

超燃冲压发动机一体化设计与优化方法研究*

徐大军, 孙 冰, 徐 旭, 王元光, 陈 兵

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 建立了超燃冲压发动机一体化设计的优化模型, 研究了超燃冲压发动机在总体性能要求与约束条件下, 进气道、燃烧室(含隔离段)、尾喷管之间的性能匹配和参数优化。针对将计算流体力学(CFD)方法应用到优化设计过程中所带来的运算量巨大的问题, 引入了基于PVM(并行虚拟机)的遗传算法, 为包含有复杂流场计算过程的优化设计问题提出了一条易于实现并经济、可靠的解决途径。

关键词: 超音速燃烧; 冲压喷气发动机; 一体化设计; 最优设计; 数值仿真

中图分类号: V235.21 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2002) 05-0360-03

Integrated design and optimization method for scramjet

XU Da-jun, SUN Bing, XU Xu, WANG Yuan-guang, CHEN Bing

(School of Astronautics, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: An optimization model was established for integrated scramjet design. Under the condition of integrated design requirement, performance mach and parameters optimization of the inlet/ combustor/ nozzle were researched. Genetic Algorithms (GA) based on parallel virtual machine (PVM) was introduced to reduce the large calculation when using CFD methods in the optimization design. An operational, economical and reliable method was developed to resolve the optimization design including complex flowfield calculation.

Key words: Supersonic combustion; Ramjet engine; Integrated design; Optimization design; Numerical simulation

1 引 言

实现超燃冲压, 要求进气道为燃烧室提供足够的压升与温升, 同时燃烧室隔离段与扩张段的长度分配以及扩张角的大小, 又将影响尾喷管的几何参数与工作性能。从超燃冲压发动机一体化设计的角度来看, 进气道、燃烧室(含隔离段)和尾喷管的几何参数与性能参数之间存在一定的相互耦合、相互影响的关系, 并最终在总体上决定超燃冲压发动机的工作性能。

考虑在超燃冲压发动机总体性能要求与飞行器总体尺寸参数约束的条件下, 对进气道、燃烧室与尾喷管进行一体化综合设计。对燃烧室与尾喷管之间的相互影响作参数分析, 可得到若干设计经验; 进气道、燃烧室与尾喷管可以分别采用较为精确的计算流体力学(CFD)的方法进行优化设计, 以得到较好的设计性

能^[1]。但将复杂流场的计算引入一体化的优化设计过程后可能会造成基于梯度的优化方法不收敛或计算缓慢。为此, 本文在优化方法上引入了基于PVM(并行虚拟机)的遗传算法, 显著提高了计算效率。

2 设计模型

超燃冲压发动机通常利用飞行器机身的前体作为进气道的一部分来预压缩来流空气, 利用机身的后体作为尾喷管的扩张面, 从而极大地减小了发动机的迎风面积、外阻力和重量^[2]。与机身的一体化设计, 使得超燃冲压发动机的设计参数很大程度上受到飞行器总体几何设计参数的影响。研究中选择进气道、燃烧室(含隔离段)和尾喷管的长度(L_1, L_2, L_3), 进气道、隔离段的压升比(Pr_1, Pr_2), 以及燃烧室的扩张角(α)作为优化设计变量。给定进气道的总高度

* 收稿日期: 2002-05-30; 修订日期: 2002-06-26。基金项目: 国家“八六三”基金资助项目(863-2-1-4-10)。

作者简介: 徐大军(1977—), 男, 博士生, 研究领域为发动机总体设计。

(h_0)和尾喷管的出口截面高度(h_4)的约束尺寸(H_0 , H_4),以及超燃冲压发动机的总长约束条件($L = L_1 + L_2 + L_3$)。假定的设计条件是,飞行高度 $H = 30\text{km}$, 飞行马赫数 $Ma = 6.0$, 进气道、隔离段的总压升比 $Pr = 35.28$, 空气捕获流量 $q = 20\text{kg/s}$ (单位宽度), 燃料/空气当量比 $\phi = 0.35$, 超燃冲压发动机总长 $L = 6.5\text{m}$, 前体对进气道总高度的约束是 $H_0 = 1.1\text{m}$, 后体对尾喷管出口截面高度的约束是 $H_4 = 2.0\text{m}$ 。

一体化优化设计中,对进气道采用三楔角外压式模型,以总压恢复最大为目标,采用序列二次规划法进行优化设计^[1];对燃烧室采用 IKAWA 设计方法,按照等截面加上等马赫数的原则进行设计;对尾喷管在型面初估的基础上,按照喷管长度与出口截面高度的约束进行设计,采用 N-S 方程求解喷管性能参数。

3 优化模型与优化方法

选择超燃冲压发动机的推力系数(C_F)作为优化设计目标,优化的基本数学模型可表示为

$$\min -f(L_1, L_2, L_3, Pr_1, Pr_2, \alpha) \quad (1)$$

$$\text{s.t. } L - (L_1 + L_2 + L_3) = 0 \quad (2)$$

$$Pr - Pr_1 \cdot Pr_2 = 0 \quad (3)$$

$$h_0 - H_0 \leq 0 \quad (4)$$

$$h_4 - H_4 \leq 0 \quad (5)$$

$$L_{1\min} \leq L_1 \leq L_{1\max}, L_{2\min} \leq L_2 \leq L_{2\max},$$

$$\alpha_{\min} \leq \alpha \leq \alpha_{\max}, Pr_{1\min} \leq Pr_1 \leq Pr_{1\max}$$

由于设计模型中包含有复杂的计算流体力学的数值计算过程,因而不存在敏度计算解析表达式,而基于敏度的数值优化方法在确定搜索方向时要利用参数之间的敏度信息,只能利用差分方法近似求得敏度。为了保证敏度计算有一定的精度,差分步长不能取得太大,而设计变量较小的扰动,对于优化设计的迭代求解过程只能构成一种“噪音”,会产生不精确甚至毫无意义的结果^[3]。参数之间耦合关系复杂,问题规模与计算量巨大,以及不存在解析敏度,使得依赖于敏度的优化方法难以有效解决该优化设计问题。

遗传算法(GA)^[4]利用简单的编码技术和繁殖机制来表现复杂现象,由于不受搜索空间限制性假设约束,不要求诸如连续性、导数存在和单峰等假设,以及其固有的并行性,已得到了越来越广泛的应用。

遗传算法以个体的集合为运算对象,对个体所进行的个体适应度计算在运行过程中占用的运行时间比较长,使得算法的进化过程进展缓慢。群体中个体

适应度的计算不存在前后的优先顺序,具有一定的相互独立性,所以具有一种天然的并行结构。利用遗传算法的并行性,可以基于各种并行计算机或局域网进行并行运算,从而提高遗传算法的运行速度^[5]。

研究中采用基于 PVM(并行虚拟机)的 PC 计算机集群进行并行遗传算法的运算。通过局域网构成的 PC 计算机集群,相对于多处理器的并行计算机,具有更好的经济性,更易于实现并行计算。局域网中的成员计算机分别承担一定数量的包含有复杂数值计算的个体适应度的计算,计算结果返回主控计算机进行复制-交叉-变异等遗传操作,再分配个体适应度的计算。个体适应度的并行计算从而大大缩短了整个优化设计过程的时间占用。

4 优化设计过程与结果分析

应用遗传算法进行一体化超燃冲压优化设计,首先要对设计问题的设计参数进行合适的编码表示。

研究选取 $L_1, L_2, L_3, Pr_1, Pr_2, \alpha$ 共 6 个变量作为设计优化变量,由式(3),(4)确定 L_1, L_2, Pr_1, α 4 个独立变量。设计点 $X = \{L_1, L_2, Pr_1, \alpha\}$,若编码形式为 $X = \{2.9, 1.2, 4, 7.8\}$,表示 L_1 为 2.9m , L_2 为 1.2m , α 为 4° , Pr_1 为 7.8 的一组变量值所对应的设计点。

其次是个体适应度的表示,常规的 GA 处理不等式约束是通过罚函数法将约束统一到目标函数中,构成适应度函数。研究中将式(5)作为喷管设计的高度约束,将式(4)以罚函数的形式体现在新构成的适应度函数中,新的目标函数,即适应度函数为

$$Fitns = f(L_1, L_2, \alpha, Pr_1) - \rho |\min(H_0 - h_0, 0)| \quad (6)$$

确定了设计变量的编码表示与适应度度量后,执行 GA 算法。群体规模 $N = 30$, 个体适应度计算中,罚函数的罚因子变化规律为 $\rho = 0.5 + 1.5 \times 1.25^{(G)/1.15}$ 。控制参数为复制概率 $\rho_r = 0.3$, 交叉概率 $\rho_c = 0.6$, 变异概率 $\rho_m = 0.1$ 。给定最大进化代数 $G_{\max} = 20$ 。采用 GA 优化计算进行三次独立运行的结果见图 1 及表 1。

Table 1 Result of GA optimization (20 generations)

No.	L_1	L_2	Pr_1	α	C_F
1	2.7	0.8	3	8.2	0.444
2	2.6	1.3	2	8.3	0.458
3	2.6	0.8	2	7.7	0.464

在设计要求不变情况下,GA 在多次分析中可以以很大的概率找到全局最优解,解的结果具有很好的稳健性。从优化结果可以看出,找到同一个目标值时,

各个方案可能相差很大,但都达到了同样的设计目标。这也从侧面反映了具有参数耦合关系的超燃冲压发动机一体化设计中,所特有的搜索空间多峰、不连续所带来的空间复杂性,以及与之相伴的计算时间复杂性。多种设计方案都满足设计要求并达到同一指标,因此最终确定设计方案必须协调折衷。

GA 可以以很大的概率找到全局最优解,但在其附近进一步寻优显得力不从心,而这正是传统数值优化的强项,即局部搜索。所以可以先用 GA 找到全局近似最优,之后再采用序列二次规划法来进一步局部寻优。所得结果表明,计算结果比单独采用二者中任一方法的效果都要好^[6],而且计算时间也没有单独采用 GA 那么庞大。

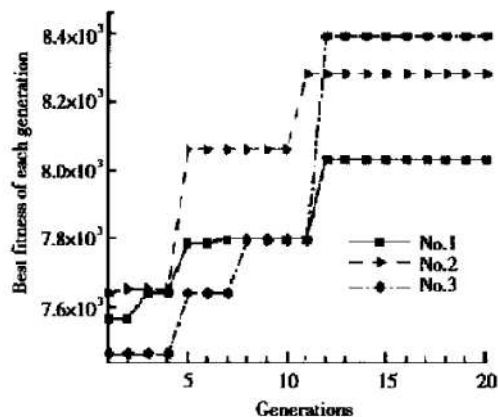


Fig. 1 History of GA in 20 generations

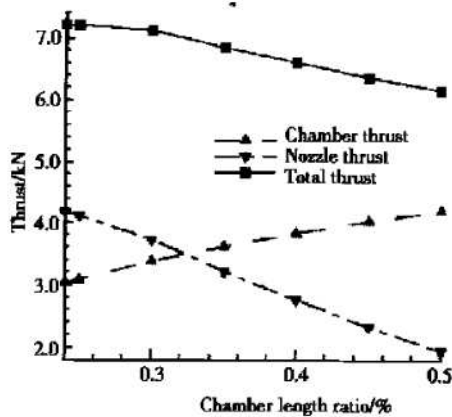


Fig. 2 Effects of chamber length ratio on thrust

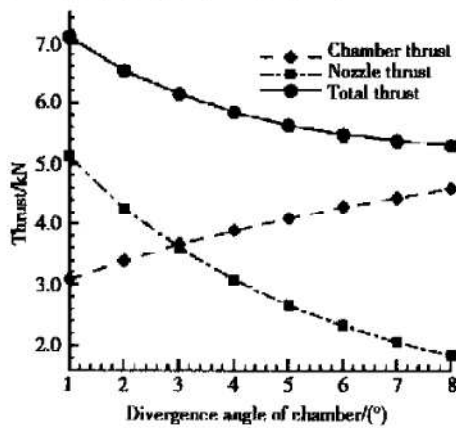


Fig. 3 Effects of chamber divergence angle on thrust

5 结 论

(1) 基于 PVM 并行遗传算法,对超燃冲压发动机一体化优化设计问题的求解是可行而有效的。

(2) 超燃冲压发动机的设计要求与约束条件,除推力系数、比冲等发动机性能参数,以及总体的尺寸约束外,还要综合考虑热防护、总重量等的要求。所以超燃冲压发动机的一体化设计是一个多约束、多目标、多学科的复杂优化问题。

(3) 进一步的工作包括:引入更为精确的进气道、燃烧室、尾喷管部件的设计与性能计算模型,以提高整体设计与性能计算的准确度与可靠性;针对整个飞行过程,建立超燃冲压发动机一体化设计的优化目标与优化模型,综合考虑热防护、总重量等的要求;研究进气道、燃烧室、尾喷管之间的性能匹配与设计参数影响,为部件设计提供依据。

图 2 表示在给定燃烧室与尾喷管总长的约束下,燃烧室与尾喷管长度分配对于推力的影响。由图可见,燃烧室推力随着所占长度的增加而增加,同时尾喷管的推力减小,总推力也减小。因此,尾喷管长度对总推力的贡献要大于燃烧室长度对总推力的贡献。但过短的燃烧室长度,热量过于集中,对结构的热防护有较高的要求,所以超燃冲压发动机的一体化设计,除了以推力系数、比冲等为优化目标外,还要综合考虑热防护的要求,以及相伴的总重量的要求。

图 3 表示 α 对轴向推力的影响。由图可见,燃烧室推力,随 α 增大而增加,喷管推力随 α 增加而减小,但最后的结果是发动机总推力随 α 增大而减小。因此在燃烧室可以正常工作的条件下, α 不易过大。

参考文献:

- [1] 徐旭,蔡国飙.超燃冲压发动机二维进气道优化设计方法研究[J].推进技术,2001,22(6).
- [2] Englund Walter C, Holland Scott D, Cockrell Charles E Jr. Propulsion system airframe integration issues and aerodynamic database development for the hyper-X flight research vehicle [A]. Proceedings of XIV International symposium on Air Breathing Engines [C]. ISABE 99-7215.
- [3] 方卫国,酆正能.基于全局敏度方程方法的飞机方案优化设计[J].航空学报,1998,19(3).
- [4] 刘勇,康立山,陈毓屏.非数值并行算法(第二册)——遗传算法[M].北京:科学出版社,1998.
- [5] 师瑞峰,方卫国.遗传算法在飞机方案优化中的应用[J].航空学报,2001年增刊.
- [6] 周明,孙树栋.遗传算法原理及应用[M].北京:国防工业出版社,1999.