermophysics and Aeromechanics, 2017, 24(3): 369-381.
- [6] Kai-kai Yu, XU Jing-lei, Liu Shun, et al. Starting Characteristics and Phenomenon of a Supersonic Wind Tunnel Couples with Inlet Model[J]. Areospace Science and Technology, 2018, 77: 626-637.
- [7] 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.
- [8] 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 Mei-yan, HUANG Shen-hong. Optimization on Secondary-Throat of Supersonic Wind Tunnel with Different Model Blockage[J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(1):105-110.)

- [9] 倪诗旸. 斜激波串非定常流动特性研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2016.
- [10] 孔令轩,宋文艳.超声速二次喉道扩压器流动特性的 数值模拟[J].电子设计工程,2014,22(21):48-51.
- [11] Gnani F, White C, Kontis K, et al. Effect of Back-Pressure Forcing on Shock Train Structures in Rectangular Channels[J]. Acta Astronautica, 2018, 145: 471-481.
- [12] Zhang Jing-sheng, Yuan Huo-Cheng, Wang Yun-fei, et al. Experiment and Numerical Investigation of Flow Control on a Supersonic Inlet Diffuser[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 6: 106-182.
- [13] Zhao Fang, Qing Hong-gang, Ren Ze-bin, 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).
- [14] 张玉浩,程向华,胡强.超声速射流喷管与扩压器 匹配特性研究[C].西安:中国航天第三专业信息网 第三十七届技术交流会暨第一届空天动力联合会议, 2016.
- [15] 程 川.上游流场参数和下游压力扰动对激波串移动 特性的影响[D].南京:南京航空航天大学,2018.
- [16] 王成鹏,张堃元.管内激波串振荡和壁面脉动压力特性[J].实验流体力学,2010,24(5):57-62.

(编辑:张 贺)