

液体火箭发动机泵的原理与计算

[苏联] Б. В. 奥夫襄尼科夫著



国防工业出版社

液体火箭发动机泵的原理与计算

〔苏联〕B. B. 奥夫襄尼科夫著

朱才根译



国防工业出版社

1965

內 容 簡 介

本书叙述了液体火箭发动机泵的原理与计算。书中给出了有关设计数据和经验公式，并附有计算例题。在第九章中对现有的一些液体火箭发动机泵作了简介。本书是一本较为系统、完整的液体火箭发动机泵的原理与计算的教科书。

本书可作高等工业院、校有关专业的教科书或教学参考书，亦可供有关的工程技术人员、研究工作者参考。

ТЕОРИЯ И РАСЧЕТ НАСОСОВ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

[苏联] Б. В. Овсянников

ОБОРОНГИЗ 1960

液体火箭发动机泵的原理与计算

朱才根译

国防工业出版社 出版

北京市书刊出版业营业登记证出字第074号

新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售

国防工业出版社印刷厂印装

850×1168^{1/32} 印张8 205千字

1965年7月第一版 1965年7月第一次印刷 印数：0,001—2,100册

统一书号：15034·872 定价：(科八-1)1.70元

目 录

序言	5
注脚和符号	6
第一章 緒論.....	9
§1 液体火箭发动机泵的应用范围	9
§2 对液体火箭发动机泵的要求	13
§3 泵的分类	19
第二章 液体火箭发动机离心泵的基本概念.....	23
§1 离心泵装置	23
§2 泵的功率和效率	26
§3 离心泵叶輪內液体的流动	30
§4 叶片式泵的基本方程	39
§5 用环量表示叶輪的压头	44
§6 相对运动的能量方程	45
§7 由叶輪傳遞給液体的功及叶輪的反力度 (不計水力損失)	47
§8 有限叶片对叶輪工作的影响	55
§9 泵的相似理論基础和比轉速	64
§10 进口装置.....	73
§11 出口装置.....	74
第三章 液体火箭发动机离心泵中的汽蚀	86
§1 基本概念	86
§2 提高液体火箭发动机輸送系統抗汽蚀性能的途徑	95
§3 液体的热力学性质对液体火箭发动机泵 汽蚀的影响	109
§4 安装軸流式前置泵提高泵部件的抗汽蚀性能	115
第四章 离心泵中的損失	123

4		
§1	离心泵流通部分中的水力損失	123
§2	确定泵水力效率的方法	127
§3	离心泵的容积損失	138
§4	离心泵中的輪盘損失和机械損失	145
第五章 泵的特性		147
§1	泵的理论特性	147
§2	泵的实际特性	154
§3	軸流式螺旋泵的特性	166
第六章 泵在液体火箭发动机輸送系統中的工作		170
§1	引言	170
§2	輸送系統中泵流量的調节方法	173
§3	液体火箭发动机輸送系統中泵工作的稳定性	176
§4	系統中泵的协同工作	180
第七章 作用在泵叶輪上的力		183
第八章 离心泵的計算		187
§1	叶輪主要参数和几何尺寸的計算	188
§2	叶片的叶型設計	196
§3	驗算泵的汽蝕計算	213
§4	泵进口装置和出口装置的計算	213
§5	繪制泵的近似特性曲綫	224
§6	液体火箭发动机离心泵計算的例題	227
第九章 現有液体火箭发动机泵的簡介		236
参考文献		248

序 言

本书是“液体火箭发动机叶片机”課程中“泵的原理与計算”一課的教材，是以作者讲稿的大綱及国内外文献所发表过的资料为基础編写成的。

书中讲述液体火箭发动机泵的原理与計算，并针对国外所公布的燃料的特性，研究这种泵的特点和对泵的要求。泵的结构参数是按照外国著名的液体火箭发动机泵式系統給出的。在闡明有关問題时，作者广泛地利用了苏联泵制造工业中的經驗，这些經驗已充分地反映在技术科学博士 A. A. 洛馬金教授的专题著作中。

技术科学博士 B. И. 波利科夫斯基教授对原稿提出了宝贵的意見与建議，不少同志帮助审閱和准备了原稿，作者謹向他們表示感谢。

本书是編写液体火箭发动机泵的原理与計算教科书的初次尝试，因而，不論在教学法上和內容上都难免会有缺点。作者将非常感謝讀者对本书提出的意見。

注脚和符号

注 脚

- | | |
|--------------------------|---------------------------------|
| 0 —— 叶輪叶片进口前的参数; | 1 —— 剛进入叶片通道的参数; |
| 2 —— 临出叶輪前的参数; | 3 —— 剛出叶輪的参数; |
| 4 —— 螺旋形扩散器或叶片式扩散器的出口参数; | 5 —— 錐形扩散器的出口参数; |
| p —— 設計参数; | m —— 模型泵的参数; |
| y —— 密封裝置的参数; | c —— 发动机輸送系统的参数; |
| m —— 子午分速或子午截面; | a —— 軸向分速; |
| u —— 切向分速或切向截面; | r —— 徑向分速; |
| | ∞ —— 根据假設叶片为无限多而求得的所有参数。 |

符 号

- a —— 螺旋式前置泵叶片通道的寬度;
- B —— 汽蚀强度的綜合参数;
- b —— 泵流通部分子午截面的寬度;
- C —— 汽蚀系数;
- c —— 液体运动的絕對速度;
- D —— 直徑;
- D_r —— 对通道的任意截面, 按水力半徑相等而折合成的管子的直徑;
- D_p —— 螺旋式前置泵的計算直徑;
- d_{UT} —— 輪轂直徑;
- F —— 通道的橫截面积;
- G —— 通过泵的液体重量流量;
- G_{Σ} —— 燃料組元的总流量;
- G_o —— 氧化剂流量;
- G_r —— 燃燒剂流量;
- g —— 重力加速度;
- H —— 泵的压头;
- $H_{\text{ДВН}}$ —— 泵的动压头;

- H_{CT} ——泵的静压头;
 H_T ——泵的理论压头;
 H_Y ——消耗在密封装置中的压头;
 h ——1公斤液体总的机械能——液体的总压头(米,液柱);
 Δh ——压头损失;
 $\Delta h_{\text{ДМН}}$ ——在泵的流通部分中,从泵的进口到最小压力点上所需要的总压头;
 $h_{\text{ВХ-КАВ}}$ ——对应于压力 $p_{\text{ВХ-КАВ}}$ 的液体的压头;
 $h_{\text{Л}}$ ——螺旋泵叶片的高度;
 i ——攻角;
 j ——飞行器的加速度;
 j_K ——哥氏加速度;
 k_1 ——叶轮进口处由叶片引起的截面收缩系数;
 k_2 ——叶轮出口处由叶片引起的截面收缩系数;
 k_{2u} ——比值 $\frac{c_{2u}}{u_2}$;
 $k_{c_{2u}}$ ——比值 $\frac{c_{2u}}{c_{2\text{мoo}}}$;
 l ——泵部件的线性尺寸;
 m' ——进入叶片时,绝对速度的不均匀系数;
 N_T ——泵的水力功率;
 $N_{\text{Мех}}$ ——机械损失功率;
 N_H ——泵的总功率;
 N_{II} ——泵的有效功率;
 n ——泵的转速;
 $n_{\text{Л}}$ ——有限叶片的修正系数;
 n_s ——比转速;
 P ——发动机推力;
 $P_{YД}$ ——发动机的比推力;
 p ——压力;
 p_{II} ——液体的饱和蒸汽压力;
 $p_{\text{ВХ-КАВ}}$ ——按断裂汽蚀确定的泵进口处的最小许用压力;
 Q ——通过泵的容积流量;
 Q' ——通过叶轮的容积流量;
 q ——流量系数;

- R —— 出口裝置的半徑；
 r —— 葉輪的半徑；
 S —— 葉輪子午截面中綫對於旋轉軸的靜矩；
 s —— 葉輪子午截面中綫的長度；
 t —— 葉片間距；
 u —— 切綫速度；
 w —— 液體的相對速度；
 z —— 葉片數目；
 α —— 絕對速度與切綫速度之間的夾角；
 β —— 相對速度與切綫速度的反方向之間的夾角；
 β_{II} —— 葉型中綫的切綫與切綫速度的反方向之間的夾角；
 Γ —— 環繞外形的環量；
 γ —— 液體的比重；
 Δ —— 增量；
 δ —— 法向厚度；
 δ_y —— 密封裝置的徑向間隙；
 η_{int} —— 泵的內效率；
 η_r —— 泵的水力效率；
 η_{OG} —— 泵的容積效率；
 η_{it} —— 泵的總效率；
 θ —— 火箭軸綫與重力方向之間的夾角；
 α —— 氧化劑剩餘係數；
 λ —— 液體運動時的摩擦阻力係數；
 λ_{in} —— 離心場中的摩擦阻力係數；
 λ_{KOH} —— 流過葉片時葉片的汽蝕係數；
 ν —— 液體的運動粘性係數；
 ξ —— 局部阻力係數；
 ρ —— 液體的密度；
 ρ_K —— 泵葉輪的反力度；
 σ —— 葉片的切向厚度；
 φ —— 流動的中心角；
 χ —— 綫性尺寸之比；
 ψ —— 壓頭係數；
 ω —— 轉動角速度。

第一章 緒論

§1 液体火箭发动机泵的应用范围

液体火箭发动机是在短時間內产生推力的发动机，这种发动机的工作時間是以秒来計算的。在液体火箭发动机中采用单位重量內能釋放出大量能量的燃料（燃燒剂与液态氧化剂）。視发动机推力大小之不同，液体燃料的消耗量可达每秒钟几公斤到几百公斤不等。例如，著名的德国 A-4 火箭发动机当推力为 25 吨时，总的組元消耗量达 125 公斤/秒，而英国阿姆斯特朗—西德利（Armstrong—Siddeley）公司的“斯納勒”（Snarler）起飞加速器，当推力为 910 公斤时組元消耗量是 4.5 公斤/秒。

工作液体的供应压力由燃燒室中的压力、噴嘴压降和系統中的水阻损失所决定。在个别情况下，由于組元通过冷却套，阻力将会很大。供应压力一般为几十个大气压力。

液体火箭发动机的輸送系統按其装置可以分为两类：

1) 挤压式系統（見图 1 中方案 a），在这种系統中，采用蓄压器将燃料注入燃燒室；

2) 泵压式系統（見图 1 中方案 b），在这种系統中，用泵来輸送燃料。

在液体火箭发动机中挤压式燃料輸送系統是帶有受力貯箱的系統（見图 1 中方案 a）。通常，采用压缩空气瓶作为蓄压器。这种系統的特点是：燃料貯箱处于超过燃燒室压力的高压之下。能够承受高压的燃料貯箱必須做成厚壁的。在燃料消耗量很大时——推力大或工作時間长，这种輸送系統的貯箱将会太重，在液体火箭发动机上不能采用。因此，工作時間較长或推力大的发动

机采用泵压式系统。在泵压式输送系统的燃料贮箱中只保持不大的压力，其目的只是使泵不产生汽蚀现象。将燃料输送入燃烧室所必需的压力，通常由涡轮带动的泵产生。涡轮的工质是蒸汽（专用的蒸汽气体发生器中的过氧化氢分解产物），或是主组元的燃烧产物。

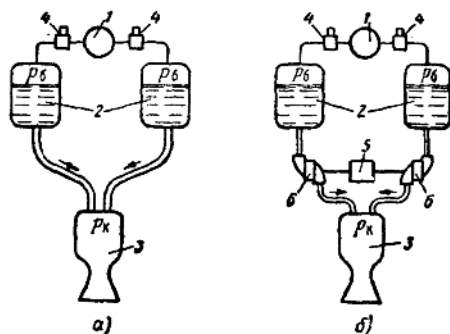


图1 带受力贮箱和带不受力贮箱的液体火箭发动机的燃料组元输送系统。

a—挤压式系统；b—泵压式系统；1—压缩气体；2—贮箱；3—燃烧室；4—减压器；5—发动机；6—泵。

早在1914年K. Э. 齐奥尔科夫斯基 (Циолковский) 就建议在液体火箭发动机上用泵来输送燃料。

虽然包括有涡轮泵部件的燃料输送系统比挤压式系统复杂得多，但是当燃料消耗量大时，由于其重量小，所以泵式系统是最好的。采用泵压式系统和挤压式系统的界限可以在重量分析及如图2中表示的作图的基础上确定。纵坐标表示输送系统的重量，横坐标表示冲量——发动机推力与工作时间的乘积。当冲量小时，挤压式系统(A)的重量较小，而当冲量很大时，则泵压式系统(B)的重量较小。系统的应用界限取决于如图2上的直线之间的交点。燃烧室的压力愈高 ($p_k' > p_k$)，则能采用挤压式系统的冲量愈小。可以相当近似地认为：对于 $p_k = 40$ 公斤/厘米²，如果冲量大于 $30 \times 10^3 \sim 50 \times 10^3$ 公斤秒，泵压式系统在重量上是

有利的。当燃烧室中的压力高时（大于 50 公斤/厘米²），虽然是在挤压式系统的应用范围内，通常，采用挤压式系统是不合理的，因为可以采用固体火箭，以使火箭推进装置的重量的较小。由此可见，泵压式输送系统是液体火箭发动机上占优势的、主要的燃料组元输送系统。

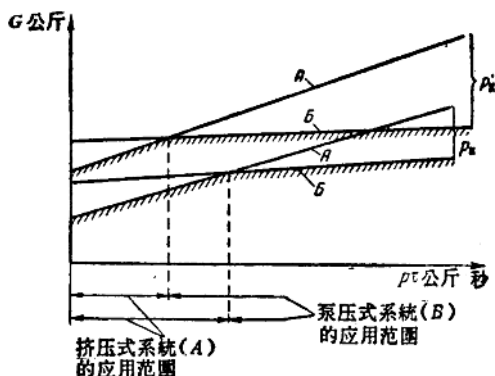


图 2 输送系统重量与发动机冲量的关系。

泵是带有不受力贮箱的液体火箭发动机燃料输送系统所必不可少的部件。一般采用离心泵或轴流—离心泵，后一种泵即是依次地安装有轴流式叶轮与离心式叶轮。原则上，任何发动机都可以用来传动泵，但是用涡轮来传动泵，其构造最为简单。涡轮是传动液体火箭发动机泵的最主要的型式。

液体火箭发动机输送系统中由泵与涡轮所组成的部件叫做涡轮泵部件。按照作用原理，液体火箭发动机的涡轮及泵都属于叶片机，即是在这种机械中，外来的机械能与沿着由转动的工作轮叶片所形成的通道流动时的液流（或气流）能量互相进行转换。

在图 1 中引用了泵压式组元输送系统的方案简图。泵压式系统可以按所采用的泵的数目、传动的方式和涡轮工质的供应方法分为各种不同的类型。

通常是采用两个泵——一个输送燃烧剂，另一个输送氧化

剂。两个泵常常与涡轮以同样的转速旋转。用单组元燃料，如高浓度的过氧化氢的分解产物来吹动涡轮时，其方案是最为简单的（图3）。德国A-4火箭的燃料组元输送系统即是这样的系统。

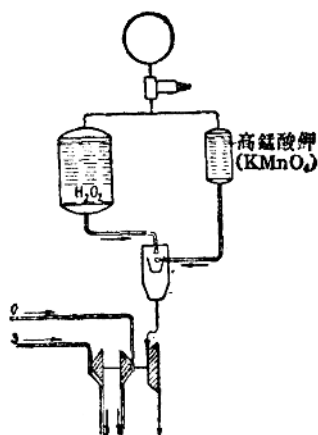


图3 用过氧化氢分解产物吹动涡轮的输送系统方案。

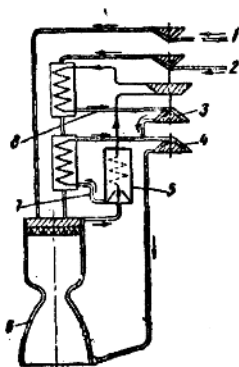


图4 用从冷却套来的蒸汽吹动涡轮的输送系统方案。

- 1—燃烧剂；2—氧化剂；
3—低压泵；4—高压泵；
5—分离器；6—燃烧室套；7、8—冷凝器。

在采用单组元燃料的情况下，泵的数目可以减少到一个。然而，这一点对于液体火箭发动机来说是没有代表性的。对于液体火箭发动机来说，在输送系统中更为典型的是采用三个泵，其中的两个泵用来输送燃料主组元，第三个泵输送涡轮的工质。有时候第三个泵用于其他的目的。例如：在英国的“斯克利门”（Screamer）发动机上第三个泵用来输送燃烧室冷却系统中的水。

图4上的闭式输送系统方案中采用四个泵，其中的两个泵是打水的，用从燃烧室冷却套中过热水取得水蒸汽作为涡轮的工质。

§2 对液体火箭发动机泵的要求

任何泵的用途都是提高液流的能量。能量的提高，可以用加大液流的速度以增加其动能的方法，及提高液体的压力以增加其位能的方法来实现。泵主要是用来提高流动液体的压力；液体通过泵后所获得的速度能量的增量，应力求用滞止的方法转化为压力能。

广义地可以給泵下以下的定义：泵是将机械能转化为液流的压力能和动能的机械。

泵的参数及其与推进装置参数之间的关系

推进装置参数完全由流量、泵所要求的压头和工作液体的物理性质所决定。

液体火箭发动机泵工质的种类非常之多。在液体火箭发动机中采用了各种的氧化剂和燃烧剂，其中用得最多的为煤油类的碳氢化合物、醇类、肼类、酸类、过氧化合物、液化气体（例如氧）等等。它們中間的很多液体都具有特殊的性质，如有腐蚀性，饱和蒸汽压力大，比重小，这使泵的设计与应用复杂化。因此，往往很难对于液体火箭发动机泵的参数給予一般性的说明和給出标准参数。在很多情况下，必须根据抽吸液体的具体性质来确定这些参数。

泵的流量是泵在单位时间内供应的液体数量，它可以用容积或重量的单位来計量。

容积流量与重量流量之间的联系用简单的关系表示

$$G = \gamma Q,$$

式中 γ —— 液体的比重 (公斤/米³ 工程单位)；

Q —— 容积流量 (米³/秒或升/秒)；

G —— 重量流量 (公斤/秒)。

通过泵的流量由推力和燃料組元的比值来决定。

$$P = \frac{G_z}{g} P_{yA},$$

式中 P ——推力 (公斤);

G_z ——燃料組元的总流量 (氧化剂流量 G_o 与燃烧剂流量 G_r 之和)

$$G_z = G_o + G_r,$$

P_{yA} ——比推力 $\left(\frac{\text{公斤}}{\text{公斤/秒}} \right)$ 。

化学燃料火箭发动机的比推力与所选择的燃料有关, 一般在 $200 \frac{\text{公斤}}{\text{公斤/秒}}$ 和 $200 \frac{\text{公斤}}{\text{公斤/秒}}$ 以上的范围内变动。如果取平均的比推力 $P_{yA, \text{cp}} = 250 \frac{\text{公斤}}{\text{公斤/秒}}$, 则每 1000 公斤推力所需要的燃料組元的重量流量为 4 公斤/秒。

每一个燃料組元的重量流量, 可以按照总流量与选定的燃料組元比值 x 来求得, x 是氧化剂的重量流量与燃烧剂的重量流量的比值

$$x = \frac{G_o}{G_r}.$$

通常, x 大于 1 (一般 $x = 2 \sim 4$), 即氧化剂的重量流量大于燃烧剂的重量流量。燃料組元的容积流量可按重量流量与比重求得。通常氧化剂 (硝酸, 过氧化氢, 液氧) 的比重大于 1, 而燃烧剂 (煤油, 醇类等) 的比重小于 1, 因此氧化剂与燃烧剂之间容积流量之差小于重量流量之差。

对于飞机发动机和中等推力的火箭 (不超过 30 吨), 其容积流量为每秒钟几升与几十升, 而对于大推力的火箭则为几百升。

泵的压头是通过泵的每公斤液体的机械能的增量

$$H = h_2 - h_1,$$

式中 h_2 ——泵出口处每公斤液体的机械能 (总压头);

h_1 ——泵进口处每公斤液体的机械能。

液体的机械能由位能——静压头 p/γ 和动能 $\frac{c^2}{2g}$ ——动压头所决定。

所以，泵的压头写为能量的增量

$$H = h_2 - h_1 = \frac{p_2 - p_1}{\gamma} + \frac{c_2^2 - c_1^2}{2g} \quad \frac{\text{公斤米}}{\text{公斤}}$$

因此，压头可以很方便地用米来表示，因为用米为单位时，压头与液体的种类无关。 $\frac{p_2 - p_1}{\gamma}$ 项是静压头的增量，表示液体在通过泵时压力能的增量，而 $\frac{c_2^2 - c_1^2}{2g}$ 项为动压头的增量，表示液体在通过泵时的动能增量。

当 $c_2 = c_1$ 时

$$H = \frac{p_2 - p_1}{\gamma} \text{ 米。}$$

压力的提高决定于压头的大小和比重：

$$\begin{aligned} \Delta p = p_2 - p_1 &= H\gamma \text{ 公斤/米}^2 \\ &= H\gamma 10^{-4} \text{ 公斤/厘米}^2。 \end{aligned}$$

对于典型的液体火箭发动机系统（图5），泵进口处的压力取决于贮箱中的压力、液柱高度和惯性增压，并扣除水力阻力及动压头。

我们来求在火箭飞行状态下的静压头和惯性压头的数值。

用 θ 角表示火箭轴綫与重力方向之间的夹角（见图5）。火箭运动时，由于向心加速度的影响较小，仅需要考虑切向加速度。

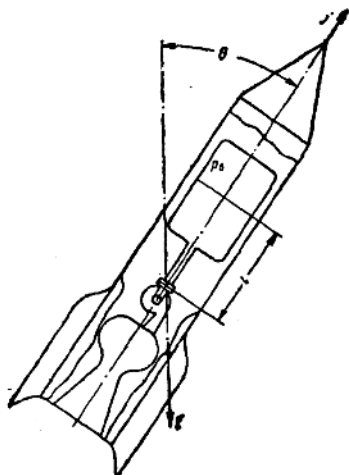


图5 泵在火箭上的安装简图。

所求的惯性压力 p_i 是作用在单位面积 f 上的力。例如，对于导管的惯性力为

$$P_i = \frac{\gamma f l}{g} j,$$

式中 l —— 导管长度。

所以

$$p_i = \frac{\gamma f l j}{g f} = \frac{\gamma l j}{g}$$

液柱重力的压力为

$$l \cos \theta \gamma.$$

液柱重力的压力与惯性压头之和可以写成

$$\gamma l \cos \theta + \gamma \frac{l j}{g} = \gamma l \left(\cos \theta + \frac{j}{g} \right),$$

式中 $\frac{j}{g}$ —— 通常叫做火箭的过载系数。

考虑所有因素后，泵进口处的静压力

$$p_1 = p_0 + \gamma l \left(\cos \theta + \frac{j}{g} \right) - \Delta p_{\text{comp. нх}} - \gamma \frac{c_1^2}{2g};$$

c_1 —— 泵进口处的速度取决于流量及进口导管的截面积。通常 c_1 不超过 5~10 米/秒。

在火箭的飞行期间，泵进口处的压力不能保持不变，而是随着火箭的过载系数与贮箱中的液位而变化的。在图 6 上表示了火箭的过载系数，贮箱中的液位，泵进口处的压力与火箭主动段飞行时间的关系。当火箭起飞时，通常 p_1 为 1.5~3 公斤/厘米²。泵出口处的压力 p_2 由燃烧室中的压力 $p_{\text{к}}$ ，喷嘴压力降 Δp_{Φ} 和从泵到喷嘴之间系统的水力阻力—— $\Delta p_{\text{comp. нх. о}}$ 所决定。

$$p_2 = p_{\text{к}} + \Delta p_{\Phi} + \Delta p_{\text{comp. нх. о}}$$

当实际上遇到的燃烧室压力为 30~50 公斤/厘米²（例如，在美国反作用发动机公司的发动机中），喷嘴压力降为 5~15 公斤/厘米² 和系统的水力阻力为 10~20 公斤/厘米² 时，所要求的出口压力数值可能为 60~80 公斤/厘米²。

为了避免大的水力阻力与可能发生的水力冲击，从泵出口处