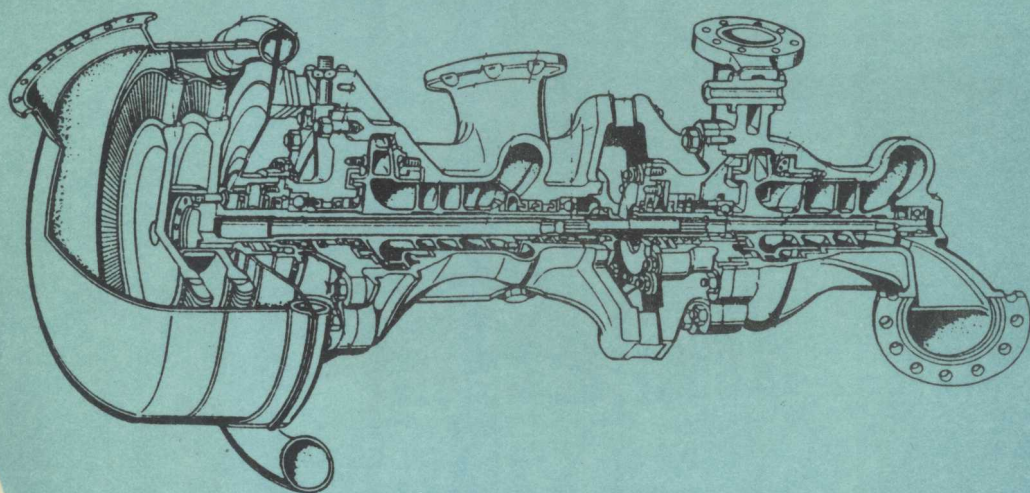


液体火箭发动机 涡轮泵设计

张远君 主编 王普光 刘竹莹 田爱梅 编



北京航空航天大学出版社

V434
1005

V434
1005-1

液体火箭发动机涡轮泵设计

张远君 主编
王普光 刘竹莹 田爱梅 编

一九九六年四月廿二日



30747852

北京航空航天大学出版社

747852

图书在版编目(CIP)数据

液体火箭发动机涡轮泵设计/张远君编. —北京:北京
航空航天大学出版社, 1995. 5
ISBN 7-81012-548-6

I. 液… II. 张… III. 液体推进剂火箭发动机-透平泵
-设计 IV. V 434

中国版本图书馆 CIP 数据核字(95)第 03787 号

内 容 简 介

本书是液体火箭发动机专业本科生专业教材,是根据专业的需要并结合近年来国内外有关液体火箭发动机涡轮泵装置设计的一些研究成果而编写的。书中主要阐述了涡轮和泵的工作原理以及设计计算方法;介绍了涡轮和泵的一些典型结构和涡轮泵装置的配置方案、密封组件与轴承、轴系振动与平衡、转子的临界转速;讨论了涡轮工作叶片、涡轮盘和离心泵叶轮的强度计算方法;并编有相当数量的复习题。

本书除用作高等院校火箭发动机专业的教材外,也可供有关科技人员参考。

液体火箭发动机涡轮泵设计

YITI HUOJIAN FADONGJI WOLUNBENG SHEJI

张远君 主编

王普光 刘竹莹 田爱梅 编

责任编辑 陶金福

北京航空航天大学出版社出版

(北京市海淀区学院路 37 号 邮编:100083)

新华书店总店科技发行所发行 各地新华书店经销

北京密云华都印刷厂印装

*

787×1092 1/16 印张:13.25 字数:338 千字

1995 年 9 月第一版 1995 年 9 月第一次印刷 印数:1200 册

ISBN 7-81012-548-6/V·040 定价:10.50 元

前 言

近年来,从世界上航天技术发达的一些国家发射的宇宙飞船和其它航天器的情况来看,其所用的动力装置有过渡到采用泵压式液体火箭发动机的趋势。而设计出优质的涡轮泵将对新型的泵压式液体火箭发动机的研制成功起着决定性的作用。因此,在我国,与这方面有关的单位,无论是航天动力研制厂所,还是高等院校的火箭发动机专业,对涡轮泵的设计和研究工作,都非常重视。涡轮泵设计已成为高等院校液体火箭发动机专业本科生的一门重要专业课程。

本书是根据原航空航天工业部制定的“八五”教材建设规划作为火箭发动机专业本科生教材编写的。

本书共五章。第一章绪论,其中:主要介绍涡轮泵的主要组成部分和简单工作原理;主要性能参数以及发展简史和发展趋势。第二章是泵的工作原理,其中:讲述了液体在泵中的运动规律、泵的相似理论、离心泵的汽蚀,并介绍了轴流泵与诱导轮的工作原理及其设计方法;另外,还讨论了泵的特性和泵在发动机供应系统中的协调工作。第三章是涡轮的工作原理,其中:不仅介绍了冲击式涡轮的工作原理;而且鉴于反力式涡轮在大推力补燃式液体火箭发动机中的应用,也介绍了反力式涡轮的工作原理和叶片的扭向设计;讲述了涡轮的特性和各类多级涡轮的工作原理,介绍了径流式涡轮的方案和特点;最后给出了冲击式涡轮热力气动计算方法。第四章是涡轮泵结构与设计,首先介绍了两台典型涡轮泵装置的结构;然后介绍了涡轮、离心泵和轴流泵的结构和设计要点;并分析讨论了涡轮泵装置的各种配置方案、密封组件和轴承、轴系振动与平衡以及转子的临界转速等。第五章是涡轮泵强度计算,其中主要讲述了涡轮工作叶片、涡轮盘和离心泵叶轮的强度计算方法。按照教学的需要,在第五章后编有相当数量的复习题。

本书第一章和第三章由张远君教授编写。第二章由王普光副教授编写。第四章由刘竹莹高级工程师编写。第五章由田爱梅讲师编写。全书由张远君教授负责主编,统一安排全书内容和最后定稿。朱才根教授为本书第二章和第三章提供了不少素材,王延荣博士也为本书第五章提供了素材。

本书承蒙北京理工大学宋裕阳副教授审阅,提出了许多宝贵意见,谨致诚挚的谢意。

由于本书涉及范围广泛,编者水平和经验有限,书中难免有缺点和错误,欢迎读者批评指正。

编 者

1994年6月

目 录

前 言

第一章 绪 论

- § 1.1 液体火箭发动机涡轮泵装置主要组成部分与工作原理…………… (1)
- § 1.2 液体火箭发动机涡轮泵装置的分类…………… (3)
- § 1.3 液体火箭发动机涡轮泵装置的主要性能参数…………… (5)
- § 1.4 液体火箭发动机涡轮泵装置的发展简史…………… (7)

第二章 泵的工作原理

- § 2.1 概 述…………… (9)
- § 2.2 离心泵的工作原理…………… (12)
- § 2.3 泵的相似理论与量纲分析…………… (19)
- § 2.4 泵的实际性能曲线…………… (25)
- § 2.5 泵相似理论的应用…………… (30)
- § 2.6 离心泵的汽蚀…………… (34)
- § 2.7 离心泵叶轮的设计参数选择…………… (42)
- § 2.8 离心泵叶片设计…………… (52)
- § 2.9 离心泵泵体设计…………… (57)
- § 2.10 轴向力及其平衡…………… (60)
- § 2.11 诱导轮设计…………… (62)
- § 2.12 轴流泵设计…………… (67)
- § 2.13 泵在液体火箭发动机供应系统中的工作…………… (73)

第三章 涡轮的工作原理

- § 3.1 概 述…………… (76)
- § 3.2 轴流式涡轮的基本工作原理…………… (77)
- § 3.3 气流在涡轮叶栅中的流动…………… (83)
- § 3.4 涡轮级叶片的扭向设计…………… (90)
- § 3.5 涡轮叶栅尺寸的计算方法…………… (95)
- § 3.6 多级涡轮…………… (99)
- § 3.7 涡轮特性…………… (108)
- § 3.8 径流式涡轮…………… (113)
- § 3.9 冲击式涡轮的热力气动计算…………… (115)

第四章 涡轮泵的结构与设计

- § 4.1 概 述…………… (121)
- § 4.2 涡轮泵装置的结构与设计…………… (122)
- § 4.3 离心泵的结构与设计…………… (130)

§ 4.4	轴流泵及诱导轮的结构与设计	(135)
§ 4.5	涡轮的结构与设计	(136)
§ 4.6	涡轮泵的密封组件与轴承	(143)
§ 4.7	涡轮泵轴系振动与平衡	(151)
§ 4.8	涡轮泵转子的临界转速	(157)
第五章 涡轮泵强度计算		
§ 5.1	概 述	(163)
§ 5.2	涡轮工作叶片强度计算	(163)
§ 5.3	涡轮盘强度计算	(173)
§ 5.4	离心泵叶轮强度计算	(191)
复习题		(202)
参考文献		(205)
(21)	2.2.2
(21)	2.2.2
(22)	4.2.2
(23)	2.2.2
(24)	2.2.2
(25)	7.2.2
(25)	8.2.2
(27)	2.2.2
(28)	10.2.2
(29)	2.2.2
(29)	2.2.2
(30)	2.2.2
(31)	2.2.2
(32)	2.2.2
(33)	2.2.2
(34)	2.2.2
(35)	2.2.2
(36)	2.2.2
(37)	2.2.2
(38)	2.2.2
(39)	2.2.2
(40)	2.2.2
(41)	2.2.2
(42)	2.2.2
(43)	2.2.2
(44)	2.2.2
(45)	2.2.2
(46)	2.2.2
(47)	2.2.2
(48)	2.2.2
(49)	2.2.2
(50)	2.2.2
(51)	2.2.2
(52)	2.2.2
(53)	2.2.2
(54)	2.2.2

第一章 绪论

§ 1.1 液体火箭发动机涡轮泵装置主要组成部分与工作原理

泵压式液体火箭发动机广泛地应用在运载火箭、人造地球卫星、宇宙飞船及其它航天器中,作为主动力装置提供推力。在采用泵压式液体火箭发动机的上述几类航天器中,其推进剂贮箱内的压力一般不超过 0.2~0.4MPa,贮箱的壁厚较薄;而燃烧室压力可以选用较高的值,例如可以选 20MPa 或更高一些。这不仅能减小推力室的尺寸而且能提高发动机的比冲。泵压式液体火箭发动机具有相当低的质推比。在火箭的助推发动机、上面级发动机及姿态控制发动机中,也大量采用泵压式供应系统。

涡轮泵是泵压式液体火箭发动机的主要组件之一。它是由涡轮带动泵,对液体推进剂组元——氧化剂和燃料进行增压的一种联动装置。图 1-1 所示,是涡轮泵装置的简图。它主要由燃料泵 1、氧化剂泵 5 和通过轴带动这两台离心式泵旋转的涡轮 2 组成。一般涡轮与泵组装在同一根轴上,3 和 4 是泵和涡轮的密封件,它们对各腔进行密封,以防串流和泄漏。在轴上,用轴承安排了两个支点。两台泵的入口各自装有诱导轮,用以提高离心式主叶轮入口处的压头。利用来自燃气发生器的高温高压燃气作为工质驱动涡轮旋转,以带动两台泵旋转。来自贮箱的氧化剂和燃料经泵增压后,供应到推力室。

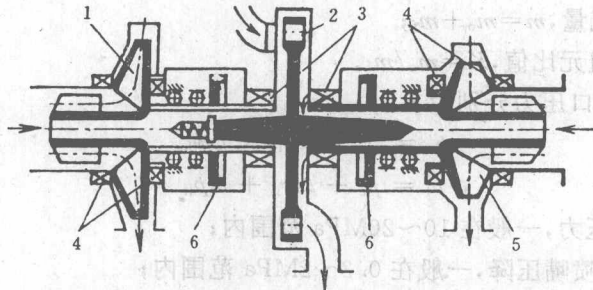


图 1-1 涡轮泵装置简图

图 1-2 所示为美国 J-2 空间发射器液体火箭发动机用的涡轮泵装置。7 级轴流式液氢泵由装在同一根轴上的 2 级涡轮带动,在轴流泵前方还装有诱导轮,以提高泵的抗汽蚀性能。泵与涡轮装在同一根轴上,使整个结构紧凑而简单。轴用两支座支承,各支座由滚珠轴承组成。在轴承附近有密封件。液氢由进口法兰的前方导管进入,由泵后的出口法兰输出,供入推力室。驱动涡轮的燃气由涡轮进气管进入,驱动涡轮后,由呈锥台形壳体收拢,再由排气管排出。

涡轮泵是液体火箭发动机中的高速旋转组件,目前其最高转速可达 200 000r/min,进入涡轮的燃气温度一般在 800~1 200K 范围内,泵的出口压力一般在 20~45MPa 范围内。对液体火箭发动机涡轮泵装置应有以下要求。

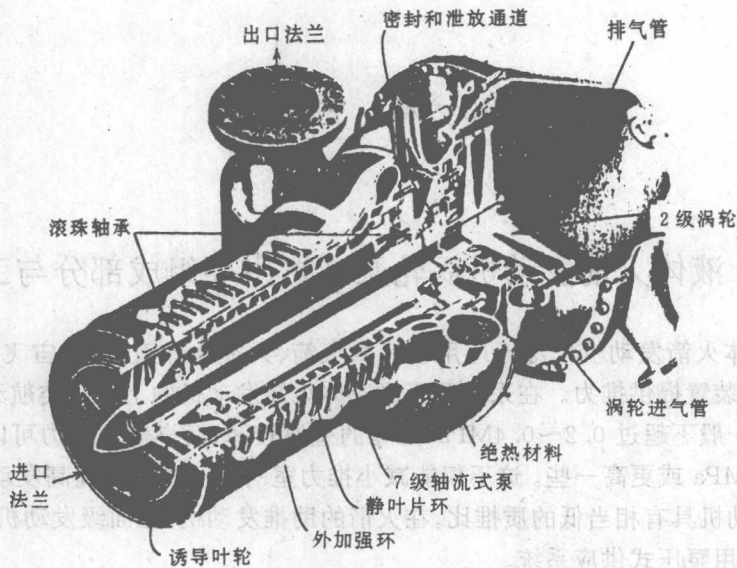


图 1-2 J-2 空间发射器液体火箭发动用的涡轮泵

(1) 在规定的寿命期中,对发动机提供需要的氧化剂和燃料的流量和压力。氧化剂和燃料的流量分别为 m_o 、 m_f , 则有

$$\dot{m}_o = \frac{K\dot{m}}{1+K} \quad (1-1)$$

$$\dot{m}_f = \frac{\dot{m}}{1+K} \quad (1-2)$$

式中: \dot{m} ——推进剂流量, $\dot{m} = \dot{m}_o + \dot{m}_f$;

K ——推进剂组元比值, $K = \dot{m}_o / \dot{m}_f$ 。

氧化剂泵和燃料泵的出口压力分别为 p_o 、 p_f ,

$$p_o = p_c + \Delta p_{io} + \Delta p_{lo} \quad (1-3)$$

$$p_f = p_c + \Delta p_{if} + \Delta p_{lf} \quad (1-4)$$

式中: p_c ——燃烧室压力,一般在 10~20MPa 范围内;

Δp_{io} 、 Δp_{if} ——喷嘴压降,一般在 0.2~2MPa 范围内;

Δp_{lo} 、 Δp_{lf} ——管路及阀门的压降,一般在 1.5~5MPa 范围内。

对于补燃式发动机,在式(1-3)及(1-4)中等号右方还应加上为驱动涡轮所需的压降,一般在 5~20MPa 范围内。

(2) 经验表明,随着燃烧室压力的提高,涡轮泵的可靠性在整个发动机可靠性中占有重要地位,在发动机发生的故障中,约有一半左右发生在涡轮泵中。因此,对涡轮泵应提出下述要求:在发动机所有工况下,应满足发动机分配的可靠度要求。

(3) 在规定的寿命期内,涡轮泵装置应当有较高的效率。

(4) 为保证液体火箭发动机有较小的尺寸和质量,涡轮泵装置应当有较小的尺寸和质量。

(5) 在满足上述各项要求的条件下,涡轮泵装置的各组件和零件应当有较好的工艺性、可维修性和较低的生产费用。

§ 1.2 液体火箭发动机涡轮泵装置的分类

一般可将液体火箭发动机涡轮泵装置分为两大类,即无补燃火箭发动机的涡轮泵和补燃火箭发动机的涡轮泵。无补燃火箭发动机的涡轮泵的特点是:涡轮排气通过排气组件向火箭外的环境排出。目前这类涡轮泵中的涡轮多用主推进剂二组元产生的燃气作为驱动工质。图 1-3 所示,是这类无补燃火箭发动机供应系统简图。将另一类无补燃火箭发动机供应系统简图,示于图 1-4 中。驱动涡轮的工质是由第三种组元(一般采用单组元燃料)分解而产生的。为了将单组元燃料供应到燃气发生器 7 中,在涡轮泵装置中需组装一台单组元燃料泵 5。当然,为了贮存单组元燃料,还要有另外的贮箱 6 等。补燃火箭发动机涡轮泵的特点是:用主推进剂二组元在燃气发生器内产生富燃或富氧燃气驱动涡轮后,沿涡轮后的燃气导管进入推力室与另一组元进行燃烧,由喷管向火箭外的环境喷出。图 1-5 所示,是这类补燃火箭发动机供应系统方案之一的简图。由图可知,来自燃料贮箱的燃料进入燃料泵 1 后,分为两路,燃料的大部分流量进入推力室 5 的冷却通道后,再喷入头部。燃料的小部分流量,经泵 2 再增压,供入富氧的燃气发生器 4,与经氧化剂泵 3 增压后进入燃气发生器 4 的全流量氧化剂燃烧,产生富氧的燃气,驱动涡轮 5。由涡轮 5 排至推力室的富氧燃气再与供入推力室的大部分燃料进行“补充”燃烧,产生燃气进入喷管,经膨胀加速,喷入火箭外的环境中。一般将补燃火箭发动机供应系统称为闭式循环系统,将无补燃火箭发动机供应系统称为开式循环系统。

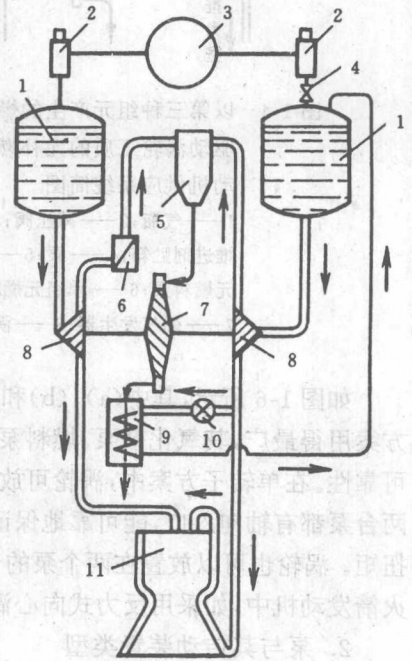


图 1-3 无补燃火箭发动机供应系统简图

- 1——推进剂贮箱; 2——减压阀;
- 3——气瓶; 4——单向阀;
- 5——燃气发生器; 6——推力调节器;
- 7——涡轮; 8——泵; 9——热交换器;
- 10——阀; 11——推力室

无补燃火箭发动机的涡轮泵,常在涡轮后的排气组件尾部装上拉瓦尔喷管,这样就可以利用废气与周围介质间的压差和废气有一定的排出速度而产生一定的推力。此推力也可以用于推力矢量控制系统中,有时也可以将废气导入推力室喷管扩张段后部的环形缝隙内,形成贴壁的内冷却气膜。尽管采用上述一些措施,使涡轮后排出的燃气能产生一定数量的比冲,但也不足以补偿因燃气驱动涡轮后排出环境引起的能量损失。而补燃火箭发动机涡轮泵就没有这种损失。因此,补燃火箭发动机的涡轮泵效率大于无补燃火箭发动机涡轮泵效率。另外,前者的功率一般也比后者的大。补燃火箭发动机的泵出口压力一般在 25~50MPa 范围内,无补燃火箭发动机的泵出口压力一般在 10~12MPa 范围内。

由于涡轮泵的配置方案、泵与其传动装置的类型对涡轮泵整个结构的影响很大。因此也按以下特征对涡轮泵进行分类。

1. 泵和涡轮的传动连接方式

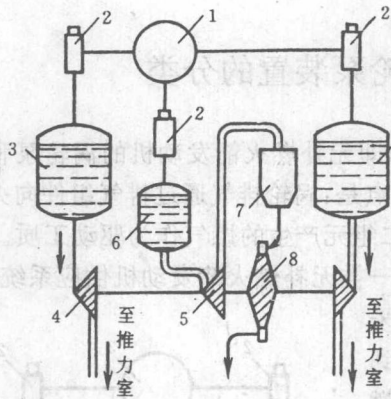


图 1-4 以第三种组元产生的燃气作为驱动涡轮工质的无补燃火箭发动机供应系统简图
 1——气瓶; 2——减压阀; 3——主推进剂贮箱; 4——泵; 5——单组元燃料泵; 6——单组元燃料贮箱; 7——燃气发生器; 8——涡轮

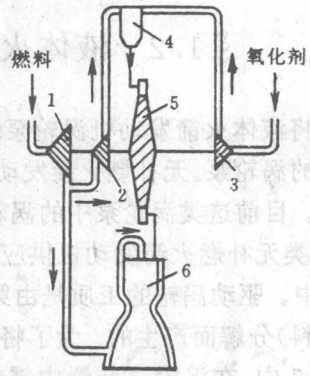


图 1-5 补燃火箭发动机供应系统的一种方案简图
 1——燃料泵; 2——供应燃气发生器的燃料泵; 3——氧化剂泵; 4——富氧的燃气发生器; 5——涡轮; 6——推力室

如图 1-6 所示,其中(a)、(b)和(c)为单转子方案,图(d)为多转子并带减速器的方案。单转子方案用得最广,其氧化剂泵、燃料泵与涡轮装在同一根轴上,这类装置的结构较简单并有较高的可靠性。在单转子方案中,涡轮可放置在两泵之间,如图 1-6 中的(b)及(c)所示。涡轮居中便于使两台泵都有轴向入口,能可靠地保证氧化剂泵腔与燃料泵腔的相互隔离,又能对称地分配涡轮的扭矩。涡轮也可以放置在两个泵的一侧,涡轮相对于泵呈悬臂式,如图 1-6 中的(a)所示。在补燃火箭发动机中,如采用反力式向心涡轮时,这种悬臂式配置的涡轮泵将是唯一可行的方案。

2. 泵与其传动装置类型

在图 1-6 中的(a)、(b)和(c),涡轮与两个泵同轴,无减速装置。这类涡轮泵的转速通常受氧化剂泵抗汽蚀性能的限制,即涡轮转速受氧化剂泵转速的限制,致使涡轮和燃料泵只能以较

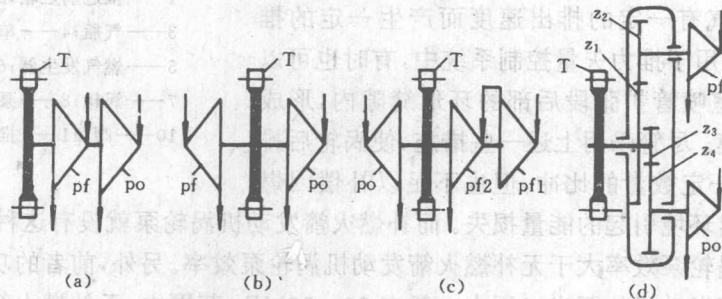


图 1-6 涡轮泵装置的配置方案
 po——氧化剂泵; pf——燃料泵; pf1——一级燃料泵; pf2——二级燃料泵; T——涡轮

低的转速工作。为了提高涡轮的转速,所以在图 1-6 的(d)方案中,装有齿轮传动装置,涡轮的

扭矩经过齿轮传给泵。这样,涡轮可以在较高转速下工作,氧化剂泵经过齿轮减速,可在无汽蚀条件的较低转速下工作,而燃料泵经过齿轮加速,可在适当的较高转速下工作。

3. 轴的支座数量

一般涡轮泵装置采用两支座方案,三支座方案不常用,只有在两支座间的距离较大而使轴的抗弯刚度降低到不允许的程度时才采用。三支座的轴系是静不定的,涡轮泵的装配也有很大困难,因为轴与壳体的三个支座面很难同时达到精密的配合,不能保证把载荷可靠地分担到三个支座。在实用中,一般对其中的一个支座采用弹性的,或将其径向间隙加大;这个支座只能在选定的径向间隙范围内对轴的挠度加以限制。

按涡轮泵的起动次数,可将其分为一次起动的和多次起动的。多次起动的涡轮泵,在相邻两次起动的间隔时间内,两个泵腔内可能存有推进剂组元,必须在涡轮泵停转时使两腔可靠地隔开,在设计这类涡轮泵时对此要采取必要的措施。

还可按涡轮泵的起旋方式,将涡轮泵分为有起动涡轮的和无起动涡轮的。由于起动涡轮也同时装在涡轮泵的轴系中,所以对涡轮泵的配置方案有很大影响。起动涡轮可以在很短的时间内,如 0.5~2s 内使涡轮转速升到额定值。但是装起动涡轮会增加轴的长度和轴承间的距离,这样就增加了轴支座的数量或将单转子变为多转子,使结构变得更复杂。

§ 1.3 液体火箭发动机涡轮泵装置的主要性能参数

液体火箭发动机涡轮泵装置的主要性能参数如下。

1. 涡轮泵装置的质量和功率质量比

设计一台涡轮泵装置,在同时满足其它要求的条件下,希望有小的质量。因为它直接影响整个发动机的质量乃至飞行器的有效载荷。

所谓涡轮泵装置的功率质量比系指涡轮发出的轴功率 N_T 与涡轮泵装置总质量 M_{TP} 之比。当然,此数值越大越好。由于采用的结构方案不同,设计和工艺水平不同以及其它很多因素的影响, N_T/M_{TP} 的数值范围较宽,如有的涡轮泵的 N_T/M_{TP} 在 10kW/kg 左右,而有的涡轮泵超过 25kW/kg。

如果涡轮泵采用的是涡轮与燃料泵和氧化剂泵同轴方案,则涡轮的轴功率 N_{Te} ,应等于驱动两台泵的功率之和,即

$$N_{Te} = N_{pf} + N_{po} \quad (1-5)$$

式中: N_{pf} ——燃料泵所需的轴功率;

N_{po} ——氧化剂泵所需的轴功率。

2. 涡轮泵装置的循环效率

涡轮泵装置的循环效率 η 定义为泵压式液体火箭发动机的比冲 I_{SE} 与推力室的比冲 I_{SC} 之比,即

$$\eta = \frac{I_{SE}}{I_{SC}} \quad (1-6)$$

涡轮泵装置循环效率是衡量由于涡轮泵造成的能量损失以及因此引起对整个发动机影响的一个重要指标。

通常,补燃火箭发动机的涡轮泵循环效率大于非补燃发动机的循环效率。以液氧/液氢发

动机为例,补燃发动机的 $\eta=0.9960\sim0.9996$,而非补燃发动机的 $\eta=0.96\sim0.99$ 。将两类发动机的涡轮泵循环效率与推力室压力的关系曲线示于图 1-7 中。

3. 涡轮工质的质量流率

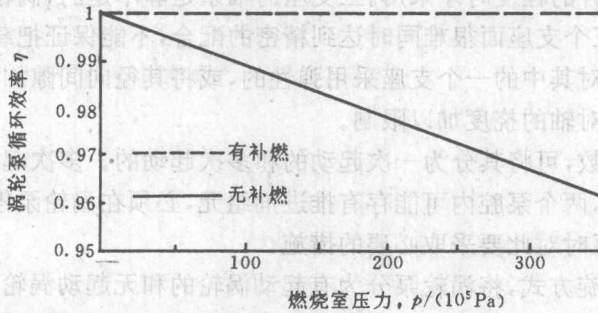


图 1-7 液氧/液氢火箭发动机涡轮泵循环效率与推力室压力的关系

驱动涡轮的工质质量流率 m_T 的大小与很多因素有关。目前较先进的液体火箭发动机,一般用主推进剂二组元燃烧后生成的燃气作为工质驱动涡轮。因此, m_T 的大小与主推进剂的种类有关,也与发动机推力的大小有关;另外, m_T 的大小还与泵的出口压力以及泵、涡轮的效率有关。发动机的推力大,泵出口压力大时,要求有较大的 m_T ; 泵的效率 and 涡轮效率高时,在其它条件相同时,要求 m_T 较小。

4. 涡轮的有效效率

涡轮的有效效率 η_{Te} 的表达式为

$$\eta_{Te} = \frac{N_{Te}}{m_T L_{ad}} \quad (1-7)$$

式中: L_{ad} ——涡轮的等熵膨胀功。

η_{Te} 与燃气在涡轮喷嘴及动叶通道中的流动损失和密封件及轴承中的机械摩擦损失等有关。关于涡轮的等熵膨胀功 L_{ad} 以及上述的各种损失将在第三章详细讨论。

5. 泵的压头和流量

单位质量液体通过泵后,其能量的增量称为压头,用 H 表示。能量增量包括动能增量和势能增量,前者表现液体速度的增加,后者表现液体压力的增加,并且压力增加是主要的。

如果用 Q 表示泵的容积流量,则泵的质量流量 $\dot{m}_p = \rho Q$, ρ 为液体的密度。可见,氧化剂泵的质量流量 $\dot{m}_p = \dot{m}_o$,即为式(1-1);燃料泵的质量流量 $\dot{m}_p = \dot{m}_f$,即为式(1-2)。

6. 泵的功率和效率

泵的功率(有时称泵的轴功率) N_p 与效率 η_p 之间有下列关系:

$$N_p = \frac{\rho g Q H}{\eta_p} \quad (1-8)$$

通常, $\eta_p = 0.5\sim0.8$ 。其它性能参数还有涡轮和泵的转速等。

表 1-1 给出了某些发动机涡轮泵主要性能参数的一些数值。

表 1-1 涡轮泵的主要性能参数

发动机型号	H-1		J-2	
	氧化剂 (液氧)	燃料 (煤油)	氧化剂 (液氧)	燃料 (液氢)
推进剂				
泵压头/m	440.13	683.67	648.31	11 685.12
泵的流量/(kg·s ⁻¹)	205.48	90.52	212.34	38.23
泵的效率	0.75	0.71	0.80	0.73
泵的功率/kW	1 268.61	856.28	1 691.97	6 311.45
泵的转速/(r·min ⁻¹)	5 940	5 940	8 698	27 167
涡轮				
涡轮轴功率/kW	2 186.63		1 691.97	6 311.45
涡轮效率	0.68		0.47	0.60
涡轮转速/(r·min ⁻¹)	28 924		8 698	27 167
工质进口温度/K	922		682	922
工质进口压力/Pa	3.07×10 ⁶		0.616×10 ⁶	4.50×10 ⁶
膨胀比	18.5		2.65	7.2

§ 1.4 液体火箭发动机涡轮泵装置的发展简史

液体火箭发动机涡轮泵装置中的涡轮和泵是两个主要组件,它们都属于叶片机。叶片机发展到现在这样完善的程度,只有几十年的历史。

据历史记载,叶片机的雏型——走马灯,早在我国南宋高宗时代(公元 1131~1162 年)就出现了。走马灯利用蜡烛燃烧而产生的上升热气流,推动带有纸制叶片的小叶轮旋转,从而带动装在叶轮轴上的各种花样的纸影与叶轮一块旋转。又据我国明代(公元 1637 年)有关文献记载,那时已制出用风力排水的风车。以上这些都是简单的气涡轮。可见,中华民族勤劳的祖先很早就应用了叶片机。

世界上第一台离心泵结构设计是由法国物理学家巴涅于 1689 年完成的。但是由于 18 到 19 世纪中叶,那个时代的动力机械转速很低,带不动这种离心泵,因此未付诸实现。由于 19 世纪末期,出现了高转速的动力机械——电动机和气涡轮,同时又由于流量较小的活塞式泵远不能满足当时工业发展的需要。这样,离心泵就广泛地被人们应用了。自 20 世纪以来,离心泵更加广泛地应用到工农业以及航空航天的各个部门了。

燃气涡轮是由 20 世纪初期曾广泛使用的蒸气涡轮发展起来的。在航空中应用燃气涡轮是美国人于 1918 年 5 月首创的,为了给在高空稀薄空气中飞行的飞机提供有效的动力,将燃气涡轮装在航空活塞式发动机上,带动离心压气机,使空气增压后再输入到发动机的气缸内。于第二次世界大战中,美国和苏联都设计、生产使用了这种带燃气涡轮增压的活塞式发动机。直到 1963 年美国 Pratt & Whitney 厂生产的 R-4360 发动机还装有这类装置。

1937 年 4 月 13 日世界上第一台涡轮喷气发动机在德国进行了地面试验。1939 年 8 月 27 日,德国以 HE-178 型涡轮喷气发动机作为动力装置的世界第一架喷气式飞机试飞成功。经过半个多世纪的发展,目前无论在性能方面,或在结构设计方面,航空涡轮喷气发动机都达到了相当高的水平。当然,作为其中最重要组件之一的燃气涡轮也相应地得到了飞速的发展。

第二次世界大战末期,由德国研制的装在 V-2 导弹上的液体火箭发动机 A-4,是最早将涡

轮泵装置作为泵压式液体火箭发动机中的一个主要装置使用的。在发展早期的涡轮泵中,一般用第三种组元,如用过氧化氢的分解产物作为驱动涡轮的工质。自 50 年代末期以来,各国研制的远程导弹和发射人造卫星所用的运载火箭,以及后来的宇宙飞船和当前的航天飞机,其主发动机也都是泵压式液体火箭发动机。涡轮泵被广泛地采用,并得到了飞速发展。到 60 年代,人们逐步采用主推进剂组元产生的燃气作为驱动涡轮的工质,这样使泵压式液体火箭发动机的性能有很大的提高,结构尺寸和质量都比从前的小。

我国于 1970 年 4 月发射的第一颗人造卫星——东方红一号,其运载火箭的主发动机也是泵压式液体火箭发动机。用主推进剂两组元——硝酸与偏二甲肼产生的燃气作为驱动涡轮的工质。现已发展成长征(CZ)系列的运载火箭,如 CZ-1、CZ-2、CZ-3 所用的主发动机也都是泵压式液体火箭发动机。随着发动机推力不断加大,带动泵的涡轮的功率从原来的 1 200kW 逐步发展到 6 000kW。用在运载火箭上面级的发动机是用液氧/液氢为推进剂的,我国也研制出了供应这类低沸点推进剂组元的涡轮泵装置。涡轮的功率和涡轮泵的转速都逐步有所提高,并很好地解决了低温介质的轴承和密封等问题。

美国于 1960~1966 年研制的以液氧/煤油为推进剂的 F-1 发动机是空间运载火箭土星 V 的第一级主发动机,其第二级主发动机 J-2 是用液氧/液氢为推进剂的。1981 年 4 月研制成功的高压补燃的液氧/液氢发动机是美国航天飞机轨道器的主发动机。这些发动机都是泵压式液体火箭发动机。美国的其它航天器及远程导弹也大多用泵压式液体火箭发动机作为主要动力装置。

原苏联的 PD 系列液体火箭发动机也大多用泵压式,多年来发射了不少宇宙飞船和人造卫星。欧洲空间局阿里安运载火箭所用的维金系列和 HM 系列发动机、日本发射 H-1 火箭的 LE 系列发动机以及印度等国所用的大型运载火箭的主发动机,都采用了泵压式液体火箭发动机。

随着世界各国在火箭技术中广泛地用涡轮泵作为供应推进剂组元的装置,其性能和可靠性、设计水平和工艺水平、质量和尺寸等都在不断地完善。人们深知,提高燃烧室压力,一方面可以提高发动机的经济性,即可用加大推力室喷管膨胀比的方法,以提高发动机的比冲;另一方面,随着燃烧室压力的增高,可使发动机的纵向和横向尺寸都有所减小。当然,随着燃烧室压力的增高,涡轮泵装置的可靠性也显得更加重要。美国航天飞机轨道器的主发动机中的涡轮泵性能和可靠性都比较高,它是在高速叶轮、泵的诱导轮以及低温轴承和密封件等方面的研制取得重大进展后发展起来的。这种涡轮泵在高速下泵具有良好的抗汽蚀性能,效率高,并在较长时间内能可靠工作。为了满足高压高性能补燃发动机的性能要求,又能减小发动机的结构质量和尺寸,液体火箭发动机涡轮泵的转速在不断提高,已由 30 几年前的不到 10 000r/min 发展到 100 000r/min,甚至到 200 000r/min。由于一般的轴承寿命远不能满足高转速涡轮泵转子的要求,美国航空喷气公司提出了将液体静力轴承用在涡轮泵上。这种轴承仅在发动机起动和关机时受摩擦,而在发动机稳态工作时,转子与轴承间存在着液膜,转子与轴承不发生接触与摩擦,使轴承寿命大大提高。另外,用新材料制成的软密封件可以减小间隙,并可减少由于摩擦而引起的故障,从而增加了涡轮泵装置的可靠度。可以毫不夸大地断言,由于涡轮泵装置在设计与工艺等多方面取得的进展,将给泵压式液体火箭发动机的进一步发展提供更为有利的基础和条件。

第二章 泵的工作原理

§ 2.1 概 述

一、对液体火箭发动机泵的设计要求

在泵压式液体火箭发动机中,推进剂的供应是通过泵进行的。尽管各种不同类型的泵压式液体火箭发动机对泵的要求有所不同,但是对泵的设计要求可总括如下:

1. 抗汽蚀性要好

为了尽可能减轻贮箱的结构质量,泵应当有尽可能小的进口压力。特别是,对于低温和低密度的推进剂,要求泵有更好的抗汽蚀性能,因此,应在结构设计方面采取一些特殊措施。同时为防止低温和低密度燃料,如液氢的外泄,更应对密封件进行特别设计。

2. 抗腐蚀性好

某些火箭采用酸类推进剂,为了长期贮存,泵的材料应满足抗腐蚀要求。

3. 效率高

泵是在高转速、大流量下工作的,在泵的叶轮及涡壳里液流速度很大,因此水力损失也较大。对于液氧、液氢泵,在旋转件与静止件之间应有足够大的间隙,故容积损失也较大。因此要提高效率应进行精心设计、精心加工。

4. 性能要稳定、结构要可靠

泵的工作特性应保证稳定,泵的压头及流量在所有工况下应有尽量小的脉动,即在系统中出现小的偏差时,也能恢复稳定。某些飞行器又要求泵的压头和流量可以调节。在结构上又要绝对可靠,以保证飞行器安全工作。

5. 尺寸小、质量轻

这是所有飞行器部件设计的主要要求之一,由于泵是发动机的主要部件,它的尺寸及质量对飞行器有重要影响。

随着航天技术的发展,对火箭发动机会更高的要求,发动机的性能在很大程度上取决于涡轮及泵的设计,因此要从性能上、结构上不断完善,精心设计出更好的产品。

二、泵的类型

根据液体吸入及压出泵的方式不同,可分为两大类:

1. 容积式泵

液体通过活塞、转子等部件的相对运动吸入泵体,然后再排出。如活塞泵、柱塞泵、齿轮泵以及旋转容积泵等。

2. 叶片泵

通过转动的叶轮,使液体的动量矩增大。即把机械能转化为液体的动能,这些都是在叶片

形成的通道内完成的。叶片泵又分为离心泵、轴流泵及混流泵。在液体火箭发动机中多采用离心泵，若一级压头不够可采用多级组合。对于低密度的液氢泵，也可利用轴流泵及离心泵相结合，或采用轴流泵。

典型的离心泵及轴流泵可见图 2-1 及图 2-2。

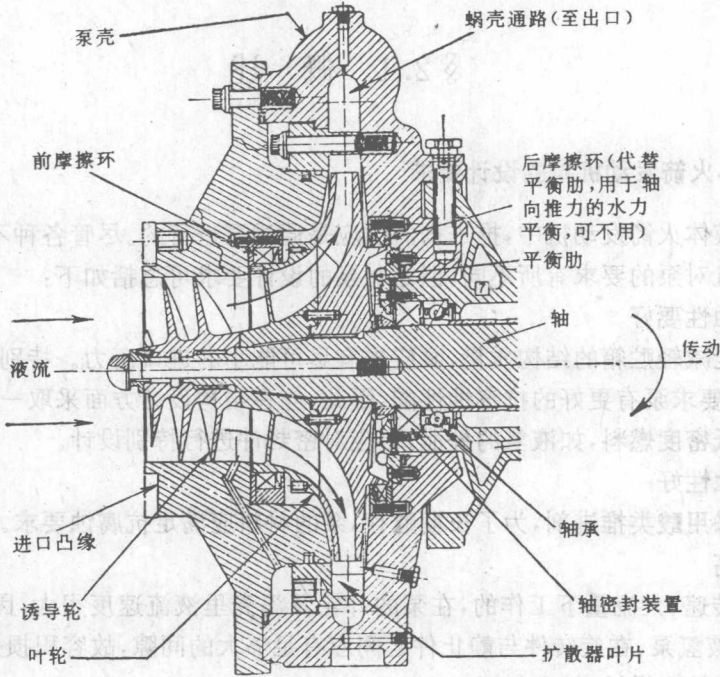


图 2-1 离心泵的基本组成部分

根据对泵的抗汽蚀性能要求，离心泵可以带诱导轮，也可以不带。它由带叶片的叶轮（又称工作轮）泵的壳体、泵的吸入和压出短管等组成。叶轮多带有前后盖板，又称为闭式叶轮。叶轮支承在轴承上。液体可以是单面吸入，也可是双面吸入，因此又有单吸泵及双吸泵之分。液体吸入后，在旋转的叶轮中使其动能增加，即把机械能转变为动能。然后在泵的蜗壳中再减速扩压，提高液体的压头，即使液体的速度头转变为压头。在蜗壳中只有能量的转换而没有能量的增加。

轴流式泵的特点是液体基本上沿轴向流动，经过多级叶片来提高液体的压头。对于低密度的液氢推进剂在离心泵中满足不了要求时，可采用轴流泵。

两种泵的结构设计相差很大，目前采用较多的是离心泵，因此这类泵的设计方法也较成熟。而轴流泵的设计资料较少。故本书以离心泵设计为主要对象，对轴流泵设计也作一些介绍。

三、泵的基本参数

表征泵的主要性能的参数有以下几个：

1. 流量 Q

流量是泵在单位时间内输送的液体量。常用容积流量，用 Q 表示，单位是 m^3/s 或 m^3/h 。

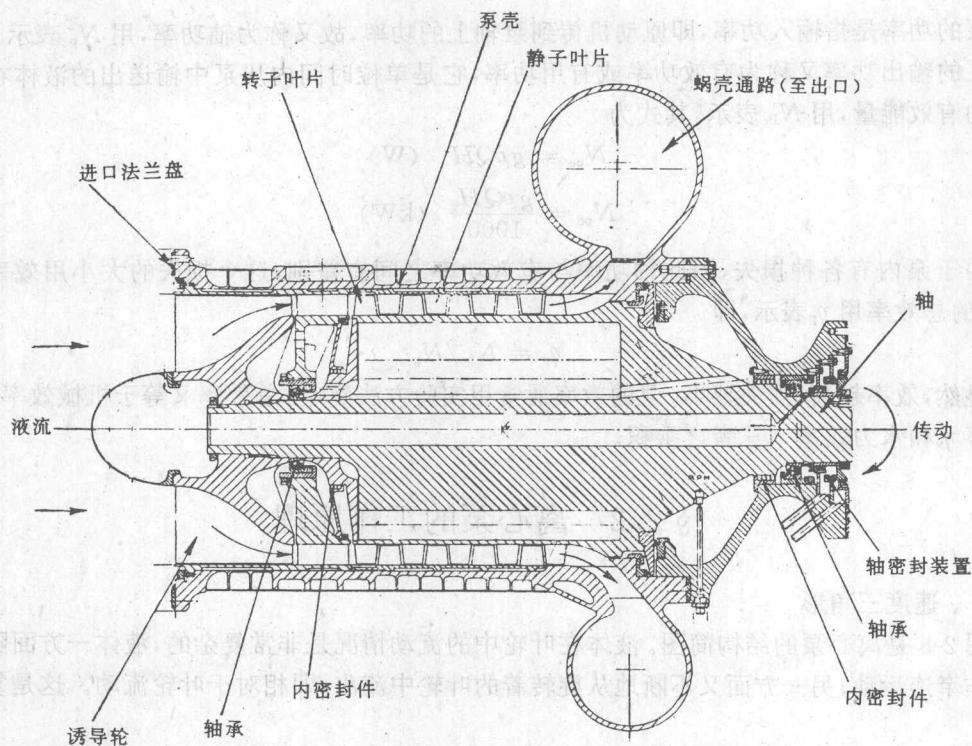


图 2-2 轴流泵的基本组成部分

若用质量流量时,用 m_p 表示。两者关系为

$$m_p = \rho Q \quad (2-1)$$

式中: ρ ——液体的密度 (kg/m^3)。

2. 压头 H

泵的压头(又称为扬程)是泵所抽送单位重量液体从进口到出口处能量的增值,其单位是 m 。单位重量液体的能量在水力学中称为水头,又称为压头。

$$H = \frac{p}{\rho g} \quad (2-2)$$

式中: p ——压力 (N/m^2);

g ——重力加速度 (m/s^2);

ρ ——液体的密度 (kg/m^3)。

3. 转速 n

转速是泵轴单位时间的转数,用 n 表示,单位是 r/min 。

4. 汽蚀余量 NPSH

汽蚀余量又称净正吸压头,是表示泵汽蚀性能的主要参数,对火箭发动机泵的设计特别重要。

5. 功率和效率