

文章编号: 1001 - 2486(2011)03 - 0010 - 04

## 结构参数对环型蒸汽引射器凝结流场的影响<sup>\*</sup>

张民庆<sup>1</sup>, 胡小平<sup>2</sup>, 刘泽军<sup>2</sup>

(1. 西北工业大学 航天学院, 陕西 西安 710082; 2. 国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

**摘要:**建立了湿蒸汽凝结流动的理论模型, 并利用经典实验结果对该模型进行了校验, 验证了模型的准确性。在此基础上, 对不同结构参数下环型引射流场内的水蒸气凝结流动过程进行了数值仿真。结果表明: 适当地减小收敛比  $\phi$ 、面积比  $\alpha$  和增大二次喉道的长径比  $l/d$ , 可以提高总压恢复系数, 改善引射器性能。

**关键词:**环型蒸汽引射器; 湿蒸汽; 凝结; 数值模拟

中图分类号: V434.11 文献标识码: A

## Effects of Configuration Parameters on Condensation Field of Annular Vapour Ejector

ZHANG Min-qin<sup>1</sup>, HU Xiao-ping<sup>2</sup>, LIU Ze-jun<sup>2</sup>

(1. College of Aerospace, North Western Polytechnic University, Xi'an 710082, China;

2. College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract:** The theoretical model for wet steam condensation flow was established. Furthermore, numerical simulation results with wet steam condensation flow model were coincident to the experimental data of C. A. Moses, which validated the credibility and accuracy of the model. Then, numerical simulation on condensation flow process was carried out under different configuration parameters. The results show that appropriately reducing the convergence ratio  $\phi$ , area ratio and increasing the  $l/d$  of secondary throat can increase the total pressure recovery coefficient, which improves the ejector performance.

**Key words:** annular vapour ejector; wet steam; condensation; numerical simulation

在新型上面级液体火箭发动机研制的过程中, 确定其高空工作特性, 评价其可靠性和寿命是发动机地面试车的重要任务之一。由于火箭发动机工作时要喷出大量的高速、高温甚至是腐蚀性的燃气, 要维持试验舱中的动态真空环境, 试验设备必须接装大排气量的抽气系统, 同时解决高速、高温和大质量流量带来的一系列技术问题, 因此使得地面真空设备存在许多设计上的困难, 使用寿命也较短。基于常规真空设备在火箭发动机高空试车台设计中的困难, 20世纪50年代以来国内外广泛采用超声速引射器作为高空试车台真空设备, 并取得了许多积极的成果<sup>[1]</sup>。

蒸汽引射系统采用高温高压水蒸气作为引射气源, 其基本原理是: 利用加热装置(如锅炉)将水加热到高温高压状态, 通过蒸汽发生装置产生大量的水蒸气作为引射气源。如果条件允许, 也可利用电厂蒸汽, 采用高温列管式蒸汽过热器进行加热。高温蒸汽可降低蒸汽在引射器内的凝结

量, 使蒸汽消耗量不增加而引射能力却大大提高。

由于蒸汽在高速流动中温度和压强会发生急剧变化, 可能会有大量凝结发生, 使得湿蒸汽两相流动问题变得比较复杂。就目前的实验手段而言, 很难全面地揭示湿蒸汽两相流动问题的复杂机理, 因此, 采用数值模拟成为研究湿蒸汽流动问题的另一条重要途径。

### 1 数值仿真模型

本文以超声速环型蒸汽引射器为研究对象, 其流体介质是水蒸气, 为非理想气体, 主要研究过热蒸汽超声速膨胀过程中的冷凝问题。由于环型引射器的几何结构和流场结构是轴对称的, 因此采用二维轴对称雷诺平均 N-S 方程为控制方程, 湍流模型则采用标准的  $k-\epsilon$  双方程模型。采用 Wegener 的 CNT 模型和 Hertz-Knudsen 模型<sup>[2-4]</sup>来描述结核率和凝结核增长。

环型引射器结构如图 1 所示, 包括超声速引

\* 收稿日期: 2011 - 02 - 27

基金项目: 国家安全重大基础研究项目(613102)

作者简介: 张民庆(1962—), 男, 研究员, 在职博士生。

射喷嘴、混合室、二次喉道和亚声速扩张段。引射喷嘴的设计马赫数  $Ma = 2.5$ , 引射气流总温为  $550\text{K}$ , 总压取  $0.6\text{MPa}$ , 引射器出口反压为  $0.1\text{MPa}$ 。通过改变喷管出口面积与混合室入口面积之比  $\alpha$ 、混合室的收敛比  $\phi$  和二次喉道的长径比  $l/d$  等参数, 讨论它们对环型蒸汽引射器性能的影响。研究中选择  $\alpha = 0.4$ ,  $\phi = 0.5$ ,  $l/d = 4$ , 扩张段面积比  $\Psi = 2$  为基准引射器, 引射气流流量和二次流的流量均用基准引射器的流量为参考量进行无量纲化。

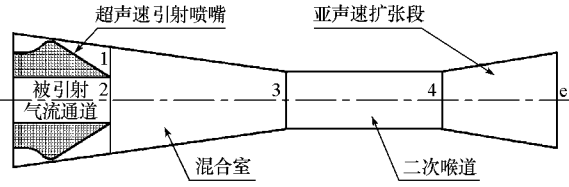


图1 超声速环型引射器  
Fig.1 Annular supersonic ejector

## 1.1 二维轴对称控制方程

假设两相流系统与外界绝热, 在二维轴对称坐标系中, 气相的流动控制方程可以写为

$$\frac{\partial U_g}{\partial t} + \frac{\partial E_g}{\partial r} + \frac{\partial F_g}{\partial x} = \frac{\partial E_v}{\partial r} + \frac{\partial F_v}{\partial x} + S_g \quad (1)$$

$$U_g = r \begin{bmatrix} \rho_g \\ \rho_g u \\ \rho_g v \\ E_g \end{bmatrix}, \quad E_g = r \begin{bmatrix} \rho_g u \\ \rho_g u^2 + p \\ \rho_g uv \\ (E_g + p)u \end{bmatrix}$$

$$F_g = r \begin{bmatrix} \rho_g v \\ \rho_g uv \\ \rho_g v^2 + p \\ (E_g + p)v \end{bmatrix}, \quad E_v = r \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{rr} \\ \tau_{rx} \\ q_r \end{bmatrix}$$

$$F_v = r \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xr} \\ \tau_{xx} \\ q_x \end{bmatrix}, \quad S_g = \begin{bmatrix} -\rho \dot{m} \\ -\rho u \dot{m} \\ -\rho v \dot{m} \\ \rho \dot{m} (h_{fg} - h_l) \end{bmatrix}$$

其中,  $\rho_g$  为气相密度,  $u$ 、 $v$  分别为沿  $r$ 、 $x$  向的速度;  $p$  为压力;  $E$  为总能量; 下标  $g$  表示气相。源项  $S_g$  中各项依次表示凝结过程中从气相传递到液相的质量、 $r$  向和  $x$  向的动量和能量;  $\dot{m}$  为凝结的速率,  $\dot{m}$  为正表示凝结, 为负表示蒸发;  $\rho$  为湿蒸汽的密度;  $h_{fg}$  为凝结潜热;  $\rho \dot{m} (h_{fg} - h_l)$  表示凝结过程中气相总能量的变化;  $-\rho \dot{m} h_l$  部分表示伴随质量传递由气相向液相传递的总焓;  $\rho \dot{m} h_{fg}$  则描述返回气相中的凝结潜热。

由于液相流场中包含数量巨大的微小水滴, 因而可视为连续介质, 在相间无滑移假设的条件

下, 液相流场的控制方程可以写为

$$\frac{\partial U_l}{\partial t} + \frac{\partial E_l}{\partial r} + \frac{\partial F_l}{\partial x} = S_l \quad (2)$$

$$U_l = r \begin{bmatrix} \rho N \\ \rho Y \end{bmatrix}, \quad E_l = r \begin{bmatrix} \rho Nu \\ \rho Y u \end{bmatrix}$$

$$F_l = r \begin{bmatrix} \rho N v \\ \rho Y v \end{bmatrix}, \quad S_l = \begin{bmatrix} \rho_g J \\ \rho \dot{m} \end{bmatrix}$$

其中,  $\dot{m}$  为单位体积内质量凝结速率,  $\dot{m} = \frac{4}{3} \pi \rho_l J r_c^3$

+  $4\pi \rho_l N \bar{r}^2 \frac{\partial \bar{r}}{\partial t}$ ,  $Y = \frac{4}{3} \pi \bar{r}^3 N$ ,  $\rho = \frac{\rho_g}{1 - Y}$ 。  $Y$  为湿度,  $N$  为单位体积内液滴数目,  $\bar{r}$  为水滴平均半径。

## 1.2 凝结模型

本文采用了 Young 考虑非等温效应对经典成核理论修正后得到的成核率  $J$  的表达式和液滴增长率  $\partial \bar{r} / \partial t$  的表达式<sup>[4]</sup>:

$$J = \frac{q_c}{1 + \phi} \left( \frac{\rho_g^2}{\rho_l} \right) \sqrt{\frac{2\sigma}{\pi M_m^3}} \exp\left(-\frac{4\pi r_c^2 \sigma}{3kT}\right) \quad (3)$$

$$\phi = \frac{2(\gamma - 1)}{\gamma + 1} \frac{h_{fg}}{R_g T} \left( \frac{h_{fg}}{R_g T} - \frac{1}{2} \right)$$

$$\frac{\partial \bar{r}}{\partial t} = \frac{p}{h_{fg} \rho_l} \frac{\gamma + 1}{\sqrt{2\pi R T}} C_p (T_0 - T) \quad (4)$$

其中  $M_m$  为分子量,  $R_g$  为气体常数,  $k$  为波尔兹曼常数,  $\gamma$  为比热比, 而临界半径采用 Kelvin 公式:

$$r_c = \frac{2\sigma}{\rho_l R_g T \ln S} \quad S = \frac{p}{p_{sat}(T)} \quad (5)$$

式中  $q_c$  为凝结系数,  $\phi$  为非等温修正系数。

此外, 本文采用三系数维里型状态方程来代替理想气体状态方程进行超音速两相凝结流动的模拟计算<sup>[4]</sup>。

$$p = \rho_g RT (1 + B \rho_g + C \rho_g^2 + D \rho_g^3 + \dots) \quad (6)$$

式中,  $B$ 、 $C$ 、 $D$  分别为 2 阶、3 阶和 4 阶维里系数。

## 1.3 仿真计算策略

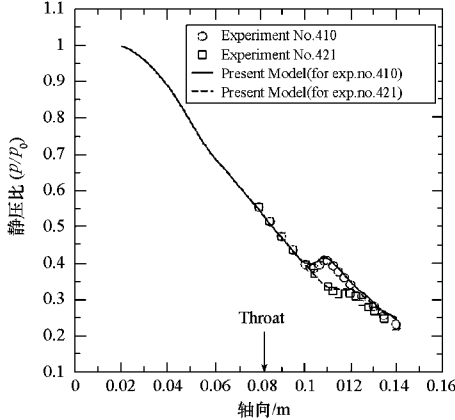
首先计算引射喷嘴流场, 此时由于只关心引射喷嘴, 可以适当加大网格的数量, 得到其较详细的流场基本结构。然后计算整个引射流场, 为了解决引射喷嘴出口与引射流场进口参数的传递问题, 把引射喷嘴与引射管道流场一起计算, 此时主要关注引射管道流场, 喷嘴网格数可以适当减少, 以提高计算效率。由于环型引射喷嘴的喉道尺度非常小而引射管道的尺寸相对较大, 整个流场尺度存在明显的刚性问题, 本文通过两次初始化流场可以解决其收敛缓慢的问题。

## 2 模型的校验与仿真结果分析

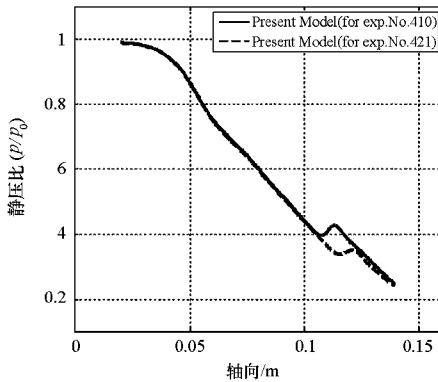
### 2.1 模型的校验

为验证模型的可靠性, 选择了 Moses 和 Stein

的实验数据<sup>[5]</sup>对湿蒸汽两相凝结流动的数值模型和数值方法进行考核,缩放喷管几何数据及压力分布实验数据分别取自文献[5]和文献[6]。本文在相同工况下对喷管内的水蒸气凝结流动进行模拟,图2给出了轴线处凝结模型压力分布情况的拟合曲线与实验值的比较结果。可以看出本文计算结果与文献实验结果非常相近,验证了本文所采用的数学模型及数值方法是可靠的。



(a) 文献[5]中的计算和实验结果



(b) 本文的计算结果

图2 喷管沿轴线上的压力分布  
Fig.2 Axial distribution of pressure

## 2.2 仿真结果分析

### 2.2.1 混合室的收敛比影响分析

在数值计算中,引射气流总温保持 550K 不变,引射气流的总压取 0.6MPa,出口背压取 0.1MPa。引射器的结构参数为:入口面积比  $\alpha = 0.4$ ,混合室收敛比分别取  $\phi = 0.45, 0.5, 0.55$ ;二次喉道长径比为 4,扩张段面积比  $\Psi = 2$ 。把二次流入口边界条件设为压力入口,气流总压为 0.022MPa。总温为 350K。

图3给出了不同收敛比下,二次喉道入口径向马赫数的分布。可以看出,随着收敛比的下降,径向的最大马赫数下降,同时分布也逐渐均匀化。收敛比的增加,混合室长度加长,气流在混合室内的增压幅度提高,出口马赫数自然降低,二次喉道内的激波增压损失减少。适当地提高收敛比,有

利于降低启动引射系统的启动压强,也有利于提高最佳增压比。

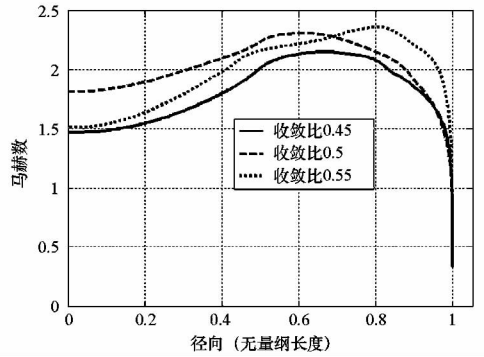


图3 不同收敛比,二次喉道入口径向马赫数的分布  
Fig.3 Radial distribution of Mach number at secondary throat under different convergence ratio  $\phi$

由图4不同混合室收敛比下流场中静压的分布可以看出,二次流的存在使得流场的最大冷凝量大约下降了 20%。不同的收敛比下,混合室前半部分的凝结水的分布情况基本相同;混合室后半部分在收敛比较小的情况下,凝结水再蒸发得较多,因此进入二次喉道的凝结水量就少,分布的范围也小。由气体动力学中的换热管流知识可得:超声速气流放热,气流的速度提高。气流的速度越高,激波的强度越大,总压恢复系数越小,所要求的启动总压越高。因此适当地减小收敛比,有利于减少进入二次喉道内的凝结水量,也就减少了由于冷凝水蒸发吸收的热量,提高了激波前后的总压恢复系数,一方面降低启动气流总压,另一方面提高引射器的最佳增压比。

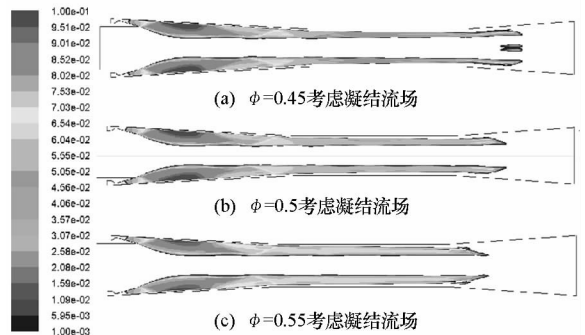


图4 不同收敛比,流场中凝结水质量分数的分布  
Fig.4 Mass fraction distribution in the flow field under different convergence ratio  $\phi$

表1 不同收敛比下的引射系数

Tab.1 Injection coefficient under different convergence ratio  $\phi$

收敛比 $\phi$	0.45	0.5	0.55
无量纲引射气流流量	0.9990	1.0	0.9992
无量纲二次流流量	0.9679	1.0	0.9813
引射系数	0.03680	0.0380	0.0373

表1给出了不同收敛比 $\phi$ 下的引射系数。可以看出,在计算的误差范围内,可以认为收敛比的变化对引射系数没有影响。由前面的分析可知,在引射器能启动工作后,收敛比的变化对混合室前半段的流场结构没有影响,因此被引射气流流量不会变化;引射总温、总压没有变化,引射气流流量也不会变化,从而引射系数当然不会变化。

### 2.2.2 面积比的影响分析

在数值计算中,引射气流总温保持550K不变,引射气流的总压取0.6MPa。引射器的结构参数为:入口面积比分别取 $\alpha = 0.35, 0.4, 0.5$ ;混合室收敛比取 $\phi = 0.5$ ;二次喉道长径比为4,扩张段面积比 $\Psi = 2$ 。把二次流入口边界条件设为压力入口,气流总压为0.022MPa,总温为350K。

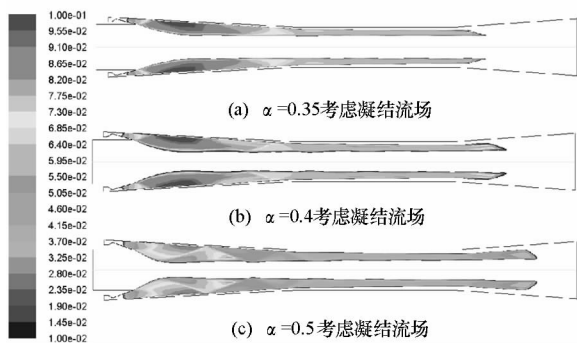


图5 不同面积比,流场中凝结水质量分数的分布

Fig.5 Mass fraction distribution in the flow field under different area ratio  $\alpha$

从图5不同面积比下流场中凝结水量的分布可以看出,随着面积比的增大,凝结水的分布范围变大;但是相应区域的凝结水量下降。面积比的提高,使得引射蒸汽在混合室内膨胀的最低静压提高,在被引射气流总压不变的情况下,被引射气流流量下降,引射系数也下降。

由表2可以看出:被引射气流(二次流)对引射气流的限制越来越小,当面积比达到0.5时,其流场结构就接近零二次流的情形。因此,保证引射器能启动的条件下,适当地减小面积比,能够提高引射系数,减少引射蒸汽的凝结范围,充分利用引射蒸汽的能量,提高其工作性能。

表2 不同面积比下的引射系数

Tab.2 Injection coefficient under different area ratio  $\alpha$

面积比	0.35	0.4	0.5
无量纲引射气流流量	0.8797	1.0	1.2444
无量纲二次流流量	1.5672	1.0	0.1523
引射系数	0.0676	0.0380	0.0046

### 2.2.3 二次喉道长径比的影响分析

在数值计算中,引射气流总温保持550K不

变,引射气流的总压取6atm(1atm = 101 325Pa)。引射器的结构参数为:入口面积比 $\alpha = 0.4$ ,混合室收敛比 $\phi = 0.5$ ;二次喉道长径比 $l/d$ 分别取3、4、5;扩张段面积比 $\Psi = 2$ 。把二次流入口边界条件设为压力入口,气流总压为0.022MPa,总温为350K。

图6给出了不同长径比时二次喉道入口径向静压的分布。可以看出随着长径比的提高,二次喉道出口静压沿径向逐渐均匀,这说明适当增加长径比能够得到更加均匀的流场,提高扩张段激波的总压恢复系数,进而提高引射器的混合效率。但是在增加长径比的同时,必须同时考虑引射器的外部工作环境对引射器尺寸的限制。

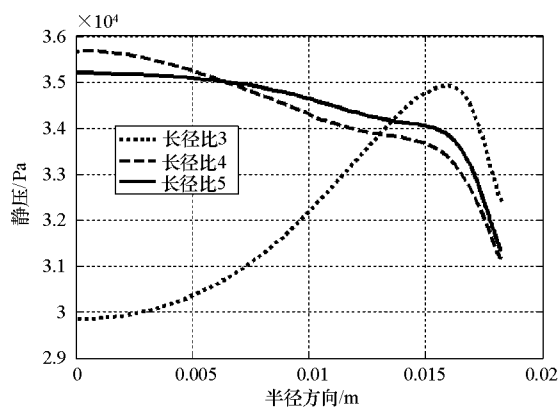


图6 不同长径比下二次喉道入口径向静压的分布

Fig.6 Static pressure distribution of Mach number at secondary throat under different  $l/d$

图7给出了不同长径比下流场中凝结水量的分布。可以看出,凝结水的分布基本相同,随着长径比的增大,凝结水蒸发的距离变长,因此在二次喉道出口的凝结水量下降,分布范围减小。可以减少甚至消除蒸汽在扩张段再次出现凝结,相当于提高了引射能力。

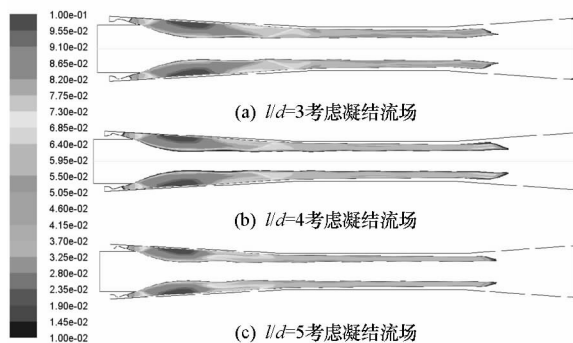


图7 不同长径比下流场中凝结水质量分数的分布

Fig.7 Mass fraction distribution in the flow field under different  $l/d$  of secondary throat

48th Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Florida, USA, January, 2010.

[7] Li Y W. Dynamics Modeling and Simulation of Flexible Airship [D]. Montreal: Doctoral dissertation of Department of Mechanical

Engineering, McGill University, 2008.

[8] Isidori A. Nonlinear Control Systems [M]. London: Bertelsmann Springer Publishing Group, 2005.

(上接第 4 页)

### 4 结论

广播星历参数拟合算法研究,不仅对用户导航定位精度的提高具有重要意义,而且对我国卫星导航定位系统广播星历参数设计具有一定参考价值。文中针对导航卫星星载计算机处理能力有限,引入基于遗忘因子的递推最小二乘估计算法实现快速拟合广播星历,提高了数据处理能力;针对导航卫星轨道偏心率近似为 0,提出基于无奇异变换的广播星历在轨实时拟合算法,采用无奇异轨道根数代替经典开普勒根数形成改进广播星历参数进行迭代求解方法,解决了参数拟合过程中法化矩阵奇异问题。通过对 GEO、IGSO 卫星仿真结果分析得知,该方法数据处理速度相对较快,满足星上自主生成星历技术要求,且广播星历拟合精度较好,满足用户实时导航定位精度要求。

### 参考文献:

[1] 帅平,曲广吉,陈忠贵. 导航星座自主导航技术研究[J].

(上接第 13 页)

### 3 结论

本文采用经典成核理论,将描述湿蒸汽两相凝结流动的气相和液相控制方程进行耦合求解,采用维里状态方程对模型做进一步的完善,并且采用经典实验结果对数值仿真算法进行了校验,对超声速环型蒸汽引射系统进行了初步的设计和数值仿真,主要结论如下:

(1)在不发生壅塞的条件下,适当地减小收敛比,可以使得扩张段的激波串向上游移动,也能减少甚至消除蒸汽的再次冷凝,提高扩张段的总压恢复系数,改善引射器性能。

(2)在保证引射器能启动的条件下,适当地减小面积比,会提高引射系数。增大二次喉道的长径比可以使得二次喉道出口气流静压分布更均

中国工程科学,2006,8(3):22-30.

[2] Weber T, Ray J, Kouba J. Review of IGS Analysis Products[C]//IGS Network, Data and Analysis Center Workshop, Ottawa, 2002.  
[3] Rajan J A, Orr M. On-orbit Validation of GPS II - R Autonomous Navigation [C]//Proceedings of the ION 59th Annual Meeting, Albuquerque, NM, June 23 - 25, 2003: 411 - 419.  
[4] 朱俊,文援兰,廖瑛. 一类适用于各种轨道类型的导航卫星广播星历研究[J]. 航天控制. 2005.  
[5] 刘光明,廖瑛,文援兰. 导航卫星广播星历参数拟合算法研究[J]. 国防科技大学学报, 2008, 30(3): 100 - 104.  
[6] 袁建平,罗建军,岳晓奎. 卫星导航原理与应用[M]. 北京:中国宇航出版社, 2003.  
[7] 刘谢进,杨格兰,霍玉洪. 递推加权最小二乘算法的研究[J]. 系统仿真学报, 2009,21(14):4248 - 4250.  
[8] Escobar P R. Methods of Orbit Determination[M]. New York: John Wiley & Sons, Inc., 1965.  
[9] 阳仁贵,欧吉坤,闻德保. GPS 广播星历误差及定位结果的影响[J]. 测绘信息与工程. 2006.  
[10] 刘林. 人造地球卫星轨道力学[M]. 北京:高等教育出版社, 1992.  
[11] 崔先强,焦文海,秦显平. GPS 广播星历参数拟合算法的探讨[J]. 测绘科学, 2006,31(1): 25 - 26.

匀,也可以提高扩张段的总压恢复系数。

### 参考文献:

[1] 刘泽军. 蒸汽引射系统凝结流动过程数值研究[D]. 长沙:国防科技大学,2009.  
[2] 黄生洪,徐胜利,李俊杰,等. 水蒸汽凝结对超声速风洞蒸汽引射系统的影响[J]. 推进技术,2005,26(5).  
[3] Daiguji H, Ishazaki K, Ikohagi T. A High-resolution Numerical Method for Transonic Non-equilibrium Condensation Flows Through a Steam Turbine Cascade [C]//Proceedings of the 6th International Symposium on Computational Fluid Dynamics, 1995:479 - 484.  
[4] Young J B. An Equation of State for Steam for Turbo Machinery and Other Flow Calculations[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1998, 110: 1 - 7.  
[5] Moses C A, Stein G D. On the Growth of Steam Droplets Formed in a Laval Nozzle Using Both Static Pressure and Light Scattering Measurements[J]. J. of Fluid Engineering, Sep 1978, 100:311 - 322.  
[6] Zori L, Kelecy F. Wet Steam Flow Modeling in a General CFD Flow Solver[C]//35th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit 6 - 9, Toronto Ontario Canada, 2005.