

火箭冲压组合动力系统特征点推阻特性初探

张蒙正, 路媛媛, 杜 泉, 杨建文
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 推阻力是火箭冲压组合动力系统的重要特性, 研究推阻特性及影响因素对动力系统研发极为重要。对模型动力系统在高空高速点下的推阻力进行了仿真和试验研究, 获得了动力系统在火箭发动机模态、火箭/冲压发动机模态及冲压模态、不同余气系数下的推阻力。结果表明: 所研究的模型在火箭发动机模态下, 火箭发动机推力室在动力系统内产生的推力大于火箭发动机的设计推力; 火箭/冲压发动机共同工作条件下, 推力大于火箭发动机设计推力与同一余气系数冲压发动机模态推力之和; 冲压模态下, 动力系统的推力随余气系数减小而增大; 理论计算与试验结果相符。

关键词: 火箭冲压组合动力系统; 推阻特性研究; 仿真试验

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2016) 03-0001-05

Exploration of thrust drag characteristic of rocket ramjet combined cycle dynamic system

ZHANG Mengzheng, LU Yuanyuan, DU Quan, YANG Jianwen
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: Thrust drag is an important characteristic of rocket ramjet combined cycle dynamic system. The research of thrust drag characteristic and influencing factors are extremely important for development of the dynamic system. The thrust drag characteristic of a model dynamic system in high altitude and high speed were investigated by simulation and test methods. The thrust drag of the dynamic system in rocket mode, rocket-ramjet mode, ramjet mode and different residual air coefficients were achieved. The research result indicates that the thrust produced in the dynamic system is greater than the design thrust of the rocket engine in the rocket engine mode; the thrust of dynamic system in rocket-ramjet mode is greater than sum of rocket design thrust and ramjet thrust with same residual air coefficient; the thrust of dynamic system in ramjet mode increases with the decrease of residual air coefficient; and the theoretical calculating result agrees well with test result.

Keywords: rocket ramjet combined cycle dynamic system; thrust drag characteristic research; simulation test

收稿日期: 2016-01-11; 修回日期: 2016-05-12

基金项目: 国家 863 项目(2012AA705302)

作者简介: 张蒙正 (1964—), 男, 研究员, 研究领域为液体火箭发动机

0 引言

自 RBCC^[1]概念出现以来, 美国在 NASP^[2,3], RLV^[4], ISTEP^[5,6], NGLT^[7]及 CCEC^[8]等主要的、涉及未来航天运输系统的计划中均规划了 RBCC 动力系统研究计划, 也产生了 ERJ, SERJ, Strut-jet, A5, ISTAR, Sentinel 等多种构型、不同工作模态组合的动力系统方案, 并开展了不同目标的、针对性的试验研究工作。将火箭发动机与冲压发动机进行有机组合的目的在于使两者功能互补, 优势集成, 产生能够宽速域、大空域工作, 有良好综合性能, 适应航天运输系统要求的新型动力装置^[1]。针对各种不同应用目标及飞行包线, 已经产生并且还将继续产生不同方案的火箭冲压组合动力系统, 包括不同的动力系统构型、推进剂选择等。其中, 适应升力体外形的二元流道、火箭发动机偏置的动力系统构型无疑是重要的一种。作为未来航天运输动力系统的选项之一, 此动力系统将在高空、高速区域进行不同工作模态间的转换, 此区间各模态下的推阻特性及两种发动机的工作切换性能将是火箭冲压组合动力系统的重要特性和研究内容。文献 [9] 分析了矩形流道 RBCC 动力系统推阻力来源及影响系统推阻力的主要因素, 建议系统研发需要考虑进气道、火箭发动机推力室、支板、凹腔、尾喷管等部件的优化设计, 考虑部件间的相互协调。

本文通过仿真和试验, 研究了模型火箭冲压组合动力系统在高马赫数、高空点的工作切换和推阻特性。

1 推阻力仿真及分析

本文研究的火箭冲压组合动力系统主要包含进气道、隔离段、冲压燃烧室、尾喷管、变工况火箭发动机推力室及燃油系统等。进气道位于动力系统最前端, 其主要功能是捕获来流空气, 对来流进行压缩, 提高气流静压, 为冲压燃烧室提供具有一定压力的来流空气; 经进气道压缩后的来流空气在冲压燃烧室内与燃料燃烧生成高温燃气, 通过喷管膨胀加速, 产生推力; 火箭发动机推力室位于冲压发动机流道之中, 为飞行器初始

加速和入轨提供动力。

动力系统产生推阻力的主要部件有进气道、隔离段、冲压燃烧室、火箭发动机推力室及尾喷管等^[9]。控制方程采用可压缩 Navier-Stokes 方程, 冲压燃烧及燃油用 C12H23 代替, 与空气的反应模型采用 Westbrook 和 Dryer 的单步化学动力学模型; 采用 Pointwise 软件划分网格, 网格类型为六面体结构化网格, 网格数约 500 万; 采用二阶精度的 TVD 格式和 min-mod 限制器, 时间格式采用雅可比迭代隐格式; 给定动力系统几何参数、远场压力、火箭发动机推力室几何参数、燃烧室氧化剂和燃料入口压力、设计条件下尾喷管出口压力; 壁面条件采用无滑移绝热壁条件。对动力系统在高空高速点下, 火箭发动机模态、火箭/冲压共同工作模态、冲压发动机模态不同余气系数下的进气道、燃烧室、尾喷管各部件及动力系统总体推阻力进行仿真。仿真模型如图 1 所示, 以火箭推力室设计推力为基准的无量纲化计算结果见表 1, 其中进气道力、燃烧室力、尾喷管力、火箭推力室力分别为沿进气道、燃烧室、尾喷管、火箭推力室壁面压力积分获得的轴向力。

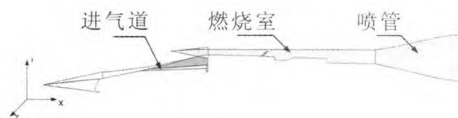


图 1 仿真模型

Fig. 1 Simulation model

对所研究模型及内部组件的力特性进行分析, 可得到以下初步结果 (部分计算结果见表 1):

1) 进气道产生的阻力主要是来流风阻和摩擦阻力, 是动力系统产生阻力的主要部件。在预定的来流捕获能力和总压恢复能力条件下, 应尽量减小进气道的长度, 以减小进气道的摩阻。

2) 仿真发现, 燃烧室阻力主要是喷油装置的风阻、流道摩擦力和涡流损失。减小内流道阻力的主要途径在于优化型面结构, 减小喷油装置宽度和高度, 减小风阻和涡流损失; 优化燃烧室尺度, 减小燃烧室流道内阻, 可能的话, 应在壁面作减阻处理。

3) 尾喷管是动力系统产生推力的主要部件, 其产生的推力占整个动力系统推力的大部分。喷管需要考虑的是用尽可能短型面, 使气流均匀轴向流动, 从而产生尽可能大的推力, 对于宽高度范围工作的动力系统, 需关注气动塞式喷管等有高度自适应能力喷管的研究成果。

表 1 动力系统各部件力计算结果

Tab. 1 Calculated thrusts of each assembly unit in dynamic system

工作模式	进气道力	燃烧室力	尾喷管力	火箭推力室力	系统推力
冷态 (系统不工作)	0.66	0.83	-0.79	/	0.70
火箭模式	0.66	0.71	-1.49	-0.94	-1.06
火箭/冲压模式($\alpha=1.5$)	0.66	-0.52	-2.14	-0.94	-2.94
冲压模式($\alpha=1.5$)	0.66	-0.77	-1.51	/	-1.62
冲压模式($\alpha=1.3$)	0.66	-0.80	-1.62	/	-1.76
冲压模式($\alpha=1.2$)	0.66	-1.00	-1.52	/	-1.86

2 推阻力试验研究

对模型试验件在高马赫数、高空点推阻力情况进行了试验研究。试验测量了模型动力系统在冷态 (发动机未工作)、火箭发动机单独工作、火箭/冲压发动机共同工作、冲压发动机工作在不同余气系数下的推力。图 2 是试验获得的动力系统轴向力测量结果, 横坐标为时间轴, 纵坐标为试验系统测得的试验件及支架总推阻力 (以火箭发动机推力室设计推力为单位进行无量纲化后的结果)。

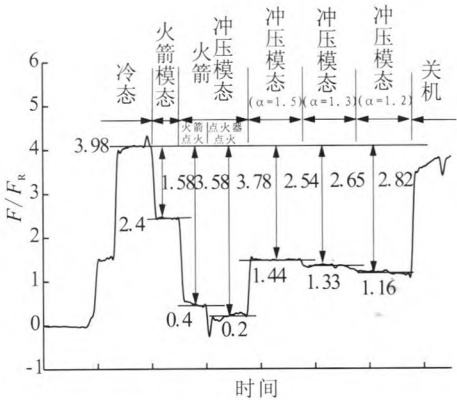


图 2 试验推力曲线

Fig. 2 Thrust curve achieved in test

由图 2 可见: 1) 动力系统未工作时, 系统测

得的试验件 (含支架) 总轴向气动阻力约为 3.98。2) 火箭发动机推力室工作后, 试验件总轴向力变为 2.4, 试验系统获得的推力增益为 1.58。这表明: 对所设计的火箭冲压组合动力系统的结构和试验条件, 火箭发动机模式下产生 1.58 倍的轴向推力增益, 其显著大于火箭发动机推力室设计推力 (设定为 1)。主要原因在于, 模型件设计时, 将火箭发动机推力室喷管与冲压燃烧室进行了统筹, 火箭发动机推力室设计为欠膨胀状态, 产生的燃气借助了冲压燃烧室的型面进一步膨胀。这也表明: 此类动力系统中火箭发动机推力室产生的推力将不再是推力室地面的设计推力, 而要考虑火箭发动机推力室在此动力系统流道中, 燃气出口后的再膨胀的作用; 同时, 在试验条件下, 火箭发动机是富燃状态, 出口燃气会与高温来流、含氧气的空气在冲压燃烧室中进一步燃烧, 两者共同作用, 又产生了相对于火箭发动机推力室设计状态的推力增益。3) 燃油进入冲压燃烧室后, 试验系统测到的轴向推力迅速变化到 0.4, 推力增益增大到 3.58, 说明火箭发动机成功点燃了冲压燃烧室, 在此过程中发动机推力尚未稳定, 推力增益有继续增大的趋势, 结合燃烧室壁面压力呈增大趋势, 说明在此过程中燃烧现象还在加剧。4) 在系统安装的冲压发动机点

火器工作后,推力增益继续增大,达到3.78。5) 火箭推力室关机后,火箭冲压动力系统以余气系数1.5的冲压模态工作,发动机推力较为平稳,相对冷态推力增益为2.54。6) 当冲压模态余气系数由1.5调整至1.3后,推力增益略有增大,为2.65。7) 试验系统再次调节燃油流量,使冲压模态余气系数调整至1.2,相对冷态推力增益进一步增大,为2.82。这里需要注意的是,因容纳了火箭发动机推力室,在火箭发动机/冲压模态和纯冲压模态,此类动力系统的推力也不再仅是冲压发动机的推力特性,需要考虑火箭燃气与冲压空气燃烧产生的混合损失及推力增益问题,需要考虑因兼容火箭发动机对冲压燃烧室型面变化带来的影响,同时也需考虑同一型面对亚燃和超燃冲压模态的适应性。

按图1所示坐标系,设冷态时动力系统与试验支撑装置总的外阻力为 \vec{D}_e ,流道内阻力(气动阻力和摩擦力之和)为 \vec{F}_{ci} ,主要包括进气道轴向气动阻力和壁面摩擦力的轴向分量、隔离段壁面摩擦力、燃烧室壁面摩擦力、喷油装置气动阻力和轴向摩擦力、火箭发动机推力室及喷管的轴向摩擦力等;热态时,外阻力也为 \vec{D}_e (可认为动力系统冷热态外阻相等),动力系统产生的内推力

为 \vec{F}_{hi} ,其构成主要包括流道内阻和燃烧室、火箭发动机推力室、喷管壁面压力产生的轴向力;试验室台架推力测量装置测得的冷、热态力分别为 \vec{F}_{ct} , \vec{F}_{ht} 。则有:

$$\vec{F}_{ct} = \vec{D}_e + \vec{F}_{ci} \quad (1)$$

$$\vec{F}_{ht} = \vec{D}_e + \vec{F}_{hi} \quad (2)$$

试验得到的冷热态台架推力差:

$$\Delta \vec{F} = \vec{F}_{ct} - \vec{F}_{ht} = \vec{F}_{ci} - \vec{F}_{hi} \quad (3)$$

式中: \vec{F}_{hi} 即为动力系统产生的内推力;冷热态受之力之差 $\Delta \vec{F}$ 为动力系统推力增益,考虑到力的方向后,得到的动力系统中内推力为:

$$F_{hi} = (F_{ct} - F_{ht}) - F_{ci} \quad (4)$$

需要说明的是,由于试验方法的限制,在冷态条件下,动力系统中流道将产生 \vec{F}_{ci} 的内阻;而在火箭模态下,因火箭发动机推力室燃气仅作用在冲压发动机燃烧室的一侧,其他部分依然会产生内阻,但比 \vec{F}_{ci} 要小一些。这里仅仅将火箭发动机推力室产生的冷热态推力差与发动机地面单独试验结果相比。将试验得到的火箭冲压组合动力系统在不同模态下推力进行处理,得到的推力特性见表2,发动机比冲性能较高。

表2 模型试验件的性能

Tab. 2 Performance of model test sample

	火箭模态	火箭/冲压模态 (火箭点火)	冲压模态 ($\alpha=1.5$)	冲压模态 ($\alpha=1.3$)	冲压模态 ($\alpha=1.2$)
动力系统内推力	1.58	2.94	1.90	2.01	2.18

文中,仿真计算时的来流是空气,燃烧过程采用化学动力学模型模拟化学反应过程,选取了试验得到的燃烧效率。仿真获得的是沿进气道、燃烧室、喷管的绝对压力,对此进行积分,获得各组件的推阻力,最后结果应是动力系统产生的内推力;自由射流试验是模拟来流(燃烧产生的非纯净空气),真实化学反应过程,采用的是冷热态推力差减去内阻的方法,获得的也是内推

力。从数值上看,试验得到的火箭、火箭/冲压模态和冲压模态的实测推力大于计算推力,纯火箭模态下产生的误差更大。分析表明,主要是因计算用的是实际来流、选取了化学反应模型、计算也存在误差;而试验是模拟来流,试验同样存在测量误差,内阻的计算也有不准确之处。目前,我们尚难使计算和试验一致,甚至也很难接近,只能观察变化趋势。总体而言,火箭模态下,二

者均产生了推力增益;火箭冲压共同工作模式下,产生了“1+1>2”的效果;纯冲压模式下,推力和比冲的变化规律是一致的。

3 结论

本文对所研究的火箭冲压发动机模型推阻特性进行了仿真研究,通过自由射流试验,对模型试验件的点火稳焰特性、推阻特性进行了验证,实现了火箭发动机燃气点燃冲压流道,获得了不同模式下的推力特性。对所设计的模型试验件,结论如下:

1) 火箭发动机在火箭冲压动力系统的流道内获得58%的推力增益,实现了动力系统部分结构的共用及有效组合的初衷;

2) 火箭/冲压模式下的推力大于火箭推力室设计推力和同一余气系数下冲压发动机推力之和,产生了“1+1>2”的效果,进一步实现了组合的功效;

3) 随着余气系数的减小,冲压模式下推力增加。

火箭冲压组合动力系统推阻特性是非常复杂的问题,本文仅仅是开始了初步研究工作,更进一步深入细致的研究工作尚待今后持续进行。

参考文献:

- [1] 张蒙正,李斌,王君,等.关于RBCC动力系统的一点思考[J].火箭推进,2013,39(1):1-7.
ZHANG Mengzheng, LI Bin, WANG Jun, et al. Thinking
- about RBCC propulsion system [J]. Journal of rocket propulsion, 2013, 39(1): 1-7.
- [2] PARKS S, WALDMAN B. Flight testing hypersonic vehicles: the X-30 and beyond: AIAA-90-5229 [R]. USA: AIAA, 1990.
- [3] DISSEL A F. Comparative system analysis of reusable rocket and air-breathing launch vehicles[D]. Maryland: University of Maryland, College Park, 2007.
- [4] EHRLICH C F. Early studies of RBCC applications and lessons learned for today: AIAA 2000-3105 [R]. USA: AIAA, 2000.
- [5] COOK S. NASA's integrated space transportation plan[C]//Proceedings of 51st International Astronautical Congress. Rio de Janeiro, Brazil: [s.n.], 2000: 111-121.
- [6] COOK S A, HUETER U. NASA's integrated space transportation plan[C]//Proceedings of 3rd Generation Reusable Launch Vehicle technology Update. Houston, USA: International Astronautical Federation, 2002: 21-28.
- [7] BLOCKER W D, KOMAR D R, BRADLEY M K, et al. NGLT systems assessment of the Boeing FASST TSTO air-breathing Vehicle concept: AIAA 2003-5267 [R]. USA: AIAA, 2003.
- [8] RATEKIN G, GOLDMAN A, ORTWERTH P, et al. Rocket-based combined cycle engine concept development[R]. USA: AIAA, 2001.
- [9] 张蒙正,李斌,路媛媛,等.矩形流道RBCC动力系统推力特性之思考[J].火箭推进,2014,40(3):1-6.
ZHANG Mengzheng, LI Bin, LU Yuanyuan, et al. Thinking about thrust and resistance characteristics of RBCC power system adapting to rectangle section flow passage [J]. Journal of rocket propulsion, 2014, 40(3): 1-6.

(编辑:陈红霞)