

TRW 公司的超低成本液氧/液氢助推 液体火箭发动机

主题词：火箭，发动机，成本

摘 要：TRW 公司已经设计、制造并准备测试一台海平面推力为 2.89MN 的液氧/液氢火箭发动机。这台发动机的设计给出这样一个启示：对于大型助推火箭发动机，可以通过少量地降低发动机性能而使其制造成本大幅度降低。这种超低成本的助推液体火箭发动机具有极强的生命力。这台泵压式发动机设计的特点是室压低（4.83MPa），从而使发动机主要部件（包括燃烧室、涡轮和供应系统）的成本比高室压设计低得多。这台发动机综合了 TRW 公司论证的针栓式（针阀式）喷注器设计、加衬烧蚀燃烧室/喷管和低成本箔轴承涡轮泵，它们都大幅度地减小了发动机的部件数量、制造成本和试验成本。

本文介绍了这台发动机的设计、制造和工作特点，并着重强调了它能大幅度降低发动机制造和试验成本的独有特点。本文还描述了 TRW 公司 Readondo Beach, CA 工厂从计划开始，在不到 12 个月的时间内设计、制造并组装成功的全尺寸试验样机。

前 言

美国的运载火箭是以 50 年代中期至 1970 年研制的最高性能发动机为基础，从弹道导弹计划发展起来的。这些高成本的发动机占运载火箭成本的 40% 多。从 1970 年起，美国唯一在飞行的助推液体火箭发动机是为航天飞机而研制的，而且它们的性能和成本已经达到了极限。用现在的标准衡量，重复使用 SSME 的成本超过了一次使用发动机的总成本。使用当前的运载工具，用户期望的 GTO 运载成本少于 13000 美元/千克。要求新的一次性使用的助推火箭发动机的成本不超过发射成本的 10%。

TRW 公司已有很长一段设计具有烧蚀或辐射冷却燃烧室/喷管的针栓式发动机的历史。在能深度调节的登月舱发动机研制成功后，针栓式喷注器在 TRW 公司设计的发动机上已变得非常普遍。针栓式喷注器设计使用了一个可动的套管来优化推进剂的喷射速度，它能使发动机在很大的调节范围内保持最好的性能。后来，TRW 公司在空间推进器上采用了这种可动套管，作为隔离机构的一个面来减小液滴和残存的推进剂。

采用针栓式喷注器的设计证明，从推力为 450N 到 1.1MN 的发动机都有极高的稳定性。而且，在试验中，简单的通流孔环和针栓迅速改变，调整喷注器，提高发动机性能并控制燃烧室壁温。由于这种技术已经成熟，所以，低成本发动机的研制和生产就变得非常清楚了。

早在 60 年代末期，TRW 公司就开始进行推力为 220kN 的 $\text{LO}_2/\text{RP}-1$ 发动机和推力为 1.1MN 的可贮存发动机的论证试验工作。80 年代末期，在麦道公司的鼓励下，TRW

公司开始研制低室压的 LO_2/LH_2 发动机。论证试验是在推力为 73kN 和 178kN 的 LO_2/LH_2 发动机和推力为 58kN 的 $\text{LO}_2/\text{RP}-1$ 发动机上进行的。以这些试验获得的知识为基础, TRW 公司将发动机推力提高到 2.89MN, 并于 1996 年制造了一台试验样机准备用于试验。然而, 不幸的是, 在生产即将结束时, 原计划在空军 Phillips 实验室试验这台发动机的资金被取消了。TRW 和 AlliedSignal Aerospace (以下简称 ASA) 完成了这台发动机, 现在正在寻求资金进行试验。本文将介绍 TRW 公司的推力为 2.89MN 的超低成本发动机 (简称 ULCE)。

1 飞行发动机循环

TRW 的 ULCE 发动机循环反映了使发动机廉价可靠的设计思想。图 1 给出了 ULCE 飞行发动机简图, 发动机采用燃气发生器循环, 燃烧室和喷管采用烧蚀冷却方式。表 1 列出了 ULCE 的工作参数。本文主要论述发动机的循环和它的关键部件。

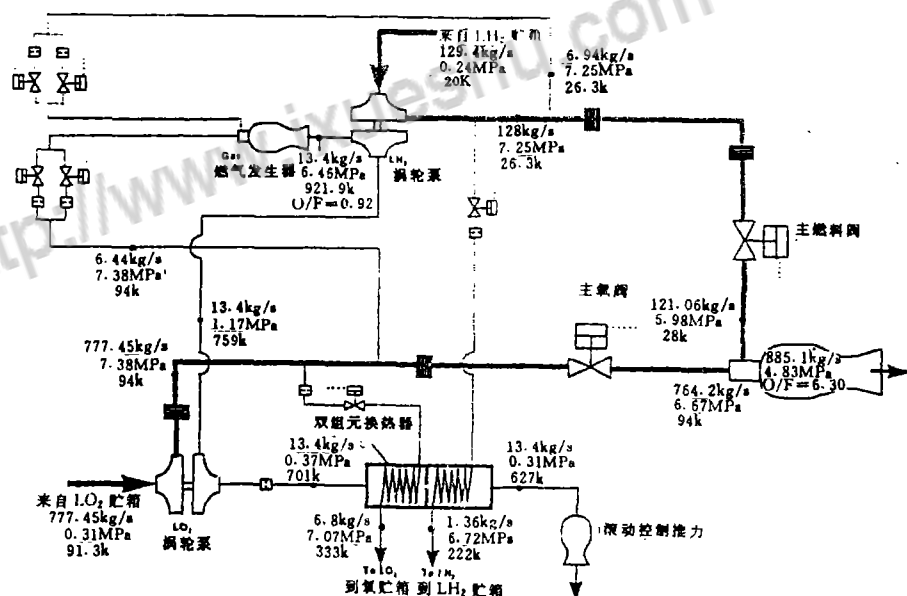


图 1 ULCE 飞行发动机稳定工作的系统图

火箭发动机主要部件是海平面推力为 2.89MN, 室压为 4.83MPa 的烧蚀冷却的燃烧室。这个燃烧室是针对 ULCE 而设计。发动机喉部的烧蚀率和燃料膜冷却效果确定了燃烧室压力的极限。低的发动机室压能使大部分部件的成本比那种高室压发动机便宜很多。另外, 由于取消了昂贵的烧蚀室再生冷却, 低的室压极大地简化了推进剂供应系统的设计, 而且可以使用低成本单级涡轮泵。整个发动机采用的都是常规的材料和制造工艺。与普通的助推发动机相比, ULCE 的部件总共不超过 100 个, 极大地降低了发动机的复

杂性。以上各因素都降低了回收发动机的成本，而且大大地降低了不回收的成本。发动机部件的研制过程中，在发动机部件的工程和设计方面不需要过多的限制，而且更重要的是，它将降低了发动机的试验费用。

较低的发动机工作压力便于更好地控制发动机的瞬态工作。而在高压发动机中，由于阀门的关小因数高，在转级时对推进剂流动的控制性较差。在起动过程中，低压发动机不需要关小压力，因此更容易控制。这个优点极大地增加了发动机的可靠性，这是因为在起动和关机时，发动机的许多部件承受最大的应力载荷。

表 1 ULCE 飞行发动机结构和性能参数

参 数 名 称	参 数 值
推进剂	LO ₂ /LH ₂
燃烧室压力 (MPa)	4.83
海平面推力 (kN)	2891.3
真空推力 (kN)	3736.5
总混合比 O/F	6.0
喷管膨胀比 A_e/A_t	20.0
收缩比	4.0
真空比冲 (m/s)	4079.6
发动机总流量 (kg/s)	906.7
特征速度 (m/s)	2236.3
干质量 (kg)	4858.4
燃烧室直径 (mm)	1463.0
喉部直径 (mm)	731.5
全长 (mm)	7290

典型的发动机飞行性能预测示于图 2，它计算比较了在没有附面层冷却的情况下，假定喉部侵蚀速度为 0.3mm/s^* 和以 7% 的燃烧室燃料流量作为附面层冷却，喉部侵蚀速度为 0.15mm/s^* 这两种状态下预测的发动机性能。这些性能预测也表明在助推任务后期 (190s 后)，发动机节流至 57% 时，发动机性能的下降。在全推力工作过程 (前 190s 的燃烧时间) 中，所期望的平均比冲是：无附面层冷却时 4040m/s ；用 7% 的燃料作附面层冷却时 4030m/s 。

推进剂由两个独立的涡轮泵组件通过直径为 127mm 的球阀供应到喷注器。这些飞行发动机的设计是将涡轮泵直接安装在火箭上，因此，他们不需要随燃烧室一起摇摆。这

* 这些侵蚀率的依据是在 NASALeRC 完成的缩比试验。

个设计用分解摇摆控制力耦来控制滚动。它同时也降低了发动机的摇摆质量，减小了实际载荷。而且使发动机比把涡轮泵装在发动机上更短更轻。

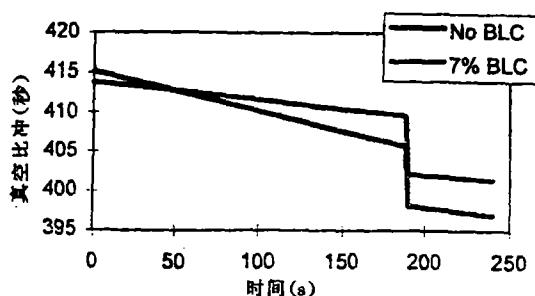


图 2 ULCE 在飞行中的性能

由于燃烧室压力低，涡轮泵只需要产生约 6.9MPa 的压头。这就允许采用廉价的组合件设计，这点将在以后详细论述。

发动机以燃料涡轮泵和氧化剂涡轮泵串联运行方式工作。燃气发生器的排气是先驱动燃料泵的冲击式涡轮，然后再驱动氧化剂泵的冲击式涡轮，在氧化剂涡轮下游有一节流孔，通过它限制氧化剂涡轮的输出功率，调节发动机的混合比。

在节流孔之后，有一个双组元换热器，大约 1% 的泵排出流量通过它并蒸发后给贮箱增压。通过换热器后，燃气发生器排气通过一个面积比为 1.66 : 1 的超音速喷管排出发动机。这个可转动的喷管产生约 30.7kN 的真空推力，能为火箭提供高达 25.7N·m 的滚动控制力矩。

这个系统能够随着燃烧室喉部的侵蚀自动地降低涡轮功率。因此，在发动机工作过程中，推进剂流量保持不变，推力略有降低，这有助于减小火箭的加速度。

发动机具有一个简单的节流方案，供给燃气发生器的推进剂流量通过两个并列的阀门分开。发动机通过关闭其中的一个阀门来实现节流（将不需要位置反馈）。如果在燃气发生器的推进剂供应阀上加上位置反馈，发动机就可以在整个工作范围内节流了。

发动机的稳态和瞬态动作由一个火箭发动机瞬态仿真软件来模拟。这些系统分析验证了发动机对在飞行和验证试验中所预计的各种情况的反应。起动和关机指出，发动机在测试中能够正常地起动和关机。这些计算机模拟将减小依据试验确定发动机全部瞬态工作所需的时间，对发动机习性的理解增加了他们制造全尺寸发动机的信心。

发动机系统的简单极大地降低了发动机组件的数量。更重要的是，它使得发动机的制造和控制更简单。因此，这台发动机确实是超低成本和高可靠的发动机。

2 发动机构件

虽然在发动机构件的设计中，通常要考虑发动机的综合性能，但还要尽可能地使用

传统的材料和制造工艺。对于不强调减轻质量的论证样机尤其如此。图 3 为组装好的样机。样机包括了除燃气发生器以外的飞行发动机的全部构件。由于密封研究计划的原因，在第一阶段的试验中，去掉了燃气发生器。在 Edwards 空军基地的空军 Phillips 实验室 1A 试验中，可使用压缩的气氢驱动涡轮。在以后的试验中，将把燃气发生器添加到发动机系统中。燃气发生器已经设计好了，但还未制造出来。

前面介绍了 ULCE 飞行发动机工作的基本情况，下面将介绍已经制造好的试验发动机样机。这台样机将验证发动机的工作过程及其性能。

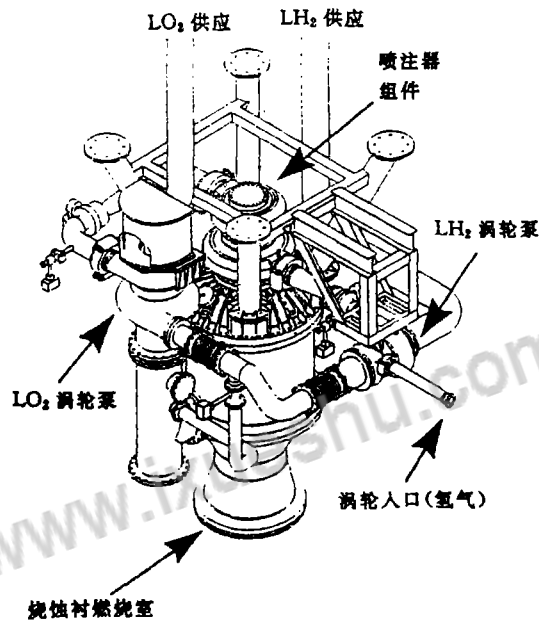


图 3 论证的 ULCE 发动机

2.1 燃烧室

大推力低压压发动机需要较大的燃烧室。然而，这台巨大的发动机与 TRW 公司小的空间发动机一样简单。图 4 为燃烧室的横截面。在主级状态下，燃烧室混合比为 6.2，液氢流量为 125.2kg/s，液氧流量为 779.3kg/s。

这台样机的燃烧室和喷管是分段制造的，在第二阶段的试验中，可以安装膜冷却环（如果必要），以降低喉部烧蚀率。燃烧室段的外壁材料为 HY80，然后用改进的 DC93—104 烧蚀材料作衬里。通过在燃烧室壁上浇铸烧蚀材料，可以使壳体构件再次使用。燃烧室使用过以后，可以将残余的烧蚀材料从燃烧室壁上剥下，重新浇铸新的烧蚀层。如果需要，也可以在试验前后修补烧蚀层。对于这种烧蚀材料，TRW 公司已有多年的经验，并且找到了更多的用途和更便宜的合成方法。

TRW 公司研究了一种混合并将烧蚀材料浇铸到 ULCE 燃烧室壁上的可靠方法，并且找到了一种很好的底层材料，能够使烧蚀层和燃烧室壁可靠地粘合在一起。TRW 公司在一个真空封闭系统中，用一个锥形搅拌器和输送泵准备烧蚀材料并将其浇铸到燃烧室中。烧蚀材料浇铸到模具里以后，芯模保持在原处不动，直到烧蚀材料固化到燃烧室壁上。

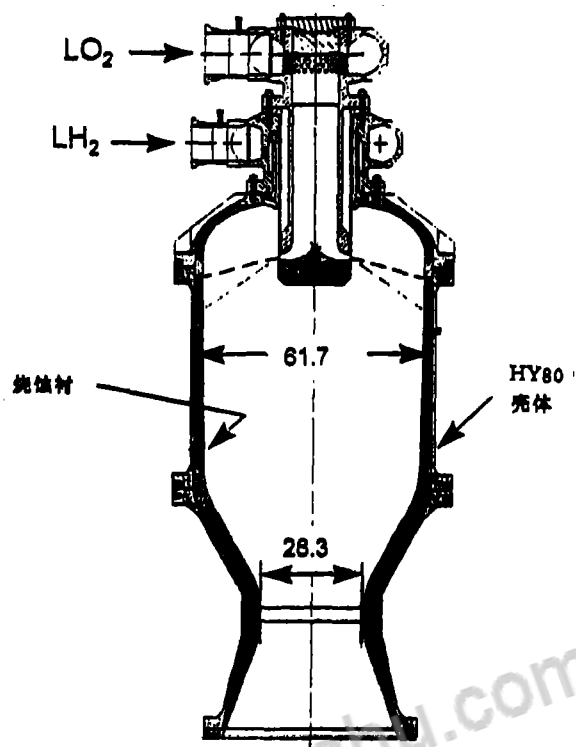


图 4 2.89kN 推力的燃烧室组件

2.2 喷注器

推进剂通过一个中心为氧化剂的针栓式喷注器进入燃烧室。这个喷注器在针栓末端为液氢设计了一个圆柱形的喷口。液氧从针栓中心流过，然后通过针栓末端的一系列液氧喷孔喷出。液氧流与液氢膜相交，确保了推进剂的撞击（见图 5）。这种喷注器设计与普通液体火箭发动机喷注器的设计不同，它不需要精确的加工和过多的喷孔，因此，它的制造成本很低。这台试验发动机的针栓已经设计，用来控制液氢膜动量及厚度的燃料环和控制液氧喷注器的针栓端头都可以很容易地去掉和更改。这便于在一系列试验中优化喷注器，而且也使得针栓发动机的研制成本非常低。

TRW 公司的针栓发动机通过优化发动机的关键参数（如动量比、收缩比、喷注器几何参数等），使其理论特征速度性能达到了 96~99%。1990 年，TRW 公司在 NASA 的刘易斯研究中心（LeRC）作了一系列缩比的 LO_2/LH_2 试验，以便用低温推进剂来研究针栓的优化。在那一阶段的试验中，一台推力为 73.3kN 的发动机，其特征速度效率高达 98%。在刘易斯研究中心获得的那些数据指导下，更大的 ULCE 针栓式喷注器设计已经展现在这里。

没有用 TRW 公司针栓式喷注器的发动机曾经遭受过燃烧不稳定的困扰。使用这种针栓式喷注器的发动机，即使喷射液氢的燃烧室直径达 1.5m，TRW 公司也有信心确保其燃烧稳定。在 NASA LeRC 的缩比试验中，TRW 公司完成了一系列爆炸试验，试验证明 LO_2/LH_2 和 $\text{LOX}/\text{RP-1}$ 推进剂的工作都非常稳定*。

* 通过改变针栓端头和燃料环， LOX 、 LH_2 喷注器可用于燃烧 $\text{LOX}/\text{RP-1}$

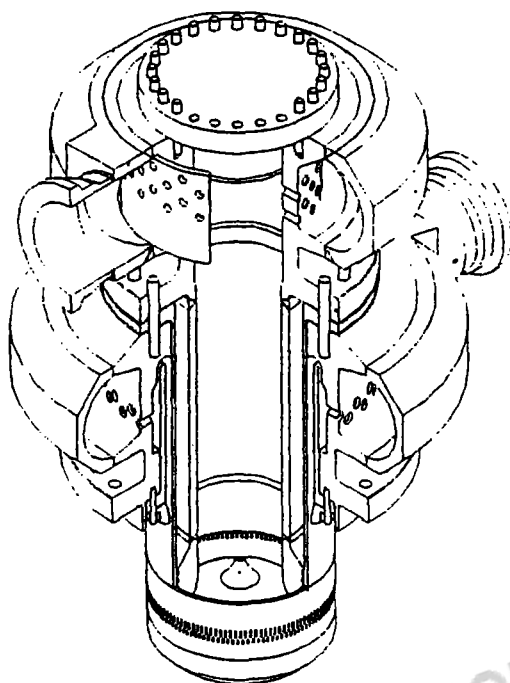


图 5 ULCE 的针栓式喷注器组件

2.3 主阀

ASA 作为 TRW 公司的子承包商, 为 ULCE 研制了两种推进剂主阀。每种推进剂路会聚到直径为 127mm 的入口腔, 然后通过一个直径为 203.2mm 的球。出口过度管使推进剂压力恢复到最初的压力进入喷注器。两种推进剂的阀体和球都是相同的, 只有入口管和出口管有变化。阀的材料依据计算从 NASA MAPTIS 数据库中选择, 选择时考虑了材料与液氧/气氧的相容性和材料对液氢/气氢的抗氢脆性及低温影响。另外, 材料选择还规定了许用应力水平、强度—重量比、机加工工艺性、耐磨性、抗腐蚀性。这台样机的阀体和球使用的是 7075 铝, 而且与飞行用阀的结构接近。

2.4 涡轮泵

由于发动机室压低, ASA 设计了低成本单级涡轮泵。涡轮泵采用了已经验证并创造了高可靠设计的金属箔轴承技术。作为改进整个发动机可靠的主要因素, 改进了的涡轮泵可靠性已经通过鉴定。涡轮泵设计很好地体现了 TRW 公司的典型思想, 即轻微降低发动机性能以提高可靠性并降低成本。

为了以最短的时间和最低的成本论证性能需求, 已经设计了试验发动机的液氧涡轮泵和液氢涡轮泵。(见图 6 和图 7)。两个涡轮泵都是由更小的低成本 LO₂ 和 LH₂ 涡轮泵按比例放大而设计的。采用按比例设计降低了非重复设计的成本。单级泵由诱导轮、叶轮、叶片扩散器组成。通过采用箔轴承支承转子组件简化了设计。单级冲击式涡轮提供了驱动泵的动力。试验室的气氢用于驱动试验涡轮。这个涡轮在最大效率区域内工作。用隔离密封来防止涡轮驱动燃气与液氧在液氧涡轮泵中混合。该涡轮泵设计的工作状态列于表 2。

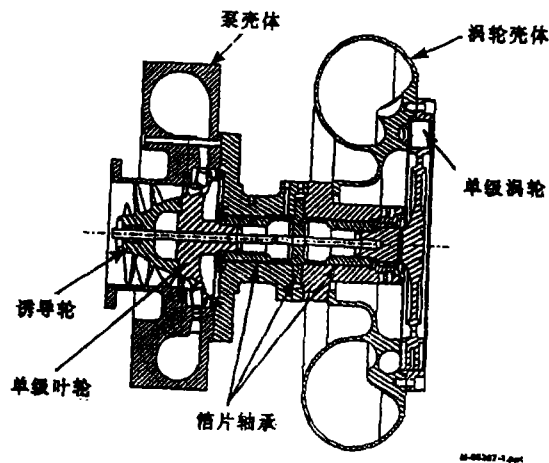


图 6 LOX 涡轮泵

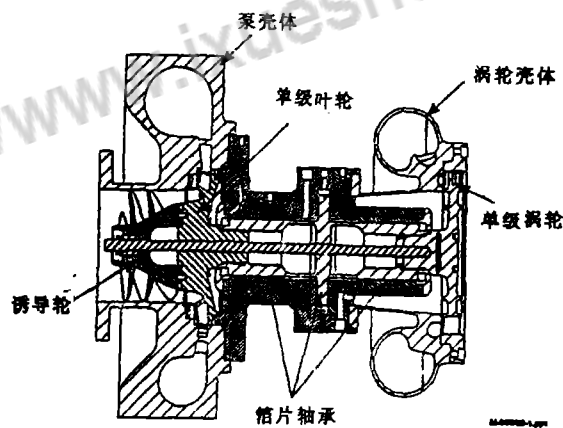


图 7 LH₂ 涡轮泵

在涡轮泵设计中，径向轴承和推力轴承都采用了 ASA 公司的箔片轴承技术。这些箔片轴承提供的高可靠、低成本的高效润滑，超过了滚动轴承或液体静压轴承。

金属箔片轴承是自作用的液体动压液膜轴承。叶片状颈轴承由重叠围绕在轴周围的箔片组成（见图 8）。当轴静止时，轴与箔片接触；当轴转动时，箔片就将轴举起。轴转速超过举起转速时，不再有磨损产生。轴承需要少量的泵流量（不超过 1%）作润滑剂，也会由于摩擦而损失一些涡轮的功率。

表 2 涡轮泵组件设计的工作状态

参数名称		LO ₂	LH ₂
泵	入口压力 (MPa)	0.310	0.241
	出口压力 (MPa)	7.819	7.170
	流量 (kg/s)	768.8	135.2
	转速 (r/m)	5700	25100
	效率	0.75	0.75
涡轮	涡轮工质	GH ₂	GH ₂
	入口温度 (K)	216.7	162.8
	入口压力 (MPa)	7.157	1.076
	GH ₂ 流量 (kg/s)	22.68	19.05
	效率	0.62	0.39
	功率 (MW)	6.8034	18.461

在金属箔片上有保护层,用来减小起动和机关时的瞬时磨损。试验室在空气中的试验表明,保护层有能使起动/关机次数超过 1000000 次的力量。

金属箔片轴承支撑载荷的能力远远超过液氧和液氢涡轮泵的要求,这点已被 NASA Stennis 和 MSFC 试验室完成的试验所证实。

金属箔片轴承中的高阻尼能够使转子稳定地工作在整个转速范围内,并能承受更高的转子不平衡偏差,对振动载荷有卓越的承受能力。

金属箔片轴承能承受更大的偏心、热和机械变形,以及更高的制造公差。因而具有更高的可靠性和更低的成本。

3 结束语

TRW 公司设计制造了 2890kN 推力的 LOX/LH₂ 超低成本发动机。这台发动机设计论证了一个典型示例:对于大型助推火箭发动机,可以通过很小地降低一点喷管性能而大幅度地降低发动机的制造成本,使发动机成为很有生命力的超低成本发动机。因此,发动机的成本可能不超过整个运载火箭发射成本的 10%。简单的结构和高的冗余提供了固有的可靠性。降低成本的关键是发动机的低室压 (4.83MPa)。它允许使用具有烧蚀层(不冷却)的燃烧室和喷管,简化推进剂供应系统和使用低成本的单级涡轮泵。在整个发动机设计中,ULCE 降低成本的另一个主要因素是使用了只有一个喷嘴的针栓式喷注器,这个喷注器与传统的喷注器相比,具有以下几个显著的特点:

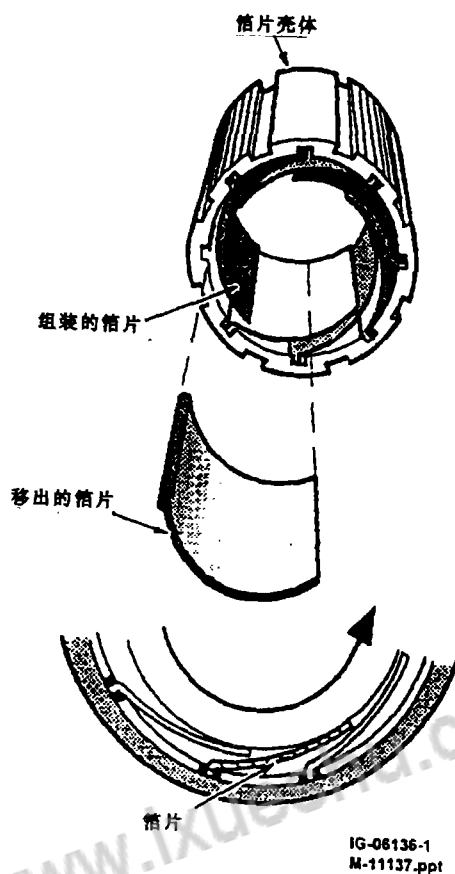


图 8 叶片径向轴承

- 固有的工作稳定性；
- 非常少的零件数量；
- 很低的生产装配成本；
- 在一系列试验中容易实现以很短的周转时间进行优化。

ULCE 预计的生产成本少于 1.2 美元/N 这只是当前在用的助推发动机成本的一小部分，也是已设计的发动机（包括俄罗斯设计的助推发动机）中成本最低的。这台发动机的成本不超过以前成本最低的助推发动机成本的一半，也只是 STME—100 这种发动机估价的一小部分。

编译：杜炜强 审校：杨瑞亭

论文发表、论文降重、论文润色请扫码



免费论文查重，传递门 >> <http://free.paperyy.com>

阅读此文的还阅读了：

1. [航天飞机主发动机预燃室火花塞点火器系统的引爆](#)
2. [液氢试验装置的液氮预冷,抽空置换](#)
3. [运载火箭液氢液氧的加注及液氧加注离心泵](#)
4. [TRW公司的超低成本液氧/液氢助推液体火箭发动机](#)
5. [液氧/煤油推进剂液体火箭发动机循环动力平衡分析](#)
6. [德、加科学家试制星际航行新燃科](#)
7. [KDON—21000／22000型空分装置安装、调试及运行](#)
8. [日本LE-5液氢-液氧火箭发动机](#)
9. [涡轮流量计测量液氢液氧流量的误差分析](#)
10. [液氢液氧挤压加注用汽化器的设计原理和计算](#)
11. [控制液氢液氧流量用低温液体文氏管](#)
12. [火箭液氢液氧温度品质与液氢液氧加注](#)
13. [运载火箭液氢液氧低温推进剂加注技术](#)
14. [液氢两相流动中空隙率的实验测定和理论分析](#)
15. [氢泵试验液氢系统的预冷及泵后超临界氢的回收技术](#)