DOI：10.13700/j.bh.1001-5965.2006.01.010
2006年 1月 北京航空航天大学学报 January 2006
第32卷 第1期 Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics Vol.32 No.1

液体火箭发动机系统设计仿真与优化

郑韫韬 童晓艳 蔡国飙 尘 军

（北京航空航天大学 宇航学院，北京 100083） （北京航空动力研究所，北京 100076）

摘 要：建立了某液体火箭发动机系统设计的仿真模型与相应的多目标优化模型，编制了系统仿真程序，并在iSIGHT的软件平台上针对不同的优化目标对发动机的设计参数进行优化.采用了组合优化策略，结合多岛遗传算法和序列二次规划算法分别进行全局寻优和局部寻优，求得全局最优点.建立了单燃气发生器循环系统的质量模型，在优化过程中考虑了发动机主要部件结构质量对系统性能的影响。以燃烧室压强、混合比和喷管出口反压为设计变量，优化目标包括发动机比冲、有效载荷、结构质量、密度比冲、关机时飞行速度、推进剂综合密度.并根据结果分析了燃烧室压强和混合比对发动机性能的影响.

关 键 词：优化；系统分析；设计；火箭发动机；液体推进剂

中图分类号：V 430

文献标识码：A **文 章 编 号**：1001-5965(2006)01-0040-06

Simulation and optimization of liquid propellants rocket engine for system design

Zheng Yuntao Tong Xiaoyan Cai Guobiao

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Chen Jun

(China Aerospace Science and Technology Corporation Eleventh Inst., Beijing 100076, China)

Abstract: The system simulation model and the relevant multi-objective optimization model were established for a type of liquid propellants rocket engine. A system simulation procedure was programmed. Design parameters of system were optimized owing to different optimization objectives on iSIGHT software platform. A type of hybrid algorithm, which combined the multi-island genetic algorithm and the sequential quadratic programming algorithm, was used to find global optimum in given design space during the optimization procedure. Weight model of single gas generator cycle system was established. Main components weights were concerned in optimization because of their influence on system performance. The optimization design variables were the combustor pressure, mixture ratio, and the outlet pressure of pipe. The optimization objectives were engine specific impulse, payload, engine weight, engine density specific impulse, flight speed at shutting down and engine compositive density. The effects of combustion chamber pressure and mixture ratio on engine performance were analyzed based on simulation.

Key words: optimization; systems analysis; design; rocket engines; liquid propellants

发动机系统设计能够协调发动机与运载火箭的相互关系，使发动机最大限度地满足运载火箭的需要.发动机的系统仿真能从总体上反映发动机各组件参数之间的相互关系，是系统设计的基础.随着空间技术和空间应用的发展，由于试验研究耗资巨大、投入人力多、周期长，国际上越来越重视液体火箭发动机的数值仿真研究，例如美国的Rocet、日本依据LE-5与LE-7所建立的平台，都

收稿日期：2004-10-27

基金项目：民用航天预研项目

作者简介：郑韫韬(1979—)，女，湖北襄樊人，博士生，ehuamei@sina.com.

(C)1994-2022 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

是液体火箭发动机设计分析的软件平台.乔治亚理工大学空间系统设计实验室的 David W.Way 等编写了 SCORES 仿真软件对火箭发动机进行系统仿真[1].在系统仿真中涉及的学科众多,为了提高设计水平,在其基础上进行多学科优化设计就十分必要.目前国际上较成熟的优化商业软件包括 iSIGHT,ModelCenter,HyperStudy,鲁棒设计软件等等,并在工程实践中得到广泛应用[2,3].对火箭发动机系统进行仿真计算和优化设计,是提高工程设计水平的重要基础和前提.本文针对某型号液体火箭发动机的设计过程,对各基本部件建立计算模块;编写系统仿真程序;根据结果分析主要设计参数对发动机总体性能的影响.应用 iSIGHT 对系统参数进行优化;采用了组合优化策略,利用遗传算法[4]和序列二次规划法,针对不同的优化目标寻求全局最优点.

1　液体火箭发动机系统设计仿真

发动机各组件的设计已经成为高度专业化的技术,但是由于发动机的各组件之间以及发动机和运载火箭之间存在着相互作用和相互依赖的关系,如果不从总体上进行协调,即使最佳的组件也不能组成最佳的发动机.通过系统设计,使发动机各组件最大限度地相互适应,从而满足运载火箭的要求.通过参数平衡模型,建立发动机各组件参数的关系,进而编制系统仿真程序.

1.1　参数平衡模型

1) 流量平衡

$$\dot{m}_{op} = \dot{m}_{oc} + \dot{m}_{og} \tag{1}$$

$$\dot{m}_{fp} = \dot{m}_{fc} + \dot{m}_{fg} + \dot{m}_{cool} + \dot{m}_{p} \tag{2}$$

其中,$\dot{m}_{op}$,$\dot{m}_{fp}$ 分别为氧化剂泵和燃料泵流量;$\dot{m}_{oc}$,$\dot{m}_{fc}$ 分别为燃烧室氧化剂和燃料的流量;$\dot{m}_{og}$,$\dot{m}_{fg}$ 分别为燃气发生器氧化剂和燃料的流量;$\dot{m}_{cool}$,$\dot{m}_{p}$ 分别为冷却排放流量和用于贮箱增压的燃料流量;

2) 压强平衡

$$P_o = P_c + P_{oc} = P_g + P_{og} \tag{3}$$

$$P_f = P_c + P_{fc} = P_g + P_{fg} \tag{4}$$

其中,P_o,P_f 分别为氧化剂泵和燃料泵的泵后压强;P_c,P_g 分别为燃烧室和燃气发生器的压强;P_{oc},P_{fc} 分别为氧化剂泵(燃料泵)出口压强至燃烧室喷注器出口各组件压降之和;P_{og},P_{fg} 分别为氧化剂泵(燃料泵)出口压强至燃气发生器喷注器出口各组件压降之和.

3) 功率平衡

$$N_{ot} = N_{op} \tag{5}$$

$$N_{ft} = N_{fp} \tag{6}$$

其中,N_{ot},N_{ft} 分别为驱动氧化剂泵涡轮和驱动燃料泵涡轮的输出功率;N_{op},N_{fp} 分别为氧化剂泵和燃料泵的轴功率.

1.2　仿真过程

在平衡模型的基础上分别对发动机各主要部件建立计算模型,仿真过程如图 1 所示.图中 X 表示要求达到的真空推力值,e 表示允许的最大误差值.

输入数据文件包括燃烧室压强、燃烧室混合比、喷管出口反压、燃气发生器混合比、燃料/氧化剂泵前压强、燃料/氧化剂泵转速、驱动燃料泵/氧化剂泵的涡轮效率、驱动燃料泵/氧化剂泵的涡轮压比、燃气发生器初始燃气流量、燃料/氧化剂密度.

子程序一:计算燃气的热力参数;

子程序二:计算出口速度、喷管面积比、真空/设计高度/海平面的推力系数;

子程序三:计算燃烧室燃料和氧化剂流量、燃料/氧化剂泵后压强;

子程序四:计算燃气发生器压强;进一步求出燃气发生器中燃气的热力参数.

子程序五:求泵扬程、泵流量、泵效率、泵轴功率;

子程序六:计算涡轮流量、燃气发生器流量、涡轮尾喷管设计高度推力、地面推力、真空推力.

1.3　发动机的质量模型

液体火箭发动机的结构质量,对于航天运载系统的运载能力有显著的影响.影响发动机质量的因素很多,因此液体火箭发动机的质量很难准确预计.本文通过收集几个同类型发动机的相关数据,参照文献[5]确定影响发动机各主要部件质量的系统参数,对发动机各主要部件建立质量计算模型,并根据已知数据进行数值拟合,从而确定各部件的如下质量计算公式:

$$M_c = a \cdot F^b \cdot \varepsilon^c \cdot P_c^d \tag{7}$$

其中,M_c 为推力室质量;F 为推力室真空推力;ε 为喷管面积比;a,b,c,d 分别为拟合系数.

$$M_g = a \cdot \dot{m}_g^b \cdot P_g^c \tag{8}$$

其中,M_g 为燃气发生器质量;$\dot{m}_g$ 为燃气发生器的燃气流量;P_g 为燃气发生器压强;a,b,c 分别为拟合系数.

(C)1994-2022 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

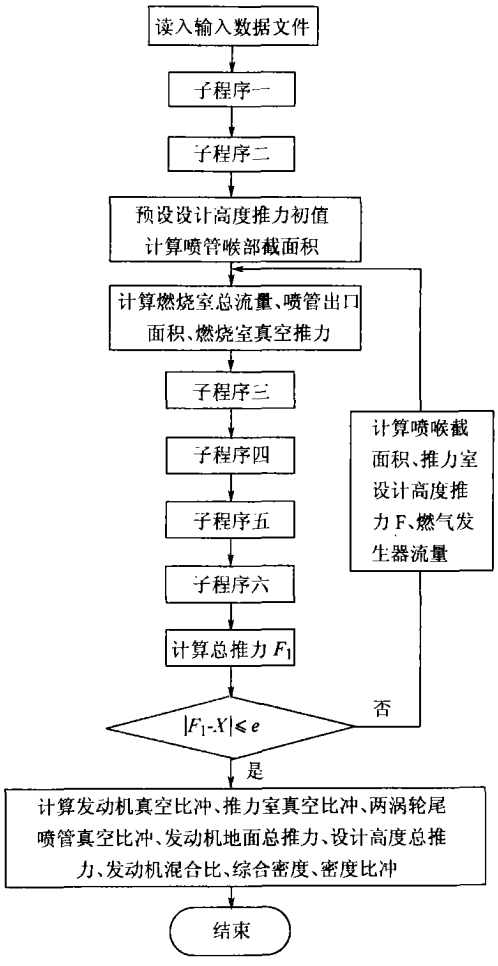


图1 发动机系统仿真程序流程图

$$M_v = a \cdot \dot{m}_v^b \cdot P_v^b \tag{9}$$

其中，M_v 为阀门质量；$\dot{m}_v$ 为通过阀门的推进剂或燃气流量；P_v 为阀门入口压强；a，b，c 分别为拟合系数.

$$M_p = a \cdot \dot{m}_p^b \cdot f_p^c \cdot H_p^d \tag{10}$$

其中，M_P 为泵的质量；$\dot{m}_p$ 为泵流量；f_p 为泵的转速；H_p 为泵的扬程；a，b，c，d 分别为拟合系数.

$$M_l = a \cdot F^b \cdot P_g^c \tag{11}$$

其中，M_l 为其它部件的质量；a，b，c 分别为拟合系数.

2 系统参数优化

发动机及其组件的参数可以分为因变量和自变量. 前者包括发动机比冲、涡轮功率等，后者包括燃烧室压强、混合比、喷管面积比等. 在发动机的设计阶段，将燃烧室压强 P_c、燃烧室混合比 r、喷管出口压强 P_2 作为设计变量，对于不同的优化目标，设置优化策略，利用 iSIGHT 软件对设计变量进行优化，寻求使发动机性能最优的参数.

2.1 选取优化目标

在发动机系统设计时，将要求达到的技术指标作为设计目标. 在进行参数优化时，将这些设计目标综合起来构成目标函数，即优化目标. 本文采用评价函数法通过对设计目标线性加权获得优化目标.

$$U = \sum_{i=1}^{n} \omega_i \left(\frac{A_i}{A_{0i}} \right) \tag{12}$$

其中，U 为目标函数，是无量纲数；i 为设计目标的个数；ω_i 为权系数；A_i 为设计目标数值(仿真计算)；A_{0i} 为设计目标初值. 如下设计目标可供选择：发动机比冲最大；发动机质量最小；有效载荷最大；发动机密度比冲最大；发动机综合密度最大；关机时的飞行速度最大[6].

2.2 基于 iSIGHT 的优化策略

基于仿真程序和 iSIGHT 的对发动机系统的优化流程如图2所示.

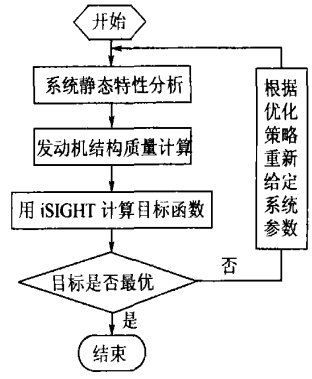


图2 基于仿真程序和 iSIGHT 的发动机系统的优化流程

对系统参数的优化在 iSIGHT 下完成，采用如下优化策略：

首先利用遗传算法(genetic algorithm)的全局搜索性对优化问题进行全局寻优；在全局寻优到的最优解的可能存在域，利用序列二次规划(sequential quadratic programming)方法进行局部寻优，确定最优解；通过组合优化的方案，确保在设计变量的可行域中找到全局最优点.

3 仿真结果与优化分析

根据系统仿真程序，改变设计变量(燃烧室压强 P_c、燃烧室混合比 r)的数值，计算各设计目标值. 作出其对于设计变量的变化图形，并分析其相互关系.

在系统仿真的基础上，由不同的设计目标组

(C)1994-2022 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

成不同的优化方案,改变设计参数的数量,通过组合优化策略,求出最佳设计参数.

3.1　仿真结果分析

1) 燃烧室压强对设计目标的影响

图 3 显示了比冲 I_s、有效载荷 M_{ef}、飞行速度 v、发动机结构质量 M_e 随燃烧室压强的变化情况.此时燃烧室混合比为定值 6.35.

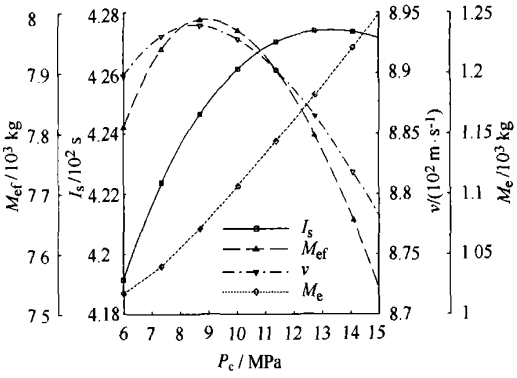


图 3　比冲、有效载荷、飞行速度、发动机质量随燃烧室压强的变化

发动机推力的产生包括推力室喷管排气和涡轮尾喷管排气两部分.当燃烧室压强增大,燃烧室中的推进剂流量减小与燃气发生器中的推进剂流量增大,但是推进剂的总流量有一个先减小后增大的过程.因此发动机比冲存在单峰值.

当燃烧室压强增加到 13.4 MPa 时,发动机比冲达到最大值.设计要求发动机比冲至少为426 s,则在其它参数不变的条件下,燃烧室压强必须大于9.9 MPa.因此燃烧室压强的可选择范围是 9.9～13.4 MPa之间.

当燃烧室压强增大,推力室结构质量减小,涡轮泵、燃气发生器、阀门的结构质量增加、贮箱结构质量增加,因此发动机的结构质量增加.

有效载荷和飞行速度都随燃烧室压强的增加而先增大后减小.有效载荷在燃烧室压强为 9 MPa 时达到最大峰值;飞行速度在燃烧室压强为 8.2 MPa时达到最大峰值.

在计算有效载荷时,假定除发动机、贮箱以外的运载火箭的质量不变.当燃烧室压强增大时,由于发动机的结构质量不断增加,发动机比冲先增大后减小,有效载荷值先增大后减小,与比冲的变化规律相同.但是由于发动机结构质量的影响,有效载荷的峰值所对应的燃烧室压强小于比冲峰值所对应的燃烧室压强.

当燃烧室压强增大时,发动机比冲先增大后减小,发动机启动和关机时的质量比逐渐减小.发动机关机时的飞行速度先增大后减小,与比冲的变化规律相同.但由于质量比的影响,飞行速度的峰值所对应的燃烧室压强小于比冲峰值所对应的燃烧室压强.

图 4 显示了发动机混合比 r_e、综合密度 r_{ep}、密度比冲 I_{sc}随燃烧室压强的变化情况.此时燃烧室混合比为定值 6.35.

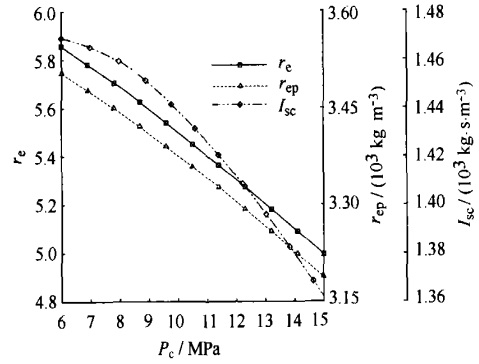


图 4　发动机混合比、综合密度、密度比冲随燃烧室压强的变化

发动机混合比、综合密度、密度比冲都随燃烧室压强的增加而单调递减.发动机混合比不是设计目标,但它是发动机性能的一个重要指标.燃气发生器循环系统的发动机混合比通常最大只能达到 5.5[5],因此发动机室压必须在大于 9.8 MPa 的范围内选取.

当燃烧室压强增大时,燃烧室中的燃料与氧化剂的流量同时减小,燃气发生器中的燃料与氧化剂的流量同时增加.但是总的氧化剂流量与总燃料流量的比值是减小的,从而发动机的混合比逐渐减小.

发动机的综合密度与发动机混合比、所选推进剂的密度有关.在给定推进剂的前提下,发动机综合密度与发动机混合比的变化规律相同.

发动机的密度比冲与发动机比冲、发动机的综合密度有关.结合比冲与综合密度的影响,发动机的密度比冲随燃烧室压强的增大而逐渐减小.

2) 燃烧室混合比对设计目标的影响

图 5 显示了比冲 I_s、有效载荷 M_{ef}、飞行速度 v、发动机结构质量 M_e 随燃烧室混合比的变化情况.此时燃烧室压强为定值 10 MPa.

发动机比冲在燃烧室混合比为 4.5 时最大,当混合比大于 4.5 时,发动机比冲逐渐减小.在其它条件不变时,增大燃烧室混合比,所需推进剂的总流量先减小后增大,从而发动机的比冲在混合

(C)1994-2022 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

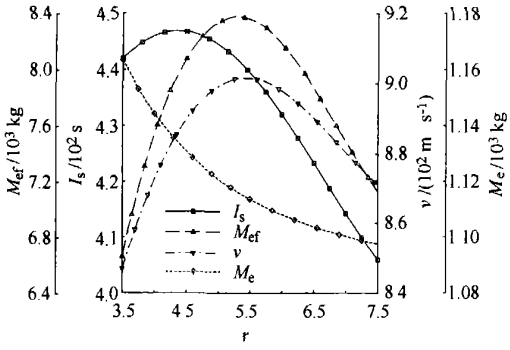


图5 比冲、有效载荷、飞行速度、发动机质量随燃烧室混合比的变化

比的可选范围内存在单峰值.这一点与其随燃烧室压强的变化规律相同.

增大燃烧室混合比,涡轮泵、燃气发生器、阀门的结构质量减小,所以发动机的结构质量逐渐减小.

有效载荷随燃烧室混合比的变化规律与它随燃烧室压强的变化规律相同,因为二者的比冲变化规律相同.但是由于发动机的结构质量随燃烧室压强的增大而逐渐减小,因此有效载荷的峰值所对应的燃烧室混合比大于比冲峰值所对应的燃烧室混合比.

当燃烧室混合比增大时,发动机比冲先增大后减小、发动机启动和关机时的质量比逐渐减小.综合比冲与质量比的变化,发动机关机时的飞行速度先增大后减小,与比冲的变化规律相同.这一点与其随燃烧室压强的变化规律相同.

图6显示了发动机混合比 r_e、综合密度 r_{ep}、密度比冲 I_{sc} 随燃烧室混合比的变化情况.此时燃烧室压强为定值 10 MPa.

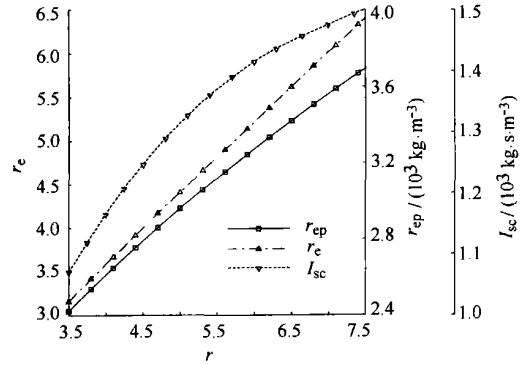


图6 发动机混合比、综合密度、密度比冲随燃烧室混合比的变化

发动机混合比、综合密度与密度比冲都随燃烧室混合比的增大而单调递增.开式系统的发动机混合比通常最大只能达到5.5[5],因此燃烧室的混合比应在小于6.35的范围内选取.

增大燃烧室混合比,总的氧化剂流量与总燃料流量的比值增加,发动机的混合比随之增加.

发动机的综合密度与发动机混合比和推进剂密度有关,在给定推进剂的前提下,发动机综合密度与发动机混合比的变化规律相同.

由以上结果可得,发动机比冲、有效载荷、关机时的飞行速度随燃烧室压强和混合比的变化规律相同;发动机结构质量、发动机混合比、综合密度、密度比冲随燃烧室压强和混合比的变化规律相反.

3.2 优化方案及结果

随着任务要求的不同,发动机系统设计的性能目标会有所不同.本文分别对2个、3个设计变量,选取不同的优化目标,组成了多种优化方案,进行系统参数优化.采用评价函数法将多目标优化问题转化为单目标优化问题,所取的分目标权系数相等[7,8].

以燃烧室压强 P_c(6 MPa$\leqslant P_c \leqslant$15 MPa)和燃烧室混合比 r(5.5$\leqslant r \leqslant$7.5)为设计变量,选取不同的优化目标,约束条件为发动机混合比约束,设计高度推力值约束.还将发动机比冲的的最低要求值作为约束.结果如表1所示.

表1 双变量双目标优化结果

优化目标	P_c/MPa	r
比冲最大,发动机结构质量最小	9.9	5.7
比冲最大,发动机关机飞行速度最大	9.9	5.7
比冲最大,发动机有效载荷最大	9.9	5.7
比冲最大,发动机综合密度最大	9.66	6.31
比冲最大,发动机密度比冲最大	9.66	6.31

以燃烧室压强 P_c(6 MPa$\leqslant P_c \leqslant$15 MPa)和燃烧室混合比 r(5.5$\leqslant r \leqslant$7.5)以及喷管出口反压 P_2(0.0178 MPa$\leqslant P_2 \leqslant$0.0182 MPa)为设计变量,选取不同的优化目标,约束条件为发动机混合比约束,设计高度推力值约束.还将发动机比冲的的最低要求值作为约束.结果如表2所示.

表2 多变量双目标优化结果

优化目标	P_c/MPa	r	P_2/MPa
比冲最大,发动机结构质量最小	9.87	5.72	0.0181
比冲最大,发动机关机飞行速度最大	9.67	5.69	0.0178
比冲最大,发动机有效载荷最大	9.67	5.69	0.0178
比冲最大,发动机综合密度最大	9.44	6.28	0.0178
比冲最大,发动机密度比冲最大	9.44	6.28	0.0178

比较2个表中的发动机参数优化结果,燃烧室压强与燃烧室混合比在选取不同的目标函数

(C)1994-2022 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

时,数值波动较大.在设计过程中应着重考虑这两个参数对发动机性能的影响.

4 结 束 语

本文基于液体火箭发动机的设计过程建立了发动机系统设计的仿真程序.通过数值拟合的方法确定发动机主要部件的质量模型.针对不同的优化目标利用 iSIGHT 软件对发动机设计参数进行优化,并分析了燃烧室压强和混合比对发动机性能参数的影响.在优化过程中对多目标优化问题是通过线性加权来获得目标函数的,这种方法简单易用,但是不同目标的权值的分配还有待于进一步探讨.本文中所建立的质量模型适用于相同结构类型的发动机.

参考文献 (References)

[1] Way W, Olds R. Scores: developing an object-oriented rocket propulsion analysis tool[R]. AIAA 98-3227, 1998

[2] Sobieski J S, Haftka R T. Multidisciplinary aerospace design optimization: survey of recent development[R]. AIAA 96-0711, 1996

[3] Hulme K F, Bloebaum C. A comparison of solution strategies for simulation-based multidisciplinary design optimization[R]. AIAA 98-4977, 1998

[4] 邢文训, 谢金星. 现代优化计算方法[M]. 北京:清华大学出版社, 1999. 140～191
Xing Wenxun, Xie Jinxing. Modern optimization algorithm[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 1999. 140～191(in Chinese)

[5] 朱森元. 氢氧火箭发动机及其低温技术[M]. 北京:国防工业出版社, 1995. 15～17
Zhu Senyuan. H_2/O_2 rocket engine and cryogenic technique[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 1995. 15～17(in Chinese)

[6] 朱宁昌, 董锡鉴, 王新龄, 等. 液体火箭发动机设计[M]. 北京:宇航出版社, 1994. 59～81
Zhu Ningchang, Dong Xijian, Wang Xinling, *et al*. Liquid rocket engine design[M]. Beijing: Aeronautic Press, 1994. 59～81(in Chinese)

[7] Anderson J. Multi-objective optimization in engineering design[R]. Linkoping University Technical Report 675, 2001

[8] Alexandrov M, Lewis M. Dynamically reconfigurable approach to multidisciplinary problems[R]. AIAA 2003-3431, 2003

(上接第 35 页)

5 结 束 语

本文用 LU-SGS 隐式积分方法求解预处理 NS 方程组,无粘通量采用 AUSM+(P)和中心差分格式求解,粘性项用中心差分格式在右端项中显式离散.通过典型算例的计算表明:与未作预处理的方法相比,预处理加速了收敛速度,提高了计算低速流特别是不可压流的能力,可同时模拟亚、跨、超声速及不可压流动.用该方法模拟了超声速混压式进气道流动,计算结果正确地反应了流场的复杂波系结构,得到了进气道性能;进气道性能随工作条件的变化规律,与理论分析一致,说明本文采用预处理方法对混压式超声速进气道的流场数值模拟是可靠的.

参考文献 (References)

[1] Gokhale S S, Kumar V R. Numerical computations of supersonic inlet flow [J]. Int J Numer Meth Fluids, 2001, 36: 597～617

[2] Jong Y O, Fuhua Ma, Shih-Yang H, *et al*. Interactions between shock and acoustic waves in a supersonic inlet diffuser [J]. Journal of Propulsion and Power, 2005, 21(3): 486～495

[3] Weiss J M, Smith W A. Preconditioning applied to variable and constant density flows [J]. AIAA Journal, 1995, 33(11): 2050～2057

[4] Chen K H, Shuen J S. Three-dimensional coupled implicit methods for spray combustion flows at all speeds [R]. AIAA 94-3047, 1994

[5] Edwards J R, Liou M S. Low-diffusion flux-splitting methods for flows at all speeds [J]. AIAA Journal, 1998, 36(9): 1610～1617

[6] Reed C L. Low speed preconditioning applied to compressible Navier-Stokes equations [D]. Texas: The Univ of Texas at Arlingtou, 1995

[7] 赵兴艳, 苏莫明, 苗永淼. 亚、跨、超音速及不可压流动的数值分析方法的研究[J]. 计算力学学报, 2001, 18(4): 397～401
Zhao Xingyan, Su Moming, Miao Yongmiao. Numerical simulation of compressible and incompressible flows [J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2001, 18(4): 379～401 (in Chinese)

[8] Ghia U, Ghia K N, Shin C T. High-resolutions for incompressible flow using the Navier-Stokes equations and a multigrid method [J]. Journal of Computational Physics, 1982, 48(3): 387～411

(C)1994-2022 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net