

膨胀循环发动机技术的发展、应用与展望

周利民, 刘中祥
(北京航天动力研究所, 北京 100076)

摘 要: 系统总结了国内外膨胀循环发动机技术的发展和应用情况, 在分析未来航天发展需求、研究膨胀循环发动机技术发展方向的基础上, 对膨胀循环发动机技术未来的发展进行了展望。

关键词: 膨胀循环发动机; 火箭发动机; 技术发展

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2016) 01-0001-05

Development, application, and prospect of expander cycle engine technology

ZHOU Limin, LIU Zhongxiang
(Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

Abstract: The development and application status of the expander cycle engine technology are summarized systematically. Based on the analysis of future aerospace needs and the development trends of the expander cycle engine technology, the development prospect of the expansion cycle engine technology is stated.

Keywords: expander cycle engine; rocket engine; technology development

0 引言

膨胀循环发动机利用冷却推力室和被加热的氢作为涡轮工质和能源, 驱动涡轮, 带动氢、氧泵对推进剂进行增压。涡轮做功后的氢全部进入推力室, 与氧在推力室内燃烧使化学能转变为热能, 经喷管加速排出, 将热能转化成动能, 从而产生推力。整个过程无额外推进剂和能量损失, 故也被称为“最优动力循环”。

1 膨胀循环发动机的技术特点

膨胀循环发动机具有如下特点:

1) 系统简单

膨胀循环发动机以推力室作为加温器, 没有燃气发生器循环发动机的燃气发生器及其副系统, 也没有补燃发动机的预燃室。该发动机一般采用箱压自身起动, 因此发动机系统简单。

2) 性能高

收稿日期: 2016-01-19; 修回日期: 2016-01-28

作者简介: 周利民 (1963—), 男, 研究员, 研究领域为液体火箭发动机设计

全部推进剂都进入推力室燃烧产生推力，无推进剂损失，发动机性能与补燃循环相当，性能高。目前投入使用的性能最高的火箭发动机为美国 RL10B-2 膨胀循环发动机，比冲达到了 464 s。

3) 可靠性高

发动机系统简单，起动过程平稳迅速，涡轮工作环境近于常温而不是高温，发动机固有可靠性高。

4) 推力和混合比易实现调节

分别对氢、氧涡轮流量进行调节，既可实现对发动机推力和混合比调节，且调节阀的工作环境条件较好。推力室为气（氢气）-液（液氧）燃烧，即使在很低的工况，也不易引起燃烧不稳定，易于实现深度推力调节。美国利用 RL10 膨胀循环发动机进行了深度推力调节试验研究，试

验验证发动机 CECE 推力调节范围达到了 10 : 1。

5) 涡轮功率受推力室换热能力和涡轮压比制约，一般适于中小推力的高性能氢氧上面级发动机使用

2 国外膨胀循环发动机发展现状

膨胀循环发动机作为液体火箭发动机的一个重要类型，有其独特的优势和技术特点。在美国几十年的航天活动中，膨胀循环发动机一直占据着其运载火箭上面级动力的主导地位，并仍在不断改进提高。2000 年前后，随着世界各国新一代运载火箭陆续研制，膨胀循环发动机获得普遍青睐，欧、俄、日等国也纷纷研制各自的上面级氢氧膨胀循环发动机。表 1 为国外膨胀循环发动机的发展和使用情况^[1-5]。

表 1 国外膨胀循环发动机的发展和使用情况

Tab. 1 Development and application status of foreign expansion cycle engines

国别	美国		欧洲	日本	俄罗斯
发动机型号	RL10A4-2	RL10B-2	Vinci	LE-5B	RD-0146 (两种推力状态)
状态	现役	现役	在研	现役	在研
火箭系列	宇宙神 5	德尔塔 4	阿里 5ME/阿里安 6	H-2A/B	安加拉
上面级	二子级/半人马座	二子级/半人马座	二子级/ESC-B	二子级	二子级/三子级
推力/kN	99.2	110.09	180	137	7.6/100
室压/MPa	4.148	4.352	6.1	3.62	6/8.1
混合比	5.1-5.5	4.8-5.88	5.7-6.2	5	5.9
真空比冲/s	451	465.5	466	447	463/468
喷管面积比	83	285	243	110	117/198
启动次数	多次	多次	5	多次	5

先进的高性能上面级氢氧膨胀循环发动机作为国外新一代运载火箭的核心技术而得到普遍的开发和应用，他们的共同特点是：

- 采用膨胀循环发动机系统。
- 大面积比喷管（可伸缩、C-C 非金属材料）以显著提高发动机的比冲。

- 高转速、高效率氢涡轮泵。
- 电点火实现多次启动。
- 推力和混合比可调节。

可以说具有上述技术特点的高性能氢氧膨胀循环发动机代表了国外新一代运载火箭及未来上面级发动机的技术发展方向。

3 我国膨胀循环发动机技术的发展

3.1 YF-75D 膨胀循环发动机

2003 年，为推动我国高性能上面级发动机技术进步，掌握氢氧膨胀循环发动机关键技术，开始了膨胀循环发动机关键技术预先研究工作。2006 年，为更好地满足我国新一代运载火箭对高性能上面级发动机的需求，开始在 YF-75 发动机基础上，研制氢氧膨胀循环发动机 YF-75D，采用闭式膨胀循环系统方案，用于 CZ-5 火箭芯二级。2015 年发动机完成全部研制工作，从研制阶段进入飞行应用阶段。发动机主要参数见表 2。

表 2 YF-75D 发动机主要参数

Tab. 2 Main parameters of YF-75D engine

项 目	参 数
真空推力/kN	88
真空比冲/s	442
室压/MPa	4.1
混合比	6.0
喷管面积比	80
启动次数	2
工作时间/s	780

YF-75D 发动机的主要技术特点是采用闭式膨胀循环系统、高效率（设计转速 70 000 r/min）两级氢涡轮泵、加长推力室身部、箱压自身启动、富氧关机，发动机可两次启动，具有双向摇摆和混合比调节能力。

YF-75D 发动机工作时间 780 s，是目前国内

工作时间最长的火箭主动力发动机，也超过了国外大多数的液体火箭发动机，对发动机可靠性带来很大的挑战。YF-75D 发动机在研制中创造了连续 30 000 s 成功试车的优异成绩，表现出很高的固有可靠性，充分体现了膨胀循环发动机系统简单、可靠性高的特点。但由于受研制经费和研制周期限制，发动机初期确定方案的指导思想是最大限度继承 YF-75 发动机的成果，故 YF-75D 发动机仍沿用了 YF-75 发动机面积比 80 的喷管，限制了发动机比冲的大幅度提高。

3.2 YF-75D 发动机的后续改进设想

美国 RL-10 发动机通过不断改进，大幅度提高了发动机性能，是美国目前德尔塔和大力神两型现役主力火箭的唯一通用上面级发动机，RL-10 系列发动机四十多年的使用实践充分证明了膨胀循环发动机系统简单、性能和可靠性高的优越性。我国 YF-75D 发动机采用了同样的闭式膨胀循环系统，具有很好的改进潜力和性能提升空间，是未来我国通用上面级动力的很好的基础平台。

为了满足未来多样化任务的需要，YF-75D 发动机应持续改进，改进的主要方向有：

- 1) 采用更大面积比喷管，提高性能。喷管面积比若提高到 120，发动机比冲可达到 450 s 以上；若采用非金属可延伸喷管且面积比提高到 250，发动机比冲可达到 460 s 以上。
- 2) 完善功能，实现推力和混合比电动连续调节。
- 3) 实现 10 : 1 推力调节能力，成为深空探测航天器上升、下降用动力。
- 4) 更换液氧、甲烷推进剂，成为长期在轨、大范围空间轨道转移动力。

3.3 20 吨级膨胀循环发动机

根据我国重型运载火箭的初步论证结果，重型运载火箭上面级对 25 吨高性能膨胀循环发动机（四机并联使用）提出了需求，研制 25 吨高性能膨胀循环发动机是我国未来膨胀循环技术领域需要重点发展的项目之一。

通过研制 25 吨高性能膨胀循环发动机，可形成我国上面级氢氧发动机 10 吨级和 20 吨级两个型谱，更好地满足未来多样化任务的需要。

4 膨胀循环发动机技术的拓展应用

4.1 大推力开式膨胀循环发动机

膨胀循环发动机一般采用性能较高的闭式膨胀循环方案, 涡轮的做功能源来自推力室身部换热, 涡轮做功后的氢全部进入推力室燃烧, 涡轮的压比较小, 受推力室身部换热能力和涡轮压比的限制, 发动机推力难以提高, 因此, 传统上, 认为膨胀循环发动机只适用于中小推力的上面级。而开式膨胀循环由于将涡轮做功后的氢气引入喷管下游的低压区, 可大幅度提高涡轮压比, 从而大幅度提高涡轮功率, 进而大幅度提高发动机推力。

日本对开式膨胀循环发动机情有独钟, 先后研制了 LE-5A 和 LE-5B 发动机用于 H2 系列火箭上面级。采用 LE-5B 作为上面级的 H-2 和 H-2A 火箭曾经先后出现两次飞行事故, 但在两次飞行事故中, 二级发动机 LE-5B 在预冷不充分和箱压不足的不利条件下, 仍能正常启动并稳定工作, 意外地证明了开式膨胀循环发动机具有很高的启动健壮性和工作可靠性, 坚定了日本在开式膨胀循环发动机技术道路上进一步深入发展的信心。

表 3 LE-9 发动机主要性能参数

Tab. 3 Main performance parameters of LE-9 engine

项 目	参 数
真空推力/kN	1 450
海平面推力/kN	1 190
推力室室压/MPa	12.1
混合比	5.9
喷管面积比	37:1
真空比冲/s	432
发动机推力调节范围/%	60~100

为了研制更好的主发动机以取代目前成本较高、采用补燃循环的 LE-7 及其改进型发动机, 在全面对比了补燃循环、燃气发生器循环、闭式

膨胀循环和开式膨胀循环系统方案的基础上, 日本推出了世界上首台百吨级采用开式膨胀循环技术方案的发动机 LE-9 (原 LE-X), 并对该发动机主要关键技术进行了全面的研究和试验, 证明了技术方案的可行性和优越性^[5-6]。LE-9 发动机将用于日本下一代运载火箭 H-3。发动机主要参数见表 3。

大推力开式膨胀循环发动机技术方案的提出, 将膨胀循环发动机推力提高到百吨级以上, 大大拓展了膨胀循环发动机技术的应用领域。

4.2 液氧/甲烷膨胀循环发动机

液氧和甲烷沸点分别为 90 K 和 112 K, 接近空间温度, 便于空间长期贮存, 两者温度相近, 可以实现贮箱共底。甲烷性能介于氢和煤油之间, 高于目前普遍采用的常规推进剂。液氧/甲烷发动机是未来发展高性能空间可长时间在轨航天器动力的重要技术方向。未来无论是深空探测任务的航天器下降、上升, 还是航天器在轨服务、大范围轨道转移任务等, 都是液氧甲烷发动机技术可以发挥重要作用的领域。

美国利用 RL10 发动机开展过更换甲烷推进剂的研究性试验, 我国也在 YF-75D 发动机上进行过更换甲烷推进剂的点火、起动试验研究, 试验结果表明液氧/甲烷发动机采用膨胀循环技术方案是可行的, 可以充分继承已有的膨胀循环发动机的优点和已有成果, 在成熟氢氧发动机基础上研制同等推力级别的液氧/甲烷发动机已被实践证明是一条捷径。

5 膨胀循环发动机技术未来发展展望

通过对膨胀循环发动机技术的发展路线、发展方向、未来可拓展的应用领域等方面的分析和研究, 对膨胀循环发动机技术未来发展的展望如下:

1) 膨胀循环发动机以其高可靠、高性能的技术优势在世界各国新一代运载火箭上面级动力领域得到普遍应用。推力和混合比可调节、可多次起动、通过采用大面积比非金属可延伸喷管使发动机比冲达到 460 s 以上的高性能膨胀循环发动机在未来运载火箭上面级动力领域将继续保持

主流地位。

2) 我国通过 YF-75D 发动机的成功研制, 全面自主地掌握了膨胀循环发动机技术, 使我国高性能低温上面级发动机技术跃上了一个新台阶, 但受研制条件制约, 发动机综合性能与世界先进水平相比尚有差距。以 YF-75D 发动机为平台, 进一步开展改进工作, 使其功能进一步完善, 性能达到世界先进水平, 成为未来我国新一代高性能通用上面级发动机十分必要, 且具有重要意义。

3) 大推力开式膨胀循环发动机将膨胀循环发动机推力提高到百吨级以上, 大大拓展了膨胀循环发动机技术的应用领域, 是膨胀循环发动机的一个重要技术发展方向。由于其具有系统简单、可靠性高、成本低优势, 未来将在低成本、高可靠运载火箭领域发挥重要作用。

4) 液氧甲烷发动机采用膨胀循环技术方案可行且具有独特优点, 液氧/甲烷发动机是未来发展高性能空间可长时间在轨航天器动力的重要技术方向。未来无论是深空探测任务的航天器下降、上升, 还是航天器在轨服务、大范围轨道转移任务等, 都是液氧甲烷发动机技术可以发挥重要作用的领域。

综上所述, 闭式膨胀循环发动机是高性能、高可靠中小推力氢氧和液氧甲烷发动机的理想选择, 开式膨胀循环发动机是低成本、高可靠大推

力氢氧和液氧甲烷发动机的重要选择, 膨胀循环发动机技术将在未来航天运载领域发挥越来越大的作用。

参考文献:

- [1] AEROJET ROCKETDYNE. RL10 rocket engine [EB/OL]. [2015-12-20]. <http://asme.org/about->.
- [2] ALLIOT P, DELANGE J F, EDELINE E, et al. The VINCI propulsion system: new steps toward qualification: AIAA-2014-3478 [R]. USA: AIAA, 2014.
- [3] RYUICHI S, MASAAKI Y, SHOGO W. The LE-5 series development, approach to higher thrust, higher reliability and greater flexibility: AIAA-2000-3453 [R]. USA: AIAA, 2000.
- [4] RACHUK V, THKOU N. The first Russian LOX/LH2 expander cycle LRE:RD0146: AIAA-2006-4904 [R]. USA: AIAA, 2006.
- [5] MASSIMO F. Assessment and benchmarking of the extendible nozzle systems in the liquid propulsion: AIAA-2012-4163[R]. USA: AIAA, 2012.
- [6] AKIHIDE K, NOBUHIRO Y, HIDEO S, et al. LE-X Japanese next liquid booster engine: AIAA-2008-4665 [R]. USA: AIAA, 2008.
- [7] AKIHIDE K, HIDEO S, NOBUHIRO Y, et al. Progress on the LE-X cryogenic booster engine: IAC-11-C4.1.2[R]. [S. l.]: IAC, 2011.

(编辑: 王建喜)