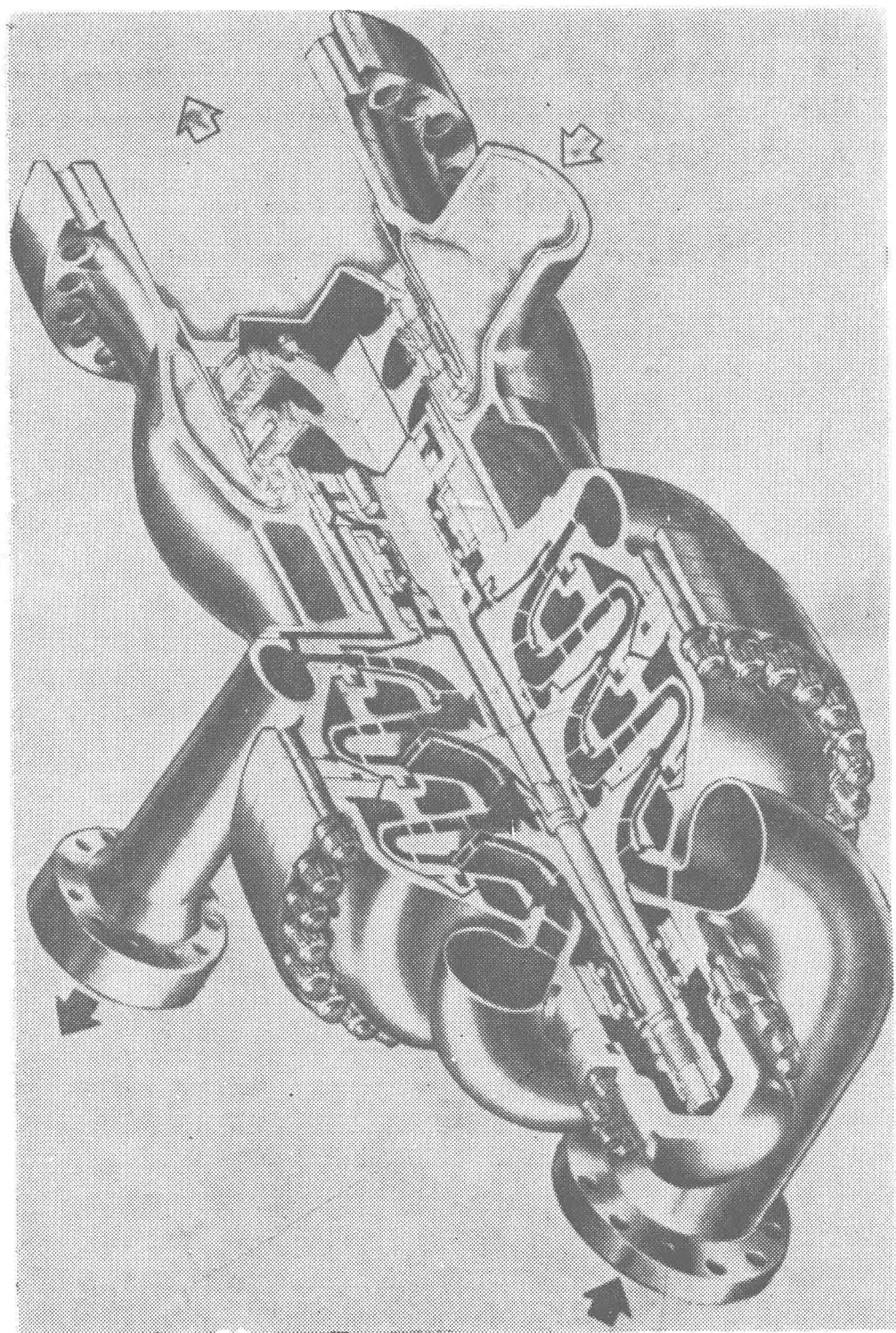


译文资料
(79)—8

小型高压液氢涡轮泵

国防科委情报资料研究所

一九七九年十一月



Mark 48-F 液氢涡轮泵

目 录

摘要	(1)
绪言	(2)
讨论	(2)
一、分析和设计	
(一)现代航天飞机发动机的结构	(2)
(二)对涡轮泵的要求	(2)
(三)涡轮泵概述	(5)
(四)结构形状的选择	(6)
1. 泵的级数	(6)
2. 转速的选择	(6)
3. 泵进口的型式	(7)
4. 叶轮的型式	(8)
5. 扩散器的型式	(8)
6. 涡轮进气方向	(8)
(五)泵的流体动力分析	(8)
1. 泵的进口设计	(8)
2. 叶轮的设计	(10)
3. 叶轮的进口	(10)
4. 叶轮的叶片	(11)
5. 回流通道的设计	(11)
6. 螺壳	(15)
7. 泵性能的预测	(16)
(六)涡轮的气动热力分析	(22)
(七)轴向力的平衡	(30)
(八)轴承的设计	(33)
1. 轴承的尺寸	(33)
2. 滚珠的数量	(33)
3. 座圈的半径	(33)
4. 座圈凸肩的高度	(33)
5. 保持架的尺寸	(33)
6. 直径的间隙	(34)
(九)密封的设计	(38)
1. 轴密封的设计细节	(39)

2. 静法兰密封.....	(39)
3. 叶轮的摩擦环.....	(40)
(十)转子动力学.....	(40)
二、材料的选择	
(一)热分析.....	(45)
(二)应力分析.....	(47)
1. 进口壳体.....	(47)
2. 泵的壳体.....	(47)
3. 回流通量.....	(50)
4. 叶轮.....	(50)
5. 涡轮盘.....	(51)
6. 涡轮叶片.....	(54)
7. 涡轮导管.....	(54)
(三)分离式叶轮的设计.....	(54)
(四)燃气发生器.....	(60)
三、加工制造	
(一)零件的加工.....	(65)
1. 泵的进口.....	(65)
2. 泵的回流通道.....	(69)
3. 叶轮.....	(71)
4. 涡轮.....	(72)
5. 壳体.....	(72)
(二)涡轮泵的装配.....	(75)
1. 转子的平衡.....	(75)
2. 涡轮泵的装配顺序.....	(77)
(三)涡轮泵的重量.....	(79)
四、试验	
(一)燃气发生器的试验.....	(83)
(二)涡轮的校核试验.....	(100)
(三)涡轮泵的试验.....	(106)
1. 试验的讨论.....	(106)
(1)试验设备.....	(107)
(2)试验控制程序概述.....	(107)
(3)液氢涡轮泵的预冷结果.....	(107)
(4)测试仪表与红线.....	(108)
2. 试验的讨论.....	(113)
3. 泵的流体动力性能.....	(120)
(1)泵的扬程和效率.....	(120)
(2)泵的吸入性能.....	(121)

(3)轴承冷却剂的流量..... (123)

(4)平衡活塞的性能..... (125)

(5)涡轮的性能..... (127)

(6)涡轮泵的机械性能..... (128)

附录A Mark48-F设计的基本准则..... (138)

附录B Mark48-F涡轮泵组合件图..... (140)

附录C Mark48-F涡轮泵试验程序..... (144)

附录D Mark48-F液氢涡轮泵的试验数据..... (147)

附录E 参考文献..... (158)

小型高压液氢涡轮泵*

作者A·克索莫尔和R·萨顿

摘 要

本计划的目的是研究小型、高压液氢泵的泵送技术。它用在小型、高性能、重复使用，多用途的补燃火箭发动机上。

为了达到上述目的，要认真分析，努力设计，制定出技术条件，画出详细的图纸，以便制造试验零件。该设计包括一个有径向扩散器和内部回流通道的三级离心泵。泵由一个轴流、两级、反力式涡轮带动，涡轮的工质为液氢和液氧的燃烧产物。转子的轴向力是通过联结一个自身补偿和双面作用的平衡活塞来控制，而活塞是作为第三级叶轮后盖板整体的一部分。转子的两端都有一对滚珠轴承支撑着，所有轴承都由内部回流的液氢通过，并使之冷却。为了防止涡轮的热燃气进入泵的区域，采用了可调节间隙的轴浮动密封。

制造出两种涡轮泵的零件。两种型式的叶轮是：(1)整体式叶轮，其流道是用电火花加工出来的。(2)分离式叶轮，该叶轮先由机械加工成两部分，而后焊接成一体。本文只利用整体式叶轮作试验。

为了最大限度地利用现有的燃烧技术，把燃气发生器设计成象发动机的预燃室一样，带有一个薄膜冷却的机体和一个喷注器。燃气发生器在火箭达因公司圣苏萨娜野外试验室的发动机研究区里马试车台(Lima stand in Rocketdyne's Propulsion Research Area at the Santa Susana Field Laboratory)上试验了15次。结果，得到的燃气温度梯度在允许的范围内，零件的工作状态也是良好的。

涡轮的校准是在韦雷试验室进行的，用氮气作为驱动涡轮的工质。用一个扭矩仪测量输出功率。测得设计点的涡轮效率为79%，而设计点涡轮的预计效率为75%。

液氢涡轮泵也是在上述里马试车台上进行试验的。在一台涡轮泵上进行了十次试验，总的累计时间为884秒。泵送的流体为液氢，而涡轮是用常温氢气推动。试验的转速范围直到9739弧度/秒(93000转/分)。泵的出口压力范围直到2883牛顿/厘米²，而产生的流量直到0.032米³/秒。

分析流体的动态数据使我们知道，当转速低于8376弧度/秒(80000转/分)时，泵产生的扬程同预计的一样，而泵的等熵效率比预计的要稍高一点。当转速接近设计值时，第一级泵的性能有点恶化，使整个扬程都比预计值低。这些数据也表明两对轴承冷却剂的温度比预计值高。

* 译自A·Csomor and Rin Sutton SMALL, HIGHPRESSURE LIQUID HYDROGEN TURBOPUMP N77-23488 NASA CR-135186。

涡轮泵的机械运行表明设计基本上是完善的。初期所有的试验都是在一个简单的结构上进行的,由于动力气源供应的缘故,转速只到9739弧度/秒(93000转/分)。没有显示出结构上损坏的迹象或有害于转子的振动现象、涡轮泵的分解仅发现有较小的零件偏差。

绪 言

为了完成空军和航宇局未来的航天机动飞行任务,进行了系统的研究工作,以确定发展一种可重复使用的飞行器的现实性。这些研究已经表明,在感兴趣的推力范围内,高压补燃发动机能提供最大的比冲和最大的运载能力。对这种飞行器和发动机系统的研究结果表明,推力为88964牛顿时钟形单喷管补燃发动机最能满足国防部和航宇局的任务要求。

为了对以后研制高性能补燃火箭发动机提供必须的液氢涡轮泵技术基础,就开始了这项研究计划。

在目前的研制计划中,特别感兴趣的技术项目包括:用电火花加工叶轮的流道;分离式叶轮的设计和制造技术;小型、高速、多段轴的平衡;氢脆防护;平衡活塞的设计和工作;高 DN 值轴承;以及小型涡轮泵组合件的装配和测量程序。此外,还在同心组元液氧/液氢喷注器上做了些工作。

这项计划的目的是设计、制造和试验一个能满足推力为88964牛顿的补燃发动机性能要求的高压液氢涡轮泵;论证它的基本性能;为了对将来的发动机研究打下牢固的基础,必须分清楚由于技术上的限制需要更加努力进行工作的所有领域。

火箭达因公司把这个合同中的小型、高压液氢涡轮泵称为“Mark48-F 涡轮泵”。在本文中这两个名字可同时使用。

讨 论

一、分析和设计:

(一)现代航天飞机发动机(ASE)的结构

这项工作计划的目的是建立用于现代航天发动机上的小型、高压液氢泵的技术基础。现代航天飞机发动机的基本性能参数在初步设计任务书中已经明确规定。文献1中报道了初步设计的结果。

现代航天飞机发动机系统简图如图1所示。这是一台用液氢和液氧作推进剂的补燃发动机。发动机主要部件有:两个用燃气驱动的低压增压泵;两个高压泵;一个预燃室;一个再生冷却燃烧室和喷管;倾斜冷却喷管的延伸段和活门。

为了直接建立主液氢涡轮泵的技术,在合同的指导下,努力进行了小型、高压液氢涡轮泵的研究工作。

(二)对涡轮泵的要求

表1列出了Mark48-F涡轮泵的性能参数。泵的进口压力由低压泵增加到49牛顿/厘米²,液氢的流量为2.74公斤/秒,泵的出口压力为3140牛顿/厘米²。推动涡轮的气体是一种常温氢和液氢液氧燃烧所产生的蒸汽混合物。这种燃气温度为1033°K,进口压力为2360牛顿/厘米²。可用燃气的总流量为3.02公斤/秒。通过调节涡轮的压力比来满足泵的功率要求。因为

在补燃系统中涡轮的压力比对发动机燃烧室压力的影响很大，因此压力比要保持最小值。像表 1 中所说的那样，机械运行的要求包括长期运行时的多次起动和在运行中间可能长时间的滑行。

表 1 中所记载的数值与原合同中所提出的要求稍有不同。发动机的各种参数由计算机精密的运算后平衡，平衡结果表明泵的出口压力、涡轮进口的温度和压力以及涡轮燃气的流量都有较小的改变。经航宇局计划管理人员同意把修正值合并到这些要求中。

除表 1 所列出的性能准则外，合同中还包括一些与涡轮泵结构分析和机械设计有关的基础准则（见附录 A）。

表 1 Mark48-F 涡轮泵额定设计状态参数

泵	国际单位
型式	离心式
推进剂	液氢
进口压力	49 牛顿/厘米 ²
进口温度	21—23°K
出口压力	3140 牛顿/厘米 ²
质量流量	2.74 公斤/秒
级数	3
涡轮	
工作介质	氢-氧燃烧产物氢和水蒸汽混合物
进口温度	1033°K
进口压力	2360 牛顿/厘米 ²
压力比	满足泵功率要求的最小值
流量	3.02 公斤/秒
级数	2
型式	全进气
涡轮泵	
在空载状态下泵能够工作，约为总推力的 5% 到 10%	
非设计条件:	从总推力的 + 20% Q/N , 下降到 20% 推力的 30% Q/N
检修期限:	300 个热力循环* 或者累积运转 10 个小时
滥用期限:	60 个热力循环或者累积运转 2 个小时
最长单独运转持续时间:	2000 秒
飞行期间两次点火的最长间隔时间:	14 天
飞行期间两次点火的最短间隔时间:	1 分钟
轨道上干燥情况下最长贮存时间:	52 个星期

* 热力循环的定义：从发动机起动（对任何推力）到关车为一个热力循环。

上面所提到的一些参数对涡轮泵的技术要求和结构形状有着特别重要的影响。在泵的领域内，小流量和高压力的叶轮是很难加工的，因为同外径相比这样的叶轮其通道是相当狭窄的。希望涡轮泵的效率，安装紧凑以及重量轻，在设计的基础规则（附录 A）中提到转速应在 9423 到 10470 弧度/秒（90000 到 100000 转/分）范围内。止推轴承的极限 DN 值取为 2.0×10^6 毫米·转/分。在涡轮泵中，轴承在高的 DN 值下运行以及转子的高速动力特性必须进行论证。

由于高速下轴承不能承受大的轴向力。这就需要使用一个平衡轴向力的装置。该平衡装置的工作特性也需要计算。在涡轮中，具有高功率密度和低压比（近似 1.4）的小型涡轮的性能也必须进行计算。

从结构上考虑，要求 300 个热力循环是有意义的，因为它能建立低循环疲劳的准则。为了减小结构壁面的最大温度梯度，在涡轮导管内必须加上一个衬套。

(三)涡轮泵概述

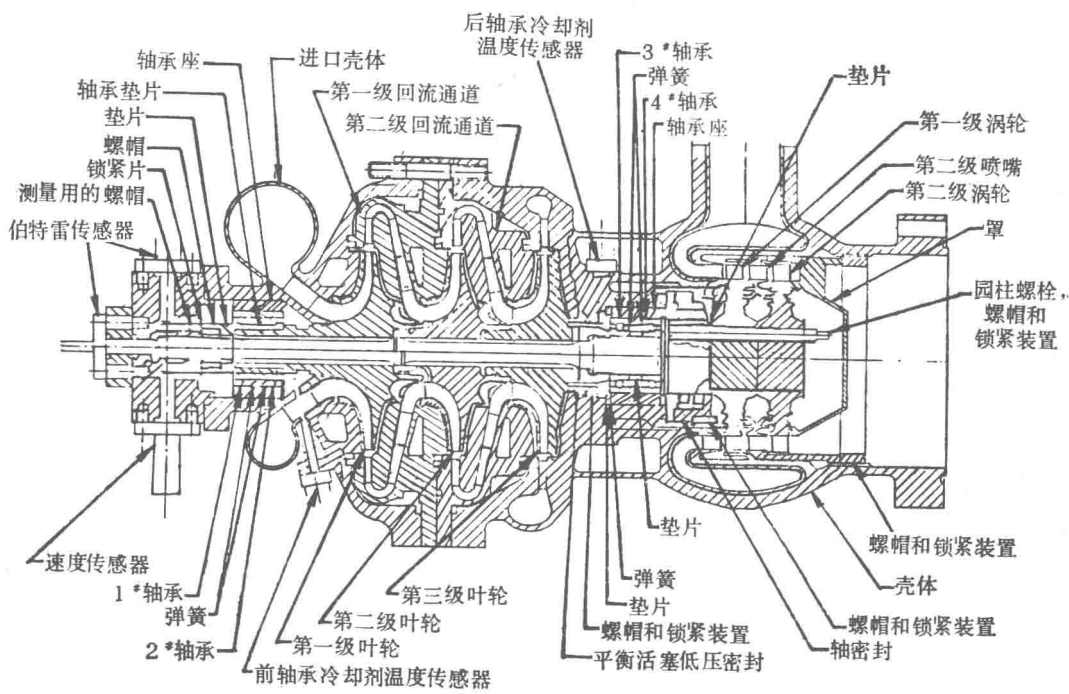


图 2 Mark 48-F 涡轮泵组合件

Mark48-F 涡轮泵的外形如图 2 所示。这个涡轮泵组合件的要求，在火箭达因公司的 RS00-9601E 的图纸上已注明，附录 B 中有它的副本。

泵有下列零件组成：三个离心式叶轮，每个叶轮有六个长叶片和六个短叶片；每个叶轮的出口有一个径向扩散器；在第一级和第二级扩散器之后各有一个内部回流通。液氢分别通过一个蜗壳形的进口和出口；进到泵内再从泵中排出去。转子组合件泵的一端由叶轮的轮毂组成，这些轮毂能控制彼此之间的相对位置，并用一个中心连结螺栓轴向拧紧。泵的两个回流通由外部安装方便的法兰固定在泵上。这样做，虽然增加了外部密封接头和重量。然而所有的级间压力就很容易测出。轴向法兰密封把回流通与泵外壳之间的空腔同主流通道隔开，再在它们上面开孔使之通到泵的进口。因此这些外部法兰密封仅仅受到泵进口压力的作用，而不存在泄漏问题。由于在泵的前后盖板处用了阶梯式迷宫密封，因而使叶轮周围的内部回流减到最小。密封处镀上银，防止硬金属同硬金属之间的磨擦，而且容易保持紧密的径向间隙。

涡轮是一个二级反力式的，总压比为 1.443。第一级的功率接近 52%，第二级为 48%。两个涡轮盘用三个实心圆柱螺栓固定在轴上，螺栓也能传递扭矩。在两个涡轮盘上开了几个轴向孔，使由轴密封泄漏出来的液体通过，因而起到冷却剂的作用。第二级涡轮的后盖板上有个保护罩，可以减少出口高温燃气对涡轮盘的影响。低循环疲劳要求把一个用金属板做成的衬套加在进气管中，这样可以减小起动和停车时的温度梯度。衬套厚度大约为 1.57 毫米，还有几个排气孔，可以平衡每边上的压力。

轴向力是通过第三级叶轮后盖板连结一个自身补偿的平衡活塞来控制的。为了使平衡活塞能工作，要从第三级叶轮出口处引出流体通过叶轮顶部的一个高压孔，然后经过轮毂附近一个低压孔流进后轴承空腔。从轴承空腔中流出的流体，穿过轴和轮毂之间一个环形通道，回流到第二级叶轮的进口。

转子是用两对双向作用的、角接触的、内径为 20 毫米滚珠轴承径向支撑着。为了防止滚珠滑轨，要预先加上轴向载荷。后轴承用一个弹簧座保持轴向位置。因此它们也能吸收转子的瞬时轴向载荷。通过从第一级与第二级轮毂中间流出的液氢，使之经过第一级叶轮中心处的环形通道流到泵端，然后再返回来通过轴承回到第一级叶轮的进口。这样泵端轴承就被冷却。涡轮端的轴承是由泵出口引出的冷却剂来冷却的。引出的流体使之进到涡轮一侧轴承的区域，并使它通过轴承和从平衡活塞流来的流体混合，再返回第二级叶轮的回流孔。通过泵侧轴密封泄漏的流体，为后轴承的冷却提供了额外的冷却剂。

用间隙可以调节的轴浮动密封把泵和涡轮的工作区隔开。因为泵侧密封的压力比涡轮一侧的低，所以从泵出口引来液氢在密封的中部增压。这样就能保证液氢流向涡轮，又能防止高温燃气进入泵内。如上所述，通过轴密封流向泵泄漏的液氢可润滑轴承，而漏到涡轮的液氢可冷却涡轮盘。

(四) 结构形状的选择

涡轮泵的基本结构为一个两级全部进气的涡轮带动一个三级离心泵。为了最大限度满足研制计划的要求，对几种方案做了比较。下面将讨论涡轮泵几种主要方案的选择和它们的优缺点。

1. 泵的级数

如上所述，按合同要求，主要分析和设计了一个三级泵。在合同签订之前，火箭达因公司计算了一个两级泵的方案，其研究结果见参考文献。

表 2 列出了两级泵初步分析得出的主要设计参数。为了比较方便，也列出了三级泵的结构设计参数。

考虑到设计简单，零件数量少、成本低，采用两级泵是有利的。但两级泵有三个主要缺点：（一）由于叶轮出口宽度狭窄（宽度为 2 毫米），外径大（外径为 12.19 厘米），因此闭式叶轮加工困难。（二）叶轮的叶尖速度很高（640 米/秒），需要强度高的材料。（三）由于两级泵级的比转速较低，得到的效率也比较低（53.4%）。对于三级泵，上述几个设计方面的缺点不明显，而且性能也比较好。因此是一个比较理想的方案。

2. 转速的选择

泵的主要流体动力系数、叶轮的叶尖速度和转速要与实践中比较好的泵大致相同。在进行详细设计之前，对这些参数要反复地选择。为了得到高效率 and 保证系统的稳定性，叶轮的压头系数应取 $\psi = 0.576$ 。级的压头系数一旦选定，叶轮的叶尖速度可由下式确定：

$$U_2 = \left(\frac{Hg}{\psi} \right)^{1/2}$$

式中:

U_2 : 叶轮叶尖处圆周速度

g : 重力加速度

ψ : 级的压头系数

H : 要达到规定的出口总压, 每级需要产生的扬程

通过选取一个合理的外径, 在几种转速中, 就可以找到所需要的叶轮叶尖处速度。考虑到这种情况, 速度的研究范围从7853扩大到13088弧度/秒 (75000到125000 转/分)。在这个

研究的速度范围内, 级的比转速从0.20变化到0.33 $\frac{\text{弧度/秒 (米}^3\text{/秒)}^{1/2}}{(\text{焦耳/公斤})^{3/4}}$ 。

表2 两级泵和三级泵的性能比较

	两 级	三 级
转速	10470弧度/秒 (100000转/分)	9950弧度/秒 (95000转/分)
叶轮出口宽度	2.00毫米	3.81毫米
叶轮外径	12.19厘米	10.31厘米
叶轮叶尖速度	640米/秒	513米/秒
级的比转速	$\left(\frac{500 \text{ 转/分} \sqrt{\text{加仑/分}}}{\text{呎}^{3/4}} \right)$	$\left(\frac{694 \text{ 转/分} \sqrt{\text{加仑/分}}}{\text{呎}^{3/4}} \right)$
泵的功率	2072千瓦	1896千瓦
泵的总效率	53.4%	58%

这些数值, 实质上就是想得到离心泵最高效率点上的比转速。由于泵的效率是随着转速的升高而增加的。因此, 从效率的观点着眼, 希望转速愈高愈好。但随着转速的增加, 而叶轮的直径减小, 叶尖的宽度增大。从重量和外壳尺寸的比值减小和容易加工的角度出发, 同样也是希望的。转速的上限由涡轮端轴承的 DN 值 (直径毫米 $\times$ 转速, 转/分) 决定。本文规定, 当转速为10470弧度/秒 (100000转/分) 时, 最大的 DN 值为 2×10^6 。其次, 因为涡轮叶片在比较高的速度下工作, 不能满足10小时的使用寿命要求。所以把额定的转速降低到9946弧度/秒 (95000转/分)

3. 泵进口的型式

为了使发动机装配方便, 泵的进口形状选择径向进入的螺壳形进口。预先把低压泵的出口做成一个径向涡管形螺壳, 并把高压燃料涡轮泵安装在发动机上, 泵的进口朝下。在这些条件下, 流体从低压泵最有效地输送到高压泵。考虑到流体的摩擦力要小和发动机的重量要轻, 高压泵的进口最好是径向的。

为了使第一级叶轮的进口处产生预旋, 就用了螺壳形进口。叶轮的进口有预旋就允许叶

片的出口角大些, 这样叶片的应力就能减小, 进口的相对速度也能降低, 因此增加了叶轮的效率。螺壳形进口损失小, 也可以把轴承放在叶轮进口的外边, 发动机装配也灵活。

4. 叶轮的型式

把闭式叶轮与开式叶轮进行比较就可知道, 开式叶轮容易加工, 并有比较高的叶尖速度; 然而, 在这样的涡轮泵中, 小的流量就可使叶片高度变得很低。要使泵的性能好, 叶片和壳体之间的间隙必须保持非常紧密, 这是不现实的。况且, 转子的轴向位置有微小的变化, 就将引起泵性能的很大变化。相反, 闭式叶轮的轴向间隙不需要太小, 而且泵的性能与转子的位置无关。为了承受盖板的离心力, 要求叶轮的轮毂长一些。而加工也更难一些, 尽管这样, 从性能考虑还是采用闭式叶轮。加上盖板的一个重要优点就是叶轮的刚性增加了, 从而减少了平衡活塞的相对偏差。因为泵的压力高, 这一点特别重要。

5. 扩散器的型式

采用径向带叶片的扩散器, 并且与对应的带有一个或两个隔舌的开式螺壳扩散器作了比较。选择径向带叶片的扩散器有三个理由: (1) 由于能够把螺壳内的流体速度减小到大约叶轮出口速度的一半, 因此与速度的平方成比例的流体摩阻损失减小。(2) 叶片式扩散器能使叶轮周围的压力分布均匀, 因而径向力比较小。(3) 扩散器的叶片与螺壳壁间的压力通道连结在一起, 因此就能使螺壳壁的厚度减薄。

6. 涡轮进气方向

根据涡轮泵的轴向力、性能和结构等方面的情况, 去分析涡轮的进气方向是朝着泵效果好还是背离泵效果好。虽然涡轮的进气方向不影响泵或涡轮的性能, 但是涡轮的进气方向对总的总推力影响却很大。如果涡轮进气方向是背离泵的话, 那么涡轮泵的轴向力就能很好地被平衡。把第一级的喷咀安装在泵壳上, 并且涡轮的进气方向背离泵, 就可使得结构简单, 加工方便、重量轻而且成本也低。这种结构的优越性就是进气管和排气管不是涡轮重要工作零件的整体部分。这样, 为了适应未来任何发动机的组装要求, 在既不影响涡轮的流体动力特性又不影响结构特点的情况下, 可以更换导管。为了减轻飞行重量, 把涡轮和泵的壳体做成整体的。这样一来, 可能影响飞行设计工作的任何热状态在这项技术工作中都同样考虑了。

(五) 泵的流体动力分析

1. 泵的进口设计

像上面所说的那样, 现代航天发动机的外形对泵的进口形状影响很大, 而涡壳形的进口最有利于发动机的组装。涡壳形的进口既可做成开式螺壳的形式, 或者因为结构上要求支撑增加强度和改变流体的流动方向, 也可在螺壳内加上叶片。选取后一种结构, 是因为它能使进入第一级叶轮的流体得到预旋, 有了预旋, 叶片的出口角就可以做得大些, 大的叶片出口角产生的扬程高, 这是所希望的。

图3表示进口叶栅进出口边的尺寸。如上所述, 由于结构上的原因, 这些叶片也是需要的, 为了满足应力上的要求, 叶片的容积需要占20%。这就决定了叶片的厚度。图4表示实际的金属容积占20.7%的叶片系统。图5表示叶片角变化曲线。图6表示沿流线AB(图3*)的面积变化曲线。

* 原文有误。

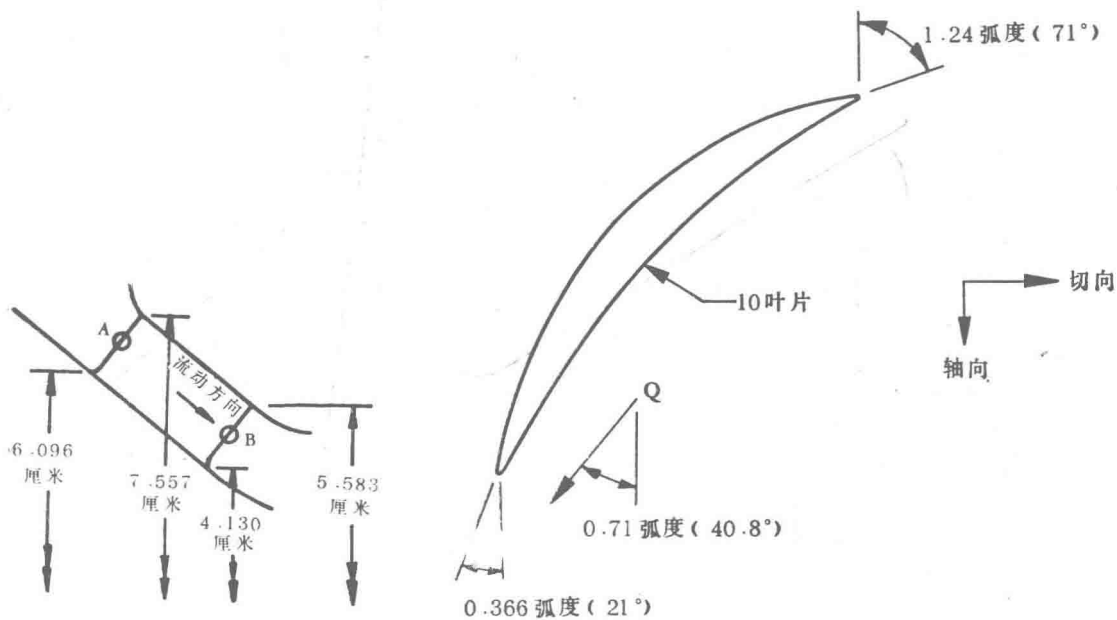


图3 泵的进口叶片

图4 Mark 48-F 泵进口叶片的形状

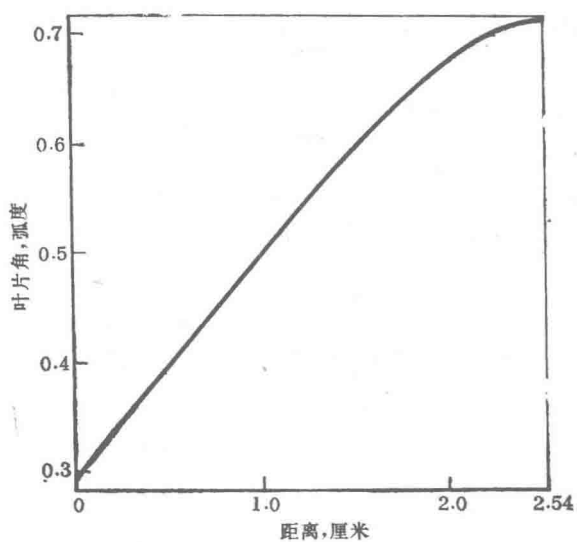


图5 Mark 48-F 泵进口叶片角变化曲线

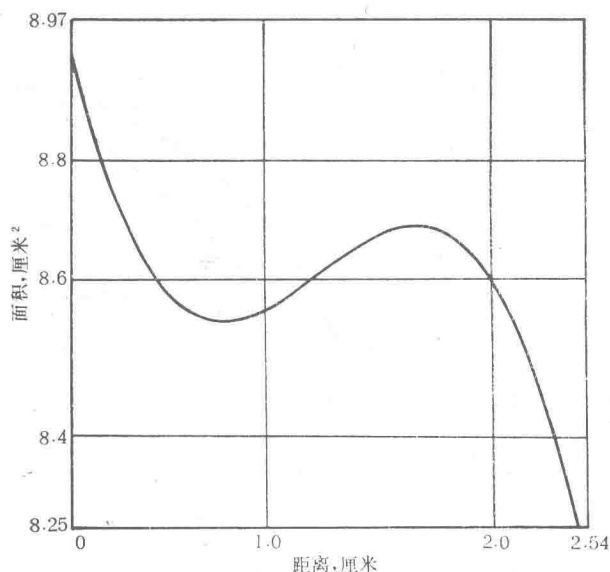


图 6 Mark 48-F 泵进口导向叶片的变化曲线

2. 叶轮的设计

为了使泵的出口压力达到3144牛顿/厘米², 需要级的等熵扬程为153000焦耳/公斤。当叶轮的工作转速为9947弧度/秒 (95000 转/分), 流量为0.0396 米³/秒时, 级的比转速为695。由于轴承和涡轮的限制, 增加转速是不可能的, 要得到高效率唯一的途径就是采用一个高的压头系数。然而, 在这种情况下, 泵产生的扬程是一个主要的因素。

为了得到高的强度重量比, 叶轮材料选用钛合金。复合闭式钛合金叶轮是铸造出来的, 但这种铸件在液氢温度下其断裂韧性是不好的。制造复合闭式叶轮还有其他的方法, 例如扩散焊接法。和粉末冶金法, 但这些方法均需进行广泛的研究而且花费也很大, 故不在本计划的研究范围之内。因此决定加工叶轮的方法, 不是用靠模法就是用电火花法。这两种方法都受到叶片数、叶片的出口角和叶片包角的限制。

要想得到高的压头系数, 就希望叶片数目多。特别是从流体动力学的观点上看, 最佳的叶轮要有六个长叶片、六个短叶片、在出口处还要有另一组十二个短叶片 (6+6+12), 出口角都是0.52 弧度 (30°)。这样叶轮产生的压头系数大约为0.65 (见NASA 报告 SP8109图16)。但是这种叶轮不能用上述两种方法加工。从泵产生扬程的角度上看, 要求把叶片数减到6+6, 每个叶片出口角都是0.65 弧度 (37.5°)。流量范围稍微减小一点 (见图7), 由于叶片数比较少, 压头系数预计可能达到0.58左右。因为叶轮直径增大, 所以泵的效率就下降。

3. 叶轮的进口

选择叶轮进口直径, 必须使吸入比转速在可用的经验数据范围之内。然而叶轮进口直径的尺寸对叶轮的汽蚀性能影响很大。为了保证泵不发生汽蚀, 必须有足够的净正吸程余量, 所以叶轮的进口直径要尽量的大一些。叶轮的汽蚀性能从来都有一个限度, 由于加大进口直径, 结果使叶片角度变得比较平直。因此机械加工就更困难。叶轮进口轮毂的直径定为

3.1 厘米，这是从机械设计角度上考虑所许可的最小值。在考虑流体动力学要求和制造能力限制之后，叶轮进口直径定为 4.83 厘米。用下面的方法确定所需要的叶轮吸入比转速：假设所需要的叶轮净正吸程 $NPSH = 4 \times \text{cm}^2/2g$ 。考虑到叶片进口边的相对厚度取系数等于 4，因为叶轮进口边不能按照诱导轮进口边规则设计。考虑到计算的泄流量，进口轴向速度为 44.7 米/秒，即可得出所需要的 $NPSH$ 值。

$$NPSH_{req} = 3981 \text{ 焦耳/公斤} = 406 \text{ 米}$$

4. 叶轮的叶片

叶片进口角和出口角确定之后，主要的兴趣是想得到一种既能使速度分布合理又容易加工的叶片形状。如上所述，出口角为 0.65 弧度 (37.5°)，出口宽度为 3.81 毫米的叶片是可以采用的。然而现在的问题仍然是怎样确定叶片包角 θ 的大小。从加工角度考虑，希望包角小，从流体动力学观点考虑，希望包角大些。包角 θ 的下限由叶片的加载能力决定。因此比较了几种叶片的设计，选择了包角为 2.4 弧度 (135°) 的长叶片和包角为 0.9 弧度 (52°) 的短叶片，因为这些叶片既能满足加工的要求又能满足流体动力学上的考虑。

图 9 表示叶片厚度的分布曲线。图 10 和 11 给出了在内流管和外流管处流体相对于叶轮的速度分布。图 12 表示压力的分布。图 13、14 表示沿着长叶片和短叶片的包角分布，叶轮流道横截面的变化。

5. 回流通道的设计

回流通道的设计是在航天飞机主发动机 (SSME) 高压涡轮泵的试验基础上进行的。效率最高的回流通道用了一个径向扩散器，扩散器后面还有一个 3.14 弧度 (180°) 的无叶片弯头。弯头之后，液流进入一个串联的扩散器 (两排导向叶片使液流流入下一级的进口)。回流通道的简图表示在图 8 上。

因此，第一步是根据叶轮确定扩散器，三级扩散器都是相同的。叶轮出口和扩散器进口之间有一个 3.8 毫米的间隙，扩散器进口直径为 11 厘米。这是一个比较合适的折衷值，它既考虑到要使流体动力损失小，间隙应该尽量小。又考虑到为了避免叶片上压力波动大，间隙应该足够的大。

这种扩散器也是一个结构件，所需要的金属容积约占 40%。经过几次反复之后，取出口直径等于 13.9 厘米，11 个叶片就能满足这种条件。扩散器进口和出口的宽度定为 3.8 毫米。液流在与切线方向成 0.14 弧度 (8.2°) 的地方离开叶轮，因此

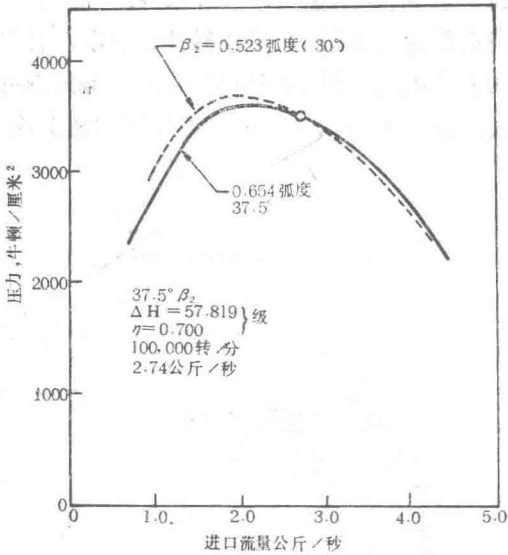


图 7 Mark 48-F 叶轮出口角为 0.523 弧度 (30°) 和 0.654 (37.5°) 弧度时的扬程与流量特性曲线

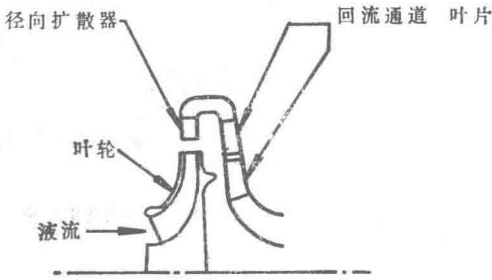


图 8 径向扩散器和回流通道

得到一个切向分速 $C_u=367$ 米/秒，而另一个切向分速 $C_u=53$ 米/秒。根据这些流动条件，使用火箭达因公司的扩散器计算程序，计算了这个扩散器的通道。这些计算结果由图 15 到图18表示出来。图 15 表示沿着扩散器通道叶片角的变化曲线，图 16 表示扩散器的面积变化曲线。图17表示叶片的吸入边和压力边上的压力分布情况。图18表示扩散器的叶栅。

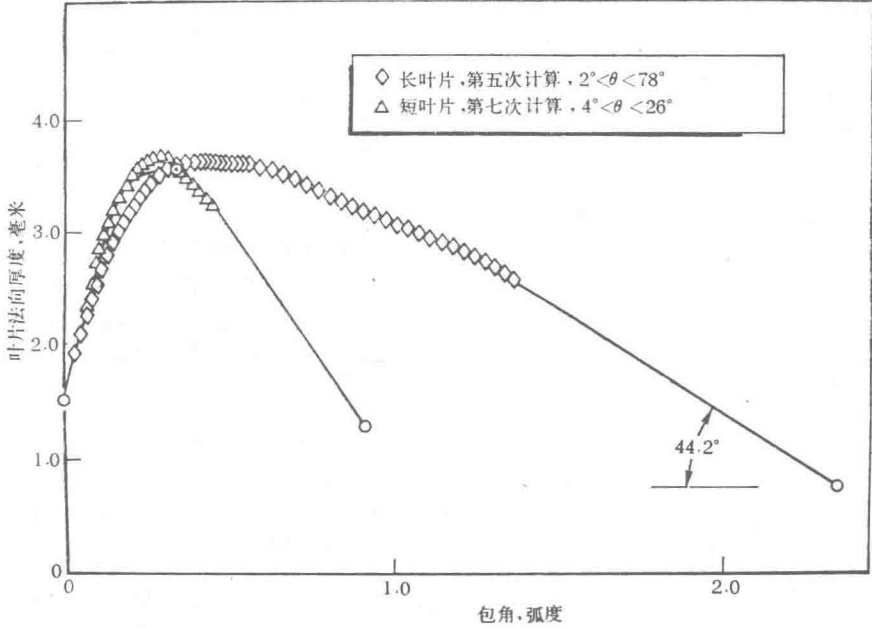


图 9 Mark 48-F 液氢泵叶轮叶片厚度分布曲线

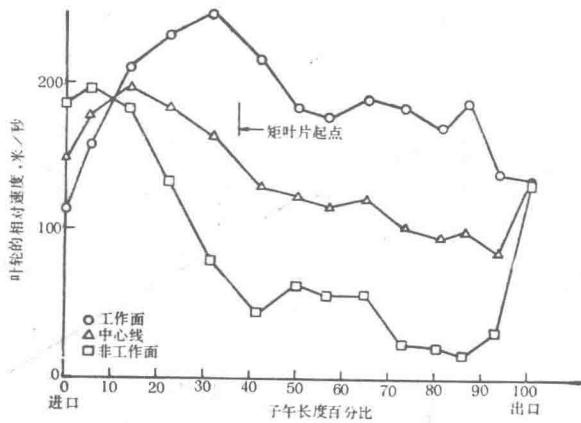


图10 液氢泵叶轮内流管相对速度变化曲线 (图中矩叶片应为短叶片)