

一种平板螺旋式诱导轮的扬程算法

张翠儒, 宋 勇, 毋 杰, 徐 楠
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 目前平板螺旋式诱导轮的扬程算法大都没有考虑诱导轮出口涡流区的影响, 计算出的扬程和实际扬程有较大的偏差, 涡流区的存在一方面会减小主流过流面积, 使液流出口速度增大, 损失增加, 另一方面涡流运动自身也会消耗能量, 使得诱导轮的扬程有所降低。以径向平衡理论为基础, 考虑诱导轮出口涡流区的影响, 提出一种扬程的修正算法, 用该方法对两种诱导轮进行了计算, 计算结果和试验实测值比较接近, 可以更准确的计算非空化工况下诱导轮的扬程。

关键词: 诱导轮; 涡流区; 扬程算法

中图分类号: V432-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2013) 05-0051-04

A calculation method of delivery lift of flat-plate helical inducer

ZHANG Cui-ru, SONG Yong, WU Jie, XU Nan
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: Since the current methods of calculating the head for flat-plate helical inducer do not consider the influence of the vortex region at the inducer outlet, there is large deviation between the calculated head and the actual head. On the one hand, the vortex region reduces the area of the main flow, which makes the flow velocity at the outlet increased and finally makes the energy loss enhanced. On the other hand, the vortex itself expends the energy, which makes the head of the inducer reduced. Based on radial equilibrium theory, a correction calculation method for the head of the inducer is proposed in consideration of the effects of the vortex region at the inducer outlet. The head of two types of inducers was calculated with this method. The calculated results approach to the measured results in the experiment. It indicates that the new method can more accurately calculate the head of the inducer under the condition of non-cavitation.

Keywords: inducer; vortex region; calculation method of delivery lift

收稿日期: 2012-12-24; 修回日期: 2013-04-15

作者简介: 张翠儒 (1971—), 女, 高级工程师, 研究领域为液体火箭发动机涡轮泵设计

0 引言

诱导轮自身具有良好的汽蚀性能,同时诱导轮产生的扬程可提高离心泵入口压力,因此诱导轮是提高离心泵汽蚀性能的有效途径之一^[1-3]。液体火箭发动机高速离心泵前普遍装置了诱导轮^[4-5]。要判断诱导轮产生的扬程是否满足离心轮的必需汽蚀余量,须在设计阶段尽量准确地计算诱导轮产生的扬程。

诱导轮的扬程计算法^[6-12]主要有经验公式法、径向平衡方程加上滑移修正法、欧拉方程法及计算流体动力学数值计算等,使用最多的是经验公式法。经验公式法有 И.В.米罗留包夫法和 В.И.杜莫夫法等,实践证明经验公式法计算出的扬程和实际扬程有较大的偏差,这是因为以上算法都没有考虑诱导轮出口涡流区的影响。

随着计算机和计算流体力学的发展,许多学者对诱导轮内部流场进行了数值计算研究^[13-14],研究表明诱导轮出口轮毂区在大多数情况下是有涡流的。涡流区的存在一方面会减小主流过流面积,使液流出口速度增大,损失增加;另一方面涡流运动自身也会消耗能量,这样诱导轮的扬程和效率都会有所降低。

鉴于目前大部分诱导轮设计以及相关规范^[6]均采用 И.В.米罗留包夫法进行扬程计算,本文基于 И.В.米罗留包夫法提出了一种平板螺旋式诱导轮扬程的修正算法。该修正算法以径向平衡理论为基础,考虑了诱导轮出口涡流区的影响,相比 И.В.米罗留包夫法可以更准确的计算非空化工况下诱导轮的扬程。

1 数学模型与计算方法

诱导轮属于轴流式叶轮,在同一轴向位置,安放角随半径的增大而减小。因此,轮毂处安放角最大,冲角也最大,所以轮毂处流体最先发生脱流现象,使流道中的速度、压力分布不均匀。而失速的流体受诱导轮离心力的作用,向诱导轮外缘扩展升压,使诱导轮轮缘处压力骤增,流体

便经诱导轮与壳体之间的间隙,向进口方向旋转逆流,此逆流形成了进口外缘涡流区。同时,诱导轮出口轮缘处压力大于轮毂处的压力,形成了出口轮毂处的涡流区。图1为诱导轮轴面内介质流动示意图。

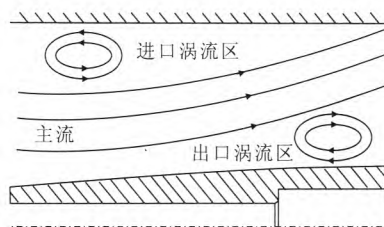


图1 诱导轮轴面内介质流动示意图

Fig. 1 Diagram of medium flow in axial plane of inducer

在实际工作过程中,由于流量和转速的波动,诱导轮出口轮毂区在大多数情况下是有涡流的。假设涡流区内的流体只在该区域循环,则轮毂到涡流区中心的流体流量就等于涡流区中心到其边界的流体流量。图2为诱导轮出口轴面介质流动示意图。

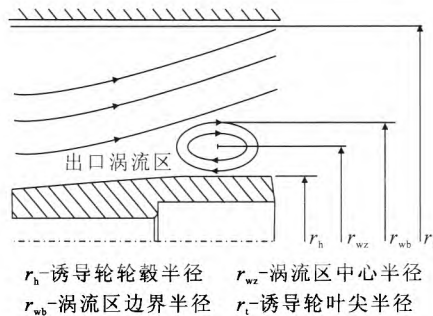


图2 诱导轮出口轴面介质流动示意图

Fig. 2 Diagram medium flow in axial plane at inducer outlet

根据径向平衡理论可导出诱导轮出口流量系数的表达式:

$$\left\{ \begin{aligned} \Phi &= \frac{C_m}{u_t} = \frac{\varepsilon^2 \tan \beta_t + C}{\varepsilon^2 + \tan^2 \beta_t} \\ C &= \tan^3 \beta_t - \frac{(\tan \beta_t - \Phi_2)(1 - \varepsilon_h^2)}{\ln \frac{1 + \tan^2 \beta_t}{\varepsilon^2 + \tan^2 \beta_t}} \end{aligned} \right. \quad (1)$$

式中: C_m 为轴向速度; u_t 为圆周速度; $\varepsilon = \frac{D_i}{D_t}$ 为出口任一径向位置的直径比, D_t 为叶尖直径; $\varepsilon_h =$

$\frac{d_h}{D_i}$ 为诱导轮出口叶根处轮毂直径比, d_h 为轮毂直径; β_i 为诱导轮出口叶尖处叶片角; $\overline{\Phi}_2$ 为诱导轮出口平均流量系数。

1.1 涡流区中心半径比

由图 2 可以看出, 诱导轮出口涡流在轮毂和涡流区边界之间循环, r_{wb} 到 r_{wz} 之间液流速度为正, r_{wz} 到 r_h 之间液流速度为负, 而涡流区中心的轴向速度为 0。假设正向和反向流所占的面积相等, 那么涡流区中心理论半径比 $\varepsilon_{wz} = \frac{r_{wz}}{r_i}$ 可按公式 (2) 进行计算:

$$\varepsilon_{wz} = \sqrt{\frac{\varepsilon_{wb}^2 + \varepsilon_h^2}{2}} \quad (2)$$

1.2 涡流区循环流量

假设流体只在涡流区内循环, 诱导轮出口涡流区循环流量可按公式 (3) 计算:

$$Q_w = \frac{\pi^2 n D_i^3 t g \beta_i}{240} \left[\varepsilon_h^2 - \varepsilon_{wz}^2 - \left(\frac{C}{t g \beta_i} - t g \beta_i \right) \ln \frac{\varepsilon_{wz}^2 + t g^2 \beta_i}{\varepsilon_h^2 + t g^2 \beta_i} \right] \quad (3)$$

1.3 诱导轮扬程计算公式

米罗留包夫法是一种图解法, 如图 3 所示。

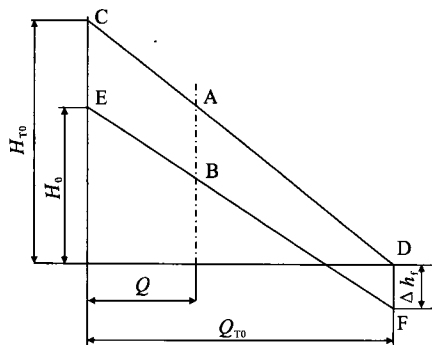


图 3 诱导轮扬程(米罗留包夫法)

Fig. 3 Head of inducer

图 3 中 \overline{CD} 为理论扬程曲线; \overline{EF} 为实际扬程曲线; A 点对应纵坐标为工作流量点理论扬程; B 点对应纵坐标为工作流量点实际扬程; H_{T0} 为 0 流量点的理论扬程; H_0 为 0 流量点的实际扬程; Q_{T0} 为 0 扬程点的流量; Δh_f 为 $Q=Q_{T0}$ 时流道内摩擦损失。

为了便于研究, 将图 3 转化为解析表达式, 从图 3 中可以看出, 两条扬程曲线实际是直线, 因此诱导轮的扬程可用公式 (4) 来计算:

$$H_y = \frac{k \varepsilon_i^2 u_i^2}{g} \left\{ 1 - \left[\frac{60}{n S F_2} + \frac{\lambda l_p n S F_2}{480 k u_j^2 D_{sp}} \left(\frac{1}{f_1} + \frac{1}{f_2} \right)^2 \right] Q \right\} \quad (4)$$

式中: $\varepsilon_i = \frac{D_i}{D_i}$ 为计算直径比; S 为诱导轮导程; F_2 为出口有效面积; $k = \frac{H_0}{H_{T0}}$ 为换算系数; λ 为阻力系数; l_p 为平均直径上叶弦长; D_{sp} 为叶片通道平均水力直径; f_1, f_2 为诱导轮进出口叶片通道的面积。

由图 2 可看出, 在有涡流区的情况下, 主流所占的面积并不是诱导轮整个的出口面积, 而是从涡流区边界到诱导轮叶尖的一个环形面积, 工作过程中, 诱导轮分别对流量为 Q 的主流和流量为 Q_w 的涡流两部分流体做功, 总流量 $Q_z = Q + Q_w$ 。流体通过的面积可以认为是从涡流区中心到叶尖的环形面积, 考虑到叶片的排挤, 出口有效面积

可用 $F^* = \frac{\pi D_i^2}{4} (1 - \varepsilon_{wz}^2) p$ 计算, p 为有效面积系数, 小于 1。

考虑了涡流区的诱导轮扬程可用式 (5) 来计算:

$$H_y = \frac{k \varepsilon_i^2 u_i^2}{g} \left\{ 1 - \left[\frac{60}{n S F^*} + \frac{\lambda l_p n S F^*}{480 k u_j^2 D_{sp}} \left(\frac{1}{f_1} + \frac{1}{f_2} \right)^2 \right] Q_z \right\} \quad (5)$$

2 计算结果验证

为了验证该计算法的正确性, 用 И.В.米罗留包夫法和本文计算方法对 2 种诱导轮不同流量系数的扬程系数进行了计算。2 种诱导轮的主要参数见表 1。扬程系数计算结果见表 2 和表 3。

从表 2 和表 3 可以看出, И.В.米罗留包夫法曲线与实测曲线相差较大, 用本文方法计算的曲线与实测曲线比较接近。

表 1 诱导轮的主要参数

Tab. 1 Main parameters of inducer

参数	诱导轮 A	诱导轮 B
叶尖直径/mm	50	127
出口轮毂比	0.36	0.5
叶尖叶片角/(°)	8	12
叶片数/个	2	3
转速/(r·min ⁻¹)	11 200	9 000

表 2 诱导轮 A 计算结果

Tab. 2 Calculated results of inducer A

流量系数 $\overline{\Phi}$	扬程系数 ψ		
	米罗留包夫法	本文方法	实测值
0.05	0.217	0.149	0.148
0.07	0.141	0.116	0.115
0.08	0.103	0.096	0.095
0.10	0.027	0.046	0.048

表 3 诱导轮 B 计算结果

Tab. 3 Calculated results of inducer B

流量系数 $\overline{\Phi}$	扬程系数 ψ		
	米罗留包夫法	本文方法	实测值
0.11	0.173	0.176	0.178
0.12	0.146	0.157	0.158
0.14	0.091	0.113	0.111
0.16	0.037	0.06	0.059

3 结 论

诱导轮在工作过程中其出口大多存在涡流区, 涡流区面积与结构尺寸及工况有关, 是诱导轮叶尖直径、出口叶片角和出口轮毂比及转速、流量的函数。涡流区的存在导致主流过流面积变小, 出口平均流量系数变大, 诱导轮扬程系数降低。

本文提出的扬程修正算法, 考虑了诱导轮出口涡流区的影响, 从验证情况看, 其计算结果和实测值很接近, 可以更准确的计算非空化工况下诱导轮的扬程。

参考文献:

[1] 张翠儒, 白东安, 郭维. 高速小流量超低比转数离心泵机

组研究 [C]//第五届液体火箭推进技术研讨会论文集. 北京: 中国宇航出版社, 2005: 40-45.

[2] 张翠儒, 白东安, 郭维. 液体火箭上面级发动机用超低比转数泵研究[J]. 火箭推进, 2005, 31(2): 17-22.

[3] 朱祖超. 提高高速泵汽蚀性能的理论分析与实验研究[J]. 机械工程学报, 1999, 35(6): 85-88.

[4] 宋勇, 张翠儒. 一种适用于多星发射上面级动力系统高性能涡轮泵 [C]//中国宇航学会 2011 年学术年会论文集. 北京: 中国宇航出版社, 2011: 122-126.

[5] 奥夫相尼科夫, 博罗夫斯基. 液体火箭发动机涡轮泵装置原理与计算[M]. 任汉芬译. 北京: 宇航出版社, 1990.

[6] 李文广. 一种计算诱导轮扬程曲线的方法[J]. 中国科技论文在线精品论文, 2011, 4(4): 358-365.

[7] YEDIDIAH S. A correlation between aerofoil theory and Euler's equation for calculating the head of constant-pitch axial-flow inducer[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, 1987, 201(C5): 357-363.

[8] KITA Y, FURUSHO K, YOSHIDA T, et al. Overall performance of flat-plate helical inducers[J]. Transactions on JSME, Series B, 1992, 58(555): 3324-3329.

[9] BRAMANTI C, CERVONE A, D'AGOSTINO L. A simplified analytical model for evaluation the noncavitating performance of axial inducers[C]// Proceedings of the 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Cincinnati, USA: AIAA, 2007: 8-11.

[10] D'AGOSTINO L, TORRE L, PASINI A, et al. On the preliminary design and non-cavitating performance prediction of tapered axial inducers[J]. Journal of Fluids Engineering, 2008, 130(11): 1-8.

[11] SEMENOV Y, TSUJIMOTO Y. A cavity wake model based on the viscous/inviscid interaction approach and its application to nonsymmetric cavity flows in inducers [J]. Journal of Fluids Engineering, 2003(125): 758-766.

[12] BAKIR F, KOUIDRI S, NOGUERA R, et al. Experimental analysis of an axial inducer influence of the shape of the shape of the blade leading edge on the performance in cavitating regime[J]. Journal of Fluids Engineering, 2003 (125): 293-301.

[13] SEMENOV Y A, FUJII A, TSUJIMOTO Y. Rotating choke in cavitating turbopump inducer [J]. Journal of Fluids Engineering, 2004 (126): 87-93.

[14] 崔宝玲, 朱祖超, 林勇刚. 等螺距诱导轮内部流动的数值模拟[J]. 机械工程学报, 2010, 46(6): 158-163.

(编辑: 张永秀)