

火箭发动机的正反转涡轮设计

编译: 马杰伟

中国航天科技集团公司第六研究院十一所

摘 要: 一项减少重复成本的主要方法就是限制零件数量和简化机械结构。涡轮泵在火箭发动机总成本中占有很大一部分, 大约是 30%, 因此, 理应对涡轮泵进行设计简化。对于可贮存的液氧/烃或者液氧/甲烷火箭发动机, 把涡轮泵设计成一轴化是有价值的。然而, 对于液氧/液氢发动机, 由于两推进剂密度之间存在着巨大的差异, 因此, 最佳方案就是燃料泵和氧化剂泵分别采用不同的转速驱动。在这种方案中, 可以仅用一个涡轮来带动液氧和液氢泵, 不过两泵之间要通过齿轮来传递转速, 例如 HM7 或 RL10 发动机就是这样的结构。但是, 齿轮在低温环境中的工作是不可靠的, 此外, 成本和重量也是问题, 带有齿轮的涡轮泵适用于低推力发动机, 为低功率涡轮泵。目前, 低温火箭发动机推力室通常采用两个独立的涡轮泵来供应推进剂, 一个涡轮泵是供应液氢, 另一个供应液氧 (某些俄罗斯的发动机除外)。可以采用正反转涡轮, 使得氧化剂泵和燃料泵处于单一壳体内。该正反转涡轮设计的约束条件如下: 每个转子必须按所需转速驱动相应的泵; 每个转子必须传递驱动泵的功率; 必须对轴向载荷进行监测, 以免轴向推力轴承过载。设计的自由度包括转子半径和涡轮的压力叶栅。本文给出正反转涡轮一个简单的理论, 考虑了每个转子半径的不同, 并对一组同一规格的两个轴流涡轮与正反转涡轮进行了比较。

关键词: 火箭发动机; 涡轮泵; 正反转涡轮; 设计

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2004)02-0054-05

1 引言

早在 1913 年径流正反转涡轮就被 Ljungstrom 提出, 然而现存文献很少涉及轴流正反转涡轮。

轴流正反转涡轮是一种轴流式涡轮 (图 1), 第一级转子在第一级静子之后, 它们组成了涡轮的第一级; 附加二级导叶和二级转子组成涡轮的第二级, 涡轮的第一级与第二级旋转方向相反。

参考文献[1]、[2]、[3]、[4]是对正反转涡轮的基础性分析, 但其假设条件太苛刻, 要求每个转子的平均半径相同, 同样的旋转速度和不变的轴向速度。

有关正反转涡轮在火箭发动机涡轮泵中的应用方面如下: 参考文献[5]分析了在液氧/液氢发动机中的应用, 文献[8]分析了在液氧/烃发动机中的应用, 而文献[6]和[7]则致力于试验验证。尽管在许多方面都做了不少工作, 然而还没有经过火箭发动机的飞行验证。

有必要提及的是, 正反转涡轮已在直升飞机上使用, 例如, 应用于直升飞机的 ARRIUS 系列发动机, 该系列发动机由 Turbomeca 研制。

收稿日期: 2004-01-06; 修回日期: 2004-01-23。

作者简介: 马杰伟 (1976—), 男, 硕士, 研究领域为液体火箭发动机涡轮泵设计。

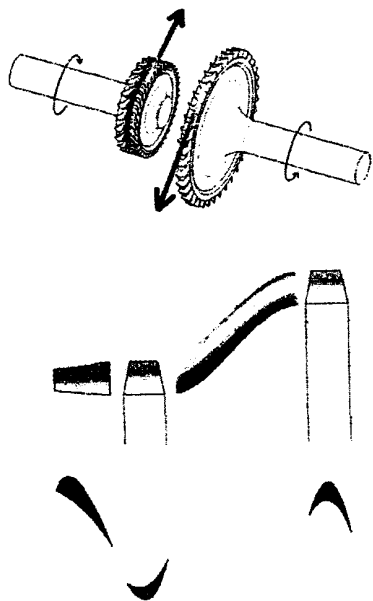


图1 轴流正反转涡轮结构

按照生命周期费用标准来设计火箭发动机涡轮泵,可以提高热动效率,同时,也能减少涡轮泵零件的数量和重量,因此,应开展正反转涡轮的应用研究。

2 火箭发动机涡轮泵中涡轮设计的一般原则

由于物理上的特性不同,特别是推进剂的密度特性,导致火箭发动机涡轮泵的设计安排差别很大。

在液氧/液氢发动机中,由于液氧与液氢的密度比、泵转速和功率的不同,需要设计两个独立工作的涡轮泵,例如, Vulcain 和 Vinci 发动机就采用了这样的涡轮泵。需要注意的是早期的火箭推进,对于 RL10 和 HM7 这样低推力的发动机,涡轮泵装置中使用了单个涡轮来直接驱动液氢泵,再通过齿轮把功率传给氧泵。然而,这种设计受到功率限制,并且齿轮在低温环境下可靠性不高,且费用高、涡轮泵的重量较大。

正反转涡轮在低温火箭发动机中应用时,每级涡轮以所要求的转速和功率带动相应的泵,简化了涡轮泵的结构,因为其只需一个壳体、一个管道和附加二级导叶。

对于四氧化二氮/UDMH、液氧/烃或者液氧/甲烷这样的可贮存推进剂,由于氧化剂与燃料的物理特性比较接近,允许设计单根轴的涡轮泵。一个涡轮驱动两个泵,一个是燃料泵,另一个是氧泵, Ariane 4 上使用的 Viking 发动机就装有该种结构的涡轮泵。

然而,对单轴涡轮泵是对每个泵的一种折衷设计,结果导致效率损失。

对于物理特性有较大差别的推进剂,使用正反转涡轮,可以使每个泵的特性参数得到优化,比如,像决定泵总效率的比转速 N_s 和对 NPSP 有影响的汽蚀比转速 S_s 这样的特性参数。

3 正反转涡轮的基本理论

事实上,设计轴流正反转涡轮并不需要多么神秘和深奥的理论,设计典型的轴流涡轮的一般理论和其损失的相关知识就能用于设计轴流正反转涡轮。然而,对于用于火箭发动机涡轮这样的特殊要求,在设计中会有更严格的约束条件。

考虑到涡轮的两个转子带动不同的泵——燃料泵和氧化剂泵,对两个转子的设计提出如下要求:

- (1) 给出每个转子分配到的功率(也就是,流过涡轮两级的恒定工质流所做的功)。
- (2) 给定每个转轴的转速。
- (3) 由于受推力轴承卸荷能力的限制,必须减小每个转子的轴向负荷(也就是压比)。

设计自由度如下:

- (1) 每个转子的平均半径 (R_a 和 R_b); R_a 和 R_b 可以不同。必须强调的是,这个自由度在现有的书籍中通常遗漏,我们会在后面看到,如果 R_a 和 R_b 不相等,涡轮的压力栅会发生弯曲。

- (2) 叶片平均半径处的速度 U_a 和 U_b (该速度受机械强度的限制)。

- (3) 反动度 ra 和压力分布。

下面介绍两种主要结构:

- (1) 最简单的结构:一个静子和一个转子,后面跟了另一个转子。第一个转子 R_a 处的出口流量 V_{u2a} 等于第二级转子 R_b 处的进口流量 V_{u1b} 。

- (2) 为消除流量守恒对二级转子的影响,可以在一、二级转子之间添加一个导叶。

方案 1：采用串联涡轮的两独立涡轮泵

	液氢涡轮	液氧涡轮
类 型	反力式	反力式
平均直径	106 mm	164.2 mm
叶 高	5.6 mm	9.2 mm
叶片中径处的速度	503 m/s	162 m/s
压 比	2.16	1.125
流 量	4.7 kg/s	

方案 2：简单的正反转涡轮

结构简单的正反转涡轮由一个一级静子和转子和另一个转子构成。

约束条件取决于因压比产生的作用在转子上的最大轴向载荷。

	液氢泵转子	液氧泵转子
平均直径	66 mm	94.4 mm
叶高	9.7 mm	5.2 mm
叶片中径速度	314 m/s	-92.8 m/s
流量	5.2 kg/s	

如果不考虑轴向载荷的限制，涡轮中的最佳压力栅可以产生所需的质量流量 4.66 kg/s。

方案 3：带二级静子的正反转涡轮

为改进性能，也就是降低涡轮的质量流量和拥有低轴向推力，需要增加一个二级静子。设计有关数据如下：

	液氢泵转子	液氧泵转子
平均直径	106 mm	176 mm
叶 高	95.5 mm	59.1 mm
叶片中径速度	504 m/s	-173 m/s
流 量	4.56 kg/s	

方案如图 5 所示：

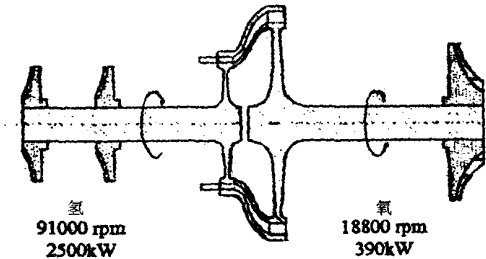


图 5 正反转涡轮泵结构方案

经过设计分析，认为最好的方案是第三种，涡轮泵的总体布局较好，且有较高的效率。

5 正反转涡轮在液氧/甲烷火箭发动机中的应用

液氧/甲烷高推力发动机目前在欧洲和俄罗斯正处于研究之中。比较了单轴涡轮泵和正反转涡轮泵之间的差别，它们都用于带有燃气发生器的火箭发动机，发动机的推力为 4000 kN，燃烧室压力为 10MPa。

例 1：单轴涡轮泵

	液氧泵	甲烷泵
功 率	14.44 MW	19.9 MW
转 速	7875 rpm	
比转速 (Ns)	31.2	12
汽蚀比转速 (Ss)	800	343
叶轮直径	0.405 m	0.642 m

涡 轮	
类型	单级涡轮
直径	1.2 m
压比	17.8
质量流量	48 kg/s

对于二级涡轮，燃气发生器的质量流量能降到 42 kg/s，涡轮平均直径降到 0.98 m。

例 2：正反转涡轮泵

	液氧泵	甲烷泵
功 率	14.44 MW	16.20 MW
转 速	7875 rpm	11479 rpm
比转速 (Ns)	31.2	17.5
汽蚀比转速 (Ss)	800	500
叶轮直径	0.405 m	0.457 m

涡 轮	
类 型	正反转涡轮
直 径	0.802 m
压 比	17.8
质量流量	38 kg/s

从上面的数据可以清楚地看到使用正反转涡轮的好处:

(1) 叶轮的直径较小, 因此, 可以减轻涡轮泵的质量。

(2) 甲烷泵的优化比转速和正反转涡轮的高效率减少了涡轮的流量, 因此, 发动机 I_{SP} (比冲) 增加了 1.7 秒。

6 结 论

对正反转涡轮进行了简单的一维设计。正反转涡轮已在低温发动机和液氧/甲烷发动机上得以初步应用。

可能不会得到总的结论, 然而, 对于液氧/甲烷发动机, 采用正反转涡轮能减小涡轮泵的尺寸和重量。发动机比冲的提高使得人们把正反转涡轮作为未来发展的一种好的方案。

参考文献:

- [1] T Wintucky, W L Stewart. Analysis of Two stage Counter-rotating Turbine. Efficiencies in Terms of Work and speed requirements. Naca RM E57L 05, 1958.
- [2] J F Louis. Axial Flow Contral Rotating Turbine. ASME 65-GT-218.
- [3] Y V Sotsenko. Thermogasdynamics Effects of the Engine Turbines with the Contra-Rotating Rotors. ASME 90-GT-63.
- [4] R Cai, W Wu G Fang. Basic Analysis of Counter-Rotating Turbines. ASME90-GT-108.
- [5] Y Natuo, N Tanatsugu, K Kuratani. Development Study of LOX/LH2 Propulsion System in ISAS-ISTS.
- [6] D P Davidson, A K Finke. The Design and Fabrication of a Small Instrumented Counter-rotating Turbine Rig. ASME 93-GT-396.
- [7] F W Huber. Design and Test of a Small Two Stage Counter-Rotating Turbine for Rocket Engine Application. AIAA 93-2136.
- [8] Anon. Twin Rotor Turbopump Program. NASA N 97N 27294.
- [9] J P Veres. Two Stage turbine for Rockets. NASA N 94-24669.
- [10] P Caisso, P B rossel, M Illig, T Margat. Development Status of the Vulcain 2 Engine. AIAA 2002.
- [11] P Alliot, E Dalbies. Overview of the Development Progress of the Ariane 5 Upper Stage Vinci Engine. IAC-02-S.1.03.
- [12] J H Horlock. Axial Flow turbine. Robert E Krieger Publishing Company. New York, 1966.
- [13] Kacker S C, Okapuu U A. Mean Line Prediction Method for Axial Flow Turbine Efficiency. J. of Eng. Power. 1981.
- [14] P Pempie, T Frohlich, H Vernin. LOX/Methane and LOX/kerosene High Thrust Engine Trade-Off. AIAA 2001-3542.