

地面试验中的超燃冲压发动机特性分析

陈磊¹, 李光熙², 梁俊龙¹, 王玉峰¹, 杜泉¹, 李江涵¹

(1. 西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100; 2. 航天推进技术研究院, 陕西 西安 710100)

摘要 直连式试验和自由射流试验是冲压发动机开展地面模拟试验验证过程中最为普遍的两类试验。通过对比两类试验对来流条件的实现情况, 说明加热器工作参数和来流组分等模拟要素符合试验要求, 在此基础上分析同款超燃冲压发动机的直连式和自由射流试验结果, 并结合仿真分析结果开展论述。结果表明: 针对相近试验工况, 两类试验中进气道流动形态一致性较好; 进-发匹配工作特性方面, 自由射流试验中的结尾激波位置普遍靠后, 其安全工作裕度高于直连式试验; 在直连式试验中, 基于沿程静压测值方法得到的发动机比冲与自由射流试验台测得的发动机比冲接近。

关键词 超燃冲压发动机; 直连式试验; 自由射流试验; 进气道内流特征; 进-发匹配特性; 发动机总体性能

中图分类号 V235.21 文献标识码 A 文章编号 1672-9374(2023)06-0073-09

Analysis of scramjet characteristics in ground experiment

CHEN Lei¹, LI Guangxi², LIANG Junlong¹, WANG Yufeng¹, DU Quan¹, LI Jianghan¹

(1. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China;

2. Academy of Aerospace Propulsion Technology, Xi'an 710100, China)

Abstract Direct connection experiment and free flow experiment are the two most common experiments in the ground simulation experiment of scramjet engine. By comparing the concrete simulation of two kinds of experiments, it indicated that the operating parameters of the heater and incoming flow components meet the experiment requirements. On this basis, the performance of the same type of scramjet in these two kinds of experiments was analyzed, and combined with the numerical simulation analysis results to carry out the discussion. The results show that, in the two kinds of experiment, the flow pattern of the inlet is consistent. In terms of the working characteristics of the inlet and engine matching, the position of the ending shock wave in the free flow experiment is generally far behind, and its safety margin is higher than that in the direct connection experiment. The engine specific impulse ratings obtained from the two types of experiments are similar. The results show that the relative accuracy of engine performance can be obtained by the method based on the static pressure along the direct connecting experiment.

Key words scramjet engine; direct connection experiment; free flow experiment; inlet flow pattern; inlet-engine matching; engine performance

收稿日期: 2023-06-01; 修回日期: 2023-07-30

基金项目: 国家自然科学基金(u1967203)

作者简介: 陈磊(1993—), 男, 硕士, 研究领域为冲压发动机。

通信作者: 李光熙(1976—), 男, 博士, 研究员, 研究领域为冲压及组合发动机。

0 引言

地面高空模拟试验是指在地面上模拟高空高速飞行条件进行冲压发动机试验。人为地使发动机及其附件的进气参数、排气环境参数等与其飞行状态(飞行马赫数、飞行高度等)一致,在此状态下开展冲压发动机及其部件试验^[1-3]。长期以来,在超燃冲压发动机的研制过程中,直连式试验和自由射流试验是地面验证试验中最重要的两类试验。

国内外高校和科研机构针对超燃冲压发动机开展了大量的直连式试验和自由射流试验,取得了丰硕的研究成果^[4-9]。

闫熙针对冲压发动机直连试车台的研制关键问题开展了研究,给出了高马赫数高空直连试车台的总体方案,对其各个组件设计给出了具体方法^[10]。黄乐萍等针对火箭基组合循环发动机燃烧室在冲压模态的燃烧特性开展了直连式试验,结果表明凹腔压升可达 5 倍及以上,支板能够有效提高煤油燃料的掺混能力^[11]。包恒针对超燃冲压发动机火花塞点火问题开展了直连式试验和数值计算分析对比,表明点火时序是影响直接点火最终燃烧模式的重要因素^[12]。吴先宇等在直连式试验中开展推力单水平控制实验和推力多水平/燃烧室-隔离段交互控制试验,在直连式试验中根据沿程压力测值实现推力测量^[13]。潘余等针对超燃冲压发动机燃烧模态转换进行了直连式试验,表明燃料喷射位置和当量比的动态变化,实现了燃烧室内燃烧模态的动态转换^[14]。Arad 等针对凹腔结构的超燃冲压发动机开展了仿真和试验研究,仿真计算得到的凹腔位置沿程壁面压力变化与试验测量结果相近,通过仿真得到了隔离段和燃烧室内的激波流场特征^[15]。王元光等对超燃冲压发动机燃烧室流场开展仿真分析,并与自由射流试验结果进行对比,研究表明总压测靶对流动的实际影响可以通过仿真分析得到准确预测,为合理布置测量仪器提供了参考^[16]。

张冬青等对 10 Ma 条件超燃冲压发动机自由射流试验过程开展了研究,获得了真实来流条件下的发动机壁面静压和热流密度,验证了发动机可靠点火和稳定燃烧的当量比范围^[17]。卢洪波等对 8 Ma 条件超燃冲压发动机开展了风洞试验研究,获得了

氢气与超声速来流的混合、点火、燃烧释热特性^[18]。吴颖川等通过流量级测量外阻的方法具有可行性,由于外阻是直接测量,使得静推力加外阻获得发动机增益推力的方法是有效的^[19]。吕重阳等针对超燃冲压发动机地面试验污染组分影响开展了研究,结果表明来流污染对进气道的外压缩波系影响很小,相同马赫数和油气比,纯净空气来流条件下燃烧引起的反压高于污染来流^[20]。Gu 等通过自由射流试验研究了超燃冲压发动机性能,结果表明燃烧室沿程压力分布与数值仿真计算结果一致性良好,对于宽范围超燃冲压发动机两级燃烧模式可以提高燃烧效率^[21]。

综上,直连式试验在研究冲压发动机燃烧组织特性、热防护特性、燃烧模态转换、燃烧室推力特性方面具有典型意义,自由射流试验在研究冲压发动机进-发匹配工作特性、发动机安全工作边界、测量推力方面具有一定优势。在发动机研制过程中,两类试验均具有重要的借鉴意义。本文针对同款超燃冲压发动机的直连式试验结果和自由射流试验结果开展分析对比,以提高研制效率、降低研制成本。

1 试验模拟情况

1.1 地面试验简介

直连式试验也称为连管式试验,通过连接管道将试验台空气气源和加热器燃烧产物的混合物引入冲压发动机内部流道,实现对来流含氧量的模拟。通过控制加热器燃烧当量比和掺混空气量来实现对来流总温-总压-流量或静温-静压-流量的模拟,进而模拟发动机实际飞行状态,以研究发动机工作特性。虽然直连式试验不能真实模拟进气道头部的超声速流场,忽略了飞行器前体带来的压缩畸变效应,但可以模拟实际飞行状态下进入燃烧室空气的总压、总温、速度平均值及流量。直连式试验是针对冲压发动机地面热态考核中经济性最好的试验手段之一。直连式试验台见图 1。

自由射流试验是将冲压发动机进气道进口置于自由射流设备喷管形成超声速模拟流场,并在其中进行的一种地面模拟试验。自由射流试验能完全模拟进气道波系状态,真实反映发动机部件协同工作情况、进气道工作状态和发动机性能。自由射

流试验要借助大规模风洞完成对飞行器真实来流的模拟,相同发动机开展自由射流试验所需的来流流量比直连式试验要大 10 倍以上,同时为确保试验过程中风洞内静压接近模拟高空压力,需要引射系统持续高效工作。综上,自由射流试验实施难度、准备周期、试验成本等显著高于直连式试验。自由射流试验台见图 2。

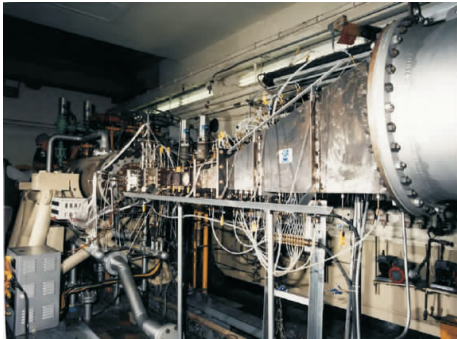


图 1 直连式试验台

Fig. 1 Direct connection experiment facility



图 2 自由射流试验台

Fig. 2 Free flow experiment facility

1.2 加热器工作情况

直连式试验中,加热器的部分实际工作情况见表 1、表 2,在典型工况 1 试验中,总流量、空气流量、液氧流量、酒精流量、加热器室压和摩尔含氧量的试验值与目标值偏差均小于 5%;在典型工况 2 试验中,总流量、空气流量、液氧流量、酒精流量的试验值与目标值偏差均小于 1%,加热器室压和摩尔含氧量也小于 3%。可见,试验台的模拟条件基本实现。

表 1 直连式试验加热器流量试验值与目标值偏差

Tab. 1 Deviation between test value and target value of flow rate for direct connection experiment heater 单位:%				
试验工况	总流量	空气流量	液氧流量	酒精流量
典型工况 1	2. 99	4. 13	- 1. 16	0. 91
典型工况 2	0. 21	0. 15	0. 43	0. 63

表 2 直连式试验加热器参数试验值与目标值偏差

Tab. 2 Deviation between test value and target value of performance for direct connection experiment heater						
参数	典型工况 1			典型工况 2		
	目标值	试验值	偏差/%	目标值	试验值	偏差/%
室压/MPa	1. 81	1. 84	1. 66	2. 3	2. 366	2. 87
总温/K	1 667	1 676	0. 54	1 222. 7	1 225. 4	0. 22
摩尔含氧量	0. 21	0. 20	- 4. 76	0. 21	0. 206	- 1. 90

选取自由射流试验的两次典型模拟工况,对加热器总流量、液氧流量、酒精流量、空气流量进行统计对比,见表 3。由表 3 可知,各参数实际值与设定值的差距均小于 3%。典型工况 1 的加热器

总压目标值为 5. 48 MPa, 试验值为 5. 49 MPa, 相对偏差为 0. 18%;典型工况 2 的加热器室压目标值为 2. 3 MPa, 试验值为 2. 366 MPa, 相对偏差为 2. 87%。

表 3 自由射流试验加热器参数试验值与目标值偏差

Tab. 3 Deviation between test value and target value of performance for free flow experiment heater 单位:%					
试验工况	总流量	空气流量	液氧流量	酒精流量	室压
典型工况 1	- 0. 30	- 0. 48	- 2. 68	- 1. 46	0. 18
典型工况 2	0. 13	0. 62	- 1. 30	- 1. 26	2. 87

1.3 来流组分

表 4 为直连式试验加热器出口组分的体积分数和质量分数。试验达到对来流氧气质量分数 23 % 的模拟要求。

表 4 直连式试验来流组分
Tab. 4 Flow gas component of direct connection experiment

组分	CO ₂	H ₂ O	O ₂	N ₂
体积分数	0.085	0.127	0.210	0.578
质量分数	0.129	0.079	0.232	0.559

表 5 为典型工况自由射流试验加热器出口组分的体积分数和质量分数。试验达到对来流氧气质量分数 23 % 的模拟要求。

表 5 自由射流试验来流组分
Tab. 5 Flow gas component of free flow experiment

组分	CO ₂	H ₂ O	O ₂	N ₂
体积分数	0.075	0.117	0.211	0.597
质量分数	0.114	0.073	0.234	0.579

1.4 直连式试验的来流场分析

针对表 6 中的直连式试验工况,开展数值仿真计算。仿真计算模型由试验台加热器、模拟进气道、燃烧室、尾喷管组成,采用 $k-\varepsilon$ RNG 湍流计算模型,理想气体,E-D 燃烧模型,要求二阶收敛。图 3 为计算结果,分别展示了燃油当量比为 0.70、0.56 时流场对称面内的马赫数分布和静压分布。直连式热态试验中的最大静压位于燃烧室凹腔附近,为燃料的集中释热区域,凹腔内的流动普遍降为亚声速流动,结尾激波位于凹腔前的隔离段内,激波的具体形态与流道构型引起的激波-附面层等效应相关。

表 6 试验对比工况
Tab. 6 Comparison condition of simulation

喷注方式	当量比	凹腔压力/ MPa	激波位置 (距隔离段 入口)/mm
支板喷注器和壁面喷注器	0.70	0.316	213
支板喷注器和壁面喷注器	0.56	0.273	323

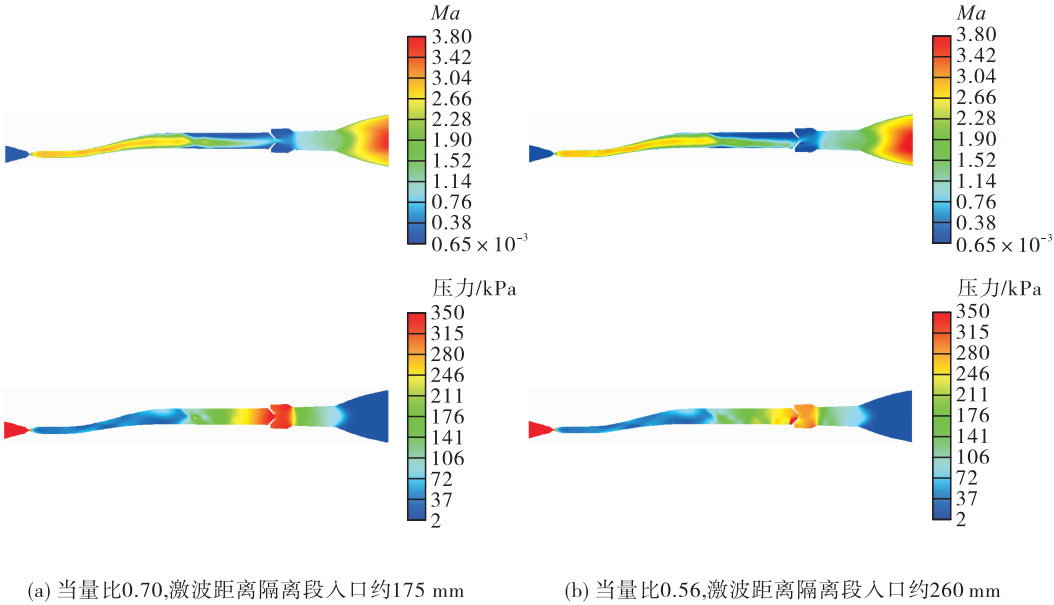


图 3 数值仿真计算结果
Fig. 3 Numerical simulation results

大当量比条件下,凹腔压力偏高,结尾激波位置靠前;小当量比条件下,凹腔压力偏低,结尾激波位置相对靠后。数值仿真和试验结果表征的流道

规律具有相似性,但是相同工况条件仿真计算得到的结尾激波位置相较试验偏后 40 ~ 60 mm,该现象与仿真计算精度、激波位置选取方法、试验模拟准

确度、试验静压测点位置等多因素相关。综上,对于直连式试验,在明确发动机空气流量和燃油流量的前提下,通过开展数值仿真计算能够对其工作状态进行预测。

2 进气道流动情况

在试验中,对两类试验点火前的进气道内部流场进行对比。发动机采用三维内转混压式进气道,进气道喉道后含有转弯段,内部流动相对复杂。图4为典型工况点的进气道沿程压力变化情况,图中的轴向坐标0位置为真实进气道的起始位置,对于直连式试验用模拟进气道,其起始位置在真实进气道起始位置之后。由于两类试验相同马赫数条件下的高度和攻角条件不同,故均以进气道出口压力作为基准进行无量纲化。由于两类试验的沿程静压测点数量和位置不相同,通过静压的变化规律可以看出,相同马赫数下来流在进气道内的波系结构流动形式相似度较高,表明模拟进气道实现了对进气道后段流场结构的高度模拟,与自由射流试验的形态一致性很好。

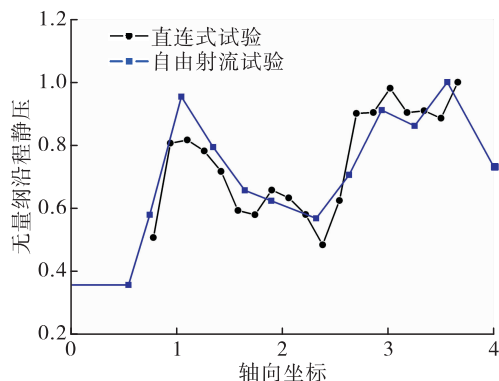


图4 进气道沿程压力对比

Fig.4 Pressure comparison along the inlet flow

针对飞行工况开展进气道流场数值仿真分析,与试验结果对比如图5所示。在发动机点火前冷态、点火过程、稳定工作当量比1.0这3个工作阶段,结尾激波均未进入进气道,进气道沿程压力保持一致,3条压力分布线基本重合,表面发动机抗反压能力良好,隔离段稳定容纳了激波。与数值仿真计算的沿程压力分布相比,上壁面和下壁面的分布规律与试验结果一致性很好,按实际捕获流量进行无量纲化处理后,具体数值也比较接近。由此说

明,自由射流试验达到的进气道流场特征与飞行工况保持一致,是作为考核发动机飞行性能的重要地面试验手段。

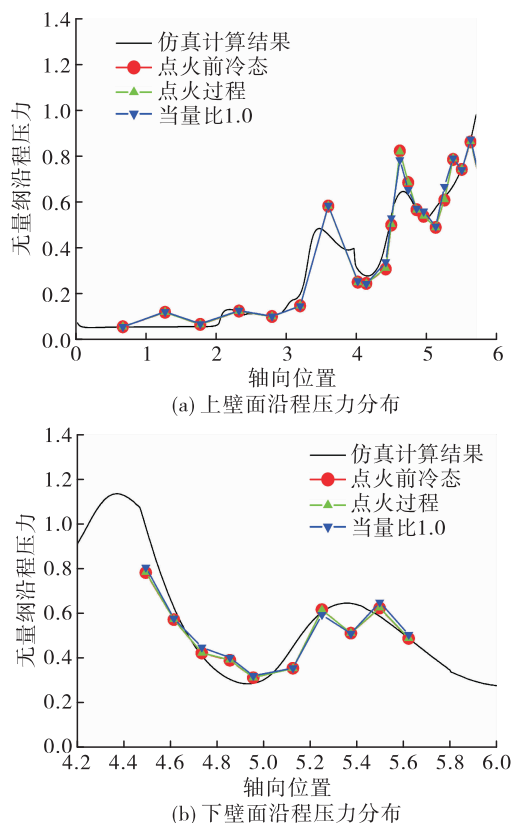


图5 自由射流试验结果与数值仿真对比

Fig.5 Test and simulation comparison in free flow experiment

3 进气道-发动机匹配情况

针对自由射流试验工况,开展数值仿真分析,与真实飞行工况进行对比。发动机捕获来流流量方面,仿真计算结果(5.24 kg/s)与试验评估结果(5.17 kg/s)相差1.2%;隔离段入口参数方面,对于结尾激波完全位于隔离段的工况,隔离段入口马赫数仿真结果与试验评估结果相差5%,仿真预示了隔离段入口存在显著的三维不均匀性。图6为针对部分自由射流试验工况的仿真结果,试验模拟得到的隔离段入口主要参数与仿真计算结果相似度较高。

针对两类试验,将相同马赫数、相似当量比、相同喷注方式的凹腔压力增压比进行对比,见表7。选取了两组试验数据进行对比,由于两次试验模拟高度不同,故对沿程压力进行无量纲化处理。

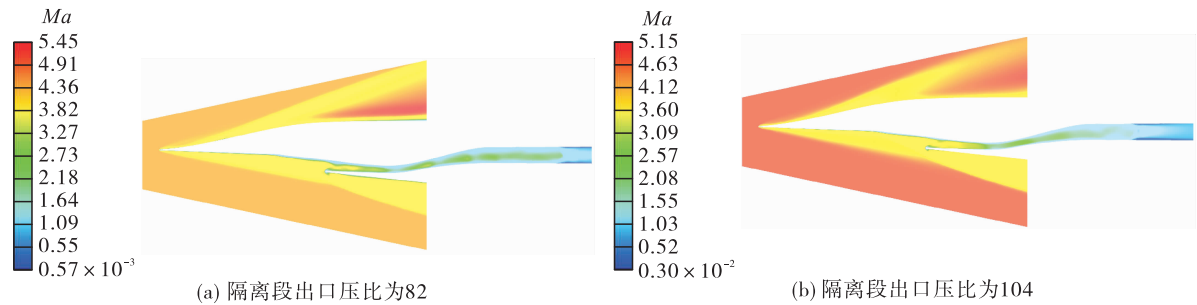


图 6 自由射流试验工况的仿真结果
Fig. 6 Simulation results of condition in free flow experiment

表 7 直连式和自由射流试验凹腔增压比对比

Tab. 7 Cavity pressure ratio comparison in direct connection experiment and free flow experiment

工况	试验类型	当量比	喷注方式	隔离段入口静压/kPa	凹腔增压比
第 1 组	直连式试验	0. 66	支板喷注器	48. 9	5. 73
	自由射流试验	0. 63	支板喷注器	39. 2	5. 45
第 2 组	直连式试验	0. 96	支板喷注器和壁面喷注器	50. 3	6. 52
	自由射流试验	1. 01	支板喷注器和壁面喷注器	40. 7	6. 88

注:凹腔增压比是指凹腔处静压与隔离段入口静压的比值。

第 1 组试验工况当量比为 0. 63 ~ 0. 66, 纯支板供油, 沿程压力对比见图 7 (a), 两类试验的隔离段和燃烧室沿程静压变化趋势相似, 从隔离段入口到凹腔的流动过程中, 压力缓慢上升, 在凹腔达到最高, 之后经过凹腔后缘的热力喉道, 压力快速下降, 达到燃烧室出口。数值方面, 直连式试验的凹腔增压比为 5. 73, 自由射流试验的凹腔增压比为 5. 45,

两者相差 4. 9 %。第 2 组试验工况当量比为 0. 96 ~ 1. 01, 支板和壁面喷注供油, 沿程压力对比见图 7 (b), 两类试验的沿程静压变化趋势相似, 最高压力值都位于凹腔处。数值方面, 直连式试验的凹腔增压比为 6. 52, 自由射流试验的凹腔增压比为 6. 88, 两者相差 5. 2 %。

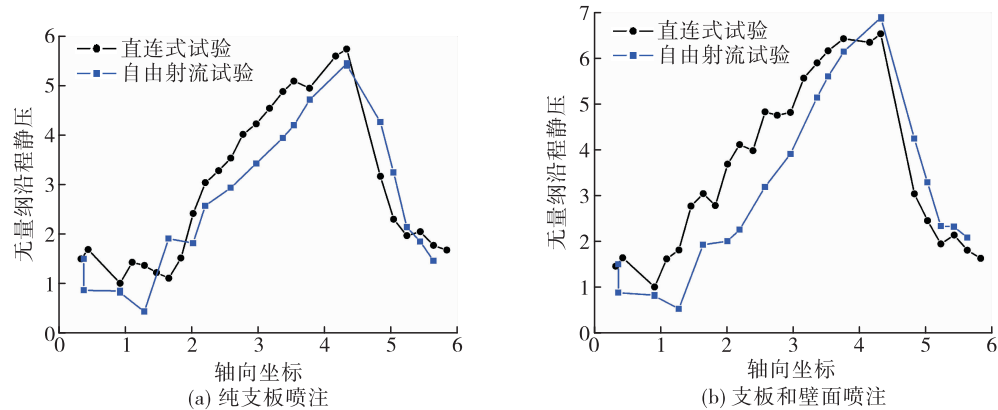


图 7 直连式和自由射流试验凹腔压力对比
Fig. 7 Cavity pressure comparison in direct connection experiment and free flow experiment

对于相同来流马赫数和固定燃油当量比、喷注方式,凹腔压力绝对值和凹腔增压比是表征燃烧室工作性能的重要参数。在发动机处于安全工作边界的前提下,固定当量比和喷注方式条件下,凹腔增压比越高表明超燃冲压发动机燃烧组织效果越好,燃烧效率越高。两类试验中,相近工况条件的燃烧室凹腔增压比数值接近,对于燃烧室工作性能

的表征是一致的。

尽管凹腔增压比在两类试验相近工况中表现出较好的一致性变化规律,但是自由射流试验中的发动机激波位置却与直连式试验存在显著差别,以表 8 工况为例进行对比。

表 8 激波位置对比的试验工况
Tab. 8 Condition of shock position comparison

试验类型	当量比	喷注方式	结尾激波位置/m
直连式试验	1.03	支板喷注器和壁面喷注器	2.687
自由射流试验	1.01	支板喷注器和壁面喷注器	3.200

图 8 描述了两类典型试验的沿程压力与点火前压力的对比情况,图中红色标记为结尾激波的壁面位置,可以看出直连式试验在热态过程中的凹腔压力略低于自由射流试验,且两类试验的结尾激波位置差异较大。

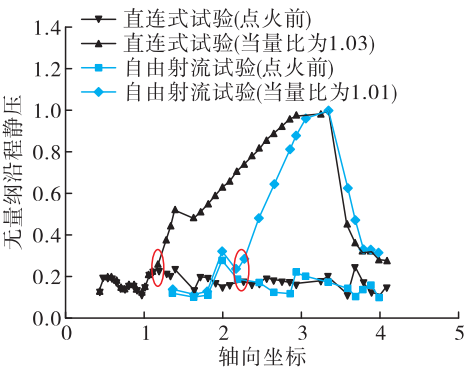


图 8 激波位置对比
Fig. 8 Shock position comparison

前文对两类试验相近工况的凹腔增压比进行分析统计,认为燃烧室工作特性在两类试验中表现

相似性良好,两类试验在激波位置方面的差异原因主要在于以下几点。

1) 由于自由射流试验对前方来流的模拟要求高,而试验中未对发动机实际捕获流量进行校测,未对发动机捕获位置的静温、静压进行测量,所以自由射流风洞的模拟条件有可能与试验要求存在一定差异,进而导致发动机关键截面参数与直连式试验均存在一定差距,直接导致发动机内流状态的差异。

2) 直连式试验中只有部分进气道,缺少喉道前的外压缩结构。真实进气道中会从外压缩段及内压缩段引入或产生激波或膨胀波,而模拟 S 弯段上游为拉瓦尔喷管,并没有杂波引入;两者的附面层发展距离不同,激波附面层干扰情况不同、对称性不同。

3) 每个当量比工况的试验时间不足,在较短的试验时间内,燃油温度和燃烧室压力逐步提升,可能未及平衡就已切换至下一工况;此外试验系统的阀门距离发动机喷注器较远,使得燃油调节需要较长的时间反馈到参与燃烧的燃油,燃烧状况与当量比不匹配。

综上,直连式试验和自由射流试验在进-发匹配工作特性方面存在不小的差异,整体表现为在大当量比条件下,自由射流试验中的激波位置相较直连式试验更加靠后。直连式试验由于不对进气道外压缩面进行模拟,因而会与真实飞行工况存在差距,而自由射流试验来流含有大量二氧化碳和水蒸气,并非真实的飞行来流,因此对飞行工况的模拟也存在一定局限。

4 发动机总体性能

表 9 统计了典型工况的两类发动机总体性能,包括推力系数和额定比冲。其中,自由射流试验依靠测力台架测得发动机增益推力,根据数值仿真计算得到的发动机冷阻求得发动机额定比冲。直连式试验根据试验过程中隔离段和燃烧室沿程静压测值对该段推力进行评估,进气道和喷管采用数值仿真计算结果。

通过对比可知,两类试验得到的典型工况发动机相近当量比下的额定比冲接近,表明通过基于直连式试验沿程静压测值的评估方法可以得到相对准确的发动机性能。

表 9 发动机总体性能对比
Tab. 9 Engine performance comparison

试验类型	当量比	喷注方式	推力系数	额定比冲/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)
自由射流试验	0.63	支板喷注器	0.132	9 796
自由射流试验	0.80	支板喷注器	0.173	10 227
自由射流试验	0.92	支板喷注器和壁面喷注器	0.196	10 000
自由射流试验	1.01	支板喷注器和壁面喷注器	0.210	9 794
直连式试验	0.63	支板喷注器	0.142	9 523
直连式试验	0.82	支板喷注器和壁面喷注器	0.194	9 714
直连式试验	1.03	支板喷注器和壁面喷注器	0.264	9 986

5 结论

通过对同款发动机的直连式试验和自由射流试验结果进行对比,得到以下几点结论。

1)两类试验中,进气道流动形态一致性较好,表明直连式试验中的模拟进气道可以达到对真实进气道压缩效应的较好模拟效果。

2)进-发匹配工作特性方面,自由射流试验中的发动机结尾激波位置普遍靠后,其安全工作裕度高于直连式试验,在发动机安全控制策略制定中,应在自由射流试验的基础上留有余量,充分参考直连式试验,并通过后续飞行验证试验的结果对安全工作边界进行修正。

3)两类试验得到的发动机额定比冲数值接近,表明通过基于直连式试验沿程静压测值的方法可以得到相对准确的发动机性能。

4)在发动机研制过程中,直连式试验可以对发动机的进气道流动特性、进-发匹配特性和发动机性能进行一定程度的验证,自由射流试验在掌握发动机推力特性方面更加直接和真实。通过适当减小自由射流试验次数、增加直连式试验次数来提高研制效率、降低研制成本的新思路具有可行性和科学性。

参考文献

[1] 胡建新,张为华,夏智勋,等. 冲压推进技术[M]. 长沙:国防科技大学出版社,2013.
[2] HEISER W H, PRATT D T. 高超声速吸气式推进[M]. 俞刚,译. 北京:航空工业出版社,2013.

[3] 史超. 冲压发动机地面试验技术及试验能力述评[J]. 火箭推进,2021,47(1):1-12.
SHI C. Review of ramjet ground-test facilities and relevant technology development[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2021,47(1):1-12.
[4] SMART M K, HASS N E, PAULL A. Flight data analysis of the HyShot 2 scramjet flight experiment[J]. AIAA Journal, 2006,44(10):2366-2375.
[5] VINOGRADOV V A, KOBIGSKY S A, PETROV M D. Experimental investigation of kerosene fuel combustion in supersonic flow[J]. Journal of Propulsion and Power,1995, 11(1):130-134.
[6] YU G, LI J G, ZHANG X Y, et al. Experimental investigation on flameholding mechanism and combustion performance in hydrogen-fueled supersonic combustors [J]. Combustion Science and Technology,2002,174(3):1-27.
[7] MITANI T, HIRAIWA T, TARUKAWA Y, et al. Drag and total pressure distributions in scramjet engines at Mach 8 flight[J]. Journal of Propulsion and Power,2002,18(4): 953-960.
[8] IGARASHI Y, NAKAHASHI K, KODERA M, et al. Comparative studies on scramjet engine drag by experiments and numerical analysis [C]//8th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA,1998.
[9] 贺伟,于时恩,李宏斌. 高超声速一体化飞行器推阻特性测量研究[J]. 实验流体力学,2010,24(2):65-68.
[10] 闫熙. 液体冲压发动机直连试车台方案设计及参数分析[D]. 长沙:国防科学技术大学,2013.
[11] 黄乐萍,豆飞龙,刘昊,等. RBCC 燃烧室冲压模态数值模拟及试验验证[J]. 火箭推进,2022,48(6):69-73.
HUANG L P, DOU F L, LIU H, et al. Numerical simula-

- tion and experimental verification of RBCC combustor in ramjet mode [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2022, 48(6):69-73.
- [12] 包恒. 低飞行马赫数下煤油超燃冲压发动机的直接点火[D]. 长沙:国防科技大学,2017.
- [13] 吴先宇,陈晖,刘睿,等. 碳氢燃料超燃冲压发动机燃烧室控制试验[J]. 航空动力学报, 2008, 23(8):1541-1545.
- [14] 潘余,李大鹏,刘卫东,等. 超燃冲压发动机燃烧模态转换试验研究[J]. 爆炸与冲击,2008,28(4):293-297.
- [15] ARAD E, YOKEV N, BROD H E, et al. From supersonic combustion to thermal choking: Numerical and experimental analysis of a scramjet engine [C]//AIAA Aviation 2020 Forum. Reston, Virginia: AIAA, 2020.
- [16] 王元光,徐旭,蔡国飙. 自由射流超燃冲压发动机燃烧室流场对比计算研究[J]. 宇航学报, 2006, 27(5):825-829.
- [17] 张冬青,邓维鑫,邢建文,等. 10 Ma 条件超燃冲压发动机自由射流试验过程[J]. 航空动力学报, 2023, 38(3):735-742.
- [18] 卢洪波,陈星,谌君谋,等. 新建高焓激波风洞 $Ma = 8$ 飞行模拟条件的实现与超燃实验[J]. 气体物理, 2019, 4(5):13-24.
- [19] 吴颖川,贺元元,张小庆,等. 超燃冲压发动机推力性能评估方法[J]. 推进技术, 2019, 40(1):26-32.
- [20] 吕重阳,宋文艳,刘彬. 试验气体污染对超燃冲压发动机进气道起动性能影响研究[C]//中国航天第三专业信息网第三十九届技术交流会暨第三届空天动力联合会会议论文集——S03 吸气式与组合推进技术. 洛阳:中国航天第三专业信息网,2018.
- [21] GU H B, CHEN L H, CHANG X Y. Experimental investigation on the cavity-based scramjet model [J]. Chinese Science Bulletin, 2009, 54(16):2794-2799.

(上接第 62 页)

- [22] KAN B, HEISTER S D. Chamber volume effects on hypergolic pulse detonation rocket engine [C]//50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2014.
- [23] KAN B, HEISTER S D. Characterization of injector response in a hypergolic pulse detonation rocket engine [C]//51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2015.
- [24] SARDESHMUKH S V, HEISTER S D. Reacting opposed jets of hypergolic propellants MMH and RFNA [C]//50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2014.
- [25] XUE S J, LIU H J, ZHOU L X, et al. Experimental research on rotating detonation with liquid hypergolic propellants [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2018, 31(12):2199-2205.
- [26] 严宇,胡洪波,洪流,等. 自燃推进剂旋转爆震燃烧实验研究[J]. 推进技术, 2018, 39(9):1986-1993.