

台阶壳体对诱导轮空化流动特性影响的数值研究

许啸雨, 项乐, 陈晖, 许开富, 林荣浩

(西安航天动力研究所, 710100 西安)

摘 要:液体火箭发动机的可重复使用和大范围变推力对作为心脏部件的涡轮泵做功能力提出了极高的要求,诱导轮是决定涡轮泵抗空化能力的关键部件。空化流动特性对来流条件比较敏感,通过修改诱导轮入口壳体结构特征,可能有利于诱导轮空化性能的提升。采用先进的自适应空化模型对某典型三叶片诱导轮内空化流动特性进行数值仿真研究,首先基于可视化实验结果对数值仿真方法进行充分验证,发现采用的数值方法能够较好预测诱导轮内部空化形态和空化性能。基于数值仿真对匹配不同阶梯壳体的诱导轮内部空化流动特性进行深入分析,结果表明,扩张角为 30° 时的阶梯壳体性能最优,阶梯扩张使得诱导轮上游间隙增大,减弱了流体激振效应,在泄漏涡空化起始处,阶梯壳体形成类似回流涡的结构,对泄漏涡空化的涡心产生引导作用,导致空化区向上游发展,同时阶梯将空化区分割开,抑制了向下游发展的空化气泡,从而减小空化区对流道的堵塞和对相邻叶片入口冲角的干扰,进而提升诱导轮的空化性能并稳定了流道内流态。

关键词:高速诱导轮;叶顶间隙泄漏涡空化;空化不稳定;阶梯壳体;空化模型

中图分类号:TV131.32

文献标志码:A

文章编号:1000-4939(2025)05-1016-11

A numerical investigation into the influence of step shells on the cavitation flow characteristics of the inducer

XU Xiaoyu, XIANG Le, CHEN Hui, XU Kaifu, LIN Ronghao

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, 710100 Xi'an, China)

Abstract: The reusability of liquid rocket engines and the wide range of variable thrust impose a high demand on the power capacity of turbopumps as a core component. Cavitation flow characteristics are highly sensitive to the incoming flow conditions. Altering the inlet shell structure characteristics of the inducer wheel could be beneficial for enhancing the cavitation performance of the inducer wheel. An advanced adaptive cavitation model is employed to simulate the cavitation flow characteristics of a typical three-blade inducer. First, the numerical simulation method is fully validated based on the visual test results. It is found that the adopted numerical method can predict the cavitation morphology and cavitation performance of the inducer. Based on the numerical simulation, the cavitation flow characteristics of inducers with different stepped shells are analyzed in depth. The results indicate that the performance of the stepped shell is opti-

收稿日期:2024-09-25

基金项目:国家自然科学基金资助项目(No. 613321)

通信作者:项乐,高级工程师。E-mail:13126986485@163.com

引用格式:许啸雨,项乐,陈晖,等. 台阶壳体对诱导轮空化流动特性影响的数值研究[J]. 应用力学学报, 2025, 42(5): 1016-1026.

XU Xiaoyu, XIANG Le, CHEN Hui, et al. A numerical investigation into the influence of step shells on the cavitation flow characteristics of the inducer[J]. Chinese journal of applied mechanics, 2025, 42(5): 1016-1026.

mal when the expansion angle is 30° . The stepped expansion enlarges the upstream clearance of the inducer and weakens the fluid-excited effect. The cavitation zone develops upstream by guiding the vortex center of leakage vortex cavitation. Meanwhile, the ladder splits the cavitation zone and inhibits the development of cavitation bubbles downstream, thereby reducing the blockage of the cavitation zone on the flow channel and the interference on the angle of attack at the entrance of the adjacent blade, thereby improving the cavitation performance of the inducer wheel and stabilizing the flow state in the flow channel.

Key words: high-speed inducer; tip clearance leakage vortex cavitation; cavitation instability; step-shaped shell; cavitation model

诱导轮是决定液体火箭发动机涡轮泵抗空化能力的关键部件,具有高稠密度叶栅、小载荷和小绕流压降等特点^[1],能够在一定空化条件下工作而不发生扬程断裂,因此空化相关危害一般集中于诱导轮中,或通过诱导轮向涡轮泵乃至整机传递^[2-3]。空化是流场中局部压力降低至饱和蒸气压以下时由液相向气相转变的相变现象,在水力机械中通常会引起扬程断裂、诱发流动不稳定和结构空蚀等危害^[4]。我国某型液氧煤油发动机在研制过程中多次遇到空化带来的问题,如以旋转空化为代表的空化不稳定现象长期以来一直是发动机的主要激振源之一,是发动机涡轮泵安全工作的重要隐患^[5]。国际上,日本 H-2 火箭^[6]、美国的 Fastrac 火箭^[7]以及欧洲的 Arian 5 火箭^[8]在研制过程中均出现过由于发动机涡轮泵空化引起的问题。时至今日,空化引起的流动不稳定现象仍然是制约涡轮泵性能的重要因素。ANGELO 等^[9]基于可视化试验系统,研究了多个诱导轮的空化流动特性,获得了空化不稳定发生图谱。陈晖等^[10]首次在我国某型发动机试车数据中识别出空化不稳定现象。LI 等^[11]利用可视化试验技术研究了叶顶间隙对诱导轮同步旋转空化的影响规律。CHOI 等^[12]通过对壳体的修正实现空化不稳定的有效抑制,但是未深入揭示机理。

上世纪八十年代,日本国家空间实验室的 KAMIJO^[13-14]在对一三叶片诱导轮的实验研究中观测到旋转空化现象。在 H-2 火箭第 8 次发射失败后,在 LE-7 发动机氧泵试验中发现了诱导轮旋转空化引起的 1.0~1.2 倍转频的振动,并在研究抑制措施的过程中发现入口壳体几何参数的改动可以消除旋转空化。TSUJIMOTO 等^[6]为探究旋转空化的机理,采用压力测量和高速摄影技术观测到了多种诱导轮内的空化不稳定现象。HASHIMOTO 等^[15]为解决 LE-7A 液氢泵由于空化不稳定引起的异常振动,开展了诱导轮的改进设计和实验验证工作,设计了一

种三叶片和四叶片诱导轮阶梯型壳体,以研究诱导轮壳体与旋转空化的关系,其结果表明阶梯壳体几乎可以完全抑制三叶片诱导轮内的旋转空化现象。SHIMAGAKI 等^[16]结合 PIV 和高速摄像方法,研究了阶梯壳体诱导轮内的流动状态以及对旋转空化的抑制作用,分析了阶梯壳体有效抑制旋转空化现象的原因:阶梯壳体的存在使叶尖载荷减小,空化区域减小,从而导致回流涡增强,引起入流角减小实现对旋转空化的抑制。KIMURA 等^[17]采用 PIV (particle image velocimetry) 技术对诱导轮入口阶梯壳体几何形状和回流区和涡结构之间的影响关系进行了讨论研究,结论表明阶梯显著影响了流态,当流量增大,回流区被抑制但叶顶泄漏涡持续发展,流量减小,回流发展并出现回流涡,叶顶泄漏涡减弱。FUJII 等^[18]设计了 8 种不同型式的阶梯壳体,分析讨论了不同流量系数条件下壳体开槽位置的影响,结果表明在大流量条件下,壳体开槽对旋转空化的抑制效果较好,且旋转空化与不对称空化转变的临界空化数随开槽位置与诱导轮前缘距离和开槽深度的减小而增大。KIMURA 等^[19]研究了阶梯壳体诱导轮无空化流动下的流场涡结构,发现叶顶泄漏涡的发展取决于入口壳体和流量,并指出叶顶泄漏涡与旋转空化之间存在着强烈的关联。唐飞等^[20]利用数值仿真分析了阶梯壳体和叶片打孔对诱导轮叶片负荷的影响,并得出了相较于叶片打孔,阶梯壳体更加有助于降低叶片前缘的负荷,在一定程度上提高了诱导轮的空化性能。

我国针对空化不稳定性的壳体被动控制手段的研究较少,近年来才逐渐出现相关尝试和实践,但相比国际前沿仍有一定差距,且缺乏具体的影响机理。

考虑到实验研究成本、周期等因素,快速发展的 CFD (computational fluid dynamics) 技术成为很多研究人员的选择。目前针对空化流动的数值模拟,以均相流模型为主,即将气液两相视为均匀混合的单

一介质,共享同一套流场信息,利用相体积分数对两相进行区分,并建立描述相体积分数的方程^[21],其中以基于输运方程的空化模型应用最为广泛。赵宇^[22]提出了空化涡模型,研究了攻角和叶顶间隙尺寸等参数对泄漏涡空化的影响。程怀玉等^[23]利用大涡模拟建立考虑气核效应的欧拉-拉格朗日空化模型,研究了泄漏涡和叶尖分离涡空化的相互影响。LIU 等^[24]提出了 Omega 涡识别方法,可有效识别复杂流场中的旋涡结构。杨宝锋等^[25]验证了 Omega 涡识别在高速涡轮泵中的适用性。考虑到诱导轮内空化类型复杂多样化的特点,屈念冲等^[26]建立了可根据流场旋涡强度自动调整经验系数的自适应空化模型,能够有效提高涡空化预测精度,本研究数值仿真也是基于该模型。赵宇等^[27]考虑当地涡旋特性对标准 $k-\varepsilon$ 进行修正,准确预测了水翼吸力面空泡的非定常脱落过程。黄彪等^[28]采用 PANS 模型进行空化流动计算,可以较为准确地预测平头轴对称回转体和 Clark-Y 型水翼的空化流场结构和动力特性。

综上,通过改进诱导轮入口壳体能够有效改善空化来流条件,但是相关研究并不深入。本研究基于文献[26]提出的自适应空化模型,采用了数值仿真方法,对比研究了不同壳体方案下的诱导轮空化流动特性,以期为进一步改善诱导轮空化流动特性提供参考数据。

1 数值方法及计算模型

1.1 控制方程

考虑到空化过程中存在剧烈气液相变,采用基于均相模型的数值算法,具体控制方程组为

$$\frac{\partial \rho_m}{\partial t} + \frac{\partial (\rho_m u_i)}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

$$\begin{aligned} & \frac{\partial (\rho_m u_i)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho_m u_i u_j)}{\partial x_j} \\ &= -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_i} \left\{ \mu_m \left[\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right] \right\} + S \quad (2) \end{aligned}$$

$$\frac{\partial (\rho_v \alpha_v)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho_v \alpha_v u_i)}{\partial x_i} = \dot{m} = \dot{m}_v - \dot{m}_c \quad (3)$$

采用基于输运型空化模型描述空化流动,即在传统质量守恒方程、动量守恒方程之外额外添加气相体积分数 α_v 的输运方程,如式(3)所示,方程右边

为控制空化区发展的源项, $\dot{m}_v$ 为蒸发源项, $\dot{m}_c$ 为凝结源项,下文将具体介绍。式中: ρ_v, ρ_l, ρ_m ($\rho_m = \alpha_v \cdot \rho_v + (1 - \alpha_v) \cdot \rho_l$) 分别为蒸气密度、液体密度及混合密度; S 为动量方程源项。由于本研究计算介质为热力学效应可忽略的常温水,这里不考虑能量方程。

诱导轮内流动呈大曲率、强剪切等特点,采用考虑曲率修正的 SST 湍流模型,其具体表达式见文献[26]。

1.2 自适应空化模型

根据文献[4],诱导轮内存在泄漏涡空化、回流涡空化、附着空化、剪切层空化等多种复杂空化类型,不同类型空化发生机理不同,而传统空化模型中采用一套固定的经验系数预测所有种类的空化现象,预测精度有限。本研究采用文献[26]提出的自适应空化模型进行求解,可根据流场中旋涡强度实现空化模型中经验系数的自适应调整,实现对不同类型空化现象的准确预测,其表达式为

$$\begin{cases} \dot{m}_v = F_v^* \frac{3\alpha_{nuc}(1 - \alpha_v)\rho_v}{R_B} \sqrt{\frac{2}{3} \frac{p_v - p}{\rho_l}} & , p < p_v \\ \dot{m}_c^* = F_c^* \frac{3\alpha_v \rho_v}{R_B} \sqrt{\frac{2}{3} \frac{p - p_v}{\rho_l}} & , p \geq p_v \end{cases} \quad (4)$$

$$F_c^* = 0.05 \times \{0.1 - 0.1 \times \tanh[11.57 \times (\Omega - 0.711)]\} \quad (5)$$

$$F_v^* = 25 \times \tanh[7.482 \times (\Omega - 0.52)] + 75 \quad (6)$$

式中:初始气泡半径 $R_B = 1 \mu\text{m}$;气核体积分数 $\alpha_{nuc} = 5 \times 10^{-4}$; Ω 为涡量的相对浓度,具体表达式见文献[24],当 $\Omega > 0.5$ 时,表明流场中旋转作用更强,一般用 Ω 略大于 0.5 判别流场中的旋涡区域。

文献[26]基于三维 NACA0009 翼型试验结果对自适应空化模型进行充分验证,证实能够较准确预测泄漏涡空化形态。

1.3 计算模型与仿真校核

本研究以某三叶片变螺距诱导轮为研究对象,如图 1 所示,叶轮直径 100 mm,入口轮毂直径 46 mm,出口轮毂直径 52.5 mm,叶顶间隙 0.5 mm,叶片包角 415° ,入口边修圆角度 113° ,入口叶尖螺距 45.9 mm,出口叶尖螺距 60 mm。

为了分析诱导轮出口管形状对仿真结果的影响,建立直管和弯管2种计算模型,其中弯管出口与实验装置^[29-30]中流域一致。对叶轮表面、壳体表面和管道壁面设置为无滑移壁面(no-slip wall)。流场共3个计算域,分别为入口域、叶轮域和出口域,其中入口和出口为静止域,叶轮域为旋转域,转速和实验保持一致为5 000 rad/min,静止域和旋转域采用动静转子界面方式连接。计算选用 High-Resolution 差分格式,计算收敛标准设定为 10^{-5} ,工质为25℃下的水和水蒸气,饱和蒸气压为3 169 Pa,入口处水和水蒸气的体积分数分别为1和0,空化流动计算采用单相水流场作为初始计算条件。

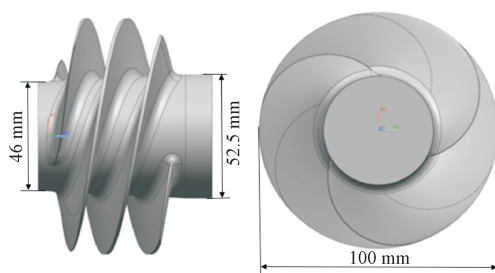


图1 诱导轮模型

Fig. 1 Inducer model

弯管诱导轮出口采用非结构网格,叶轮段均采用四面体和三棱柱非结构化网格划分,在叶轮表面和壳体表面均设置边界层网格以捕捉边界层流动特征,其网格细节见图2。划分4套网格,网格数及无关性验证见表1。设流量为 Q ,额定工况流量为 Q_e 。

表1 变螺距诱导轮空化流场计算网格数

Tab. 1 The grid number for calculating cavitation flow field of variable pitch inducer

参数	网格1	网格2	网格3	网格4
入口域	739 167	739 167	739 167	739 167
出口域(弯管)	632 587	632 587	561 444	561 444
叶轮域	4 438 311	6 138 444	7 448 808	9 091 026
总网格数	5 810 065	7 510 198	8 820 562	10 462 780
0.8 Q_e 扬程系数	0.253 33	0.300 77	0.291 25	0.294 61

对比实验和自适应空化流动模型计算得到的诱导轮的无空化水力性能,其中实验结果由来自文献[29]中所介绍的实验系统获取。如图4所示,可以看出仿真曲线和实验曲线发展趋势基本一致,扬程系数随着流量的增大不断下降,基本呈线性负相关。仿真结果整体略低于实验结果,在所有流量点中误差值最小的为0.8 Q_e 流量工况,比实验值低约4.18%,误差最大的为1.2 Q_e 流量工况,最大误差约38.04%,对比结果也证实了仿真结果的可靠性。

0.8 Q_e 流量下的仿真空化性能曲线与实验结果

结合图3与表1可知,总网格数到达7 510 198后,0.8 Q_e 流量下诱导轮扬程系数变化幅度小于2%,综合计算速度和精度的要求,为更精确计算叶片表面空化区,采用网格3作为计算网格,其网格总数8 820 562,节点数4 088 738,计算得到叶轮叶片表面最大 y^+ 约为27.94,满足模型计算要求。

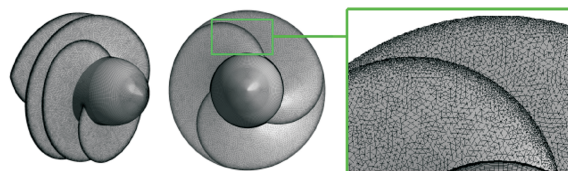


图2 变螺距诱导轮网格划分及细节网格加密示意图

Fig. 2 Schematic diagrams of variable pitch inducer grid division and detail grid encryption

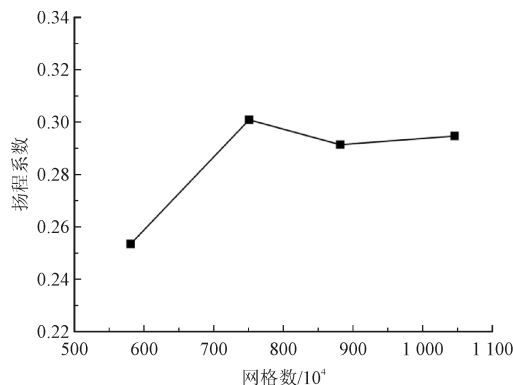


图3 网格无关性验证

Fig. 3 Grid independence verification

对比如图5所示。可以看出当空化数较大时,扬程系数值保持一稳定值,在无空化条件下仿真得到扬程系数 $\Psi = 0.291 25$,实验值为0.297 85,偏差约2.2%。采用空化自适应流动模型得到的稳态扬程系数与实验吻合较好。

为进一步分析诱导轮内的空化不稳定现象,对0.8 Q_e 流量工况下诱导轮入口压力脉动时域信号进行分解,采用短时傅里叶变换(short-time Fourier transform, STFT)对时域信号进行时频转换,如图6所示。

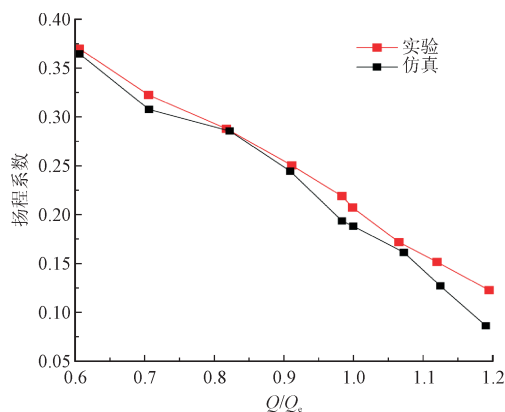


图4 变螺距诱导轮水力性能仿真与实验结果

Fig. 4 Simulation and experimental results of hydraulic performance of variable pitch inducer

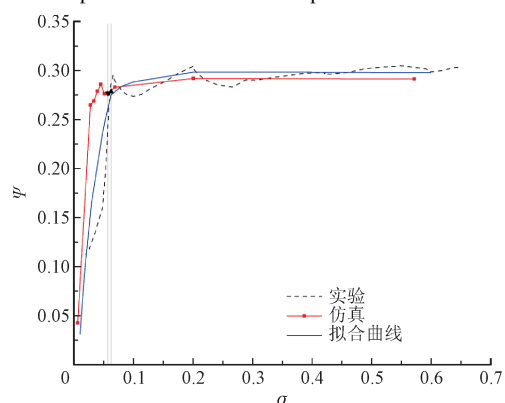


图5 变螺距诱导轮空化性能曲线仿真与实验结果

Fig. 5 Simulation and experimental results of cavitation performance curve of variable pitch inducer

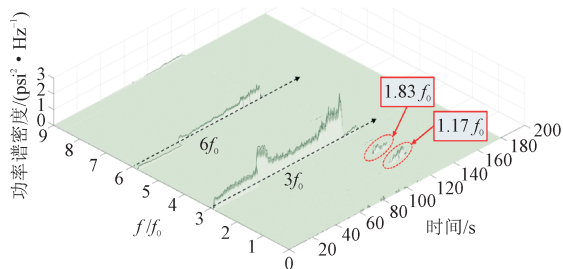


图6 0.8Q_e 流量工况入口压力脉动短时傅里叶变换结果

Fig. 6 Short-time Fourier transform results of inlet pressure pulsation under 0.8Q_e flow condition

空化数较大时在该流量下的压力脉动主频为 $3f_0$, 对应叶片通过频率。当空化数降至约 0.39 时, $3f_0$ 突然增大, 空化数持续降低至 0.067 时, $3f_0$ 又突然减小, 同时出现 $1.17f_0$ 和 $1.83f_0$ 。说明此时在诱导轮内发生了超同步旋转空化现象, 即在诱导轮的其中一个叶片流道内, 空化区以转速频率传播。此现象在中国新一代液氧煤油发动机研制过程中多次出现^[1], 长期以来一直是发动机振动量级过高的主要激振源之一。在某新型号发动机研制过程中该现

象再次出现, 目前尚无有效技术彻底抑制此现象, 严重制约着发动机性能及可靠性的提升。综上, 本研究仿真和实验均在 $0.8Q_e$ 流量工况下进行。

在本研究中, 因场地设备等因素, 诱导轮出口管被设计为弯管, 而在进行数值仿真时, 常对计算域进行简化处理, 其目的是为了重点分析研究所关注的参数。诸多研究中^[31-33] 均将诱导轮出口管直接简化为直管, 以减小出口几何对诱导轮的性能影响, 而通过试算发现, 直管出口 (straight pipe outlet) 和弯管出口 (elbow pipe outlet) 对诱导轮的性能有显著影响, 因此本节计算了 $0.8Q_e$ 流量下 2 种不同出口管结构的诱导轮流场, 分析了其性能差异和流场特征, 这 2 种出口管结构的具体参数见图 7。

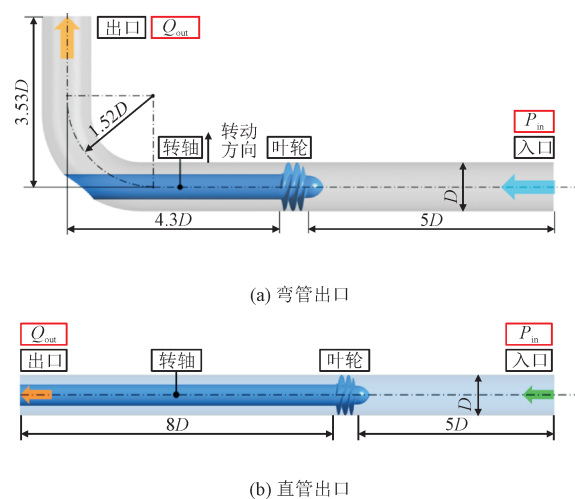


图7 计算域

Fig. 7 Computational domain

仿真获得 $0.8Q_e$ 流量工况下空化性能与试验结果对比如图 8 所示, 其中实验结果由来自文献[29]中所介绍实验系统获取。

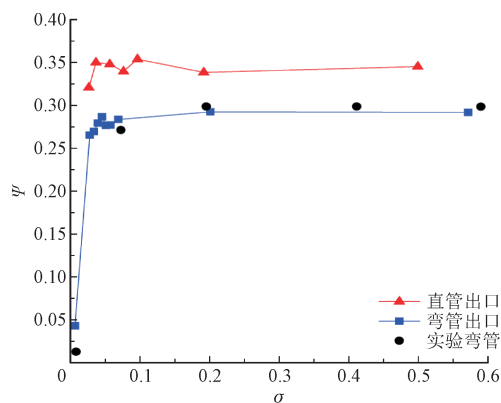
图8 0.8Q_e 两种出口管诱导轮空化性能曲线
(自适应空化模型)

Fig. 8 0.8Q_e cavitation performance curves of two types of outlet tube induced wheels (adaptive cavitation model)

由图7可知,采用弯管出口比直管出口无空化扬程系数低0.05左右,与实验数据更为接近,这是由于出口90°弯管产生了一定流动损失。同时扬程断裂点空化数也更接近实验结果,初步证实本研究采用的仿真方法具有较好的准确性,本研究以下仿真结果都采用图7(a)所示的计算域。

图9和表2为采用自适应模型与原ZGB(Zwart-Gerber-Belamri, ZGB)空化模型仿真计算结果对比,首先能看到不论是无空化状态扬程系数,还是临界空化数(扬程下降5%),本研究采用的自适应模型相较于原ZGB空化模型都有更好的预测精度。图9(a)为典型空化数下,2种模型预测的空化形态与实验结果的对比,可以看到自适应空化模型预测的空化区略长于原ZGB空化模型,这也导致预测的扬程断裂明显延后,与实验结果更接近,综上本研究采用的数值算法具有较好的求解精度,可用于进一步研究。

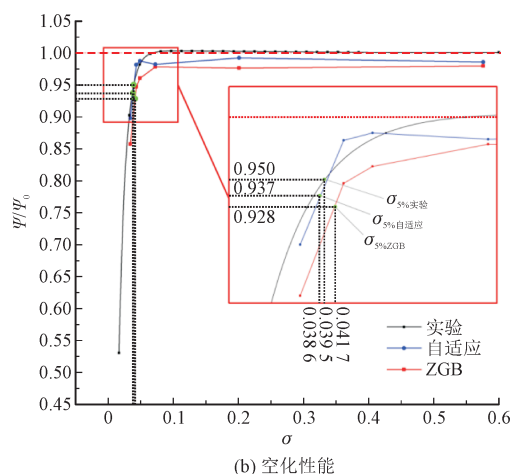
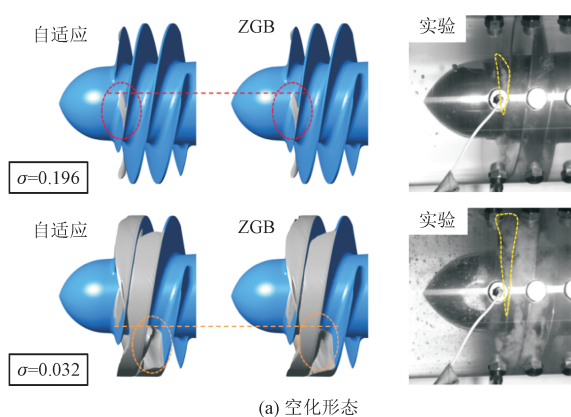


图9 与ZGB空化模型仿真结果对比

Fig. 9 Comparison with simulation results of ZGB cavitation model

表2 与原ZGB空化模型仿真计算对比结果

Tab. 2 Comparison with the simulation results of the original ZGB cavitation model

参数	实验值	ZGB 空化模型	误差/ %	自适应 空化模型	误差/ %
无空化扬程 系数	0.207	0.202	2.4	0.204	1.11
临界空化数	0.039	0.041 7	6.9	0.038 6	1.02

2 诱导轮台阶壳体参数对其空化性能的影响

2.1 台阶结构参数

经过分析,提取了台阶壳体的3个关键几何参数,如图10所示。 X 为阶梯起始处距离诱导轮轮毂端面的轴向距离, h 为阶梯深度, θ 为阶梯扩张角,同时壳体后端正常与诱导轮叶顶间隙固定保持为0.5 mm。

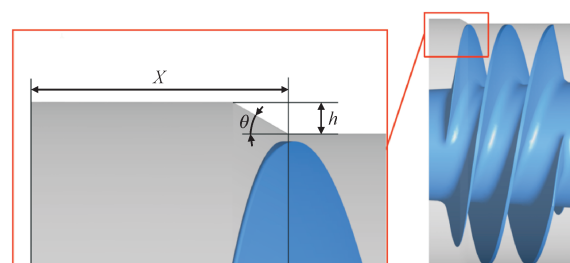


图10 台阶壳体关键几何结构示意图

Fig. 10 Schematic diagram of key geometric structure of step-shaped shell

2.2 轴向距离和阶梯深度对空化流动特性的影响

为确定最有效的轴向距离 X ,同时对诱导轮性能影响最小,保持阶梯深度 h 和扩张角 θ 不变,设定3个方案和常规壳体方案对比,如图11所示。轴向距离 X 取值分别为15.36、16.36、17.36 mm,其中红色虚线表示泄漏涡脱离叶片向上游发展起始处。流量工况为 $0.8Q_c$,转速5000 rad/min,采用压力入口-流量出口边界条件,无空化扬程系数计算结果如图12所示。3个方案在相同计算条件下所得到的扬程系数有所差别,其中方案b的扬程系数在3个取值中最高为0.353,比方案a高约4.25%,比方案c高约3.40%,但相比常规壳体的无空化扬程系数0.359低约1.67%,说明在泄漏涡附近存在一个局部最优轴向距离,使得流动状态改变的同时对性能

的影响较低。在后续计算中轴向距离将选择方案 b 进行进一步研究。

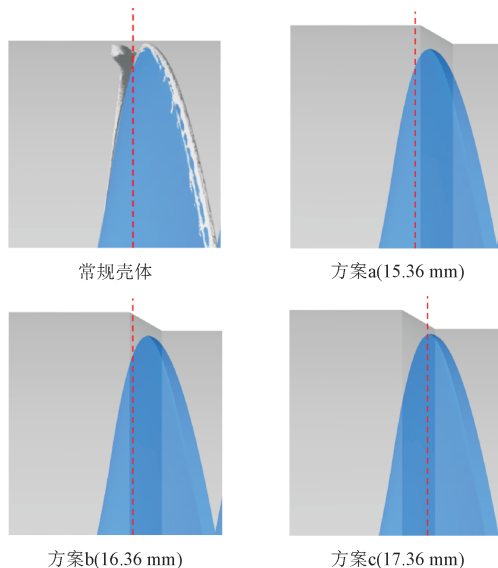


图 11 不同轴向距离方案和常规壳体示意图

Fig. 11 Different coaxial distance scheme and conventional shell diagram

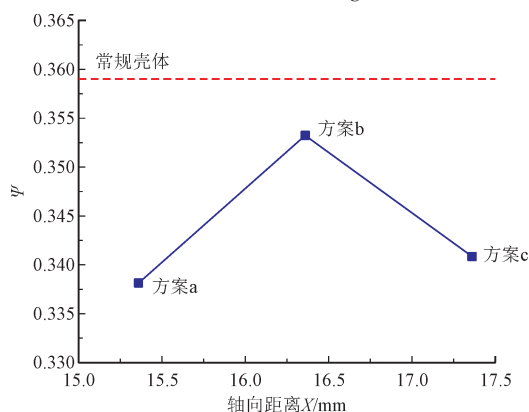


图 12 不同轴向距离方案无空化性能对比 ($0.8Q_c$)

Fig. 12 Comparison of non-cavitation performance of different coaxial distance schemes ($0.8Q_c$)

2.3 扩张角对空化流动特性的影响

对扩张角 θ 值从小到大依次取 10° 、 30° 和 60° ，具体如图 13 所示。

通过对比仿真结果和程效锐等^[34]的研究结论发现,壳体扩张角度 θ 变小,阶梯壳体扩张处的坡度变缓,相当于同时减小 X 和 h 的作用, θ 无限减小时,壳体基本回归到常规壳体,几何结构影响作用显著减小。当扩张角 θ 增大,坡度增大,等效于 X 和 h 同时增大,当 θ 增大为 90° 时,壳体完全为台阶状,此时在台阶处形成角涡流动,对回流区和泄漏流均会产生扰动。因此当 X 和 h 固定时,仅通过改变扩张

角就可以显著改变此处的流态。根据项乐等^[32]和李雨濛^[35]研究结果,并考虑到间隙大小对空化性能的影响^[36],选择阶梯壳体扩张深度 h 为 2 mm,而其余部分叶顶和壳体间隙仍保持为 0.5 mm。

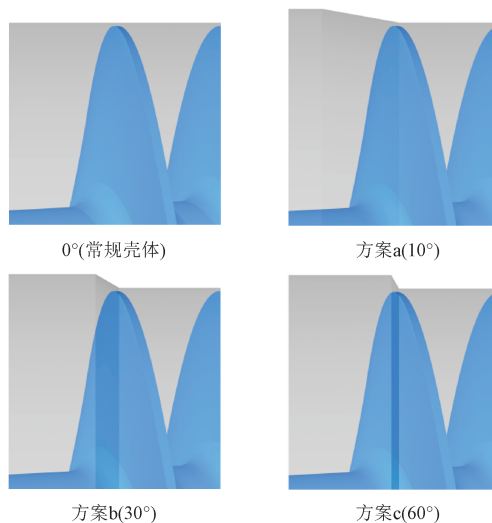


图 13 阶梯壳体不同扩张角度 θ 方案示意图

Fig. 13 Schematic diagram of different expansion angles

θ of step-shaped shell

图 14 是不同扩张角方案的阶梯壳体诱导轮的空化性能曲线。

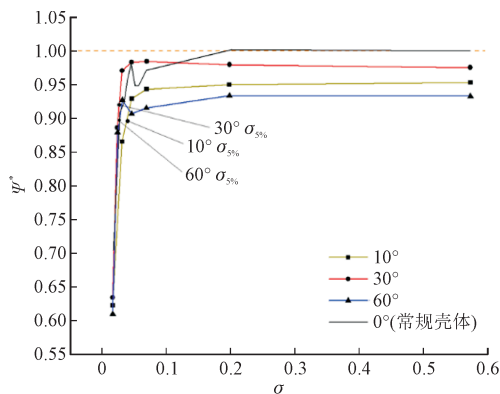


图 14 不同扩张角度阶梯壳体诱导轮空化性能对比 ($0.8Q_c$)

Fig. 14 Comparison of cavitation performance of step-shaped shell inducer with different expansion angles ($0.8Q_c$)

图 14 中对扬程系数以常规壳体的稳态扬程系数 0.291 25 为基准进行了归一化,该图表明采用阶梯壳体的诱导轮空化性能均略有下降,相比常规壳体, 10° 扩张角阶梯壳体的稳态扬程系数下降约 4.69%, 30° 下降约 3.16%, 60° 下降约 6.74%。仿真预测的 3 种方案临界空化数分别为 0.041、0.027、0.027,与常规壳体断裂空化数 0.062 5 相比断裂点均延后,说明阶梯壳体空化性能有所提升,但是以部分扬程损失为代价的。在 3 种方案中, 30° 扩张角壳

体的诱导轮稳态空化性能下降最小,60°扩张角性能下降最大。10°扩张角方案断裂点明显早于其余两方案,30°和60°扩张角的断裂点几乎一样,但30°稳态性能明显优于60°,且60°的性能曲线在断裂点前有一较为显著的凹坑,波动较大,因此认为30°扩张角的阶梯壳体空化性能为3个方案中最优。

图15显示了3种扩张角阶梯壳体的不同空化数时的空化区形态。空化数 $\sigma = 0.573$ 时,空化初生,在10°和30°壳体内都可以看到叶顶间隙的泄漏涡产生,10°时泄漏涡明显大于30°,但在60°壳体内并未看到空化区,可能是过陡的阶梯延缓了空化初生;当 $\sigma = 0.198$ 时,泄漏涡空化呈现典型的条状涡带,但涡带长度和半径有所不同,60°的泄漏涡空化最为细长,扩张角减小,泄漏涡逐渐变短,尾端增粗,但空化区向上游发展的倾角基本相同; $\sigma = 0.069$ 时,空化区进一步增大,此时3种方案空化区大小基本相同,无明显区别;值得注意的是在60°扩张角下叶片吸力面出现附着空化,相较于其他两方案更早,此时由图中可以看出扩张角越小,空化区向上游发展的距离越远; $\sigma = 0.032$ 时,10°扩张角诱导轮性能已经断裂,其余两方案也接近临界值,此时3个方案中30°扩张角诱导轮空化区最短,沿流道向下游延伸最少; $\sigma = 0.017$ 时,所有方案均已完全断裂,空化区延伸至流道尾部,诱导轮基本失去做功能力。

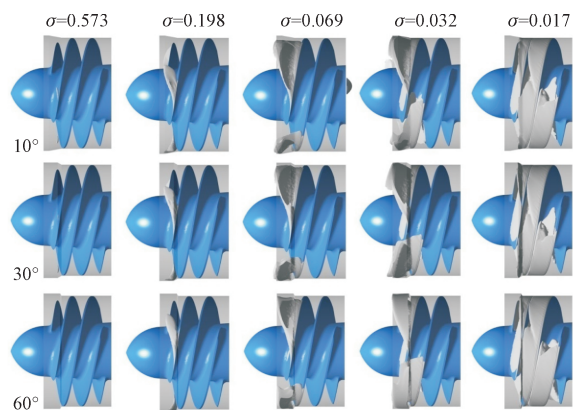


图15 不同扩张角度阶梯壳体诱导轮空化区形态对比(0.8 Q_c)

Fig. 15 Morphological comparison of cavitation zone induced by step-shaped shell with different expansion angles (0.8 Q_c)

为更好地解释图14和图15中不同扩张角方案的区别,做进一步分析。图16显示了 $\sigma = 0.573$ 时,泄漏涡涡心的轨迹和采用Omega涡识别方法的涡相对强度分布。从图16(a)中可以直观地看出壳体结构不同引起的涡心轨迹不同和涡强度的不同。图

中涡心轨迹是采用 $\Omega = 0.52$ 等值面和相同的压力条件耦合确定的,可以看出在空化数较大时流道内满足空化压力条件的仅有泄漏涡,且壳体几何结构对涡心的位置和发展趋势都有着显著的影响,但泄漏涡的起始位置完全相同,起始段的结构也基本一致。图16(b)显示了涡心与垂直轴向平面的夹角 α_{TLV} 随扩张角 θ 的变化趋势,反映了泄漏涡涡心向上游发展的角度。随着扩张角度的增大,涡心先向上游发展又逐渐贴近吸力面,且阶梯壳体的涡心长度明显长于常规壳体,当扩张角为10°时,涡心向上游发展角度最大,60°时最小,30°基本与常规壳体接近。由于诱导轮流道内大曲率和强旋转,贴近轮毂侧的流体呈现较大相对涡量, Ω 值较高,这是宏观的旋转运动,且并不满足空化形成的压力条件,对空化的形成影响较小,因此需要结合压力速度条件来判别分析,同时应针对泄漏涡涡心及叶顶相对涡量及满足压力条件的区域重点分析。

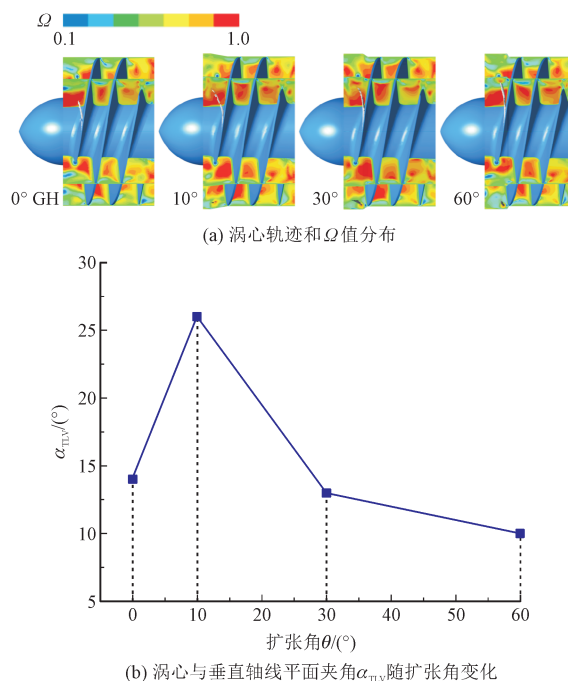


图16 常规壳体和阶梯壳体诱导轮涡心轨迹、 Ω 值分布和涡心角度

Fig. 16 Conventional shell and step-shaped shell induced vortex center track, Ω value distribution and vortex center angle

为分析诱导轮内流态变化过程,采用沿轴向垂直于 xy 平面的5个流道截面显示相关流场特征,如图17所示。图中的黄色平面则分别表示了沿 x 轴正方向平行布置的5个截面,并依次命名为截面 a 、 b 、 c 、 d 、 e ,相邻截面之间相距 $x_0 = 0.008$ m。选取截

面基本涵盖了性能完全断裂前叶片1上的泄漏涡空化从初生到充分发展全过程,可以较好地反映空化发生时流道内的流场特征。

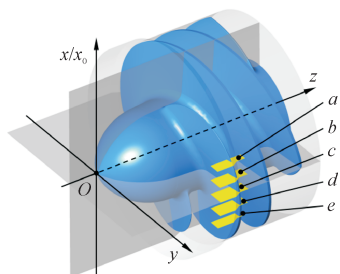


图 17 诱导轮流道轴向截面

Fig. 17 Axial section of inducer channel

图 18 显示了当 $\sigma = 0.196$ 时常规壳体和 3 种阶梯壳体在这 5 个轴向截面上的压力分布和轴向速度矢量。从图中可以清楚地看到泄漏涡涡心低压区随流道发展先逐渐增大,然后迅速减小的过程。随着扩张角度的增大, a 和 b 截面处的低压区逐渐减小,这是由于 a, b 截面叶片前缘修圆,叶顶间隙随着扩张角的增大而增大,导致泄漏流的速度减小,横向运动的流体减少,形成的低压区半径逐渐减小。 c 截面处叶片修圆结束,叶顶刚好位于阶梯壳体起始处,也是 5 个截面中低压区半径最大的。

小扩张角壳体的叶片上游坡度较缓,低压区向上游发展距离较远, 60° 扩张角的低压区基本与叶片吸力面相邻,由于边界层的存在,在 60° 扩张角的壳体阶梯处形成角涡。在 d 截面中可以看到 30° 扩张角的低压区最为显著,这是由于工质从压力面泄漏至吸力面所形成的泄漏涡刚好位于阶梯结束处,主流和回流及间隙泄漏涡流在此处顺壳体形成 U 形流动,对流动干扰较少。在 3 种阶梯壳体方案中,扩张角为 30° 的方案稳态空化性能损失最少,对泄漏涡涡心的引导较明显可控,相邻叶片空化区之间相互影响作用较小,对空化不稳定性有明显的抑制效果。

优化设计后的诱导轮阶梯壳体在叶片上游合理增大了叶顶间隙,在泄漏涡形成处上游形成了缓冲区,使得流体激振作用减弱,进而增强了诱导轮运行的可靠性。在叶顶间隙泄漏涡空化的起始处上游区域,阶梯壳体迫使部分泄漏流形成类似回流涡的结构,对泄漏涡空化的涡心产生引导作用,牵引空化区向上游发展;同时阶梯结构将空化区分割为两部分,有效拦截了部分向下游发展的空化气泡,从而减小了对流道的堵塞作用。由于存在类回流区缓冲和阶梯壳体的空穴分割作用,使得空化区长度即使超过

了叶片间距的 65%,也较难对相邻叶片冲角产生显著干扰,从而达到抑制诱导轮空化不稳定现象,改善空化性能的效果。

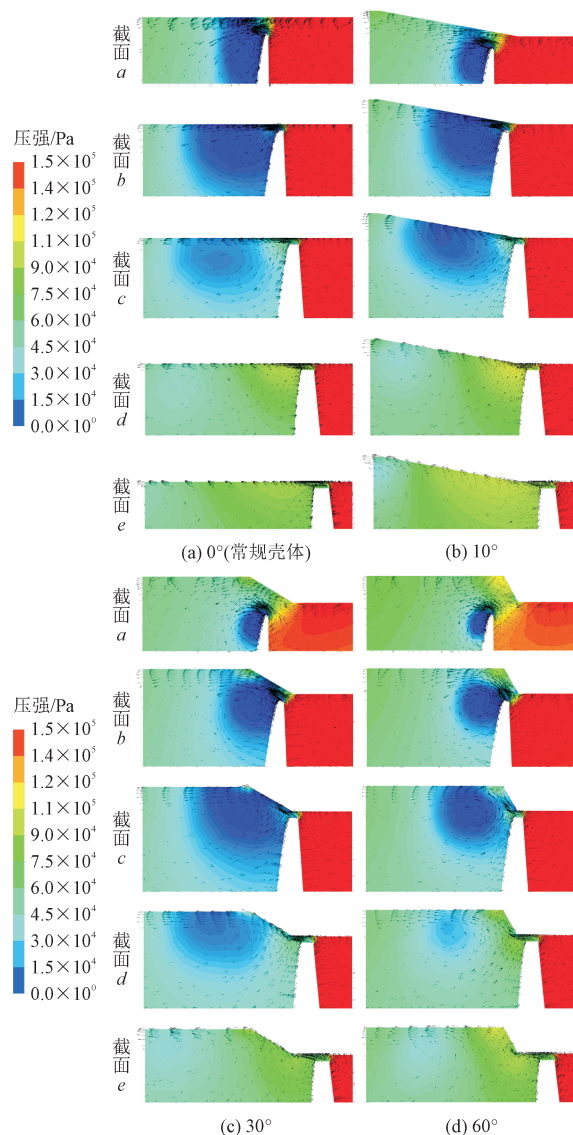


图 18 诱导轮流道轴向截面压力分布和轴向速度矢量 ($\sigma = 0.196$)

Fig. 18 Pressure distribution and axial velocity vector ($\sigma = 0.196$)

3 结 论

本研究通过采用基于自适应空化模型的数值仿真方法,深入研究了不同台阶方案壳体诱导轮的空化流动特性,得到了以下结论。

1) 在阶梯壳体的 3 个关键几何参数中,扩张角相对于轴向距离和阶梯深度对诱导轮空化性能的影响更显著,在优化设计中优先级更高。

2) 仿真表明 $0.8Q_c$ 流量工况下, 阶梯壳体提升了诱导轮的空化性能, 但以牺牲部分扬程为代价, 30° 扩张角的阶梯壳体相比常规壳体扬程下降约 3.163%, 但性能优于 10° 和 60° 扩张角。 30° 扩张角壳体诱导轮的叶片前缘攻角最小, 空化区后的速度分布更均匀, 虽然仍存在非对称空化, 但空化区之间的相互作用减少。

3) 阶梯扩张使得诱导轮上游间隙增大, 减弱了流体激振效应, 在泄漏涡空化起始处, 阶梯壳体形成类似回流涡的结构, 对泄漏涡空化的涡心产生引导作用, 导致空化区向上游发展, 同时阶梯结构将空化区分割开, 减小了向下游发展的空化气泡, 减小了对流道堵塞和对相邻叶片的干扰, 进而提升了诱导轮的空化性能并稳定了流道内流态。

参考文献:

- [1] 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 Enzhao, et al. Rotating cavitation of the high-speed rotational inducer of LPRE[J]. Journal of propulsion technology, 2009, 30(4): 390-395 (in Chinese).
- [2] 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.
TAN Yonghua. Research on large thrust liquid rocket engine[J]. Journal of astronautics, 2013, 34(10): 1303-1308 (in Chinese).
- [3] 李斌. 液体火箭主发动机技术现状与发展建议[J]. 前瞻科技, 2022, 1(1): 75-85.
LI Bin. Technical status and development proposals of liquid rocket engine for space launch vehicle[J]. Science and technology foresight, 2022, 1(1): 75-85 (in Chinese).
- [4] 项乐, 许开富, 陈晖, 等. 液体火箭发动机涡轮泵低温空化实验研究进展[J]. 航空学报, 2023, 44(7): 19-37.
XIANG Le, XU Kaifu, CHEN Hui, et al. Experimental studies on cavitating flow for liquid rocket engine cryogenic turbopump: review[J]. Acta aeronautica et astronautica Sinica, 2023, 44(7): 19-37 (in Chinese).
- [5] 项乐, 李春乐, 许开富, 等. 诱导轮超同步旋转空化传播机理[J]. 火箭推进, 2022, 48(2): 76-85.
XIANG Le, LI Chunle, XU Kaifu, et al. Inducer super-synchronous rotating cavitation propagation mechanism[J]. Journal of rocket propulsion, 2022, 48(2): 76-85 (in Chinese).
- [6] TSUJIMOTO Y, YOSHIDA Y, MAEKAWA Y, et al. Observations of oscillating cavitation of an inducer[J]. Journal of fluid engineering, 1997, 119(4): 775-781.
- [7] WATANABE S, SATO K, TSUJIMOTO Y, et al. Analysis of rotating cavitation in a finite pitch cascade using a closed cavity model and a singularity method[J]. Journal of fluid engineering, 1999, 121(4): 834-840.
- [8] PACE G, VALENTINI D, PASINI A. Analysis of flow instabilities on a three-bladed axial inducer in fixed and rotating frames[J]. Journal of fluid engineering, 2019, 141(4): 041104.
- [9] ANGELO C, CRISTINA B, LUCIO T, et al. Setup of a high-speed optical system for the characterization of flow instabilities generated by cavitation[J]. Journal of fluids engineering, 2007, 129(7): 877-885.
- [10] 陈晖, 张恩昭, 谭永华, 等. 高速平板诱导轮的结构设计与分析[J]. 火箭推进, 2009, 35(3): 1-5.
CHEN Hui, ZHANG Enzhao, TAN Yonghua, et al. Geometry design and analysis of the high-speed rotational plate inducer[J]. Journal of rocket propulsion, 2009, 35(3): 1-5 (in Chinese).
- [11] LI X, LI J W, WANG J, et al. Study on cavitation instabilities in a three-bladed inducer[J]. Journal of propulsion and power, 2015, 31(4): 1051-1056.
- [12] CHOI Y D, KUROKAWA J, IMAMURA H. Suppression of cavitation in inducers by J-grooves[J]. Journal of fluids engineering, 2007, 129(1): 15-22.
- [13] KAMIJO K, SHIMURA T, WATANABE M. An experimental investigation of cavitating inducer instability[J]. ASME paper, 1977 (77/WA): 75-83.
- [14] KAMIJO K, YOSHIDA M, TSUJIMOTO Y. Hydraulic and mechanical performance of LE-7 LOX pump inducer[J]. Journal of propulsion and power, 1993, 9(6): 819-826.
- [15] HASHIMOTO T, YAMADA H, FUNATSU S, et al. Rotating cavitation in three and four-bladed inducers[C]//33rd Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, VA, USA: AIAA, 1997: AIAA 1997-3026.
- [16] SHIMAGAKI M, WATANABE M, HASHIMOTO T, et al. Effect of the casing configurations on the internal flow in rocket pump inducer[C]//42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, VA, USA: AIAA, 2006: AIAA 2006-5071.
- [17] KIMURA T, YOSHIDA Y, SHIMAGAKI M. Relation between geometries of inducer inlet and backflow and vortex structures[C]//40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, VA, USA: AIAA, 2004: AIAA 2004-4022.
- [18] FUJII A, AZUMA S, YOSHIDA Y, et al. Effects of inlet casing geometries on unsteady cavitation in an inducer[J]. Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers series b, 2004, 70(694): 1459-1466.
- [19] KIMURA T, YOSHIDA Y, HASHIMOTO T, et al. Numerical simulation for vortex structure in a turbopump inducer: close relationship with appearance of cavitation instabilities[J]. Journal of fluids engineering, 2008, 130(5): 051104.
- [20] 唐飞, 李家文, 李永, 等. 提高液体火箭发动机诱导轮汽蚀性能的研究[J]. 火箭推进, 2013, 39(3): 44-49.
TANG Fei, LI Jiawen, LI Yong, et al. Study on improving cavitation performance of inducer for liquid rocket engine[J]. Journal of rocket propulsion, 2013, 39(3): 44-49 (in Chinese).
- [21] KUBOTA A, KATO H, YAMAGUCHI H. A new modeling of cavitation flows: a numerical study of unsteady cavitation on a hydrofoil

- section[J]. Journal of fluid mechanics, 1992, 240: 59-96.
- [22] 赵宇. 叶顶间隙旋涡空化数值计算模型与流动机理研究[D]. 北京: 北京理工大学, 2016.
- [23] 程怀玉, 季斌, 龙新平, 等. 空化对叶顶间隙泄漏涡演变特性及特征参数影响的大涡模拟研究[J]. 力学学报, 2021, 53(5): 1268-1287.
- CHENG Huaiyu, JI Bin, LONG Xinping, et al. Investigation on the influence of cavitation on the evolution and characteristics of tip leakage vortex[J]. Chinese journal of theoretical and applied mechanics, 2021, 53(5): 1268-1287 (in Chinese).
- [24] LIU C Q, WANG Y Q, YANG Y, et al. New omega vortex identification method[J]. Science China physics, mechanics & astronomy, 2016, 59(8): 684711.
- [25] 杨宝锋, 李斌, 陈晖, 等. 新 Omega 涡识别法在液体火箭发动机涡轮氧泵中的应用[J]. 推进技术, 2019, 40(9): 2105-2112.
- YANG Baofeng, LI Bin, CHEN Hui, et al. Application of new omega vortex identification method in a liquid rocket engine oxygen pump[J]. Journal of propulsion technology, 2019, 40(9): 2105-2112 (in Chinese).
- [26] 屈念冲, 许开富, 项乐, 等. 基于 Omega 涡识别理论的自适应空化流动模型[J]. 推进技术, 2024, 45(2): 73-85.
- QU Nianchong, XU Kaifu, XIANG Le, et al. A self-adaptive cavitation model based on Omega vortex identification theory[J]. Journal of propulsion technology, 2024, 45(2): 73-85 (in Chinese).
- [27] 赵宇, 王国玉, 黄彪. 考虑当地涡旋运动修正的湍流模型在非定常空化湍流场计算中的应用[J]. 应用力学学报, 2014, 31(1): 1-6.
- ZHAO Yu, WANG Guoyu, HUANG Biao. Applications of LSC turbulence model on unsteady cavitating flows[J]. Chinese journal of applied mechanics, 2014, 31(1): 1-6 (in Chinese).
- [28] 黄彪, 王国玉, 权晓波, 等. PANS 模型在空化湍流数值计算中的应用[J]. 应用力学学报, 2011, 28(4): 339-343.
- HUANG Biao, WANG Guoyu, QUAN Xiaobo, et al. Application of the partially-averaged Navier-Stokes method in computations of turbulent cavitating flows[J]. Chinese journal of applied mechanics, 2011, 28(4): 339-343 (in Chinese).
- [29] XIANG L, TAN Y H, CHEN H, et al. Experimental investigation of cavitation instabilities in inducer with different tip clearances[J]. Chinese journal of aeronautics, 2021, 34(9): 168-177.
- [30] WANG C M, XIANG L, TAN Y H, et al. Experimental investigation of thermal effect on cavitation characteristics in a liquid rocket engine turbopump inducer[J]. Chinese journal of aeronautics, 2021, 34(8): 48-57.
- [31] 张亚太, 陈晖, 项乐, 等. 基于正交优化设计的诱导轮空化性能研究[J]. 推进技术, 2020, 41(2): 343-352.
- ZHANG Yatai, CHEN Hui, XIANG Le, et al. Study on cavitation performance of inducer based on orthogonal experiment[J]. Journal of propulsion technology, 2020, 41(2): 343-352 (in Chinese).
- [32] 项乐, 李春乐, 许开富, 等. 诱导轮液氧空化流动特性数值仿真[J]. 火箭推进, 2024, 50(3): 11-18.
- XIANG Le, LI Chunle, XU Kaifu, et al. Numerical simulation on LOX cavitating flow characteristics of inducer[J]. Journal of rocket propulsion, 2024, 50(3): 11-18 (in Chinese).
- [33] 李炎栋, 赵强, 胡海峰, 等. 壳体开槽对诱导轮空化性能影响的数值分析[J]. 火箭推进, 2024, 50(2): 122-129.
- LI Yandong, ZHAO Qiang, HU Haifeng, et al. Numerical analysis on effects of case grooving on cavitation performance of inducer[J]. Journal of rocket propulsion, 2024, 50(2): 122-129 (in Chinese).
- [34] 程效锐, 杨登峰, 刘明建. 环形槽位置对高速诱导轮空化性能的影响[J]. 排灌机械工程学报, 2021, 39(6): 548-554.
- CHENG Xiaorui, YANG Dengfeng, LIU Mingjian. Influence of annular groove position on cavitation performance of high-speed inducer[J]. Journal of drainage and irrigation machinery engineering, 2021, 39(6): 548-554 (in Chinese).
- [35] 李雨濛. 高速诱导轮旋转空化研究[D]. 西安: 中国航天科技集团第六研究院第十一研究所, 2019.
- [36] TORRE L, PASINI A, CERVONE A, et al. Effect of tip clearance on the performance of a three-bladed axial inducer[J]. Journal of propulsion and power, 2011, 27(4): 890-898.

(编辑 李坤璐)