液体火箭发动机诱导轮空化热力学效应研究*

项 乐1,陈 晖1,谭永华1,2,刘诗鑫3,许开富3,张亚太1

(1. 西安航天动力研究所,液体火箭发动机技术重点实验室,陕西西安 710100;2. 航天推进技术研究院,陕西西安 710100;

3. 西安航天动力研究所,陕西西安 710100)

摘 要:为了研究空化热力学效应,以模型诱导轮为研究对象,改变流量、水温等条件,对其内部 空化流动进行了可视化实验研究,完整记录了从空化初生至性能断裂点各工况的空化区形态。结果表 明:温度对诱导轮无空化水力性能没有显著影响,但是高温下诱导轮的空化性能断裂点被显著延后,体 现了热力学效应的影响。对比不同温度下的空化区形态,发现热力学效应的强弱与流动工况密切相关, 在小空化数下体现得更为显著。同时引入一种半经验的理论模型预测热效应对空化性能的影响,小流量 (Φ=0.071)下预测结果与实验结果平均偏差为5.5%,大流量(Φ=0.088)下平均偏差为10.8%,验证了 模型在本文应用条件下的可靠性。

关键词:液体火箭发动机;诱导轮;空化;热力学效应;可视化 中图分类号:TV131.32;V431 文献标识码:A 文章编号:1001-4055(2020)04-0812-08 DOI: 10.13675/j.enki.tjjs.190139

Study of Cavitation Thermodynamic Effect of Liquid Rocket Engine Inducer

XIANG Le1, CHEN Hui1, TAN Yong-hua1,2, LIU Shi-xin3, XU Kai-fu3, ZHANG Ya-tai1

Science and Technology on Liquid Rocket Engine Laboratory, Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China;
 Academy of Aerospace Propulsion Technology, Xi'an 710100, China;

3. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: To study the cavitation thermodynamic effect, a series of visualization experiments of the cavitating flow inside a model inducer were carried out under different flow coefficients and temperatures, the cavitation structures were documented integrally from the inception point to the breakdown point. It is found that temperature shows little influence on the non-cavitation hydraulic performance, but the breakdown point is remarkably delayed at high temperatures, indicating the influence of the thermodynamic effect. The comparison of cavitation structures at different temperatures implies that the strength of thermodynamic effect is closely related to the flow condition and it is more conspicuous at smaller cavitation numbers. At last, a semi-empirical theoretical model was introduced to predict the influence of thermodynamic effect on the cavitation performance. The averaged deviation between predicted and experimental results is 5.5% at small flow condition (Φ =0.071). The averaged deviation is 10.8% for the larger flow condition (Φ =0.088). Thus the validity of the predicted model is verified in the investigated conditions in this study.

* 收稿日期: 2019-03-04; 修订日期: 2019-05-30。

基金项目:国家重大基础研究项目(613321)。

通讯作者:项 乐,博士生,研究领域为流体机械及低温空化动力学。E-mail: 13126986485@163.com

引用格式:项 乐,陈 晖,谭永华,等.液体火箭发动机诱导轮空化热力学效应研究[J]. 推进技术, 2020, 41(4):812-819. (XIANG Le, CHEN Hui, TAN Yong-hua, et al. Study of Cavitation Thermodynamic Effect of Liquid Rocket Engine Inducer[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(4):812-819.)

Key words: Liquid rocket engine; Inducer; Cavitation; Thermodynamic effect; Visualization

1 引 言

诱导轮是安装在液体火箭发动机(LRE)涡轮泵 主泵入口处的一种轴流泵,通过对来流进行增压来 提升涡轮泵的抗空化能力。由于具有安装角小、叶 片流道长等特点,诱导轮具有较好的空化性能,能够 工作在一定的空化条件下,因此涡轮泵中空化带来 的危害一般集中于诱导轮。国内外LRE研制过程中 多次遭遇空化诱发的事故,例如空化诱发的流动不 稳定导致诱导轮叶片断裂,从而引起火箭发射事 故^[1]。我国新一代大推力液氧煤油高压补燃循环发 动机研制过程中也多次遭遇涡轮泵振动量级过高等 棘手问题,其中空化是一种重要的激励源^[2],因此对 诱导轮内的空化流动进行深入研究,能够更有针对 性地提升LRE的性能及可靠性。

另一方面,以液氧、液氢、甲烷为代表的低温介 质由于具有高密度比冲、无毒无污染等优势,逐渐成 为主流的推进剂,例如我国应用于 CZ-5运载火箭的 上面级发动机、俄罗斯的能源号火箭的第一级和上 面级发动机、美国的航天飞机主发动机、欧洲的 Arian 系列火箭芯级发动机均采用液氧和液氢的推进剂 组合^[3]。由于低温介质的特殊属性,其空化过程会呈 现出与常温介质不同的特点,即空化热力学效应^[4]。 为了揭示热力学效应影响下诱导轮内的空化流动特 性,国内外许多学者进行过相关研究。

20世纪70年代以来 NASA 的 Ruggeri, Moore 等[5-9]以液氢、液氮和高温水等为工质,基于不同结构 形式的诱导轮进行了大量实验,研究介质的热力学 效应对诱导轮空化性能的影响规律,发现低温介质 的热力学效应会显著抑制空化的发展,从而降低诱 导轮的断裂点空化数,提升其空化性能。通过总结 大量实验数据,提出了定量预测热力学效应对空化 性能影响的理论模型,下节将具体介绍。不过受实 验条件的限制,早期的研究局限于宏观的诱导轮外 特性,而无法获得其内部空化流动细节。随着实验 技术的发展,国内外越来越多学者采用更先进的实 验方法进行研究。Franc JP等^[10]搭建了以氟利昂(典 型的热敏介质)为工质的诱导轮空化可视化实验台, 其拍摄的结果显示,温度升高带来的热力学效应显 著抑制叶片表面的附着空化。随后 Franc J P 等^[11]将 微型热电偶埋于叶片表面,通过无线数据传输技术 采集了叶片表面空化区内的动态温度。Yoshida等^[12] 搭建了以液氮为工质的诱导轮空化实验系统,通过 采集叶尖压力脉动分布来反映空化区的发展,发现 温度升高会导致旋转空化等不稳定现象的初生空化 数减小。Ito Y等^[13]搭建了液氮为工质的可视化试验 台,首次获取了诱导轮内液氮空化流动的高清图片。

考虑到操作难度、安全等因素,直接采用低温介 质进行可视化实验依然存在较大的难度,许多学者 选择采用高温水作为工质研究空化热力学效应。 Cervone A 等^[14]搭建了以高温水为工质的诱导轮空化 可视化实验系统,研究了温度变化对诱导轮空化特 性的影响,发现当水温升高至一定程度时才会显示 出较明显的热力学效应。最近 Pace G 等^[15]基于该试 验台,通过将压力传感器埋于叶片表面和轮毂中,获 取了旋转坐标系下的压力脉动结果,基于全新的视 角研究了诱导轮内的空化流动特性。Ehrlich D A 等[16-17] 搭建了基于高温水的可视化试验台,并利用实 验结果验证了其提出的热力学相似参数 DB。最近 Kim J 等^[18]基于可视化实验研究了温度对诱导轮空 化特性的影响,同样发现温度升高会导致旋转空化 的初生空化数和幅值减小,其研究首次区分了高温 下热力学效应和雷诺数的影响,发现前者对空化发 展有抑制作用,而后者有促进作用。

国内李欣等^[19]、李晓俊等^[20]也开展了类似的诱 导轮空化流动可视化实验,不过其研究均基于常温 水,目前尚未看到针对诱导轮空化热力学效应的研 究工作报道。为了填补国内该领域的研究空白,作 者所在单位搭建了可控温诱导轮空化流动可视化实 验台,并开展了相关试验研究。本文对实验系统进 行详细介绍,并分析温度对诱导轮空化性能的影响 规律,最后根据实验结果验证一种预测热力学效应 对诱导轮空化性能影响的理论模型。

2 研究方法介绍

2.1 试验系统

实验系统示意图如图1所示,其整体结构为一闭 式循环回路。水从储水罐内流出,经过一段整流管 路,进入测试段。测试段下游安装有电磁流量计采 集流量,工艺泵用于克服流阻,从而在严重阻塞工况 下提供必要的流量,其中储箱体积约1000L,管路中 的流量由阀门和流量计进行控制和采集,流量计工 作范围为15m³/h~560m³/h,精度为0.5%FS。测试段内 的诱导轮由电机驱动,可实现最高转速12000r/min, 电机通过扭矩仪和增速箱与诱导轮相连。储水罐连接有抽真空及增压系统,可通过阀门之间的配合实现减压、增压及除气三种工况,从而实现对测试段来流压力的准确控制,目前可实现的绝对压力变化范围为3×10³Pa~6×10⁵Pa。储水罐内安装有溶氧仪,可对管路中的含气量进行监控和采集。为了精确控制管路中的工质温度,回路中还配置了温控系统,包括安装在水罐内的电加热器、位于测试段上游的热交换器以及两者之间的反馈调节装置,可实现最高加热温度95℃,实验过程中温度变化小于0.5℃。

测试段实物图如图2所示,透明壳体为有机玻璃 材质,满足可视化的实验要求。测试段上游距诱导 轮前缘叶尖7倍管径、下游5倍管径处均安装有稳态 压力传感器,分别采集入口和出口压力;上游8.5倍 管径处安装有电阻式温度传感器,采集入口温度,其 中压力传感器最大量程为1.6MPa,精度±0.075%FS; 温度传感器测温范围为-20℃~+150℃,精度等级为1 级,均满足实验要求。

本文的研究对象为一典型等螺距、变轮毂直径 诱导轮,如图3所示,其结构参数如表1所示。

为了实现对空化流动的可视化研究,还需匹配 高速摄像系统。本文所使用的高速相机如图4所示, 可实现最高拍摄速率1000kfps(分辨率128×8),最小 曝光时间1μs,同时配置有高频光源辅助照明。本文 研究采用的拍摄速率为3000fps(分辨率600×800),同 时利用同步器将高速摄影系统和数采系统相连,实 现同步控制,从而可精确控制高速摄像拍摄工况,避 免相机连续工作,其中数采系统与高速相机系统之 间的延迟小于1ms,根据对实验结果的观察,满足试 验要求。

2.2 理论模型

为了定量预测热力学效应对诱导轮空化性能的 影响,Stepanoff等^[5]提出了相应的预测模型,但是其 预测结果只针对断裂点空化数。Ruggeri和 Moore 等^[6]基于大量实验数据提出了一种半经验理论模型, 可以预测完整的断裂曲线。他们基于文氏管,利用 液氢、液氮、氟利昂等介质进行了大量实验,发现温 度变化时,即便常规空化数(公式(1))相同,空化区 形态也会存在较大差别。于是对空化数 σ 表达式进 行了修正,利用空化区最小压力 $p_{c,min}$ 替换常规空化 数中的饱和蒸汽压 p_v ,如公式(2)所示。其实验结果 显示,当修正后的空化数 $\sigma_{c,min}$ 保持不变时,空化区体 积甚至空穴形态几乎一致,即存在较强热力学效应 时, $\sigma_{c,min}$ 更适合作为空化发展程度的标志。

$$\sigma = \frac{p_{\rm in} - p_{\rm v}}{1/2\rho_{\rm L}U^2} \tag{1}$$

$$\sigma_{\rm C,min} = \sigma + \frac{p_{\rm V} - p_{\rm C,min}}{1/2\rho_{\rm L}U^2} = \sigma + \Delta\sigma_{\rm V}$$
(2)

式中*p*_{in}为来流压力,*p*_v为来流温度对应的饱和蒸 汽压,*p*_L为液体密度,*U*为特征速度。在水力机械中, Ruggeri和Moore提出假设:当流量系数*Φ*和由于空化 造成的无量纲扬程系数*ψψ*_{NC}(*ψ*为空化发生时的扬 程系数,*ψ*_{NC}为无空化发生时的扬程系数)分别保持相 等时,可以认为两种工况下诱导轮内的空化形态是 一致的,即此时有

$$\begin{cases} \Phi = \text{constant} \\ \psi/\psi_{\text{NC}} = \text{constant} \\ \sigma + \Delta\sigma_{\text{V}} = \text{constant} \end{cases}$$
(3)

式中 $\Phi = Q/(\pi \Omega r_{ip}^{3}), \psi = (p_{out} - p_{in})/(0.5\rho_L U^2), Q 为$ 体积流量, Ω 为诱导轮转速, r_{ip} 为叶片半径, p_{out} 为测试 段出口压力。为了利用公式(3)所示的相似关系, 需 要建立计算 $\Delta \sigma_v$ 的方法, 结合 B 因子理论表达式^[5](公 式(4))和克拉培龙方程(公式(5))可得

$$\rho_{v}v_{v}L = \rho_{1}v_{1}c_{p}\Delta T \tag{4}$$

$$\Delta p_{\rm v} = \frac{\mathrm{d}p_{\rm v}}{\mathrm{d}T} \Delta T = \frac{\rho_{\rm v}L}{T} \Delta T \tag{5}$$



Fig. 1 Inducer cavitation test facility in Xi'an Aerospace Propulsion Institute



Fig. 2 Test section



Fig. 3 Model inducer

 Table 1
 Main parameters of the model inducer

Parameters	Value
Diameter D/m	0.1
Blade number	3
Solidity at tip	3.2
Blade tip angle/(°)	9.6
Sweepback angle of leading edge/(°)	150
Inlet hub diameter/m	0.016
Outlet hub diameter/m	0.0355
Non-dimensional tip clearance <i>t/D</i>	0.005



Fig. 4 High-speed camera

$$\Delta \sigma_{v} = \frac{\Delta p_{v}}{1/2\rho_{v}U^{2}} = \frac{\frac{\nu_{v}}{\nu_{1}}\frac{\rho_{v}^{2}L^{2}}{\rho_{L}c_{p}T}}{1/2\rho_{v}U^{2}}$$
(6)

式中 c_p 为定压比热, ρ_v 为蒸汽密度,T为来流温度, ΔT 为空化区与主流之间的温差, v_v , v_l 为参与空化过程的汽体和液体体积变化率。可见要确定 $\Delta \sigma_v$,需要计算 v_v/v_l ,Ruggeri和Moore认为在水力机械中可利用公式(7)来估计

$$\frac{v_{\rm v}}{v_{\rm L}} = \left(\frac{v_{\rm v}}{v_{\rm L}}\right)_{\rm ref} \left(\frac{a_{\rm ref}}{a}\right) \left(\frac{\Omega}{\Omega_{\rm ref}}\right)^{4/5} \left(\frac{r_{\rm tip}}{r_{\rm tip, ref}}\right)$$
(7)

于是结合公式(6),(7)可得

$$\frac{\Delta\sigma_{\rm V}}{\Delta\sigma_{\rm V,ref}} = \left(\frac{\Omega_{\rm ref}}{\Omega}\right)^{6/5} \left(\frac{r_{\rm tip,ref}}{r_{\rm tip}}\right) \left(\frac{a_{\rm ref}}{a}\right)^{1/2} \left(\frac{\Sigma}{\Sigma_{\rm ref}}\right) = C^* \quad (8)$$

式中 a 为热扩散率, $\Sigma = \rho v^2 L^2 / (\rho L^2 a c_p T)$ 为 Brennen 提出的用于衡量空化热力学效应强弱的参数^[21], 下 标 ref 为参考工况, C^* 为取决于物性和工况的热力学 参数。

取两个满足流体动力相似的基准工况0和1(其 中至少一个显示出明显的热力学效应),由公式(3) 可知:

$$\sigma_0 + \Delta \sigma_{v_0} = \sigma_1 + \Delta \sigma_{v_1} \tag{9}$$

由两种工况的温度、物性参数及运行工况,根据 公式(8)可计算出特征参数*C**,从而易得

$$\Delta \sigma_{\rm vo} = \frac{\sigma_{\rm o} - \sigma_{\rm i}}{C^* - 1} \tag{10}$$

得到Δσ_{vo}之后,将其取为基准工况,可计算任一 与其满足流动相似的工况下的*C**,从而计算该工况 下常规空化数,即

$$\sigma_{\rm pred} = \sigma_0 + \Delta \sigma_{\rm V0} - \Delta \sigma_{\rm V, pred} \tag{11}$$

至此可以利用上述方法定量预测热力学效应对 诱导轮空化性能曲线的影响。

3 结果与讨论

3.1 诱导轮无空化性能

研究温度变化带来的热力学效应对空化发展的 影响需要实验过程中对温度进行准确控制,图5给出 一段实验时间内测试段上游处采集的来流温度变 化,可以看出曲线几乎完全水平,相对于设定值,温 度变化小于0.5℃,表明本文所采用的温控系统能够 较精确控制回路中的水温,满足实验要求。

图 6 为不同工况获取的无空化性能曲线,扬程系数随流量系数减小几乎线性增大,与预期结果相符。



Fig. 5 Temperature variation during the test

其中常温下实验分别在不同转速下进行,可以看出3 种转速下的无空化性能曲线几乎是完全重合的,表 明湍流充分发展,水力性能不受雷诺数的影响;同时 也验证了试验系统的可重复性。图中还给出了高温 下的实验结果,可以看出温度升高对无空化水力性 能几乎没有影响。



Fig. 6 Non-cavitation performance curves

3.2 诱导轮空化性能

进行空化性能实验时,保持转速、流量不变,不 断降低来流压力直至发生性能断裂。图7反映了某 次实验过程中来流压力、流量和扬程变化趋势,其中 压力通过控制阀门开度变化进行连续调节,当压力 达到设定值时,稳定至少5s,为高速相机拍摄提供稳 定工况,然后继续调节,因此整体压力变化随时间近 似呈阶梯式分布。可以看出,压力逐渐降低过程中, 扬程和流量基本维持恒定,直至降低至一定程度时, 扬程和流量突然下降,即发生了性能断裂,表明试验 系统的抽真空能力满足实验需求。二者同时下降也 证实了空化数较低时,空化区的发展严重阻塞叶片 流道是导致扬程断裂的原因,这将在下文中结合高 速拍摄结果进一步分析。图8为不同流量和温度下 的空化性能曲线(这里为了突出曲线断裂特性,横坐 标采用对数坐标,纵坐标为归一化的扬程系数),首 先可以看出在小流量下,曲线更陡峭,即断裂发生得 更突然;而大流量下,扬程下降更加平缓,这与一般 诱导轮的空化断裂特性相符^[21]。

对比不同温度下的实验结果,可以看出温度升高 显著地延缓了性能断裂的发生(本文中涉及物性的参 数均来自NIST数据库^[22]),表明在本文两种流量工况 下均存在显著的热力学效应,下文将结合高速相机拍 摄的结果进一步分析。同时还可以发现,当扬程下降 至一定程度时(40%ψ_{NC}),曲线有重合的趋势,表明热 力学效应影响的是扬程断裂的过程而不是最终的断 裂结果,这与Cervone等^[14]的实验结果类似。



Fig. 7 Variation of flow coefficient, head coefficient and cavitation number during a test (Ω =5000r/min, T=25°C)



Fig. 8 Cavitation performance at different temperatures

3.3 空化区结构对比

图 9 为常温时不同工况下诱导轮内空化区的对 比,对于本文所研究的诱导轮结构,空化首先发生于 叶顶泄漏流涡核处,轮毂及叶片前缘并未产生附着 空化。泄漏涡空化呈细长条状,且由于泄漏涡自身 特有的非定常特性,泄漏涡空化尾缘不断自由摆动 (σ=0.7,0.39)。随空化数降低,空化区面积增大,而 且泄漏流与主流之间形成的剪切层空化逐渐与泄漏 涡空化相连接,空化区呈三角状(σ=0.21),尾部不断 有小幅的空化云脱落,但此时空化区仍然相对较小, 脱落的空化云也未能影响到相邻叶片,因此三个叶 片上空化区形态一致,均匀分布。当空化数进一步 降低时,空化区面积迅速增大,甚至进入叶片流道 内,导致流动阻塞,并影响出口的液流角,此时发生 扬程断裂(σ=0.03)。

对比两种流量下的空化区发展,可以看出相同 空化数下,流量越小空化区面积越大。这是由于小 流量条件下,冲角和叶片载荷更大,导致空化区倾向 于向上游发展,当空化数足够小时,在叶片上游形成 若干个显著的回流涡空化区(如图中红色箭头所指 示),回流涡空化区既绕自身涡核自转,也绕着叶片 转轴公转。由于空化区集中于叶片上游,叶片流道 阻塞较小,因此扬程受影响较小;而大流量下,空化 区沿着叶片吸力面发展,甚至进入叶片流道内部,导 致一定程度的阻塞,扬程相应减小。因此小流量下 扬程断裂发生得更加突然,而大流量下扬程断裂更 加平缓,高速相机拍摄的结果很好地解释了图8反映 的曲线特性。

值得一提的是,在大流量下,由于冲角较小,随 空化数减小,空化区易于沿流道发展,尾缘脱落的空 化云会影响相邻叶片的入口冲角,相应叶片表面的 空化区也发生变化,导致三个叶片表面空化区呈非 对称分布,发生所谓"旋转空化",如图10所示。根据 Tsujimoto等^[1]的总结,基于不同叶片表面空化区长短 变化的频率,可将旋转空化现象分为超同步、次同步 及同步三类,作者所在单位涡轮泵研制过程中,多次 出现超同步旋转空化现象^[2],导致涡轮泵的振动量级 大幅增加,但是目前对其形成机理尚未有足够认识,导致无法提出有效的抑制措施。在本文的后续研究中,将通过在壳体布置动态传感器采集叶片入口附近的压力脉动,结合可视化实验定量分析这种空化诱发的不稳定现象。

仔细观察高温下拍摄的视频,发现高温下空化 区的发展过程与常温结果(如图9所示)没有显著区 别。图11给出了不同温度、不同空化数下的空化区 形态对比,可以看出当空化数较高时($\sigma=0.5$),三种温 度下的空化区形态、大小几乎完全一致;空化数有所 降低时(σ =0.2),空化形态有所区别,但空化区尺寸大 小接近;当接近断裂点时(σ =0.035),可以看出空化区 面积呈现出显著的区别,高温下的空化区面积显著 小于常温结果,表明空化的发展受到了热力学效应 的抑制。以上对比分析也表明,热力学效应的强弱 与流动工况密切相关,前文指出,热力学效应是由形 成蒸汽的过程中,空化区跟主流之间的换热量决定 的[4],当空化数较高时,空化区面积较小,形成蒸汽所 需的热量也较少,此时高温与常温下空化过程没有 显著差异,即热力学效应很弱;而空化数很小时,空 化区大量发展,为维持恒定的空化区体积,需不断从 主流吸收热量,而高温下水的汽液密度比相较于常 温大得多,相应所需要的换热量也大得多,空化区与 主流之间的温差也大于常温情况,而且高温下饱和 蒸汽压随温度变化更加敏感,空化区内的饱和蒸汽 压随温度降低而减小,空化的发展进一步受到抑制,



Fig. 9 Cavitation structures at different conditions (T=25°C, Ω=5000r/min)



Fig. 10 Cavitation structures on three blades ($T=25^{\circ}C$, $\Omega=5000r/min$, $\Phi=0.088$, $\sigma=0.1$)

 $\sigma=0.5$ $\sigma=0.2$ $\sigma=0.035$ $T=25^{\circ}C$ $T=60^{\circ}C$ $T=80^{\circ}C$

因此热力学效应在小空化数下更强,高温下诱导轮

Fig. 11 Cavitation structures at different temperatures $(\Omega=5000r/\text{min}, \Phi=0.071)$

3.4 理论模型验证

在工程应用中,如何基于已有数据预测其他工况 的诱导轮性能是很多水力机械设计者关心的问题,本 节将基于前文中的实验结果验证第3节所推导模型的 可靠性。由前文分析可知,本文所研究的高温工况显 示出了明显的热力学效应,符合模型的应用条件。

图 12 为预测结果与实验结果的对比,可以看出



⁽b) Ω=5000r/min, Φ=0.088

Fig. 12 Comparison of predicted and experimental results

二者吻合较好, ϕ =0.071工况下相同 ψ / ψ_{xc} 对应的空 化数 σ 平均偏差5.5%, ϕ =0.088工况下平均偏差 10.8%,因此在误差可接受范围内,可以认为该模型 是可靠的。需指出的是,由前文分析可知,80℃和 61℃工况均显示出明显的热力学效应,原则上均可作 为参考工况。但在实际计算过程中,选择80℃和 25℃为参考工况预测的效果更好(如图12所示),因 此在该模型的应用过程中需合理的选择参考工况。 此外,本文的研究范围局限于同一种介质和同一个 诱导轮,当该模型应用于不同介质、不同诱导轮之间 的换算时,预测效果如何则需要进一步的验证。

4 结 论

本文基于模型诱导轮,改变流量、温度等条件, 进行了空化流动可视化实验研究,获得结论如下:

(1)温度对诱导轮的无空化水力性能没有显著 影响,但是会影响诱导轮的空化性能,高温下的空化 性能断裂被延迟,体现了温度升高带来的空化热力 学效应。

(2)利用高速摄像技术完整记录了不同工况下 从空化初生到断裂点各个阶段诱导轮内空化区发展 的过程,首次清晰、直观地揭示了诱导轮内空化流动 特点,并定性讨论了温度升高对空化发展规律的影 响;热力学效应与流动工况密切相关,在小空化数下 体现得较为显著。

(3)推导了一种用于预测热力学效应对诱导轮 空化性能影响规律的半经验理论模型,并基于实验 数据对模型预测效果进行了验证,Φ=0.071工况下预 测的相同ψψ_{xc}对应的空化数σ与实验结果相比平均 偏差 5.5%,Φ=0.088工况下平均偏差 10.8%,证实了 该模型在本文应用条件下的可靠性。

如何建立更准确的热效应相似换算关系式,从 而实现对低温介质的稳态甚至动态空化特性进行预 测,具有非常重要的学术意义和工程应用价值,然而 要实现该目标还需要进行大量的研究工作,这是本 文下一步的研究计划。

致 谢:感谢西安航天动力研究所李随波高级工程师在 实验方面给予的支持与帮助;感谢国家重大基础研究项 目的资助。

参考文献

 Tsujimoto Y, Yoshida Y, Maekawa Y, et al. Observations of Oscillating Cavitation of an Inducer[J]. Journal of Fluid Engnieering, 1997, 119(4): 775-781.

空化性能断裂点被明显延后。

- [2] 陈 晖,李 斌,张恩昭,等.液体火箭发动机高转 速诱导轮旋转空化[J].推进技术,2009,30(4):390-395. (CHEN Hui, LI Bin, ZHANG En-zhao, et al. Rotating Cavitation of the High-Speed Rotational Inducer of LPRE[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30 (4):390-395.)
- [3] 谭永华.大推力液体火箭发动机研究[J]. 宇航学报, 2013,34(10):1303-1308.
- [4]项乐,陈晖,谭永华,等.诱导轮空化热力学效应实验研究进展[C].北京:第11届全国水力机械及 其系统学术年会,2018.
- [5] Stahl H A, Stepanoff A J. Thermodynamic Aspects of Cavitation in Centrifugal Pumps [J]. Journal of Basic Engineering, 1956, 78: 1691-1693.
- [6] Ruggeri R S, Moore R D. Method for Prediction of Pump Cavitation Performance for Various Liquids, Liquid Temperature, and Rotative Speeds[R]. NASA-TN-D-5292, 1969.
- [7] Ball C L, Meng P R. Cavitation Performance of 84° Helical Pump Inducer Operated in 37°R and 42°R Liquid Hydrogen[R]. NASA TM X-1360, 1967.
- [8] Meng P R, Moore R D. Cavitation and Noncavitation Performance of 78° Helical Inducer in Hydrogen [R]. NASA TM X-2131, 1968.
- [9] Kovich G. Comparison of Predicted and Experimental Cavitation Performance of 84° Helical Inducer in Water and Hydrogen[R]. NASA TN D-7016, 1970.
- [10] Franc J P, Rebattet C, Coulon A. An Experimental Investigation of Thermal Effects in a Cavitating Inducer[J]. Journal of Fluid Engineering, 2004, 126(5): 716-723.
- [11] Franc J P, Rebattet C, Coulon A, et al. Thermodynamic Effect on Cavitating Inducer Part II: On-Board Measurements of Temperature Depression within Leading Edge Cavities[J]. Journal of Fluid Engineering, 2010, 132(2).
- [12] Yoshida Y, Kikuta K, Hasegawa S, et al. Thermodynam-

ic Effect on a Cavitating Inducer in Liquid Nitrogen [J]. Journal of Fluid Engineering, 2007, 129(3): 273-278.

- [13] Ito Y, Tsunoda A, Kurishita Y, et al. Experimental Visualization of Cryogenic Backflow Vortex Cavitation with Thermodynamic Effects [J]. Journal of Propulsion and Power, 2016, 32(1): 71-82.
- [14] Cervone A, Testa R, Agostino L, et al. Thermal Effects on Cavitation Instabilities in Helical Inducers[J]. Journal of Propulsion and Power, 2005, 21(5): 893-899.
- [15] Pace G, Valentini D, Pasini A, et al. Analysis of Flow Instabilities on a Three-Bladed Axial Inducer in Fixed and Rotating Frames [J]. Journal of Fluid Engineering, 2018, 141(4).
- [16] Ehrlich D A, Schwille J A, Welle R P, et al. A Water Test Facility Liquid Rocket Engine Turbopump Cavitation Testing[C]. Ann Arbor: Proceedings of the 7th International Symposium on Cavitation, 2009.
- [17] Ehrlich D A, Murdock J W. A Dimensionless Scaling Parameter for Thermal Effects on Cavitation in Turbopump Inducers[J]. Journal of Fluid Engnieering, 2015, 137(4).
- [18] Kim J, Song S J. Measurement of Thermal Parameter and Reynolds Number Effects on Cavitation Instability Onset in a Turbopump Inducer[J]. Journal of the Global Power and Propulsion Society, 2017, (1): 157-170.
- [19] Li X, Li J, Wang J. Study on Cavitation Instabilities in a Three-Bladed Inducer [J]. Journal of Propulsion and Power, 2015, 31(4): 1051-1056.
- [20] 崔宝玲,陈 杰,李晓俊,等.高速诱导轮离心泵内 空化发展可视化实验与数值模拟[J].农业机械学报, 2018,49(4):148-155.
- [21] 潘中永,袁寿其. 泵空化基础[M]. 镇江:江苏大学出版社,2013.
- [22] Lemmon E W, McLinden M O, Huber M L. Reference Fluid Thermodynamic and Transport Properties [DB]. USA: NIST Standard Database 23 (version 9.1), 2013.

(编辑:梅 瑛)