

组合发动机研究中若干问题探讨

李 斌¹, 张蒙正², 黄道琼², 南向军², 张 玫²

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

摘 要: 组合发动机是高超声速飞机、临近空间高超声速飞行器、水平起降两级入轨航天运输系统之一级等高超声速飞行器研发必须研究的动力装置, 是当前航空航天届非常关注的热点技术。组合发动机正处于关键技术集成阶段, 发动机内流道的气动特性、多模态燃烧、系统结构匹配及可靠性等关键技术研究涉及的研究手段尚不完善。组合发动机后续研究要解决大尺度发动机流道匹配、大尺度燃烧室、力学环境试验、模拟试验设备等问题, 需在研究思路、关键技术攻关途径方面持续创新。

关键词: 组合发动机; RBCC; 气动; 燃烧; 结构可靠性; 模拟试验

中图分类号: V439 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2022)06-0001-08

Discussion on some problems in combined engine research

LI Bin¹, ZHANG Mengzheng², HUANG Daoqiong², NAN Xiangjun², ZHANG Mei²

(1. Academy of Aerospace Propulsion Technology, Xi'an 710100, China;

2. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: The combined engine is a necessary power device for the development of hypersonic aircraft, near space aircraft, and the first stage of the TSTO space transportation system, and it is a popular technology in the current aerospace industry. The combined engine is in the integration stage of key techniques, and the research means of inner flow characteristics, multi-mode combustion, system structure matching and reliability are not perfect. In order to solve the problems such as flow-tube matching of large-scale engine, similarity law of large/small scale combustion structure, mechanical environment experiment, simulation test facility and so on, the continuous innovation is required in research ideas and approaches of key techniques.

Keywords: combined engine; RBCC; gas dynamics; combustion; structure reliability; simulation test

0 引言

组合发动机是将两种或者以上发动机的热力循环、结构、控制等有机融合形成的, 具有广空域、宽速域、良好综合性能的动力装置, 是高超声速飞

机、临近空间高超声速飞行器、水平起降两级入轨航天运输系统之一级等高超声速飞行器研发急需的动力装置, 受到各航天大国和研究机构的广泛关注, 得到了较为普遍和深入的研究^[1-3]。就目前研究进展来看, 多种方案的组合发动机已处于关键技

收稿日期: 2022-07-09; 修回日期: 2022-08-22

作者简介: 李斌(1969—), 男, 博士, 研究员, 研究领域为液体动力系统。

术集成演示阶段。此阶段,面临着发动机流道部件进一步优化、多模态燃烧过程仿真、具有相似结构的大尺度燃烧室与小尺度燃烧室技术继承性、热/力载荷下的结构可靠性等诸多基础技术;面临着一些系统级关键技术攻关手段、研究设施的欠缺或者不足等困难。本文以火箭/冲压组合发动机(以下简称组合发动机)为例,分析组合动力关键技术研究中出现上述问题,提出今后研发的一些看法。

1 关键技术及研究途径

具体而明确的关键技术源于组合发动机系统方案。泛泛而言,关键技术包括与飞行器一体化的系统与结构设计;进气道/隔离段/燃烧室/喷管内型面设计参数的精细协调;热结构设计的匹配及优化;宽范围多模态燃烧组织;发动机本体及部组件结构的热防护;进气道/喷管结构调节、火箭推力室工况/稳焰装置工况调节、冲压燃烧室多点燃油调节与控制、供油等多变量协调控制;关键技术研究综合验证试验技术等。多年来,参照或者借鉴其他发动机研制经验,组合发动机也正在逐步形成适应自身关键技术研究的一系列途径和方法。组合发动机进排气系统与飞行器的一体化设计多是依靠各种结构与流场仿真结果开展设计;燃烧设计方面,基于超声速气流中燃烧场展示技术获得的大量信息^[4-6]及超声速气流中燃烧过程的仿真结果提供的帮助^[7-9]设计验证型燃烧室,再通过发动机直连式试验进行研究验证,燃烧室设计正在形成基本的研究手段与流程;进气道、燃烧室与尾喷管流道内流场特性仿真、不同形式的流道匹配试验、发动机自由射流试验构成了发动机流道特性和性能研究的基本手段;燃油系统的贮箱、调节器、阀门等特性研究采用其他发动机形成的成熟技术,燃油系统与组合发动机燃烧室的匹配性依靠联合动力试验;部件及总体结构可靠性验证采用仿真分析和不同类型的力学环境试验。这里,工程师们前期的经验起到很大的作用。近年来,飞行试验在此类发动机研究研制中得到广泛重视,有成为研制环节中必不可少的一环之势。

上述发动机研制手段在发动机研制过程必不可少,在发动机研制过程中都在起到各自的作用,但也存在不同的问题。其中,直连式和自由射流试

验面临的主要问题是:①模拟介质与实际来流的差异;②单点模拟带来的与实际飞行器连续快速变化及模拟工作点不完全一致的差异;③不同尺度发动机带来的加热器、模拟喷管和试验台供应系统的适应性问题,进而引出的大量不同尺度试验设施、研制经费问题。部件及结构的力学环境试验主要在于大尺度的结构件及综合载荷带来的试验系统难以满足要求甚至无法适应的问题。仿真的焦点在于燃烧过程、热结构应力的精准模拟,核心是燃烧过程和结构力学响应特性的认知及模型的精确建立。飞行试验与具体的飞行器承载的关键技术研究有关,一般来讲,是真实和比较系统的,有火箭带飞、空载发射、自由飞等多种形式^[10-20]。

2 若干问题与探讨

下面主要针对仿真技术、地面模拟试验和飞行试验,以火箭冲压组合发动机为例,探讨组合发动机研发面临的流场与燃烧过程、结构特性仿真、直连式和自由射流试验、力学环境试验和飞行试验面临的一些问题及可能的解决方法。

2.1 仿真技术

目前,CFD 技术已经可以对进气道、喷管、冷态的内流道、外流等进行快速、可靠的仿真分析,并且可以达到相当高的仿真精度,是发动机研制非常有效的研究手段。但燃烧过程的仿真尚难提供比较准确的结果,主要问题在于:

1)支撑燃烧特性精确仿真需要的高速热气流环境中燃料喷注、蒸发、与来流混合过程等研究不足;

2)燃料与空气(或者燃气)化学反应步骤不是非常明确明晰;

3)超声速气流中燃烧过程的能量损失、流场中激波与附面层相互作用等尚难精确计算。

这导致具体情况下,喷注结构的复杂性对化学反应的步骤、模型的精准程度等有影响,很难建立比较准确甚至是正确的雾化、蒸发、燃烧及考虑附面层影响的燃烧过程仿真模型,再加上边界条件的不准确,燃烧过程尚不足以作为发动机性能评估提供可靠的数据,这导致流道的仿真仅在发动机方案的对比方面可供参考,但在发动机流道优化上尚难发挥主要作用。这就影响到发动机流道匹配性研究

这一最简洁、最优化手段的高效运用。

与冷态流场仿真类似,发动机结构力学特性的仿真也可以提供比较好的结果。

2.2 地面模拟试验

这里主要讨论直连式试验、自由射流试验、发动机及部组件力学环境试验这3个问题。

2.2.1 直连式试验

直连式试验(见图1)是组合发动机地面主要试验之一,包括燃烧室本体直连试验、燃烧室本体热防护试验及燃油系统与本体的联合动力试验等,主要作用在于研究、验证或者考核发动机点火与稳焰燃烧组织技术,验证和考核发动机本体热防护,燃油系统与燃烧室本体工作协调性等。试验借助一定的模拟准则,采用对空气加热的方法(加热器),在发动机进气道出口(隔离段入口)模拟来流气体参数,如流量、气体中氧的含量(一般取摩尔含量21%)、总温或者总焓、总压或者静压、马赫数等。常用的空气加热方式主要有空气/氧与酒精、煤油(火箭煤油、高密度煤油、RP3)、丁酉烷燃烧,再补氧的燃气产生方式。

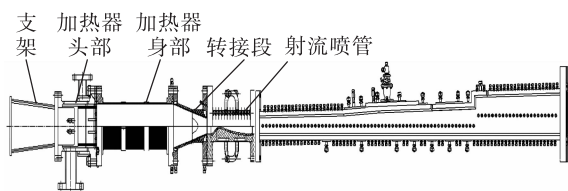


图1 直连式试验示意图

Fig.1 Schematic of direct connected test

2.2.2 自由射流试验

自由射流试验(见图2)是组合发动机另一个主要试验之一,包括多种简化(采用截短进气道、截短喷管等)形式的进气道/燃烧室/喷管流道匹配特性试验、全尺寸发动机流道匹配试验(不含燃油与控制系统)及发动机系统试验(含燃油与控制系统),主要作用为:①研究发动机的工作边界或者工作范围,包括高度、马赫数、油气比、攻角与侧滑角等;②发动机的性能,包括不同工况(如高度、马赫数、油气比、攻角与侧滑角)下的推力、比冲、力矩及其随攻角的变化率等;③发动机部件的匹配性,如进气道、隔离段、燃烧室和喷管的流道匹配性,发动机部件结构在热载荷条件下的协调性,发动机电学特性等。试验也是借助一定的模拟准则,采用对空气

加热的方法(加热器),但模拟的是发动机进气道入口来流条件,如气体中氧的含量(一般取摩尔含量21%)、静温、静压、马赫数等。空气加热方式与直连式试验类似。

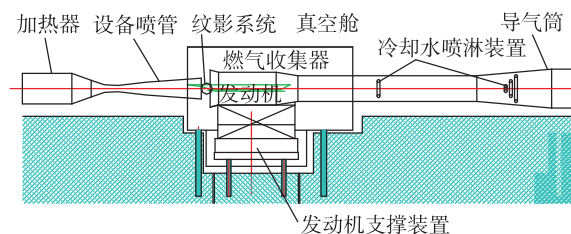


图2 自由射流试验示意图

Fig.2 Schematic of free jet test

目前,直连式与自由射流试验的主要问题有:

1)模拟燃气参数与发动机实际工作时纯净空气的区别,即模拟准则问题。直连与自由射流试验可以有不同的模拟准则,如直连可模拟“流量、总温、马赫数、氧气摩尔含量”“流量、总焓、马赫数、氧气摩尔含量”;自由射流可模拟“静压、静温、马赫数、氧气摩尔含量”“总压、总温、马赫数、氧气摩尔含量”“动压、总焓、马赫数、氧气摩尔含量”等。不同的模拟准则对发动机空气流量(对直连式而言)、内流压力的分布、燃烧特性、推力性能会有一定的影响。

2)不同的空气加热方式(空气/氢/氧气、空气/酒精/氧气、空气/煤油/氧气等)产生的燃气分子量、含水量都与纯净空气有差异,会导致燃烧过程及成分产生差异,影响到发动机的推力和比冲。试验模拟准则的选择与试验目的、试验台加热方式、试验台保温效率、模拟飞行状态、发动机燃料类型等因素密切相关,需要结合发动机的工作过程及燃料类型进行具体分析,迄今尚未形成一致的结论。但总的来看,已有研究成果表明,不同模拟准则(加热方式)对发动机性能偏差影响不是太大^[21-24]。已有的飞行试验与地面试验数据分析表明,飞行数据性能会稍高于地面得到的数据,约高5%~10%。地面的模拟准则和试验方法、天地之间的差异需要更广泛、更深入的研究,这是科学问题,也是一项不太容易的研究工作。

3)因试验装置的原因,一般均会产生流量、总温/总焓、含氧量等模拟参数的偏差($\pm 3\%$ 左右)。作为发动机而言,必须有足够的工作裕度,设计要可靠。

4) 直连式试验系统即可以通过调节前端燃气发生器工况模拟不同的流量与温度,也可通过改变喉道,模拟不同的进气道出口马赫数,但一般而言,范围都比较有限,且试验系统非常复杂;自由射流试验变结构更难。对于宽范围工作(如 $3 \sim 8 \text{ Ma}$)、大尺度的发动机,面临的问题就是需要设计一系列模拟喷管和不同流量范围的多台发生器,试验系统尤其是自由射流试验系统将面临巨大的投资。

2.2.3 力学环境试验

发动机及其部组件的力学环境试验是考核发动机结构可靠性的主要手段,通常包括高/低频随机振动、运输、高/低频冲击等试验,主要依靠不同类型的振动、冲击试验台进行。

目前面临的主要问题是,组合发动机是与飞行器一体化设计的,发动机进气道、燃烧室、喷管、供应系统的贮箱、控制器、电机等部件或者与飞行器总体一体化设计,或者安装于飞行器框架上,布局较分散。实际情况下,发动机点火与不点火状态、各个部件受的载荷是不同的,而且飞行器尺度较大的情况下,地面试验台难以甚至无法进行试验,发动机受的真实气动载荷也是难以准确获得的。

2.3 飞行试验

受地面试验手段的约束,飞行试验成为这一类发动机关键技术研究必不可少的一个阶段。早在超燃冲压发动机研制初期,俄罗斯就采取飞行试验手段研究超燃冲压发动机工作特性,与法国、美国等合作,进行了一系列飞行试验^[10-11];美国的

X-43A^[12-15]、X-51A^[16],澳大利亚的“HyShot”^[17]、“HyCAUSE”^[18]都采用这种方式,其他类型的组合发动机及国内也采用这种方式^[19-20]。

飞行试验的关键在于发动机关键技术的选择,进而影响飞行剖面的设计,也引出试飞飞行器及助推器的研制等。无论研究的飞行器及飞行方式有多大的差异,共同之处都在于研究飞行条件下发动机的点火、稳焰、实际性能、工作区域、结构可行性等一系列技术,如图3所示的飞行剖面,X-51A由B52带至空中发射^[16],采用固体助推加速到 4.5 Ma ,然后超燃冲压发动机启动,计划加速至 6.5 Ma 以上,实际上几次飞行试验的最高马赫数均在 6.0 以下。澳大利亚HyShot飞行试验^[17],飞行剖面如图4所示,整体为抛物线弹道,在下降过程中达到 7.6 Ma 左右时超燃冲压发动机点火,由于飞行器急速下降,试验时间较短,仅为几秒钟。

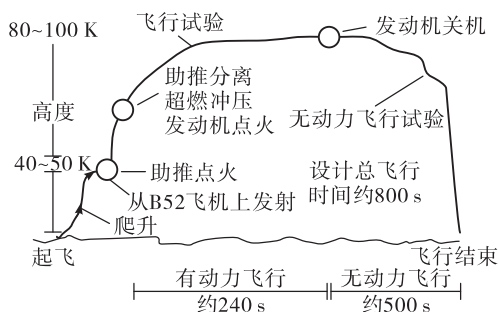


图3 X-51A飞行剖面

Fig.3 Flight profile of X-51A

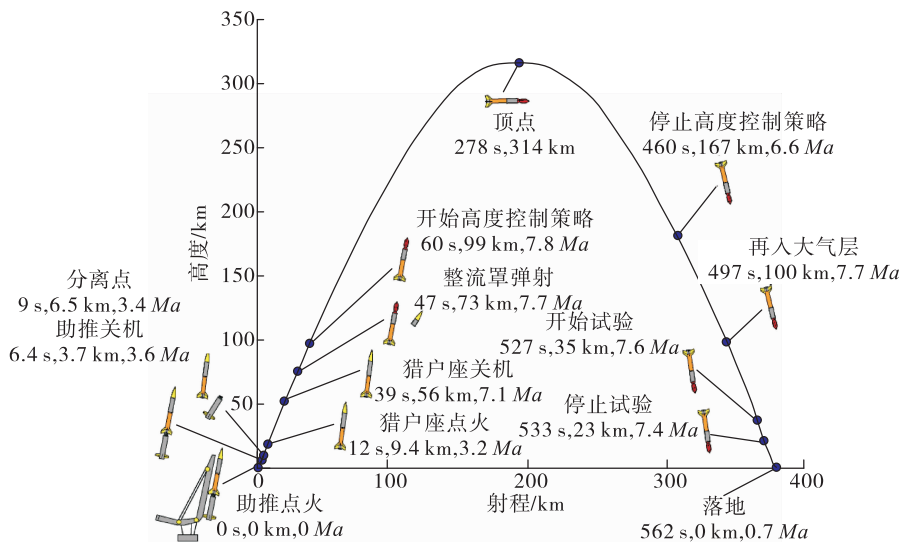


图4 HyShot飞行剖面

Fig.4 Flight profile of HyShot

2.4 问题探讨

这里主要探讨组合发动机设计中的模块化组合、力学环境试验等问题。

2.4.1 气动与燃烧问题

前面已讨论了气动与燃烧仿真问题。这里要说的是,对于几何相似的结构,如果来流等条件相似,其流场就存在相似性,当然就能够通过仿真方法获得其流场特性,从小尺度流场得到大尺度流场信息。对于气动问题,可以通过相似原理开展相似试验,其结果适应于原尺寸的流动。一般在保证几何相似的前提下,同时保证来流马赫数、雷诺数等相似准则相等,可以开展缩比试验,获得理想的试验结果。进气道缩比风洞试验、喷管的缩尺试验、飞行器缩比气动力风洞试验等均采用该原理。对于发动机内流而言,冷流问题通过选取合适的相似准则可以实现理想的缩比试验,但燃烧场很难保证所有的相似准则均满足。

理论上讲,如果几何结构相似、来流相似、喷注与雾化过程也相似,其燃烧流场也应该具有相似性,进而,燃烧室就可能不存在尺度效应问题。但实际而言,与气动问题相比,这是一个更为复杂的问题,关键就在于在其他结构相似的条件下,很难再创造一个相似的喷注与混合流场。具体而言,设计者可以依据几何相似设计不同尺度的两个燃烧室,空气流量成比例且流场相似[如式(1)所示]。可以保证燃烧室和喷注器几何相似,但问题在于,很难保证燃料流量成比例条件下,同时保证燃料与空气流动量比一致。燃料在气流中的雾化主要与两者的动量比相关,而空气与燃料的混合分布既与初始雾化场相关,又与局部的混合比相关,而这是无法同时满足的。进而燃烧过程就有了差异,根本原因在于流量与喷注器喷注面积成正比,而与喷注压降是次方关系;动量与喷注器喷注面积和压降成正比[如式(2)、式(3)所示],而影响雾化与混合的恰恰是动量比(或者喷注速度)。

发动机空气流量

$$q_a = \varphi K \frac{P_0^*}{\sqrt{T_0^*}} q(Ma_0) A_c \quad (1)$$

式中: K 、 P_0^* 、 T_0^* 、 $q(Ma_0)$ 分别为与气体特性相关的常数、总温、总压和气动函数; φ 、 A_c 分别为进气道流量系数和捕获面积,即发动机流量主要由来流条件和进气道捕获能力决定。

燃料流量

$$q_f = \mu A_i \sqrt{2\rho \Delta p} \quad (2)$$

式中: μ 、 A_i 、 Δp 分别为喷注器流量系数、喷孔面积和压降; ρ 为燃料密度。由式(2)可知,发动机燃料流量主要由喷注器喷孔面积、压降和燃料密度决定,并与压降的0.5次方成正比。

燃料射流动量

$$I = q_f v_f = 2\mu^2 A_i \Delta p \quad (3)$$

式中 v_f 为燃料速度。发动机燃料射流动量与压降成正比。

燃烧还有一个重要问题,就是燃烧室压力对燃烧过程的影响。通常,对于结构比较复杂的燃烧室,保证燃烧室几何相似条件下,很难保证燃烧室容积的比例关系,而燃烧室室压是与流量相关的,燃烧室中的化学反应速度又与室压相关。

对于组合发动机中火箭推力室燃气与冲压通道气流的掺混,可以按气动问题处理;对于火箭推力室燃气与冲压气流的二次燃烧问题,可以按气气燃烧问题处理。

如何借鉴液体火箭发动机燃烧不稳定性缩尺试验的研究结果^[25],在燃烧室几何结构、燃烧过程等方面做一些权衡,在保证流场和燃烧室几何近似的条件下,针对主要研究问题(如点火与稳焰),探索缩尺与大尺度燃烧室关系,解决燃烧室“以小放大”问题,局部或者部分突破燃烧室尺度效应这一难题,将会促进燃烧室设计的巨大进步。

2.4.2 模块化燃烧室的思路

组合发动机的尺度越大,需要的地面试验设施尤其是自由射流试验系统规模就越大。发动机自由射流试验系统本质上就是一座高焓风洞,风洞流场的建立过程与试验件尺寸、外形(包括发动机、支撑机构)等因素相关。通常,采用堵塞比来衡量试验件对流场的堵塞程度,理论上存在一个极限堵塞比[见式(4)],当试验件尺寸大于该值,则试验台无

法建立正常流场。

极限堵塞比

$$\zeta_{\lim} = 1 - 1/R_{\lim} \quad (4)$$

其中

$$R_{\lim} = M_0^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \sqrt{\frac{\gamma+1}{2+(\gamma-1)M_0^2}} \left[\frac{\gamma+1}{2\gamma M_0^2 - (\gamma-1)} \right]^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad (5)$$

式中 M_0 、 γ 分别为模拟气流的马赫数和比热比。极限堵塞比主要与气流马赫数相关,受气体比热比影响。按式(4)计算,对于 6 Ma 状态,极限堵塞比约为 36.6%;4 Ma 状态,极限堵塞比约为 32.3%。但实际上,试验台的实际堵塞比与试验件尺寸、发动机流道、起动压比、起动时间及试验件外形等多种因素相关,难以获得准确的结果。从以往大量的试验情况看,采用式(4)计算的极限堵塞比偏保守,具有一定的起动裕度,但就工程研制论,却是一个相对合理的结果。对于发动机而言,捕获面积为 0.1 m² 时,考虑到进气道外缘、喷管膨胀比及试验件结构外廓,试验件迎风面积约为 2.5 倍的迎风面积,则需要的试验台喷管出口直径约为 1.0 m。进气道捕获面积 1.0 m² 发动机,自由射流试验系统喷管出口直径应达到 3.0 m。试验台喷管出口直径的增大会导致试验系统气源、供应管路、真空舱及排气系统的规模大幅度增加,试验设施的运行成本也将大幅增加,同时,也带来维护成本、环境污染等诸多方面问题。如果能通过小尺度发动机试验获得需要的信息(如进气道、喷管),将会减小对大型地面设施的依赖。就组合动力而言,内流道本身是流场问题,包括气流场(无论冷、热)和燃烧流场,如能将内流场合理拆解,将气动问题与燃烧问题合理划分,通过对气动问题的准确掌握,将燃烧室分成相等的模块,再结合类似小尺度发动机的地面、飞行试验数据及经验的积累,就有可能探索出另一种途径,实现燃烧室的“以小得大”。相对而言,现阶段“以小得大”比“以小放大”相对容易一些,模块化的燃烧室比缩尺研究下放大的燃烧室更具工程可行性,这里还有一个结构可靠性问题。

2.4.3 地面试验技术的改进

对于大尺度的组合发动机,在大型自由射流试

验台不具备的条件下,将发动机进气道、燃烧室和尾喷管组成的内流道单独考虑,甚至可以将进气道和尾喷管截短,设计较小迎风面积的流道匹配试验件,可以利用相对较小的自由射流试验台进行发动机的流道匹配特性试验,研究发动机的工作边界或者工作范围。在一定条件下,将发动机本体的直连式试验、热考核试验、燃油系统的联合动力试验、动力系统的电气匹配试验和力学特性试验重新组合匹配,采用现有条件重新合并,如其中多项合而为一,在仿真与分析到位的情况下,进行综合试验,研究发动机本体、燃油系统及电气系统的工作匹配性,考核发动机的结构可靠性。这样,就可将动力系统自由射流试验所承载的发动机系统级考核试验拆分为流道匹配特性试验、联合动力试验/电气匹配试验/力学环境试验综合的发动机综合环境试验,使用直连试验台进行考核,这就大大减少了对地面试验条件的依赖,有效解决了动力系统自由射流试验能力不足的问题。

2.4.4 力学环境试验问题

对于大尺寸组合动力系统,现有的振动、冲击试验台可能难以或者不能进行组合发动机整机力学环境考核试验。实际上,高超声速飞行器与发动机系统是一体化设计的,发动机的供应、控制系统部组件常常是分散安装在飞行器不同部位的,在飞行器飞行中,发动机各部组件工作的力学环境差异较大,采用整机系统的力学环境试验对部组件存在着欠试或过试的风险。振动、冲击载荷具有复杂的空间特性,比如燃烧室的内部压力、温度及压力脉动,实际上不可能通过现有的振动试验手段实现。因而振动试验不是模拟发动机工作过程的振动,而是振动所引起的破坏结果,即振动作用的最终结果。因此只要振动、冲击环境条件(包括实际部组件工作过程、边界接口条件)与部组件安装状态相同,那么可以在振动试验中模拟这些疲劳破坏的累积效应。

力学环境试验可采取如图 5 所示的方案。通过类似飞行试验和相似发动机地面、飞行试验获得的激励载荷的分析,可以获得有适当裕度的力学环

境。基于初步设计的飞行器及发动机三维模型,建立飞行器及组合发动机布局与结构框架三维有限元力学模型,进行组合发动机和主要部组件的动强度分析,进行结构设计迭代,并根据发动机伴飞、发动机工作等力学环境的振动响应分析结果,可以包络出部组件的力学环境试验条件。设计模拟飞行安装状态的工装夹具,进行部组件的力学特性试验考核。当整机产品组装完成后,通过低量级激振试验,获得实际的载荷传递关系和可能环境量级,并和前面的计算结果对比。最后,再进行模拟总体安装框架下发动机的热试车,考核发动机和部组件在自身工作时的内部载荷和热环境作用下的可靠性。一般来讲发动机自身产生的激励往往要大于随飞行器伴飞的力学环境,这样,就可以将大型结构分解为部组件力学特性试验,降低结构风险。

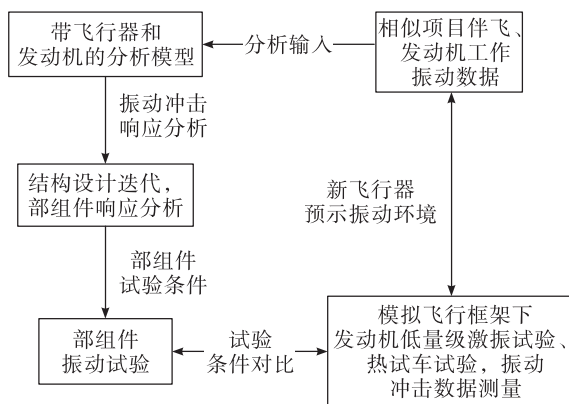


图5 力学环境试验

Fig.5 Mechanical environment test

3 结语

组合发动机是集成创新,其研究思路、方法也需要创新。组合发动机后续研究面临发动机流道优化、燃烧室、力学环境试验、模拟试验设备等问题,需要更深入地研究超声速流场中燃料的雾化与燃烧、多模态燃烧等科学问题,充分利用气动问题仿真与缩尺研究成果,创新性地应用结构力学特性仿真、模态及振动试验研究成果,对大尺度组合发动机关键技术进行深入分析和合理分解,巧妙运用模块化的燃烧室设计思路。

参考文献:

- [1] KATO K, KANDA T, KUDO K, et al. Mach-8 tests of a combined-cycle engine combustor[J]. Journal of Propulsion and Power, 2007, 23(5): 1018-1022.
- [2] 石磊, 赵国军, 杨一言, 等. 中心支板式 RBCC 发动机引射模态流动与燃烧研究[J]. 推进技术, 2020, 41(10): 2292-2301.
- [3] 陈军, 白菌尘. RBCC 引射模态气流抵抗反压能力受掺混程度影响研究[J]. 推进技术, 2022, 43(4): 37-45.
- [4] 刘娟, 潘余, 刘卫东, 等. 超燃冲压发动机双凹腔燃烧室氢气燃烧流场分析[J]. 航空动力学报, 2009, 24(11): 2501-2505.
- [5] 刘世杰, 潘余, 刘卫东. 带支板超燃冲压发动机燃烧流动过程试验研究[J]. 弹箭与制导学报, 2009, 29(1): 166-168.
- [6] 刘世杰, 潘余, 刘卫东. 超燃冲压发动机支板喷射燃料的燃烧过程试验[J]. 航空动力学报, 2009, 24(1): 55-59.
- [7] 高振勋, 李椿萱. 超燃冲压发动机燃烧室内湍流燃烧流场的数值模拟研究[J]. 中国科学(技术科学), 2010, 40(8): 929-939.
- [8] 牛东圣, 侯凌云, 潘鹏飞, 等. 超燃冲压发动机内外流场三维燃烧数值模拟[J]. 航空动力学报, 2014, 29(4): 763-769.
- [9] 梁剑寒, 王承尧. 超燃冲压发动机燃烧室三维化学反应流场的数值模拟[J]. 推进技术, 1997, 18(4): 1-4.
- [10] ROUDAKOV A, SEMENOV V, HICKS J. Recent flight test results of the joint CIAM-NASA Mach 6.5 scramjet flight program[C]//8th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA, 1998.
- [11] BOUCHEZ M, ROUDAKOV A, KOPCHENOV V, et al. French-Russian analysis of kholod dual-mode ramjet flight experiments[C]//AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2005.
- [12] FERLEMANN S, MCCLINTON C, ROCK K, et al. Hyper-X Mach 7 scramjet design, ground test and flight results[C]//AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2005.

- [13] FOELSCHE R, LEYLEGIAN J, BETTI A, et al. Progress on the development of a freeflight atmospheric scramjet test technique[C]//AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2005.
- [14] MORELLI E, DERRY S, SMITH M. Aerodynamic parameter estimation for the X-43A (hyper-X) from flight data[C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2005.
- [15] MARSHALL L, CORPENING G, SHERRILL R. A chief engineer's view of the NASA X-43A scramjet flight test[C]//AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2005.
- [16] HANK J, MURPHY J, MUTZMAN R. The X-51A scramjet engine flight demonstration program[C]//15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2008.
- [17] HASS N E, SMART M K, PAULL A. Flight data analysis of HyShot 2[R]. AIAA 2005-3354.
- [18] STEVEN W, FREDERICK R, ALAN P, et al. HyCAUSE flight test program[R]. AIAA 2008-2580.
- [19] UEDA S, HIRAIWA T, TAKEGOSHI M, et al. Subsonic flight experiments of ejector-rocket using hybrid-rocket CAMUI [C]//16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2009.
- [20] 顾炎武. 整体式固体火箭冲压发动机飞行试验[J]. 推进技术, 2008, 29(1): 75-78.
- [21] 赵天爽. 不同试验模拟准则对超燃冲压发动机影响研究[C]//第六届冲压发动机技术交流会论文集. 北京: 北京动力机械研究所, 2017.
- [22] 毛雄兵, 谭宇. 吸气式推进试验关键模拟准则浅析[C]//第七届冲压发动机技术交流会论文集. 绵阳: 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, 2019.
- [23] 刘坤伟, 朱雨建, 杨基明, 等. 两种燃烧加热风洞参数匹配方案的比较[J]. 推进技术, 2017, 38(6): 1226-1234.
- [24] 谭宇, 毛雄兵, 焦伟, 等. 燃烧风洞不同模拟方式对超燃发动机性能影响试验研究[J]. 推进技术, 2017, 38(9): 2062-2068.
- [25] 张蒙正. 燃烧不稳定性模拟实验技术[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2017.