

文章编号:1673-5005(2007)06-0079-03

超声速旋流天然气分离器的旋流特性数值模拟

曹学文¹, 陈 丽², 杜永军¹, 林宗虎³

(1. 中国石油大学 储运与建筑工程学院, 山东 东营 257061; 2. 海洋石油工程股份有限公司, 天津 300452;
3. 西安交通大学 动力工程多相流国家重点实验室, 陕西 西安 710049)

摘要:与传统的低温分离工艺相比,超声速旋流天然气分离器是天然气处理工艺技术的一大创新。在超声速旋流天然气分离器中,气流经过拉伐尔喷管绝热膨胀形成带液滴的超声速低温混合气流,在超声速翼的作用下混合气流由轴流转换成旋流,实现超声速旋流分离。超声速翼是实现气液分离的关键部件。设计了三角薄板型超声速翼,并利用 CFD 软件对超声速翼段内气流温度、压力、马赫数等特性参数的变化规律和翼段沿主流方向切向速度的变化情况进行了分析。结果表明,在所设计的超声速翼段内,气流能始终保持超声速,翼段出口马赫数为 1.4,翼前无激波产生;分离器的旋流加速度最高在 572000g,可实现良好的超声速气液旋流分离。

关键词:超声速;翼型;旋流分离;流场特性;数值模拟

中图分类号:TE 868

文献标识码:A

Numerical simulation of swirling flow characteristics of supersonic swirling natural gas separator

CAO Xue-wen¹, CHEN Li², DU Yong-jun¹, LIN Zong-hu³

(1. College of Transport & Storage and Civil Engineering in China University of Petroleum, Dongying 257061, Shandong Province, China;

2. Offshore Oil Engineering Co., Ltd, Tianjin 300452, China;

3. State Key Laboratory of Multiphase Flow in Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: Supersonic swirling natural gas separator is a revolutionary gas conditioning technology compared with traditional low-temperature separation. In supersonic swirling separator, while the gas stream passing through Laval nozzle, the gas stream forms supersonic low-temperature stream with small liquid droplets because of adiabatic expansion effect of nozzle. The gas mixture enters the wing section and turns into swirling flow from axial flow by the action of supersonic wing, and then gas and condensed liquid drops are separated in the drainage section. The supersonic wing is a key component of supersonic swirling separator. Deltaic plate supersonic wing was designed. By using CFD software, the supersonic swirling flow field was studied, and the distributions of the temperature, pressure, Mach number in the wing section and tangential velocity along longitudinal section were analyzed. Supersonic swirling characteristics of gas in the wing section were determined. The results show that the gas in the supersonic wing section can always maintain supersonic velocity. The Mach number in the wing section outlet is 1.4 and there is no shock wave before the wing section. The maximum swirling acceleration is 572000 g. The gas-liquid separation of supersonic gas can be realized well.

Key words: supersonic velocity; wing; swirling separation; flow field characteristics; numerical simulation

超声速旋流分离器是天然气处理工艺技术的一大创新,由拉伐尔喷管、超声速整流管、超声速翼、扩压管等构件组成^[1]。在超声速旋流天然气分离器中,气流经过拉伐尔喷管绝热膨胀至超声速,形成低

温低压,低温使天然气中的重烃和水分凝结成核,并生长成小液滴,形成气液混合物流;气液混合物流以超声速经过超声速尾翼,气流方向由轴向向切向转变,形成高速旋流场,产生巨大的离心作用力,从而

收稿日期:2007-03-06

基金项目:国家高技术研究发展计划(“863”计划)项目(2007AA09Z301);中石化重点科技攻关项目(JP01002)

作者简介:曹学文(1966-),男(汉族),山东昌邑人,教授,博士,从事天然气加工与处理、油气水多相流理论及应用、海洋管道技术等研究。

将液滴甩向管内壁形成液膜,使液滴沿着管壁运动,液体随排液口排出,实现气液分离^[2]。在超声速旋流分离区域流场内,气流经超声速翼以离心分离的方式将气流中的水和重烃凝析液滴分离出来的过程是一个非平衡的、瞬态的过程。该区域的流场流动特性直接影响超声速旋流分离器的分离性能及压力恢复能力,因此,为了使分离器达到理想的旋流分离效果,并具有较高的升压比,笔者对超声速旋流分离器的关键部件——超声速翼进行设计,并对超声速旋流分离段的流场进行数值模拟研究。

1 超声速翼的设计

超声速翼的基本设计思想是:有较大的通流能力,较小的几何尺寸,翼前无激波发生,翼后能形成较大的离心力,并易于加工制造^[3]。首先考虑了螺旋状翼型,期望螺旋状翼型能够引导形成超声速旋流流场,但数值模拟结果发现,螺旋状翼型阻力大,翼前往往出现强激波,旋流效果差,不能满足微小液滴的分离要求。直叶片结构、弯扭结构翼型的旋流比小,切向流速分布极不均匀,亦不能满足超声速旋流分离要求^[4]。

笔者设计三角薄板型翼作为超声速旋流分离器中的超声速翼型,该翼型为平面三角形,三角薄板翼型底面设计成圆柱曲面,底面形状与圆柱形分离段内壁吻合。设定顶点坐标,然后取一定的厚度,按照 Pro/E 三维造型中的边界混合步骤确定整体形状,进而建立超声速旋流分离段物理模型。

按照应用处理工况,分离器入口流量为 $10 \times 10^4 \text{ m}^3/\text{d}$,入口压力为 4 MPa,温度 30 °C,流体介质为中原油田白 26 井天然气,对超声速翼进行设计。翼的底面轴向长度为 49.8 mm,跨度为 12.3 mm,弦长与翼长之比为 0.85,厚 2 mm,前缘进气角 70°;翼段直径 16.76 mm,翼段长度 160 mm;超声速翼安装于距分离段入口 10 mm 处,安装角为 40°。图 1 是超声速翼置于管道内的示意图。



图 1 三角薄板超声速型翼示意图

2 数值计算

2.1 计算模型选择

超声速旋流分离器内部流场十分复杂,CFD 技术是研究开发超声速旋流分离器的重要手段。

FLUENT 软件是一大型的 CFD 模拟软件,适于模拟亚声速、跨声速和超声速流动的很大范围内的复杂流场结构的可压缩流动。在 FLUENT 软件的湍流模型中,零方程模型和一方程模型计算速度快,但计算精度偏低;雷诺应力模型计算精度高,但计算量相当大;二方程模型则介于二者之间,其计算精度可满足工程应用,计算速度又能被目前的计算机所承受,因此在工程运用中最为普遍。Yakhot 和 Orszag 提出的 RNG $k-\varepsilon$ 原始模型^[5]与标准 $k-\varepsilon$ 模型相比,在更广泛的流动中有更高的可信度和精度。二方程模型中的 RNG $k-\varepsilon$ 模型适用于高雷诺数湍流场的求解,尤其对强旋流流场有着很好的改进效果^[6]。因此,考虑到计算精度和运行速度,本研究选用 RNG $k-\varepsilon$ 模型进行数值计算。

2.2 网格划分

超声速翼段采用四面体非结构网格,用 GAMBIT 软件进行计算区域的网格划分,网格数为 182 741 个,网格形状见图 2。由于非结构网格对复杂边界的适应性强,可以在流场参数变化剧烈的翼周围进行局部网格加密。同时借助 FLUENT 的自适应网格在计算初始流场的前提下自动加密翼附近的网格,提高了网格对复杂激波的捕捉能力和计算精度。

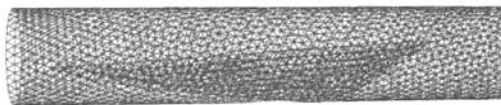


图 2 翼段网格

2.3 计算方法和边界条件

超声速旋流场是在非常精细网格上的高速可压缩流动,因此选用耦合显式求解器。流动方程采用二阶迎风格式,湍流模型中湍流动能方程和湍流动能耗散率方程采用一阶迎风格式求解。

针对超声速可压缩气体流动特征,设定进口边界为压力入口,出口边界为压力出口,固体壁面采用无滑移、无渗流、绝热边界。

3 超声速翼段流场分析

研究发现在翼前局部有多道压缩波产生,翼前气流马赫数减至 1.4~1.6,经过翼后气流在压缩波与边界层交界的周沿受扰动后产生膨胀波,而后膨胀波相交再次形成膨胀波,如图 3 所示。膨胀波和翼后斜激波交织在一起,使流速时而升高时而降低。由于翼对气流的扰动及翼后弱激波的出现,导致气流动能降低,在超声速翼段出口马赫数降为 1.40,压力和温度升高。超声速翼段马赫数、压力和温度

分布情况如图4~6所示。

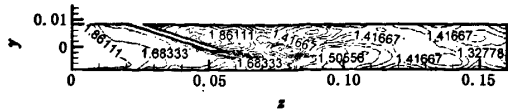


图3 翼段马赫数等值线分布

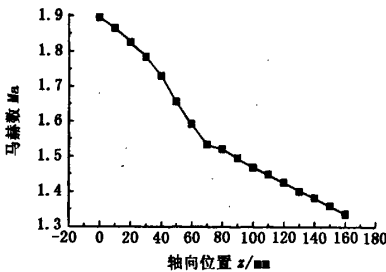


图4 马赫数轴向分布

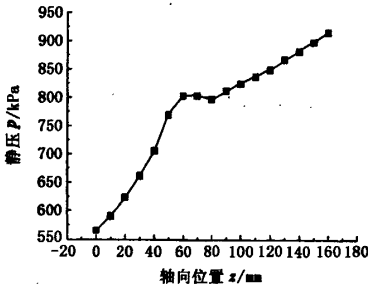


图5 静压轴向分布

超声速翼段平均切向速度沿轴向分布如图7所示。平均切向速度在翼段入口基本为零,在翼

附近发生突跃,到翼尖处所在横截面升到最大值170 m/s,然后在斜激波、膨胀波和边界层的相互作用下发生震荡衰减,在翼后平均切向速度达到120 m/s。

超声速翼段沿轴向 $z=20,30,50,100$ mm 不同截面切向速度分布如图8所示。

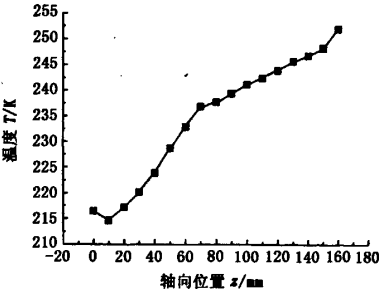


图6 静温轴向分布

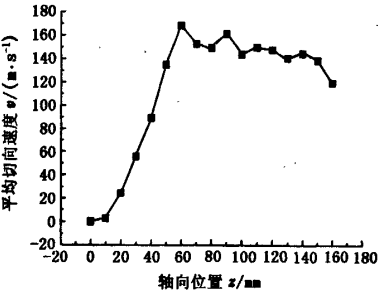


图7 平均切向速度轴向分布

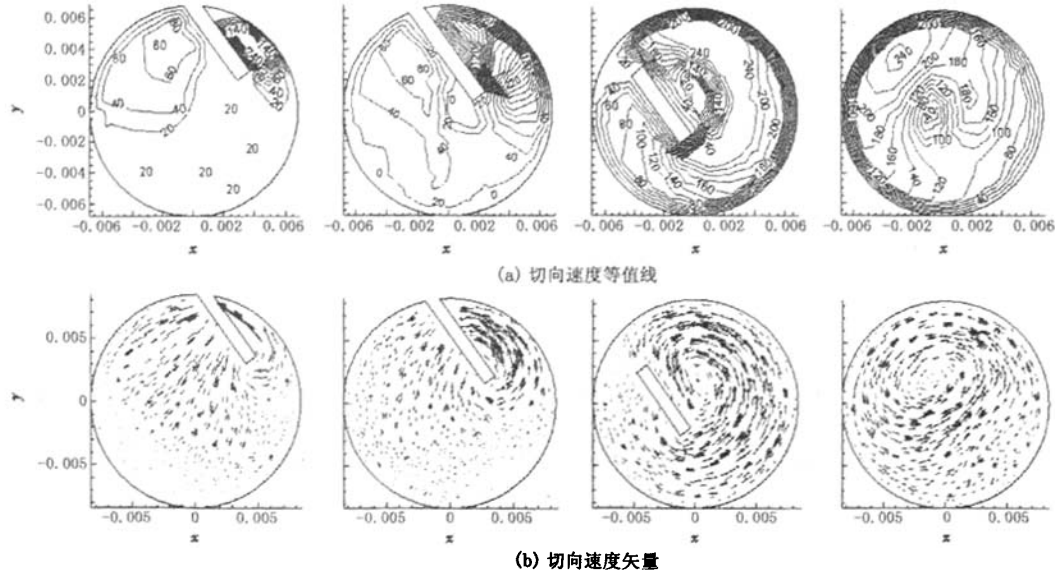


图8 翼段各截面切向速度等值线及矢量

(下转第86页)

- Chemical Engineering, 2001, 84:173-192.
- [8] URDAHL O, WILLIAMS T. Electrostatic destabilization of water-in-oil emulsions under conditions of turbulent flow[J]. Chem Eng Res Des, 1996, 74:158-165.
- [9] 丁德磐, 孙在春. 胜利原油与水的界面张力研究[J]. 石油大学学报: 自然科学版, 2001, 25(3): 39-41.
- DING De-pan, SUN Zai-chun. Study on interfacial tension between Shengli crude oil and water[J]. Journal of the University of Petroleum, China (Edition of Natural Science), 2001, 25(3): 39-41.
- [10] LEE C M, SAMS G W, WAGNER J P. Power consumption measurements for ac and pulsed dc for electrostatic coalescence of water-in-oil emulsions[J]. Journal of Electrostatics, 2001, 53:1-24.
- [11] 冯叔初, 郭揆常, 王学敏. 油气集输[M]. 东营: 石油大学出版社, 2002.
- [12] 徐培瑜, 彭建萍. 电脱过程电能损耗及金属电极板绝缘改造[J]. 油气田地面工程, 2000, 19(7): 30-31.
- XU Pei-yu, PENG Jian-ping. Analysis to electric energy loss and metal electrode plate insulation remake in course of electric dehydration[J]. Oil-gas Surface Engineering, 2000, 19(7): 30-31.
- [13] CHRISTINE Noik, CHEN Jia-qing, DALMAZZONE Christine. Electrostatic demulsification on crude oil: a state-of-art review[R]. SPE 103808, 2006.

(编辑 沈玉英)

(上接第 81 页)

当气流经过翼前时, 首先在翼贴近壁面一侧产生旋流, 随后旋流强度开始增强, 在翼段出口处旋流区基本占满整个截面, 此时切向速度分布可看成是轴对称的。由于气流在尾翼的作用下产生极高的离心加速度, 翼后出现较强旋流场, 较高的切向速度将液体甩至管壁, 使液体在管壁形成液膜, 而管中心形成一个气体占主导的低压区。翼段出口旋流比达 0.22, 离心加速度达到 $(119\,000 \sim 572\,000)g$, 翼段出口截面平均离心加速度为 $370\,138.2g$, 翼段旋流效果理想。同时出口总压 $2.495\,558\text{ MPa}$, 为超声速分离器出口压力恢复到入口压力的 $60\% \sim 70\%$ 提供了可能。Brouwer 和 Okimoto 等人的研究结果表明^[12,7], 超声速旋流场离心加速度可达 $(300\,000 \sim 600\,000)g$, 与本文研究结果相吻合。

4 结 论

(1) 设计了用于超声速旋流分离器的三角薄板型超声速翼, 该翼型几何尺寸小, 易于加工, 具有较大的流通能力。

(2) 气流在超声速翼段始终保持超声速, 在翼段出口马赫数为 1.40, 翼前无激波产生。

(3) 气流首先在翼贴近壁面的一侧产生旋流, 旋流强度逐渐增强并向管中心靠拢, 在翼后旋流占满整个截面, 可看成是轴对称的。

(4) 气流在尾翼的作用下形成旋流场, 离心加速度达到 $(119\,000 \sim 572\,000)g$, 产生极高的离心力。在超声速翼尖处切向速度达到最大值 170 m/s ,

在翼后平均切向速度达到 120 m/s 。旋流效果理想, 可实现良好的超声速气液旋流分离。

参考文献:

- [1] OKIMOTO F T, BETTING M. Twister supersonic separator[C]. The Laurance Reid Gas Conference, Norman: Oklahoma, 2001.
- [2] OKIMOTO F T, BROUWER J M. Twister supersonic gas conditioning-studies: Applications and Results, GPA Paper[C]. San Antonio, 2003.
- [3] REUTHER J, ALONSOB J J, RIMLINGER M J, et al. Aerodynamic shape optimization of supersonic aircraft configurations via an adjoint formulation on distributed memory parallel computers[R]. AIAA Paper 96-4 045, 1999.
- [4] 曹学文. 超声速旋流天然气分离研究[D]. 西安: 西安交通大学能源与动力工程学院, 2006.
- [5] YAKHOT V, ORSZAG S A. Renormalized group analysis of turbulence I: basic theory[J]. Journal of Scientific Computing, 1986, 1(1): 3-5.
- [6] 彭维明. 切向旋流分离器内部流场的数值模拟及试验研究[J]. 农业机械学报, 2001, 32(4): 20-23.
- PENG Wei-ming. Numerical simulation and experimental research on the flow pattern in tangential inlet cyclone[J]. Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery, 2001, 32(4): 20-23.
- [7] BROUWER J M, EPSOM H D. Twister supersonic gas conditioning for unmanned platforms and subsea gas processing[R]. SPE 83977, 2003.

(编辑 沈玉英)