

RBCC 和 TBCC 组合发动机在 RLV 上的应用

陈 宏¹, 何国强²

(1 中国航天科技集团公司第四研究院第四十一所, 陕西 西安 710025;

2 西北工业大学 航天学院, 陕西 西安 710072)

摘 要: 论述了吸气式组合发动机在新一代可重复使用运载器上的使用现状, 分析了各种组合方案的优势和特点, 着重介绍了 RBCC、TBCC 的应用对飞行器总体性能的影响, 并提出了两种较优的飞行器组合结构方案。

关键词: 两相反应; 燃烧室; 有限速率; EDC; PDF; 燃烧模型

中图分类号: V438

文献标识码: A

文章编号: (2008) 03-0039-05

Application of RBCC and TBCC engines to RLVs

Chen Hong¹, He Guoqiang²

(1 The 41st Institute of the Fourth Academy of CASC, National Key Lab of Combustion,

Flow and Thermo-Structure, Xi'an 710025, China;

2 College of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The application of combined airbreathing engines used for the next generation reusable launch vehicle (RLV) was presented. Two-Stage-To-Orbit RLV configurations using combined propulsion systems for both stages were described, and a comparison was made between RBCC and TBCC to analyze their effects on the general performances of RLV. Two recommended RLV configurations were shown consequently.

Key words: two-phase reacting flow; combustion chamber; finite rate; EDC; PDF; combustion model

收稿日期: 2008-02-22; 修回日期: 2008-05-13。

作者简介: 陈宏 (1974—), 女, 硕士, 研究领域为固体火箭发动机装药设计。

1 引言

伴随着世界各国对空间开发利用的逐渐加深和扩大，现有的航天运输系统在技术性能上的不足，使其很难适应天地往返运输应用扩大的需要。不可重复使用的局限，使运载器单位有效载荷运载成本随发射次数增加而直线上升，严重制约了其应用。因此发展技术性能更先进、能重复使用的天地往返运输系统势在必行。美国、俄罗斯、法国、日本等国家先后提出的新一代空间运输计划中，研究投入最多的就是高超声速组合发动机^[1]。组合循环动力装置的应用对于实现机体/发动机结构一体化、减轻结构重量和系统复杂度具有重要意义。NASA 每年花费近 1.3 亿美元进行高超声速研究工作，并在以火箭为基础的组合循环（RBCC）发动机系统和以涡轮为基础的组合循环（TBCC）发动机系统之间展开了研制竞赛，以待选择最佳的动力装置。

本文主要论述了吸气式组合发动机在新一代可重复使用运载器（RLV）上的使用现状，提出了以火箭、RBCC、TBCC 为动力的 RLV 的结构组合。

2 当前研究工作进展

2.1 吸气式发动机在 RLV 上的应用

美国因为近年来在全球航天运载领域的市场占有率急剧下降，为了开发高效益、安全、可靠的新型运载器，争夺市场份额，提出了采用吸气式组合推进的飞行器。目前在用的各种航天运输器大多采用的是火箭助推、入轨的方式。纯火箭发动机因为自身要携带氧化剂，使得飞行器起飞总重非常大。与纯火箭相比，吸气式组合发动机可以在不同的飞行高度和马赫数条件下启用最优的工作模态，达到最佳的加速和巡航要求；能够充分利用大气层中的氧减轻自身的起飞重量，因而吸气式组合发动机成为新一代 RLV 很有前途的动力概念之一。

最初，从运载成本和飞行操作方面考虑，

RLV 偏向于采用单级入轨（SSTO）结构，液氢/液氧推进剂，有效载荷与起飞总重之比大于 2%，发动机平均有效比冲达到 8,702~8,810N·s/kg^[2]。GTX 飞行器即是美国为实现 11,340kg（25,000lbs）有效载荷运输而设计的 SSTO 概念机，一个抛物线形轴对称前体，三个独立的 RBCC 发动机舱以 120°间隔装在前体周围^[3]。飞行器起飞总重达 567,000kg，空载时净重 81,149kg，入轨后质量约为总重的 22.4%。飞行器采用垂直起飞、水平着陆的飞行轨迹。

单级系统的起飞总重对固体结构重量的变化很敏感，GTX 的总重与结构重量的比例高达 10:1，90%的起飞重量由推进剂占有，这样的薄壳体结构在制造技术上有相当大的难度^[4]。与单级入轨相比，双级入轨结构可以较多的利用已经成熟的技术，技术风险低，系统易实现。通过对火箭（Rkt）、涡轮发动机（Turb）、RBCC、TBCC 发动机进行分析，新一代 RLV 可以采用更为可行的双级入轨（TSTO）结构，大致分为 7 类^[5]，见图 1。

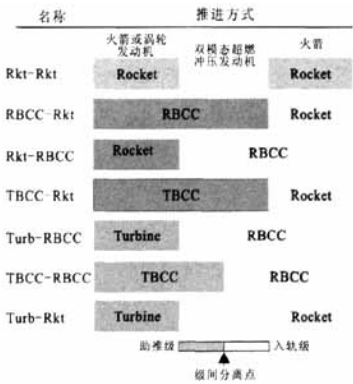


图 1 TSTO 飞行器推进系统选择模式

Fig.1 TSTO conceptual model propulsion options

图中的黑色实线代表级间分离点。通常涡轮发动机只能使用碳氢燃料（CH），双模态超燃冲压（DMSJ）发动机和火箭发动机则可以使用碳氢燃料或氢燃料（H），因而这 7 种推进方式因为采用不同的燃料，又可以扩展为多种推进方案，表 1 是为完成特定任务而设计出的几种 TSTO 结构的质量和飞行轨迹。

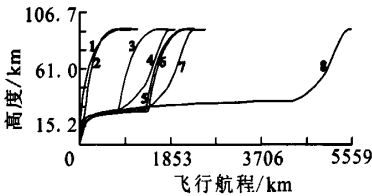
表 1 TSTO RLV 的结构和飞行轨迹

Tab.1 Configurations and trajectories for specific TSTO Reusable Launch Vehicles

TSTO 结构	第一级		级间分离速度		第二级		总重/kg	空载质量/kg	飞行 轨迹
	发动机	燃料	V_{i-d}	发动机	燃料	末速 V_f			
Rkt-Rkt	Rkt	HC	2133.6	Rkt	HC	7468.6	662,545	77,209	VTHL
Rkt-RBCC	Rkt	HC	1219.2	RBCC	HC	7468.6	-	6,494	VTHL
Rkt-RBCC	Rkt	HC	1219.2	RBCC	H	7468.6	327,464	71,476	VTHL
RBCC-Rkt	RBCC	HC	2522.9	Rkt	H	7468.6	568,251	120,658	VTHL
RBCC-Rkt	RBCC	HC	2895.6	Rkt	H	7468.6	416,745	134,763	HTHL
TBCC-Rkt	TBCC	HC	2529.9	Rkt	HC	7468.6	391,723	140,945	HTHL
TBCC-Rkt	TBCC	HC	2529.9	Rkt	H	7468.6	368,461	143,576	HTHL
Turb-RBCC	Turb	HC	1219.2	RBCC	H	4724.5	249,656	110,578	HTHL
TBCC-RBCC	TBCC	HC	4724.5	RBCC	H	7468.6	-	116,419	HTHL

注: VTHL-垂直起飞水平着陆; HTHL-水平起飞水平着陆。

J M Hank 等人利用 ASTROX 公司的 HySIDE 软件, 对表 1 中每一种 RLV 进行建模和性能分析, 得出了多种推进方案的 RLV 的上升段轨迹 (见图 2)。



1-Rkt-Rkt, 2-Turb-Rkt, 3-TBCC-Rkt, 4-Rkt-RBCC,
5-HTHL RBCC-Rkt, 6-VTHL RBCC-Rkt,
7-Turb-RBCC, 8-TBCC-RBCC

图 2 基准结构 RLV 爬升轨迹

Fig.2 Baseline configuration RLV ascent trajectories

从图中可看出, 所有的飞行轨迹在爬升到 15.24km (50000ft) 时, 速度都约为 1219.2m/s (4000fps); 火箭推进的飞行器继续加速, 级间分离点高度大约 40.538km (133000ft), 随后迅速飞出大气层; 对于助推段有吸气式发动机的 RBCC-Rkt 和 TBCC-Rkt 飞行器, 在双模态冲压

发动机下, 有一段只加速、不爬升的水平轨迹, 此段发动机动压保持稳定, 然后随着第二级火箭的启动, 急速垂直爬升; 对于第二级有吸气式发动机的 Rkt-RBCC、TBCC-RBCC 飞行器, 存在大幅度的平滑巡航段, 然后会急速入轨, 这在军事领域非常具有应用潜力, 例如应用于高超巡航导弹。

表 1 中 Rkt-RBCC 飞行器的空载质量较小, 研究也表明它的空载质量随有效载荷的增长并不敏感^[5], 这种结构的飞行器适于采用 VTHL 飞行。Rkt-RBCC 结构中利用火箭将飞行器加速到 $Ma=1.5\sim 2$, 避开了 RBCC 低速性能差的部分, 是一种较好的组合方案; 以 TBCC 等吸气式组合循环发动机作为第一级、火箭作为第二级的飞行器, 助推段吸气式发动机在大气层范围内工作, 推进剂使用效率高, 推重比 T/W 一般达到 8~10, 同时火箭入轨推力大、速度快, 这种结构适合水平起飞和着陆。

在表 1 的各类结构中, 比较适合 RLV 飞行任务的两类结构为 Rkt-RBCC 以及 RBCC 或 TBCC-Rkt。这样的组合不仅在性能上满足入轨的要求, 而且满足安全性和成本要求。

2.2 TBCC 和 RBCC 在 TSTO 飞行器上的应用

第一类 Rkt-RBCC 结构在结构质量、飞行推进等方面都占有明显优势。对于第二类结构,美国空军、NASA 等为了验证 RBCC-Rkt 和 TBCC-Rkt 结构的可行性,已经进行了大量的研究。对 RBCC-Rkt、LACE(液化空气循环发动机)-Rkt 等结构的验证试验中,RBCC 发动机推重比 T/W 达到 12~23,平均有效比冲达 9,633~15,543N·s/kg。在结构重量方面,两级的空载质量与总重比达到 12.78%^[9],第一级占到飞行器总重的 40%~51%,有效载荷与飞行器总重比达到 1.34%~4.0%。RBCC 结构相对简单,空载质量小,整个推进装置只有较少的活动部件,因而可靠性大大提高。

同样,Aztec 概念机也是为验证 TBCC-Rkt 结构而设计的飞行器,第一级采用了 10 个碳氢燃料的 TBCC 发动机,第二级采用 3 个火箭发动机^[7]。Aztec 起飞时总重 314,345kg,两级空载质量 104,328kg,有效载荷与总重比达到 2.9%。起飞时 10 个涡轮发动机可提供 1,824,082N 的推力,但推重比仅 0.6。Aztec 飞行器从设计、研制、试验到生产制造的总预算合计 13.6 亿美元。Aztec 的安全可靠性也非常高,10 个 TBCC 发动机中有 3 个失效后飞行器仍可以正常运行。

3 TBCC 和 RBCC 推进的 RLV 性能对比

以下讨论第二类结构 TBCC-Rkt 和 RBCC-Rkt 在 RLV 上的应用情况。设定要求完成同等运载任务,第一级分别采用 TBCC 和 RBCC 发动机,第二级都采用 NASA Ames 空天飞机设计的火箭发动机,液氢/液氧推进剂。分析两类飞行器在相同起飞速度下结构重量和性能^[9],见表 2。

由表 2 可以看出:在相似的飞行方案下,两类飞行器的大多结构重量差别不大,但 RBCC-Rkt 的总重比 TBCC-Rkt 的多出 1.1×105kg,主要差异在于 RBCC 自身携带的液氧及其贮料罐,而飞行器的起飞重量对发动机效率有着显著的影响;从推进性能上分析,在起飞开始的初始阶段 Ma=0~3 飞行期间,涡轮冲压或引射火箭模式下,TBCC 比冲比 RBCC 高出一个数量级,涡轮发动

机的推进剂使用效率较高,但同时涡轮发动机结构重量庞大,推重比较小;从使用操作设施考虑,TBCC 结构可以水平起飞、水平着陆,有灵活的发射和着陆的特点,因而可利用现有的飞机地面设备,实现革新地进入太空,能采用普通的燃料和润滑剂,有很低的运行成本,RBCC 结构一般采用垂直起飞方式,与现有的火箭推进类似。

表 2 TBCC 和 RBCC 推进的 TSTO 的结构和性能概算
Tab.2 Engine data differences between TBCC and RBCC powered TSTO

性能参数	TBCC-Rkt	RBCC-Rkt
起飞速度/(m/s)	154	154
最大动压 p/Pa	95,761	95,761
级间分离马赫数 Ma	10	10
级间分离高度/m	44,256	44,275
级间分离动压 p/Pa	9,576	8,666
第一级发动机海平面静态推力/N	4,061,416	-
第一级发动机进气道面积/m ²	35.52	58.38
第一级推重比 T/W	0.7	1.4
第一级发动机推进剂/kg	144,224	298,981
第一级发动机惯性质量/kg	296,717	240,678
第二级火箭点火高度/m	47,196	47,438
第二级火箭惯性质量/kg	30,528	31,022
第二级火箭推进剂质量/kg	79,898	85,470
第二级火箭真空推力/N	1,295,210	1,365,248
起飞重量/kg	558,448	665,234
有效载荷/kg	9,072	9,072
Ma=0~3 段比冲 I _{sp} /(N·s/kg)	46,874	4,722
Ma=3~8 段比冲 I _{sp} /(N·s/kg)	35,006	32,186
飞行轨迹	HTHL	VTHL

为了更好地提高发动机性能,还可以应用一些新技术,如采用高能量密度物质作为推进剂,或者还可以在 RBCC 发动机中添加一个涡轮风扇,使发动机多增加了一种工作模式,形成同时

具有TBCC和RBCC基推进系统特性的混合发动机。此类发动机的典型例子是增压引射超燃冲压发动机 (SESJ)^[9]。涡轮状工作模式可以用于返回着陆点阶段,具有安全的动力着陆特性。增压风扇也可以大幅度提高引射火箭工作模式阶段的推力和比冲。

4 结论

TBCC与RBCC都可用于新一代运载器的推进,各具优点。通过全文分析可以看出:

(1) 新一代RLV从技术方面和安全性方面考虑,倾向于采用TSTO结构;

(2) TBCC必须在大气层范围内工作,入轨推力小,一般作为助推级发动机应用较广;RBCC集合了火箭的高推重比和吸气式推进装置的高比冲优势,能够同时满足加速和入轨要求,他们和火箭所组合的两种较优结构是Rkt-RBCC和TBCC-Rkt;

(3) Rkt-RBCC结构的空载质量较小,空载质量随有效载荷的增长也不敏感,而且它利用火箭将飞行器加速到 $Ma=1.5\sim 2$,避开了RBCC低速性能差的部分。TBCC-Rkt结构在低速飞行段,因为涡轮发动机的推进剂使用效率高,TBCC的比冲比RBCC高出一个数量级,然后利用火箭入轨推力大、速度快的特点,可以实现迅速入轨;

(4) TBCC结构可以水平起飞、水平着陆,因而可利用现有的飞机地面设备快速进入太空,可重复使用性好,运行成本低;

(5) RBCC结构简单,空载质量小,可靠性较高。

参考文献:

- [1] 陈宏.高超飞行器推进系统概念研究[D].西安:西北工业大学,2005.
- [2] Wagner A, Bouchez M. Integration of a Combined Engine Propulsion System into a SSTO Launcher [R]. AIAA-95-6044.
- [3] Roche J M. Structural Sizing of A 25000lb Payload Air-Breathing Launch Vehicle for Single-Stage-To-Orbit. JANNF 25th airbreathing propulsion subcommittee [C]. 37th combustion subcommittee and 1st modeling & simulation subcommittee joint meeting, vol(1).
- [4] Roche J M. Preliminary Sizing of Vertical Take-Off Rocket-Based Combined-Cycle Powered Launch Vehicles [C]. JANNF 25th airbreathing propulsion subcommittee, 37th combustion subcommittee and 1st modeling & simulation subcommittee joint meeting, vol(1).
- [5] Hank J M, Franke M E. TSTO Reusable Launch Vehicles Using Airbreathing Propulsion[R]. AIAA 2006-4962.
- [6] Caldwell R A, Franke M E. Weight Analysis of Two-Stage-To-Orbit Reusable Launch Vehicles [R]. AIAA 2005-4365.
- [7] Kokan T, Olds J R. Aztec: A TSTO Hypersonic Vehicle Concept Utilizing TBCC and HEDM Propulsion Technologies[R]. AIAA2004-3728.
- [8] Andrew M Crocker, Jeffery H Cannon, Dana G Andrews. A Comparison of Horizontal Takeoff RLVS for Next Generation Space Transportation[R]. AIAA 2003-5037.
- [9] Culver G. Probabilistic Performance Comparison of RBCC and TBCC-Based Reusable Launch Vehicles with Enhancing Technologies[R]. AIAA 2003-5035.

(编辑:王建喜)