

液体火箭发动机涡轮泵技术的发展

颜 子 初

(航空航天部11所)

摘要: 阐述了涡轮泵的技术发展水平在液体火箭发动机研制中的重要地位; 分级燃烧循环系统发动机涡轮泵的设计特色; 苏联涡轮泵总体设计的特点; 并对预压泵、轴向力平衡活塞、两相流诱导轮、正反旋涡轮等涡轮泵新技术的设计原理进行了概述。

主题词: 液体推进剂火箭发动机, 火箭燃料系统, 述评

THE DEVELOPMENT OF TURBOPUMP TECHNOLOGY FOR LIQUID ROCKET ENGINES

Yan Zichu

(The 11th Research Institute)

Abstract: The following contents are discussed in the paper: the essential position of turbopump technology in liquid rocket engine development, the design characteristics of turbopump for stage-combustion engines, and the general assembling design features of turbopumps in USSR. In addition, an overview on the design principles of turbopump technology—booster pumps, axial load balancing pistons, two-phase flow inducers, and counter-rotating turbines are also discussed.

Keywords: Liquid propellant rocket engine, Rocket fuel system, Review

一、前 言

随着航空航天技术的发展, 高速、高压、低温推进剂涡轮泵的研制越来越显示出其特别重要的地位。可以说飞行器与液体火箭发动机的性能很大程度上取决于其涡轮泵研制可能达

到的完善水平。提高液体火箭发动机性能最终必然要求提高推力室压力，因为高推力室压力能使大推力、大面积比发动机尺寸大大减小。然而在燃气发生器循环系统中，提高推力室压力必然导致增加涡轮的传动功率损失，解决的出路在于采用分级燃烧循环系统，即高压补燃系统，这样涡轮排气在推力室得到补燃，涡轮的传动功率损失已不存在，从而大大提高发动机的比冲^[1,2]。

分级燃烧循环系统发动机的研制带动了热力学、流体气动力学、传热学、强度理论、高温高强度材料各学科，以及各种生产工艺的新发展，也使涡轮泵技术进入了一个暂新的阶段。

与燃气发生器循环系统发动机的涡轮泵不同，分级燃烧循环系统发动机的涡轮泵具有许多特色，突出地表现在涡轮设计上^[3]（表1）。

燃气发生器循环系统发动机采用独立温

表1 不同发动机循环系统的涡轮特点

	燃气发生器循环系统	分级燃烧循环系统
1 涡轮入口压力	5~10MPa	30~40MPa
2 涡轮流量占发动机总流量的百分比	1~3%	50~75%
3 涡轮形式	一律冲击式部	一般为反力式

m/s) 或多级泵。无汽蚀工作的高压、高速泵必然要求高泵入口压力，这与低贮箱压力的要求是不协调的，为了防止主泵产生汽蚀，在主涡轮泵前设置增压用涡轮泵或叫预压泵。

		机采用富氢燃气
--	--	---------

二、苏联液体火箭发动机涡轮泵

苏联现有液体火箭发动机，主要采用同轴涡轮泵，其特点之一是轴一般由两部分组成，中间通过一小轴（花键式弹性轴）传扭矩（图1、2）。其特点之二是大量采用一个涡轮泵带四个推力室的大涡轮泵总体方案，如RD-107、108、111、214、216、170等发动机^[2]（表2）。

三、涡轮泵新技术

1. 预压泵^[3]

预压泵在高压补燃液体火箭发动机循环系统中得到广泛应用。

为提高泵压式推进剂供应系统的抗汽蚀能力，系统中可采用辅助预压泵。预压泵可直接安置在主泵前管道中或在贮箱里，以提高主泵前的压头。

预压泵可以是叶片泵，如美国SSME、ASE发动机的液氢、液氧预压泵、苏联RD-120发动机的液氧、煤油预压泵。也可以是引射泵，如苏联RD-253发动机的 N_2O_4 主泵前所采用的，在引射比为10:1时压头可增加200J/kg。

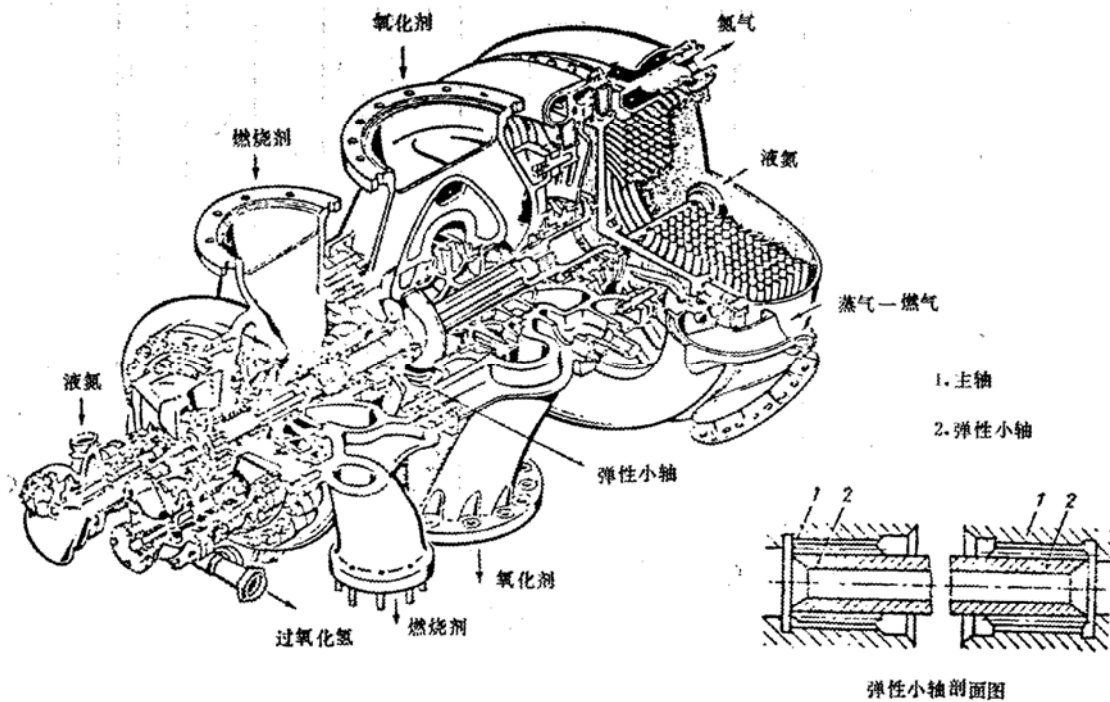


图1 RD-107发动机涡轮泵剖面图

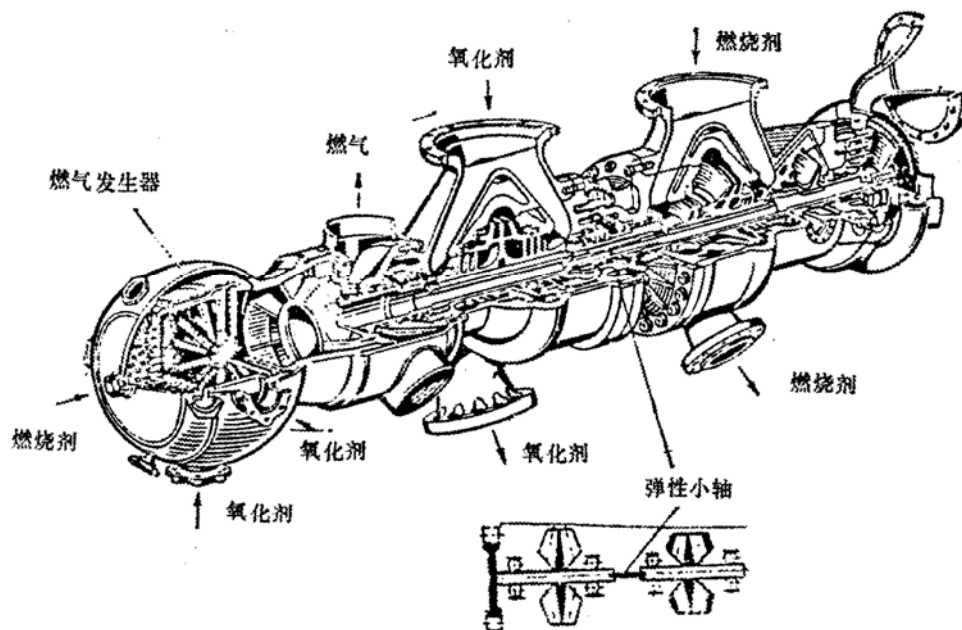


图2 RD-253发动机涡轮泵剖面图

预压泵所需压头 H_b 取决于主泵在火箭静止条件下无汽蚀工作的要求:

$$H_b \geq p_{0,p}/\rho - p_{0,b}/\rho + L_{\text{阻}} - gl$$

$L_{\text{阻}}$ ——主泵与预压泵间压头损失;

$p_{0,p}$ ——主泵前临界汽蚀压头;

l ——主泵与预压泵水平位置差;

$p_{0,b}$ ——预压泵前临界汽蚀压头。

表 2 苏联液体火箭发动机部分参数

序号	参数代号	推进剂	型号	真空推力 kN	真空比冲 m/s	推力室压力 MPa	涡轮泵转速 r/min	涡轮功率 kW	涡轮泵总体结构	涡轮工作	循环系统	研制时间	备 注
1	RD-100	液氧/75%酒精	P-1	307	2325	1.59	3900	400	两同心轴	H ₂ O ₂	燃气发生器	1947—1953	一台涡轮泵供 一台推力室
2	RD-103	液氧/92%酒精	P-5M	500	2430	2.39	5460	1100	两同心轴	H ₂ O ₂	燃气发生器	1947—1953	一台涡轮泵供 一台推力室
3	RD-107	液氧/煤油	东方号一级	1000	3080	5.85	8280	3820	两同心轴	H ₂ O ₂	燃气发生器	1954—1957	一台涡轮泵供 四台推力室
4	RD-108	液氧/煤油	东方号二级	941	3090	5.1	7800	3240	两同心轴	H ₂ O ₂	燃气发生器	1954—1957	一台涡轮泵供 四台推力室
5	RD-111	液氧/煤油	一级	1628	3110	7.85	8520	8460	两同心轴	富油燃气	燃气发生器	1959—1962	一台涡轮泵供 四台推力室
6	RD-119	液氧/UDMH	宇宙号二级	105	3450	7.89	21120	566	两同心轴	燃料热分解生成气	燃气发生器	1958—1962	一台涡轮泵供 一台推力室
7	RD-214	硝酸/煤油	宇宙号一级	730	2590	4.36	7980	1880	两同心轴	H ₂ O ₂	燃气发生器	1952—1957	一台涡轮泵供 四台推力室
8	RD-216	硝酸/UDMH	宇宙号一级	1728	2857	7.35	9300	3270	两同心轴	富油燃气	燃气发生器	1958—1960	一台涡轮泵供 四台推力室
9	RD-219	硝酸/UDMH	二级	883	2875	7.35	9480	3570	两同心轴	富油燃气	燃气发生器	1958—1961	一台涡轮泵供 两台推力室
10	RD-253	N ₂ O ₄ /UDMH	质子号一级	1635	3100	14.7	13860	18740	两同心轴	富氧燃气	分级燃烧	1961—1965	一台涡轮泵供 一台推力室
11	RD-301	液氟/液氨	上面级	98.1	3928	11.8	28200	1265	两同心轴		分级燃烧	1969—1976	一台涡轮泵供 一台推力室
12	RD-170	液氧/煤油	能源号一级	7904	3295	24.5			两同心轴	富氧燃气	分级燃烧	1974—1990	一台涡轮泵供 四台推力室
13	RD-0120	液氧/液氢	能源号二级	1961	4462	21.9			两同心轴	富油燃气	分级燃烧	1976—1990	一台涡轮泵供 一台推力室
14	RD-120	液氧/煤油	天顶号二级	833.6	3432	16.28			两同心轴	富氧燃气	分级燃烧	1975—1985	一台涡轮泵供 一台推力室

根据主泵所需入口压头的大小选择不同形式的预压泵。当要求高入口压头时(如 $>1500\text{J/kg}$)可采用变螺距螺旋泵,而当要求入口压头高于 3000J/kg 时,可采用混流泵或带螺旋轮离心泵。

采用预压泵时,引入供应系统临界汽蚀比转速 $(n_{sscr})_s$ 的概念。

$$(n_{sscr})_s = 298 \omega_p \sqrt{q} / (\Delta H_{cr})_b^{3/4}$$

ω_p ——主泵角速度 rad/s

q ——容积流量 m^3/s

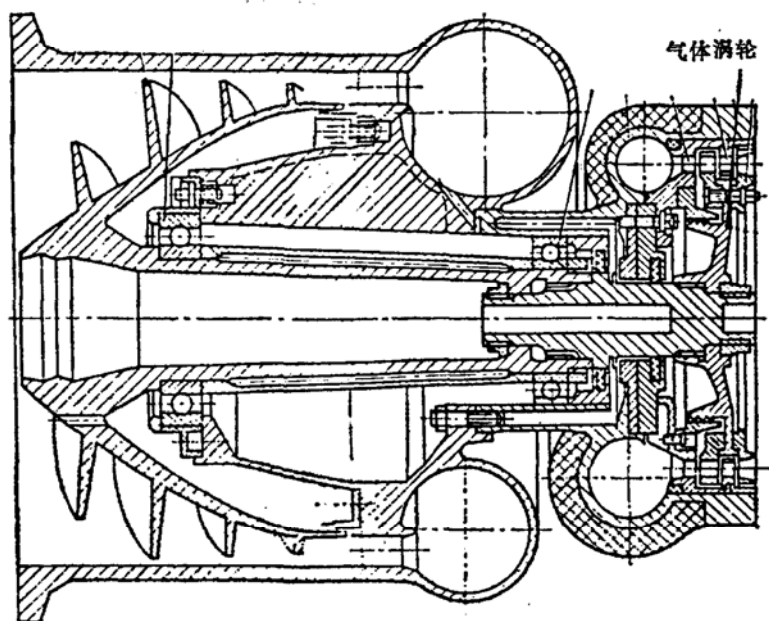


图3 气体涡轮驱动预压泵

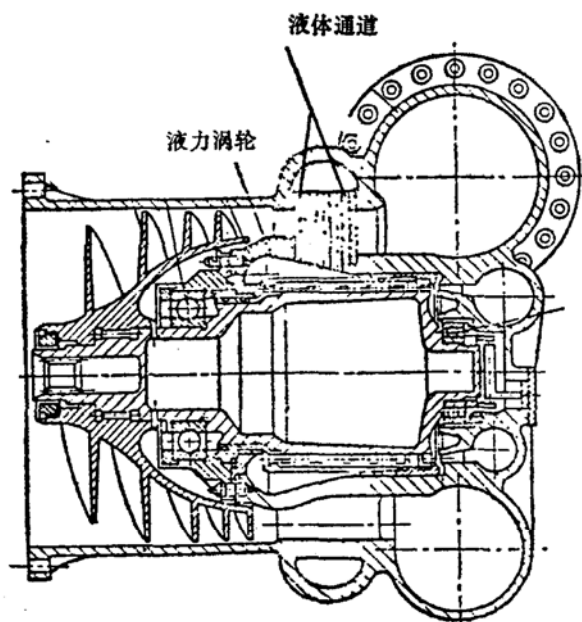


图4 液力涡轮驱动预压泵

$(\Delta H_{cr})_b$ ——预压泵入口临界净正抽吸压头 J/kg

系统临界汽蚀比转速还可由主泵与预压泵的转速比 i , 预压泵临界汽蚀比转速来表示。

$$(n_{sscr})_s = (n_{sscr})_b \cdot \omega_p / \omega_b = i (n_{sscr})_b$$

ω_b 预压泵角速度 rad/s

采用叶片式预压泵时, $(n_{sscr})_s$ 可达 $10000 \sim 15000$, 采用引射泵增压时 $(n_{sscr})_s$ 可达 $8000 \sim 10000$ 。

预压泵常用气体涡轮驱动(图3), 有时也采用液力涡轮驱动(图4), 高压液体由主泵后引出。

2. 轴向力平衡活塞

高压、高速涡轮泵轴向力的平衡问题是高性能液体火箭发动机发展的重要技术关

键，特别是对分级燃烧的氢氧发动机必须采用多级泵，这必然带来很大的轴向力，而高 DN 值轴承的寿命恰好与所承受的轴向力成反比。采用平衡活塞技术可自动抵消产生的轴向力，从而使轴承的轴向力负荷在所有工况下始终控制在弹簧预紧力的范围内。这项技术在国外发动机上已得到成功的应用，如SSME、ASE、LE-5、HM60等。图5、6示出改进的SSME氢涡轮泵轴向力平衡图与氢泵内流路图^[4]，氢泵的平衡活塞与末级泵轮盘设计成一体化(图7)，轴的零位置按额定工况109%确定，与轴承支座的相对位置如图8所示。

当涡轮泵偏离额定工况时在不平衡力的作用下允许产生 $\pm 0.38\text{mm}$ 范围内的轴向位移，这时平衡活塞在上缝隙环与下缝隙环的调节下自动补偿轴向力，取得新的平衡位置，平衡能力见图9。

活塞平衡能力必须大于有效轴向力才能避免转子摩擦(对燃烧剂泵)或轴承过载(对氧化剂泵)。SSME改进氢涡轮泵在额定工况为109%时平衡活塞能力为 289.13kN 到 -364.75kN ，它覆盖了从起动到关机发动机工况轴向力变化的整个范围。

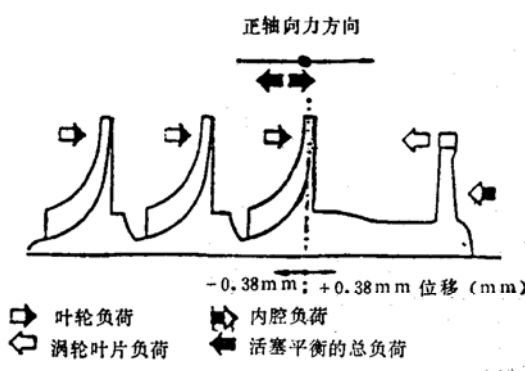


图5 涡轮泵轴向力平衡图

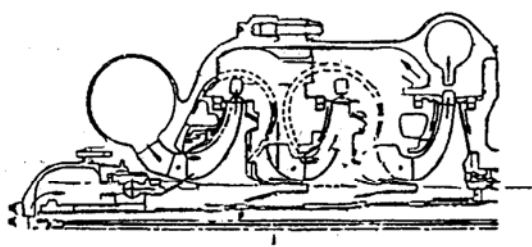


图6 高压氢泵流路图

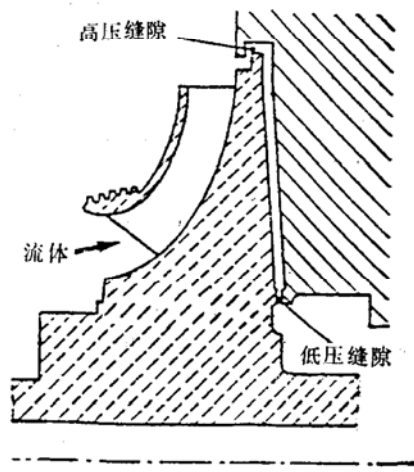


图7 平衡活塞与叶轮一体化

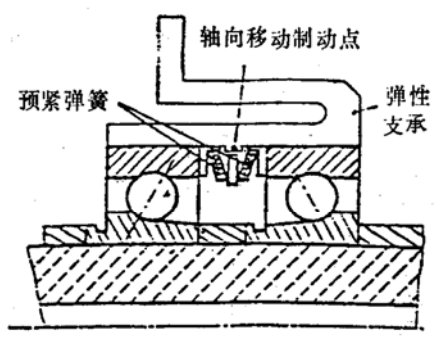


图8 制动轴承安装图

3. 两相流诱导轮

高性能火箭运载工具要求在满足推进剂泵正常工作所需入口总压条件下保持最低的贮箱

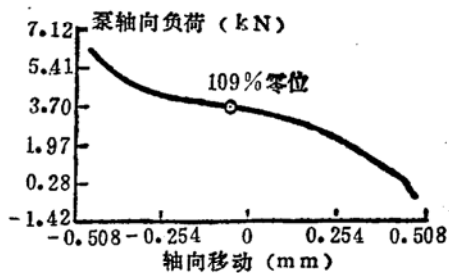


图9 氢涡轮泵轴向力平衡能力

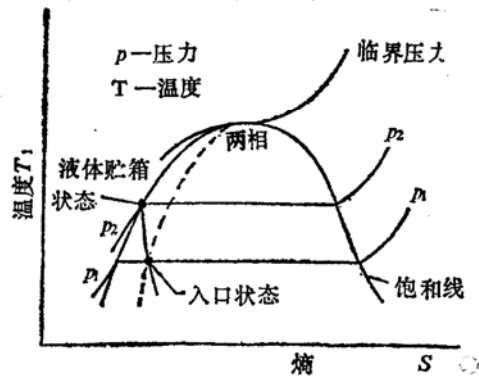


图10 在零储箱净正吸程下的入口状态

压力。对液氢来说,甚至希望泵能满足贮箱在不增压的饱和蒸汽压条件下,即零净正吸程下工作。由于泵吸入系统的损失、传热、速度头等影响因素,必然使贮箱中的饱和液体压力下落到泵入口处的两相流状态(图10)。因此要求氢泵具有抽吸蒸汽的能力,解决这一问题的技术途径就是改进诱导轮的热动力设计,使其能抽吸氢两相流^[5,6]。

许多飞行器要求滑行阶段,发动机必须关机与再启动。这时氢泵在零净正吸程下工作不仅可以因降低贮箱压力而减轻贮箱质量,而且由于增加允许的泵入口处氢蒸汽容积百分率从而可以简化增压系统,加快启动与预冷时间、降低预冷推进剂损耗(图11)。例如土星IVB级的分析表明,如果把允许的蒸汽体积百分率由20%提高到45%,则系统每一次预冷可节省氢37%,如再增至55%,则可节省预冷氢45%。

两相流诱导轮的设计受到热动力限制,由于氢具有高热力抑制压头效应,是在泵入口零净正压头下唯一可以用诱导轮抽吸两相流的推进剂。

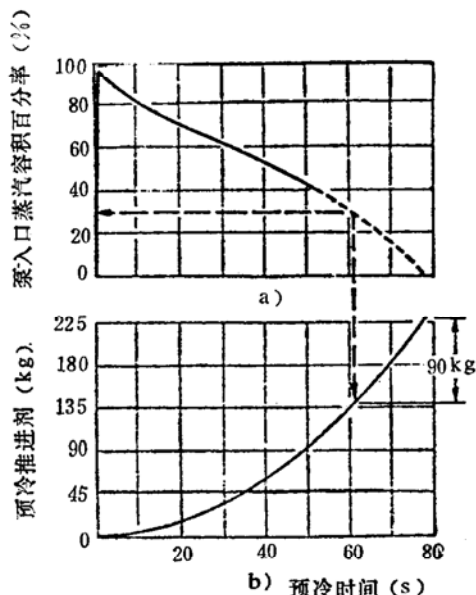


图11 典型氢氧发动机系统泵抽吸蒸汽能力对预冷氢消耗量的影响

两相流诱导轮的设计须考虑音速效应,液流的可压缩性与汽蚀,美国洛克达因公司在这方面开展了大量分析研究工作,并制定了流体动力设计准则。图12示出氢诱导轮抽吸蒸汽的最大能力。

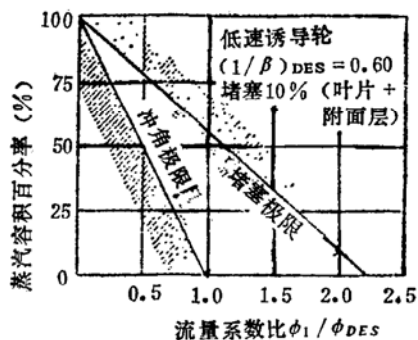


图12 氢诱导轮抽吸蒸汽的最大能力

4. 正反旋涡轮^[3]

一般多级涡轮都是同一转速，同一方向旋转的，但在液体火箭发动机的涡轮泵中，对燃料泵与氧泵却往往要求不同的转速，为了确保汽蚀性能，氧化剂泵的转速一般比燃料泵的要低一些。燃料泵采用高转速，可以减小泵的结构尺寸与质量，这对液氢液氧发动机的涡轮泵特别明显。液氢的低密度在低转速下使得氢泵尺寸特别大，而液氢的热力性能又使氢泵具有高抵汽蚀能力，允许它在高转速下工作。为满足氧化剂泵与燃料泵不同转速的要求，可用两个单独的涡轮分别驱动两个泵，如美国的SSME，ASE发动机等。然而也可以用同一涡轮的不同级来实现，达到结构紧凑，效率提高的目的。这种涡轮的主要形式有下列两种：

1) 复速级冲击式正反旋涡轮

复速级冲击式正反旋涡轮可设计成不同轴、不同转速、同一工质、流体连接的涡轮（图13）。为了省去二级导叶环，将涡轮做成正反旋的，这种没有中间导叶，两列动叶的旋转方向相反的涡轮称为正反旋涡轮。两级功率分配可按式确定：

一级比功

$$h_{uI} = u_I(\omega_{1uI} - \omega_{2uI})$$

二级比功

$$h_{uII} = u_{II}(\omega_{1uII} - \omega_{2uII})$$

这种涡轮的效率比一般复速级涡轮高2~4%。在日本100kN推力的氢氧发动机上已得到应用。

2) 反力-冲击式正反旋涡轮

用不同轴驱动泵时，还可采用旋转喷嘴（图14）。这种涡轮实际上是将喷嘴环安装在旋转盘上的冲击式涡轮，靠反作用力旋转的喷嘴环同时又是工作叶轮，这样气流可以低速进入第

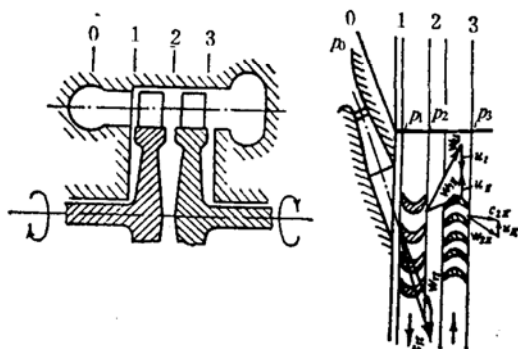


图13 复速级冲击式正反旋涡轮示意图

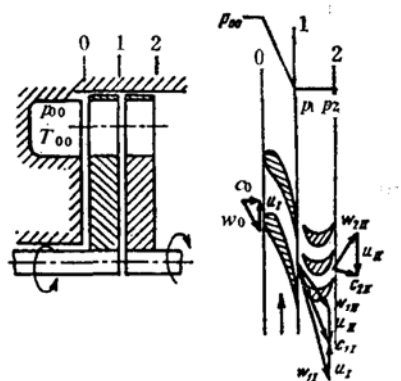


图14 反力-冲击式正反旋涡轮示意图

二个工作叶栅，是这种涡轮的重要优点，其效率可望比一般复速级冲击式涡轮的高，也比复速级冲击式正反旋涡轮的高，因为叶栅进口的速度也最小，这种涡轮只有在全面进气时才能有效地工作，因此只适合于大流量，大推力发动机，而且可设计成任意级数。在高性能航空发动机中反旋风扇，反旋涡轮的设计已得到应用。

（下转第68页）

环境噪声,无论近声场和远声场都降低了30dB(A)以上,控制在76dB(A)以下,从而彻底解决了涡轮喷气发动机试车台噪声对环境污染的难题。

检测结果证明,消声装置采用双层金属微孔结构为主的片式消声元件,利用微穿孔的开孔率、开孔直径、腔深、板厚等几何参数的合理匹配,组成两种所需要的消声频谱特性和吸声系数不同的消声组件,利用厚、薄相间的排列方式和微穿孔结构共振吸声的多峰特性,有效地扩大了消声频带范围,保证了某些频带的高消声量要求。本设计的半经验半理论计算公式和经验数据、资料的选取与实际结果有较好的一致性。为类似的试车台噪声治理和控制提供了实用资料。

实践证明,消声装置由进气垂直消声器、进气水平消声器和排气垂直消声器三部分组成。每一消声器有一级或多级,它们都是由为数很少的几种消声组件,根据实际需要,在安装现场按预先确定的方案排列组合而成。这既可保证各级的不同排列要求,获得设计要求的消声特性和空气动力性能,又具有较好的加工工艺性和安装性能,保证较好的经济性,这对类似的大型试车台消声装置的设计具有重要的实际意义。

参 考 文 献

- (1) 赵松龄.噪声的降低与隔离(上册).同济大学出版社,1985
- (2) 方丹群.空气动力性噪声与消声器.科学出版社,1978

(上接第30页)

参 考 文 献

- (1) Глушко В. П. Развитие Ракетостроения и Космонавтики В СССР.1987
- (2) Космонавтика Энциклопедия.1985
- (3) Овсяников Б. В. Теория и Расчет Агрегатов Питания Жидкостных Ракетных Двигателей.1986
- (4) Crease G. A. SSME Alternate Turbopump Axial Load Analysis. AIAA-89-2607
- (5) Bissell W. R., Wong G. S. Analysis of Two-Phase Flow in LH₂ Pumps for O₂/H₂ Rocket Engines.1970
- (6) Design of Inducers for Two-Phase Operation-Final Report. Rocketdyne, 1970
- (7) Gubanov B. I. USSR Main Engines for Heavy-Lift Launch Vehicles, Status and Direction. AIAA-91-2510