

固体火箭发动机喷管 CAD 系统设计

北京航空航天大学 徐 旭* 杨 立 张振鹏

【摘要】 叙述了一个基于微机的固体火箭发动机喷管 CAD 设计软件的功能及实现过程, 内容包括: 喷管的型面设计、流场计算、性能预估、结构设计、温度场计算和烧蚀计算等。该软件既可独立地运用于喷管的结构设计, 又可以与其它部件的设计软件一起协调工作, 共同完成固体火箭发动机的方案设计。该软件已开发成功并投入使用, 实践证明具有使用方便、功能完善等特点。

主题词: 推进剂火箭发动机 固体喷管 计算机辅助设计

分类号: V435.11

1 功 能

(1) 型面设计。本系统交互地接受用户对型面类型和几何参数的输入, 完成双圆弧型面、锥形型面或长尾管型面的设计。

(2) 流场计算。流场计算程序是求解喷管内的一维欧拉方程。由于该程序是以独立的执行文件(.EXE 文件)的形式挂在系统之下, 只要保证输入条件相同, 用户可用较复杂的计算程序将之替代以扩充系统。计算完成后系统将绘出各流动参数的分布曲线。

(3) 性能计算。性能计算是用来预估喷管内各种性能损失的大小, 如其结果达不到设计要求, 则须重新进行型面设计, 直到符合要求为止。比冲效率和推力效率是衡量性能的恰当参数。

(4) 强度计算。根据用户输入的壳体和隔热层材料性能和工作环境, 完成喷管壳体壁厚, 隔热层厚度计算以及喉衬可靠性计算。喉衬可靠性是判断喉衬在工作过程中是否足以抵抗燃气的冲刷而不被冲出体外。

(5) 结构设计。结构设计是喷管 CAD 的核心部分。不同的身部与连接件组合可得到多种喷管的结构组合。本系统交互地从用户那里获得喷管身部及连接件的选择和一些控制尺寸的数值, 自动完成整个喷管的结构设计, 并将结果以参数绘图的形式提供给用户。用户可不断地修改某些参数来影响结构的图形, 直到获得满意的设计图为止。

(6) 温度场计算。温度场计算程序是求解不同轴向位置的径向一维热传导方程, 求解截面可任意指定, 最多可计算三层材料(壳体、隔热层和喉衬)内的温度变化, 没有考虑与烧蚀的耦合。所有材料性能都是交互地输入系统, 计算结果以温度分布曲线的形式供用户观察。

(7) 烧蚀计算。烧蚀计算是针对一些常用材料的经验公式进行估算, 以判断烧蚀量是否超出了所允许的范围。

2 设计流程、数据传输

喷管的设计流程如图 1 所示。

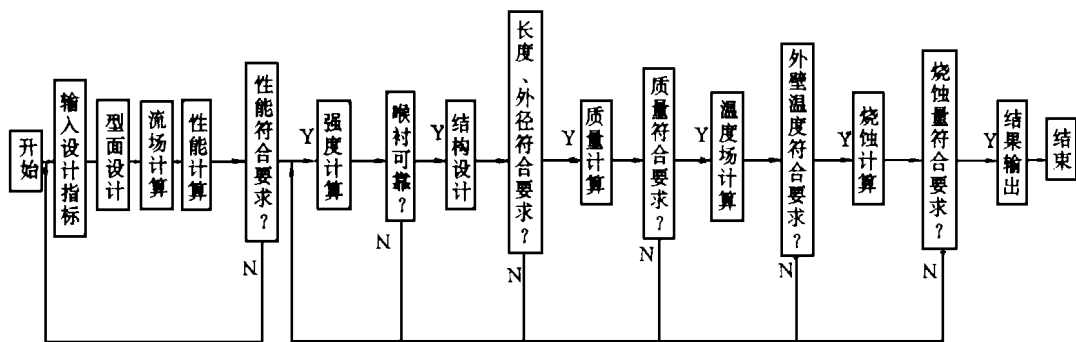


图 1 设计流程图

喷管设计系统所涉及的功能较多,数据传输频率高、路径多、数量大。这些数据大致可分为以下几种类型:

(1) 系统的设计依据。这部分数据包括:喷管的长度限制、外径限制、质量限制和外壁温度限制以及实际推力系数和比冲系数的下限,等等。

(2) 由其它系统传来的数据。这些数据有:喷管入口直径、喉径、燃烧室压强、燃气温度、燃气固体物质含量、气体常数,比热比,等等。

(3) 本系统运行时获得的数据。系统中的每一个功能模块在运行时都不同程度地需要从用户那里获得一定数量的数据,包括各种材料性能、设计系数、结构尺寸等,这些数据都以交互的方式输入系统。

(4) 功能模块间的数据传输。这一部分数据的传输是系统内部完成的,用户是不可见的。

3 设计功能的实现

软件的实现环境以适用性为原则。本系统是在 DOS 环境下开发的,控制部分以及小规模的计算用 C 语言完成,一些计算量大的程序用 FORTRAN 语言编写。系统还需要绘图软件 Auto CAD 的支持。

界面功能:(1)弹出式菜单,用于激活各个功能项;(2)数据输入屏,用于交互式输入设计参数;(3)数据输出屏,用于显示计算结果;(4)信息窗口,用于显示运行状态;(5)图形屏幕,用于显示结果图形和曲线;(6)帮助信息,用于随时说明当前运行状态以及下一步应当进行的操作。

CAD 设计的最终结果,是生成符合设计要求的工程图纸。为此,CAD 设计应以结构设计为核心,建立在一个图形环境下。本系统采用的办法是:一般的设计、计算是在 DOS 环境下的一个文本界面控制下完成的,绘图功能则利用 Auto CAD 软件来完成,其间的数据通信采用“Script”文件的形式。在设计过程中完成对结构上各个尺寸的计算,并将结果写入“*.SCR”文件。然后 Auto CAD 启动后调用该文件绘出图形。为了弥补在设计过程中看不到图形的缺陷,系统中也包含了一个简单的绘图子系统,用于将计算结果绘图于屏幕上,供用户观察。用户可通过改变设计参数的值影响图形的尺寸,其变化可在屏幕上立即反映出来。但如果用户想要对图形进行编辑、输出,则必须利用 Auto CAD 的强大功能来完成。

4 算 例

4.1 锥形喷管

输入的气动参数为: 燃烧室压强 $p_c = 8.82 \text{ MPa}$, 燃烧室温度 $T_c = 3343.9 \text{ K}$, 燃气比热比 $k = 1.159$, 气体常数 $R = 291.24 \text{ J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$ 。主要的结构参数有: 入口直径 $D_0 = 120.0 \text{ mm}$, 出口直径 $D_e = 104.0 \text{ mm}$, 喉径 $D_t = 58.9 \text{ mm}$, 收敛角 $\beta = 50^\circ$, 扩张角 $\alpha = 13^\circ$ 。

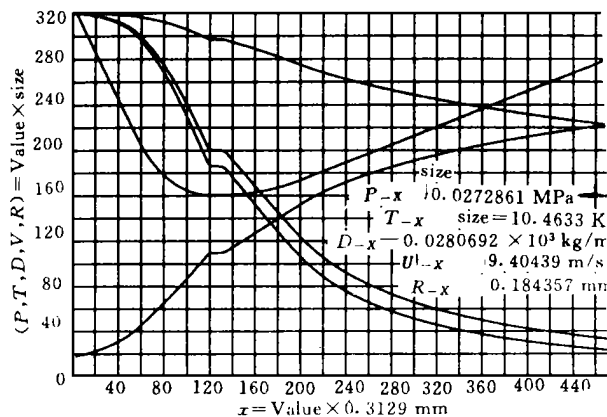


图 2 喷管内气流参数曲线

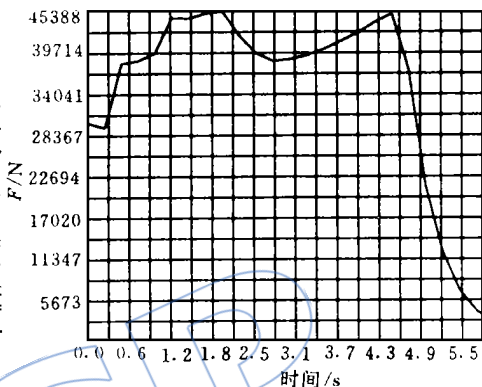


图 3 发动机实际推力曲线

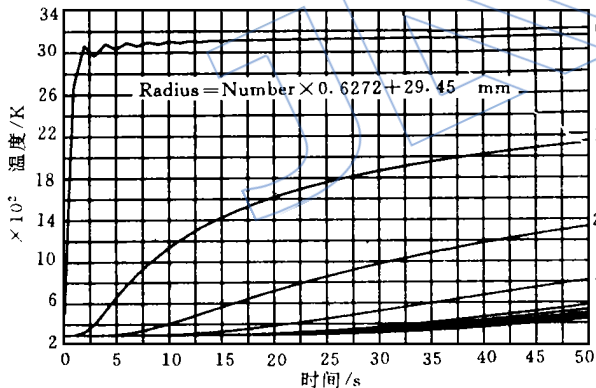


图 4 喷管喉部温度分布曲线

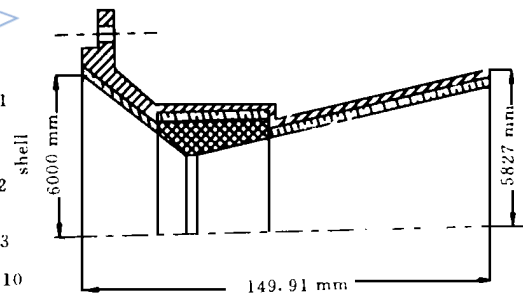


图 5 锥形喷管结构示意图

图 2 为喷管内气动参数曲线。图 3 为发动机实际推力曲线。图 4 为喷管某一截面上温度分布曲线。图 5 发动机喷管结构示意图。

4.2 长尾喷管

输入的气动参数与锥形喷管一样, 主要结构参数有: 入口直径 $D_0 = 160 \text{ mm}$, 出口直径 $D_e = 150 \text{ mm}$, 喉径 $D_t = 58.9 \text{ mm}$, 收敛角 $\beta = 45^\circ$, 扩张角 $\alpha = 19^\circ$; 尾管直径 $D_{ns} = 110.0 \text{ mm}$, 尾管长 $L_{ns} = 350.0 \text{ mm}$, 尾管收敛角 $\beta = 45^\circ$ 。

图 6 为喷管内气流参数曲线。图 7 为发动机喷管结构示意图。

结束语 本系统是作为“固体火箭发动机 CAD 系统”的一个子系统开发的,它既能与父系统中的其它模块一起协调工作,同时又能独立地完成喷管的设计任务。系统启动后,首先检测是否与其它类似系统协调工作。如果有其它系统存在,则从那里读入运行需要的一些数据;如果其它系统不存在,本系统将采用自己的缺省文件运行。用户可通过数据输入屏修改缺省文件的内容,修改过的数值将作为新的缺省文件保存下来。这样处理给系统运行带来极大的方便,有利于用户的使用。

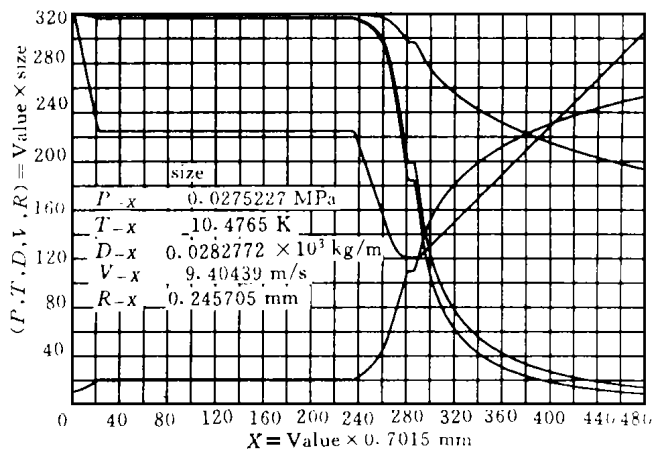


图 6 长尾管内气流参数分布曲线

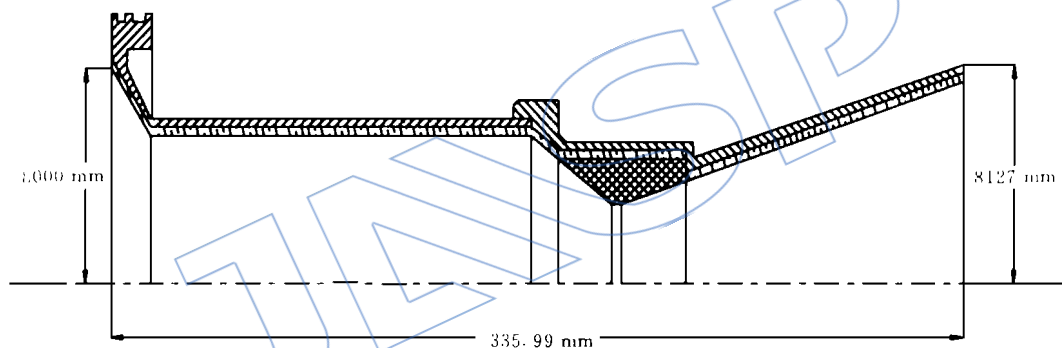


图 7 长尾管结构示意图

由此可以看出,喷管 CAD 系统功能完善,使用灵活、方便,利用它进行喷管的设计会取得良好效果。

参 考 文 献

- 1 李宜敏, 张中钦等. 固体火箭发动机原理. 国防工业出版社, 1985
- 2 杨立. 固体火箭发动机喷管计算机辅助设计系统: [学位论文]. 北京航空航天大学硕士论文, 1993
- 3 Jaques L, et al. Computer Aided Preliminary Design of Solid Rocket Motor. AIAA Paper 83- 1254
- 4 Uhrig B, Ducoureau B, Liesa P. Computer Aided Preliminary Design of Propellant Grains for Solid Rocket Motors. AIAA Paper 87- 1734
- 5 David L Gerhardt. Use of Microcomputers for Interactive Solid Rocket Motor Preliminary Design. AIAA Paper 84- 1353

(责任编辑 杨再荣)

A CAD SYSTEM OF SOLID ROCKET MOTOR NOZZLE

Xu Xu, Yang Li, Zhang Zhenpeng

(4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT

A Computer- Aided Design (CAD) system for solid rocket motor nozzle based on microcomputer is described. The developed software can accomplish a series of structure designs and performance calculations by way of man- machine interaction. At last, a number of data files, charts and engineering drawings will be outputted for further use. This software has been put into use and is proved to be with high efficiency and convenience.

Key Words Solid propellant rocket engines Jet nozzles Computer aided design

A RESEARCH ON CORRELATION OF ENGINE PERFORMANCE PARAMETERS TO INPUTS

Yu Yanglin, Sun Jianguo, Lan Chunxian

(2nd Dept. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016)

ABSTRACT

A correlation analysis algorithm has been researched to find out correlation among model updates, engine inputs and its component performance. This work is required for development of an on- board real- time engine model which is based on component tracking filters, and also is significant for modern control algorithm and analytical redundancy technique to be applied to engine control. The results of numerical simulation show that the correlation analysis not only can reduce calculation work, but also enable the model developed track and match engine very well, even under the condition that the number of sensors is limited.

Key Words Correlation analysis Turbojet engines Tracking filters

AN OPTIMIZATION DESIGN APPROACH OF STATOR CONTOUR CURVES FOR DOUBLE- ACTING VANE PUMP

Ye Zhifeng and Sun Jianguo

(2nd Dept. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016)

ABSTRACT

Optimal control theory is applied to design of contour curves of stator transition zone for a double- acting vane pump. In order to improve characteristics of the pump, a performance index function is proposed in consideration of service life, vibration and noise. An optimal contour curve is obtained from calculation by using Pontryagin's Minimum Principle. The calculated results show that the novel contour curve can effectively decrease the shock and noise in comparison with that designed by polynomial method. It makes a vane pump run at enhanced speed and pressure. Significant improvements are also made in other aspects. Some parameters in the performance index can be adjusted to satisfy special requirements of double- acting vane pump of high performance.

Key Words Vane pumps Designing Optimal control