

某型靶标液体火箭动力参数优化

柳长安, 李宏君, 吴书山

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘要:随着高速大机动航空技术的发展,为武器鉴定及日常训练提供目标特性的靶标也应具备高速大机动能力。但是高速大机动能力就要求动力系统不仅在高速和大过载飞行工况下具有较大推力,而且应具有较大变推范围以适应靶标较宽的飞行包线。由于国内航发动力目前性能较低而无法满足该类型靶标需求,因此采用火箭动力就成为一种选择。已有采用火箭动力系统的飞行器大多采用推力室变推技术结合多推力室方案来实现大范围变推,但是这无疑就增加了设计参数和设计维度,导致设计分析工作会大大增加。针对这一要求,结合某型靶标的动力系统设计要求进行了动力系统设计参数分析,确定采用最小比冲及包线范围内主要工况点推力偏差的范数来进行设计方案的优劣对比,并借助粒子群优化算法进行了设计方案的优化选择,从而得到了较好的动力系统设计参数及参数。

关键词: 靶标; 大机动; 工作包线; 优化

中图分类号: V430-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2018)05-0032-05

Parameter optimization of a liquid rocket propulsion system for a target drone

LIU Changan, LI Hongjun, WU Shushan

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: With the development of the aero-weapon with high speed and high maneuvering, the target drones which were used for weapon authentication and daily training must also have the ability of high speed and high maneuvering. However, this requires the propulsion system should have not only big thrust at high speed and high maneuvering, but also large thrust variable range, in order to meet the requirement of wide flight envelope of the target drone. As now the domestic aeroengines are of low performance and can't satisfy what a target drone needs, so liquid rocket engine is an alternative choice. Most flight vehicles using rocket engines applied variable thruster combined with multi-thrusters to achieve large range thrust changing, which result in more designing parameters and more designing dimensions, thus leads to more design and analysis efforts. According to this question, design parameter analysis of a propulsion system was carried out here according to propulsion system designing demands from a target drone, in which the variables are optimized using the multi-objective particle swarm optimization method (MOPSO), and the design objectives are settled as the engine specific impulse and the thrust deviation.

收稿日期: 2017-04-18; 修回日期: 2017-12-12

基金项目: 科技集团公司科技创新研发项目(2014QJ-HTYQ-1Tm)

作者简介: 柳长安(1974—),男,博士,高级工程师,研究领域为动力系统/飞行器总体技术

tions. Through the optimization, some optimal design parameters are reached, which can help designers understand their design project and make decisions better.

Keywords: target drone; high maneuvering; operating envelope; optimization

0 引言

空中靶标(以下简称靶标)是用来模拟飞行器运动特性、目标特性以及对抗特性等的模拟系统,可以用于武器系统的考核鉴定,亦可用于作战部队的日常训练。靶标按速度可分为亚音速靶标和超音速靶标,其中亚音速靶标多采用航空发动机推进,而超音速靶标则可以采用冲压动力或火箭动力,如图1和图2所示。



图1 BQM-167

Fig. 1 BQM-167

对于采用火箭动力推进的高速大机动靶标,由于飞行包线较宽、机动过载要求较高而导致火箭动力系统的推力较高且变化范围较大,需要火箭动力系统采用各种推力室变推技术结合多推力室方案来满足推力变化的要求^[1-2],从而导致火箭动力系

统较为复杂,相应设计难度也有所增加。因此,液体火箭动力系统的优化设计就成为满足和提升火箭动力靶标性能的一个重要途径。



图2 GQM-163A

Fig. 2 GQM-163A

本文针对某型靶标用火箭动力系统提出了一种参数设计和优化计算的方法,并结合分析得到的设计变量及目标函数运用粒子群优化算法(MOPSO)^[3-8]进行了动力系统参数的优化设计,为相关研制工作提供了一种参考和借鉴。

1 靶标动力系统推力需求

根据靶标风洞试验阻力数据(如图3所示)进行了靶标飞行包线内的推力需求分析计算,按各工况推阻平衡条件可以确定不同过载包线范围内的推力需求,可以看到靶标推力需求因阻力在包线内随速度、高度和法向过载 n_y 要求变化而有所变化。

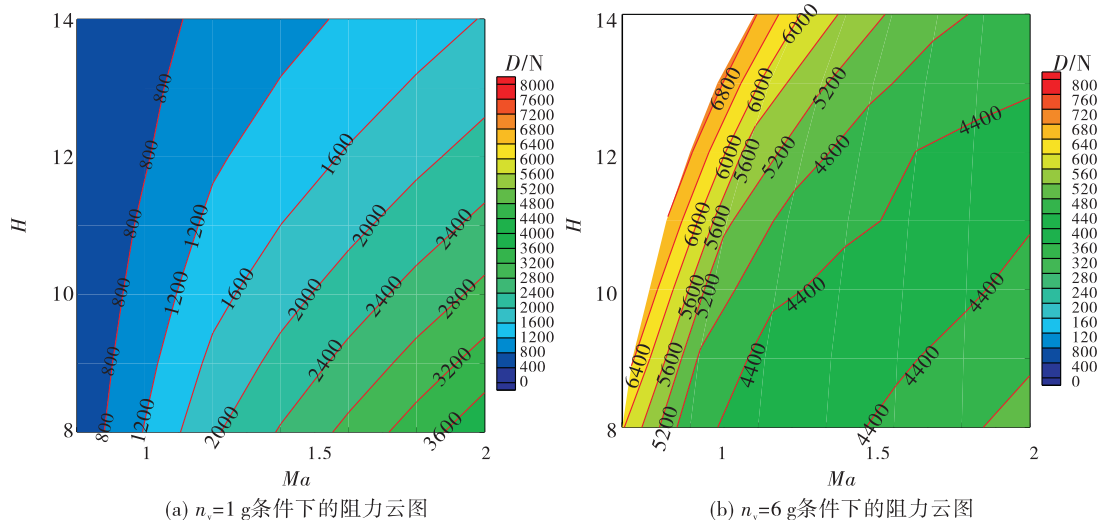


图3 不同飞行状态阻力云图

Fig. 3 The flight drag force envelope

综合考虑,选择了如表 1 所示的典型飞行状态的推力需求作为动力系统设计的推力指标,可以看到该指标因涉及了不同飞行工况和过载状态而出现了较大的变化。

表 1 评估工况推力需求

Tab. 1 The thrust needs of typical flight conditions

H/km	Ma	$T/\text{N}(1\text{ g})$	$T/\text{N}(6\text{ g})$
8	0.8	523	6 379
8	1.6	2 912	4 514
11	1	865	6 332
11	1.6	1 898	4 457
14	1.2	910	7 136
14	1.6	1 254	5 373

2 靶标动力系统设计方案

参考美国 AQM-37 的动力系统设计,如图 4 所示 AQM-37 使用的 LR64 火箭发动机,认为通过采用双推力室及多工况档位可以在较宽范围内满足该类靶标飞行对推力的需求。因此,在动力系统设计方案中借鉴成熟设计经验确定了该类动力系统采用 2 个推力室,每个推力室均设置 3 个工作档位,再加上一个不工作档位共为 4 个档位。

另外,考虑到诸如技术成熟度和经济性等因素,动力系统采用了常规推进剂,因此后续优化计算中按设计经验推力室的总温取 2 480 K,燃气比热比取 1.19,燃气分子量取 28.8。



图 4 AQM-37 用 LR64

Fig. 4 The LR64 engine for AQM-37

3 优化方法

3.1 优化模型及优化变量

动力系统方案确定后应对系统中的推力档位进行合理划分,并结合推力档位的设置合理确定推

力室的室压、面积比及喷管尺寸等设计参数,从而满足靶标不同飞行高度、速度及过载的需求。这就需要考虑以下 3 个设计因素:

1)对于低空工作的火箭发动机来说,比冲对推力室室压的选取非常敏感,较高的室压才能采用较大的喷管面积比,但是较高的室压又会导致系统质量偏大;

2)室压的选取还应兼顾推力档位节流工况,因为在节流状态工作时室压降低会导致发动机的性能降低;

3)推力室的设计参数应与推力档位匹配以实现综合性能最优,从而满足靶标的动力需求。

结合问题分析,认为推力室各推力档位的设置实质是调节了推力室室压,因而将推力室室压按档位设计维度展开即可得到对应的结果,于是设计优化变量就仅仅涉及了推力室各推力档位的工作室压、面积比及喷管尺寸。

从设计要求方面来看,该类动力系统的设计要求不是单一的性能指标要求,所以该问题实质上是一个多目标优化设计问题^[9],因而本文确定采用多目标优化设计方法来进行动力系统的参数优化设计问题的讨论分析。

3.2 目标函数和约束

多目标优化问题最优解与单目标优化最优解有着本质不同:一般是一个解集,并且一般也不可能同时使所有子目标都达到最优,称为 Pareto 最优解或非劣解^[3-11]。

多目标优化问题可以按式(1)描述:

$$\min_{x \in C} F(x) = [f_1(x), f_2(x), \dots, f_i(x), \dots, f_n(x)] \quad (1)$$

式中: $f_i(x)$ ($i=1, 2, \dots, n$) 为分量目标函数; C 为多目标优化模型的约束集; x 为设计向量。

鉴于优化过程中涉及较多的指标参数,为了在总体层面对动力系统的参数进行研究并为动力系统的设计提供依据,文中动力系统的优化目标定位两个目标:最大化各飞行工况下两台推力室的最小比冲性能、最小化各飞行工况下的两台推力室总推力与推力需求量偏差的范数。其中,各飞行状态推力需求的范数按式(2)所述进行统计计算:

$$f_{\text{推}}(x) = \frac{\|T_{\text{设计}} - T_{\text{需}}\|}{\|T_{\text{需}}\|} \quad (2)$$

式中: $T_{\text{设计}}$ 为设计推力室的各工况推力矢量; $T_{\text{需}}$ 为推力需求矢量。

另外,考虑到推力室结构尺寸限制及系统工作压力范围限制,并适当减少优化工作量,在设计中对推力室室压 p ,面积比 S_e/S_{th} 及喉部尺寸 D_{th} 进行了限制。于是,结合上述设计参数约束条件及目标函数,式(1)就可以表示为式(3)的形式:

$$\begin{aligned} &\max \{f_{\text{比冲}}, -f_{\text{推}}\} \\ &\text{s. t. :} \\ &0.01 \text{ m} \leq D_{\text{th}} \leq 0.04 \text{ m} \\ &2 \leq S_e/S_{\text{th}} \leq 10 \\ &1 \text{ MPa} \leq p_z \leq 5 \text{ MPa} \end{aligned} \tag{3}$$

3.3 多目标优化算法

目前有多种多目标优化算法,诸如遗传算法(Genetic Algorithm)、粒子群算法(Particle Swarm Optimization)等进化算法,它们均可并行地搜索设计空间从而获得 Pareto 非劣解集。鉴于粒子群优化算法是一种全局性和鲁棒性较好的优化进化算法,可用于解决大量非线性、不可微和多峰值的复杂优化问题^[3-4,8],因而本文采用多目标粒子群算法进行靶标动力系统的参数优化设计计算。

3.4 推力室评估方法

为了评价推力室的性能,采用常用的理论公式进行,忽略各种损失,如式(4)所述:

$$\begin{cases} \dot{m} = \sqrt{\frac{k}{R}(\frac{2}{k+1})^{\frac{k+1}{k-1}} \frac{p^*}{\sqrt{T^*}}} A q(\lambda) \\ T = \dot{m} V - (p_e - p_a) A \\ I_{\text{sp}} = \frac{T}{\dot{m}} \end{cases} \tag{4}$$

4 优化结果及分析

采用上述优化方法进行了靶标动力系统设计参数的优化计算,优化种群规模取为 20,优化代数取为 10 000。优化过程中得到的 Pareto 前沿如图 5 所示。

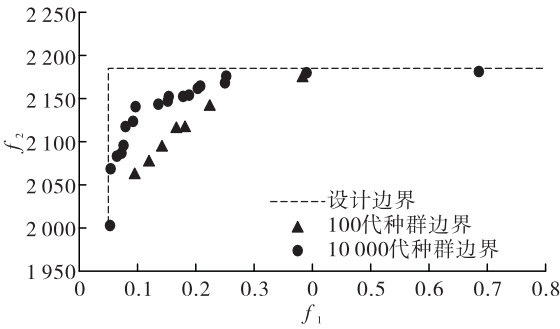


图 5 Pareto 非劣解
Fig. 5 Pareto optimal

由图 5 中 Pareto 前沿可以看到第 10 000 代的 Pareto 前沿相对 100 代的更向左侧和上部某个边界趋近,通过对设计结果的简单辨识认为满足设计要求的动力系统设计应该在推力偏差和比冲上会趋近于 0.05 和 2 185 m/s,表明动力系统设计参数存在一定的设计边界。另外,由图 5 中 Pareto 前沿还可以看到目标函数的两个分量之间存在排斥性,一个分量指标的会导致另一个分量指标的降低。

上述优化结果表明动力系统设计边界和指标要求的耦合影响较为复杂,为设计的权衡选择带来了困难。而通过这种多目标优化过程无疑可以为设计者提供一个设计边界集合^[3-11],使得设计者的权衡可以在这个设计集合中进行,以图 5 结果为例,可以按 f_2/f_1 最大要求进一步从 Pareto 非劣解中选取出一组设计参数(见表 2)作为最终的动力系统设计参数,这样显然会提高设计的效率。

表 2 部分参数优化结果

Tab. 2 The partly optimized parameters of Ma1.6 flight conditions

D_{th}/m	S_e/S_{th}	n_y/g	设计推力/N			工作室压/MPa		
			8 km	11 km	14 km	8 km	11 km	14 km
0.028 3	5.35	1	1 977	1 977	—	2.01	2.01	—
0.028 3	5.35	6	4 283	4 283	4 911	4.15	4.15	4.78
0.014 4	5.76	1	836	—	1 197	3.22	—	4.51
0.014 4	5.76	6	—	—	534	—	—	2.03

注:“—”表示发动机关机

5 结 论

对某型靶标的火箭动力系统参数设计进行了研究,并应用多目标粒子群优化算法进行了动力系统参数设计的优化设计。优化结果显示:

1)优化计算结果清晰地显示了以比冲性能和推力偏差为二维目标向量的设计边界,得到了较好的非劣解集;

2)选择的优化参数和优化函数较好地满足了工作包线内对动力系统参数优化的要求;

3)该方法可在较大范围内对解空间进行搜索优化并能提供较好的 Pareto 非劣解集,不仅为动力系统的设计提供了设计依据,也为后续飞行器总体一体化权衡提供了优化的基础,从而避免了在动力系统设计中因参数选取对设计者个人偏好过分依赖的缺陷。

参考文献:

- [1] 马兵兵,翟丽婷,孙璐. 火箭发动机随机推力调节控制驱动器的研制[J]. 火箭推进,2012,38(2):79-82.
MA Bingbing, ZHAI Liting, SUN Lu. Research on random thrust adjustable controller of rocket engine [J]. Journal of rocket propulsion,2012,38(2):79-82.
- [2] 张金容,靳爱国,汪亮. 泵压式液体火箭发动机变推力方案选择[J]. 航空动力学报,2008,23(5):921-926;
- [3] 王允良,李为吉. 基于混合多目标粒子群算法的飞行器气动布局设计[J]. 航空学报,2008,29(15):1202-1206;
- [4] 安伟刚. 多目标优化方法研究及其工程应用[D]. 西安:西北工业大学,2005;
- [5] KENNEDY J, EBERHART R C. Particle swarm optimization[C]. Proceedings of the 1995 IEEE International Conference on Neural Networks. 1995:194221948;
- [6] Ng K Y, TAN C M. Single and multiobjective wing planform and airfoil shape optimization using a swarm algorithm, AIAA2003-20045[R]. USA: AIAA, 2003.
- [7] 张忠峰,高云峰,宝音贺西. 基于粒子群优化的高超声速飞行器航迹规划[J]. 系统仿真学报,2009,21(8):2428-2431;
- [8] 柳长安,南向军,闫志勇. 反折式二元超声速进气道研究[J]. 火箭推进,2014,40(1):45-49;
LIU Changan, NAN Xiangjun, YAN Zhiyong. Research of 2-D reflective supersonic inlet [J]. Journal of rocket propulsion,2014,40(1):45-49;
- [9] 罗世彬,罗文彩,丁猛,等. 超燃冲压发动机二维进气道多级多目标优化设计方法[J]. 国防科技大学学报,2004,26(3):1-6;
- [10] 林铿云,董加礼. 多目标优化的方法与理论[M]. 长春:吉林教育出版社,1992;
- [11] 夏露,高正红,苏伟. Pareto 遗传算法在气动外形优化中的应用[J]. 空气动力学学报,2007,25(2):194-198;

(编辑:马 杰)