

文章编号: 1000-8055(2008)05-0921-06

泵压式液体火箭发动机变推力方案选择

张金容¹, 靳爱国², 汪 亮¹

(1. 西北工业大学 航天工程学院, 西安 710072;

2. 西安航天动力研究所, 西安 710100)

摘 要: 简述了泵压式变推力液体火箭发动机的现状和应用前景, 提出了几种泵压式发动机推力调节方案, 分析了各方案的优缺点, 阐述了系统方案选择须重点考虑的几个方面. 以某泵压式发动机为模型发动机, 利用系统参数平衡仿真计算结果, 对各种调节方案综合分析, 确定了可行的系统调节方案, 可用于指导模型发动机的工程研制.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 变推力发动机; 泵压式; 推力调节方案

中图分类号: V434

文献标识码: A

Thrust regulation scheme selection for turbopump-fed rocket engine with variable thrust

ZHANG Jin-rong¹, JIN Ai-guo², WANG Liang¹

(1. School of Astronautics,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: The development status and application prospect of liquid propellant rocket engine with variable thrust were summarized, and a few adjust scheme for variable thrust of turbopump-fed rocket engine were put forward; their advantages and disadvantages were analyzed, meanwhile several important aspects for adjust scheme selection of turbopump-fed rocket engine were introduced. One turbopump-fed rocket engine was regarded as a model engine to analyze the system parameter balance calculation result for all adjust schemes. Feasible system adjust schemes were determined to facilitate the engineering research and design of model engine.

Key words: aerospace propulsion system; rocket engine with variable thrust; turbopump-fed; thrust adjust scheme

液体推进剂发动机分固定推力和变推力发动机, 变推力发动机可为航天器提供可控动力, 是飞行器轨道机动控制、空间交会对接、星球软着陆等空间飞行和探测任务的重要推进系统. 发动机变推力技术在液体火箭发动机发展初期即被提了出来随着发射需求的多样化, 变推力发动机用途日益广泛, 是当今液体火箭推进技术发展的重要领域.

近年来, 变推力发动机技术取得了新的进展, 在调节精度、响应速度、结构可靠性和性能等方面均有很大提高. 如变推力发动机通过采用液压定位的喷注器和可调汽蚀管达到高性能连续调节, 可调汽蚀管能精确地调节推进剂流量, 而喷注器使推进剂喷注速度在各种不同工况下几乎保持恒定^[1].

目前, 我国在变推力发动机技术方面开展了

收稿日期: 2007-11-26; 修订日期: 2008-02-13

作者简介: 张金容(1967-), 女, 湖南新化人, 博士生, 主要从事液体火箭发动机系统分析的研究.

一些研究,成功地研究出推力变比为 5:1 和 10:1 的挤压式变推力原理样机,但尚无可直接参加飞行的变推力发动机产品。为了开展我国空间探测工程需要的动力系统研究,近几年,国内掀起了变推力发动机的研究热潮。

变推力发动机正常工作的关键在于控制推进剂流量或燃烧室压力的大小,从而达到推力调节的目的。根据流量控制方式的不同带来了变推力发动机的方案不同。本文针对泵压式发动机实现一定范围的变推力的调节方案进行了初步分析,并以某发动机作为模型发动机,根据其性能参数仿真计算结果,分析了比较可行的模型发动机系统调节方案。

1 泵压式供应系统发动机变推力方案^[23]

对泵压式系统,采用节流装置改变涡轮泵转速和泵后压力,可实现推力调节。根据喷注器面积是否变化可分为固定式喷注器方案和可变开度喷注器两类系统方案。采用固定式喷注器的方案系统简单,可在一定范围内连续变推力,因此,在工程上更容易实现。针对这类系统,不考虑调节控制方案的不同,在系统上可采用在副系统(即燃气发生器推进剂供应路)、涡轮燃气路、主系统路(即推力室推进剂供应路)等部位设置节流装置的办法而达到推力调节的目的。

针对上述调节部位,有如下调节方案可供选择:1)副系统双路调节方案;2)副系统单路调节方案;3)涡轮燃气放气的调节方案;4)主系统旁通打回流的调节方案;5)泵后主系统节流的调节方案。

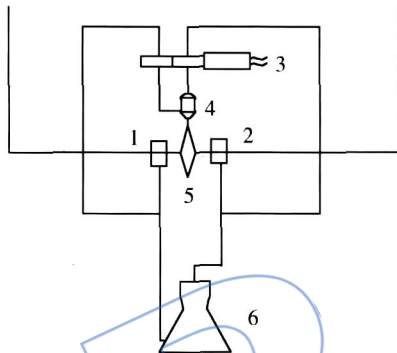
以下针对这 5 个方案,以某泵压式发动机作为模型发动机进行分析。该模型发动机的推力室、涡轮泵等主要组合件已有一定研制基础,系统要求以现有组件为基础增加推力调节装置改进为变推力发动机,推力调节范围为:7.5~18 kN。未确定的是系统调节方案以及对应的其它组件设计要求,以下针对该发动机对上述各种调节方案进行分析并进行仿真计算。仿真分析采用了已有组件如涡轮泵、推力室、发生器的性能数据,进行仿真分析的目的,是通过计算获得整个变推力过程中的发动机参数,通过参数分析,确定调节方案是否可行,同时通过参数比较,对不同方案进行比较。主要判别参数和项目有:1)发动机性能及推力调节要求等是否满足要求;2)推力室、燃气发生器喷注器压降是否合适;3)推力室、燃气发生器的混合

比是否在设计范围内;4)涡轮泵转速是否过高、涡轮泵最大转速与最小转速是否相差太大;5)泵是否会发生汽蚀;6)涡轮入口压力是否过低;7)调节装置能否适应系统要求,调节装置能否设计出来。

2 各种调节方案分析

2.1 副系统双路调节方案

系统原理图见图 1。



1, 2: 泵; 3 调节阀; 4 发生器; 5 涡轮; 6 推力室

图 1 副系统双路调节方案系统图

Fig.1 Two line adjust scheme of gas generator system

该方案是在副系统供应管路上安装可变开度的调节阀,通过改变其开度,调节燃气发生器供应管路的流阻,改变燃气发生器的流量,从而改变发动机的推力。调节方式:采用氧化剂路和燃料路同比调节。

对模型发动机进行仿真计算,发动机推力 F 与调节系数 K (副系统调节阀在调节工况下的流阻系数与最大工况下的流阻系数之比)的变化关系见图 2,发动机推力 F 与发生器流量 q_{mg} 的变化关系见图 3。

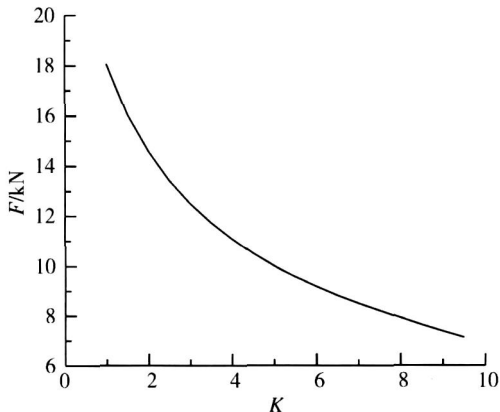


图 2 发动机推力 F 与调节系数 K 变化关系

Fig.2 Variation relation of thrust F with adjust coefficient K

从图 2 可以看出,当副系统调节系数约为

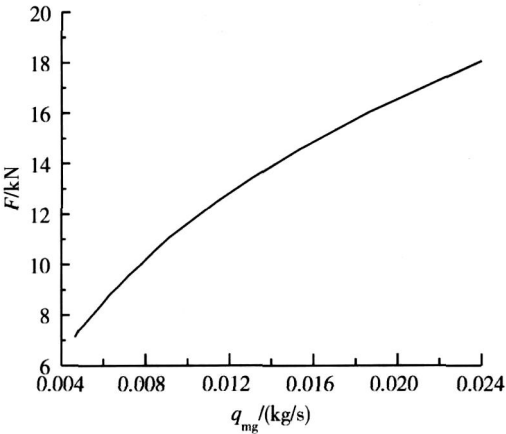
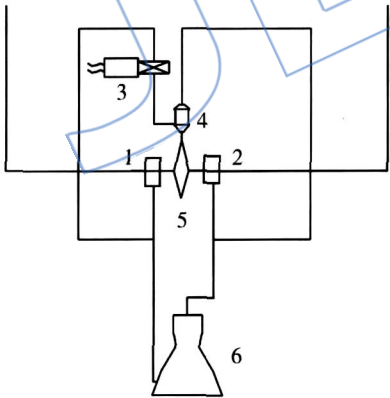


图 3 发动机推力 F 与发生器流量 q_{mg} 的变化关系
Fig. 3 Variation relation of thrust F with flow rate of gas generator q_{mg}

8.3 时, 推力可以调节到最小工况, 因此, 该方案是可行的. 该方案的主要问题是, 在发动机最低工况点时的发生器流量很小, 只有 5 g/s, 对应的发生器氧化剂喷嘴压降和燃料喷嘴压降均低于 0.1 MPa, 一方面导致副系统调节阀因流量小带来研制难度增加; 另一方面, 低工况下发生器喷注器由于压降很低导致喷嘴的雾化效果显著降低, 增加了发生器的研制难度, 如采用可变截面的发生器喷注器设计方案, 系统将会很复杂.

2.2 副系统单路调节方案

系统原理图见 4.



1, 2 泵; 3 流量调节阀; 4 发生器; 5 涡轮; 6 推力室.

图 4 副系统单路调节方案系统图

Fig. 4 Single line adjust scheme of gas generator system

该方案只对副系统燃料路或氧化剂路进行节流, 即通过改变燃气发生器燃料或氧化剂供应管路的流阻, 改变发生器燃料或氧化剂的流量, 而另一路系统不节流, 而是被动地变化, 达到调节推力的目的. 当燃气发生器单路调节的时候, 发生器混合比会变化, 当混合比变化范围达到其极限时, 推

力不能再调节. 因此, 该方案的推力调节范围和混合比调节范围均有限.

对选择调节副系统燃料路的方案进行了计算, 经分析认为, 模型发动机选用的发生器混合比的适用范围为 0.126~0.23, 将最高工况时发生器的混合比设计为最低混合比, 然后对副系统燃料路进行单路节流. 在调节过程中, 发动机推力 F 与发生器混合比 K_g 的变化关系见图 5.

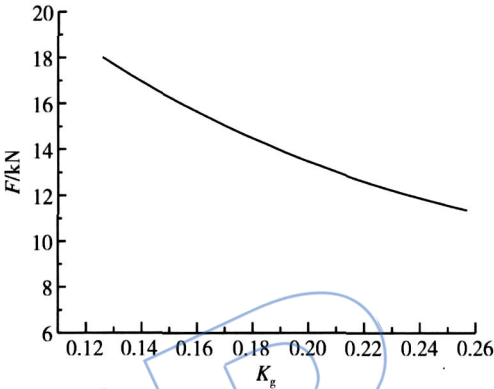
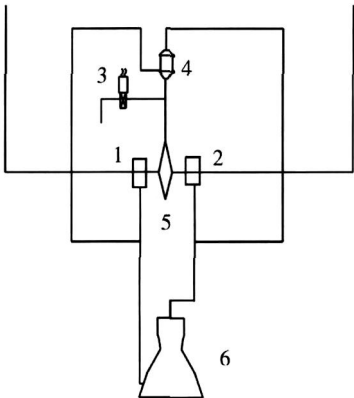


图 5 发动机推力 F 与副系统混合比 K_g 的变化关系
Fig. 5 Variation relation of thrust F with mixture ratio of gas generator K_g

从图 5 中可以看出, 对该模型发动机, 当发生器混合比达到设计极限时, 推力变化范围不能达到设计要求的变推力水平, 该方案不适用于模型发动机.

2.3 涡轮燃气放气的调节方案

系统原理图见图 6.



1, 2 泵; 3 燃气调节阀; 4 发生器; 5 涡轮; 6 推力室.

图 6 涡轮燃气放气的调节方案系统图

Fig. 6 Adjust scheme of turbine gas exhaust system

该方案在发生器后、涡轮入口之前, 设置旁通放气管路, 在放气管路上安装可调节开度的耐高温燃气调节阀, 通过改变调节阀的开度, 调节燃气的排出量, 将一部分未做功的燃气排出, 达到调节

推力的目的. 在燃气放气调节过程中, 推力室、发生器流路不调节, 而是随动变化.

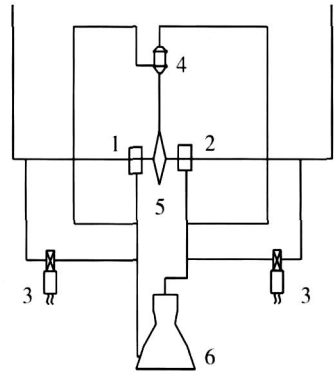
该方案的优点是: 系统简单, 由于液路不直接调节, 在调节过程中调节稳定性好, 在最小工况时, 相对其它方案, 发生器流量较大, 可以避免发生器喷注器压降偏低的问题. 制约该方案的因素之一, 是涡轮前放气, 会造成性能损失, 当系统调节到最小推力时, 发动机比冲将下降较多.

对模型发动机进行仿真计算, 发动机推力 F 与调节系数 K (调节系数定义为涡轮放气旁路的放气面积与涡轮静子喷嘴面积之比) 见图 7、发动机推力 F 与真空比冲 I_{sv} 的变化关系见图 8.

从图 7 可以看出, 当调节系数为 1.23 时, 推力可以满足设计要求的范围; 从图 8 可以看出, 在发动机最大调节范围内, 发动机真空比冲变化近 8 s, 在工程允许的范围之内, 因此, 该方案是可行的. 该方案的难点在于高温燃气调节阀的研制: 由于副系统温度很高, 对调节阀的密封要求、调节精度要求都很高, 调节阀的研制有相当难度.

2.4 主系统路旁通打回流的调节方案

系统原理图见图 9.



1, 2 泵; 3 流量调节阀; 4 发生器; 5 涡轮; 6 推力室
图 9 主系统路旁通打回流的调节方案
Fig. 9 Adjust scheme of reflunce of main line system

该方案是在泵后推进剂管路上设置回路, 与泵入口连通, 将高压推进剂回流到泵前. 在回路上安装可连续变开度的流量调节阀, 调节回流流量的大小, 达到调节发动机推力的目的. 其系统思路是: 通过回流流量多消耗一部分功率, 有意增加低工况时的发生器功率, 避免低工况下喷注器压降偏低而带来的雾化变差问题. 在通过改变主路旁通路回流流量降低发动机推力的过程中, 推力室、发生器流路不调节, 而是随动变化.

对模型发动机, 经过仿真计算, 发动机推力 F 与调节系数 K (定义为氧化剂回流流量, 为保证变推力过程中的推力室混合比, 燃料回流流量设定为氧化剂回流流量的某一比例) 的变化关系见图 10.

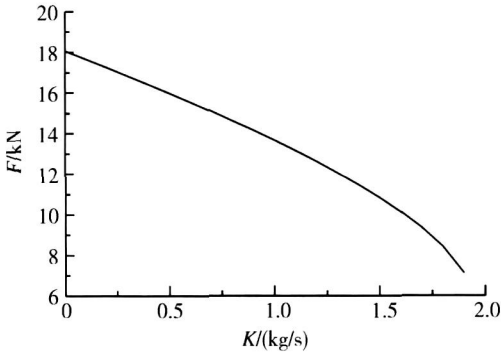


图 10 发动机推力 F 与调节系数 K 的关系
Fig. 10 Variation relation of thrust F with adjust coefficient K

从图 10 可以看出, 氧化剂回流流量增加到 1.85 kg/s (即调节系数为 1.85) 时, 推力下降到最小工况. 此时对应的发生器氧化剂流量为 0.009 8 kg/s, 泵转速为 23 000 r/min, 而氧化剂泵流量为

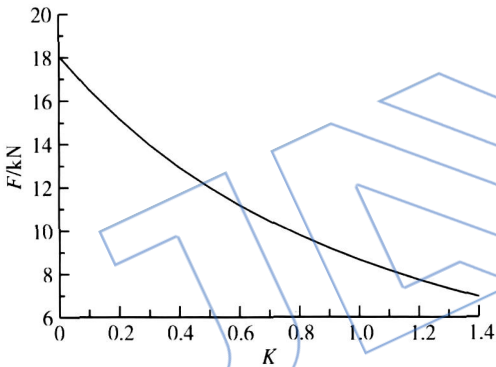


图 7 发动机推力 F 与调节系数 K 的关系
Fig. 7 Variation relation of thrust F with adjust coefficient K

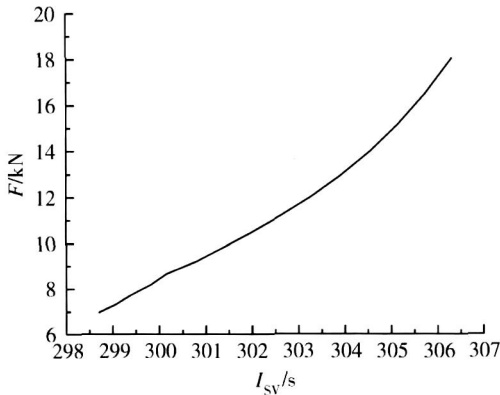
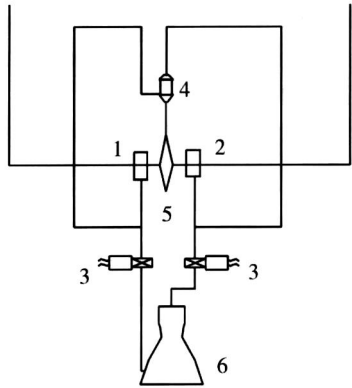


图 8 发动机推力 F 与真空比冲 I_{sv} 的关系
Fig. 8 Variation relation of thrust F with specific impulse I_{sv}

4. 5kg/s, 在这种低转速、大流量情况下, 泵会由于诱导轮扬程下降而发生汽蚀, 影响了系统方案的可行性.

2.5 泵后主系统节流的调节方案

系统原理图见图 11.



1, 2 泵; 3 流量调节阀; 4 发生器; 5 涡轮; 6 推力室

图 11 主系统节流的调节方案

Fig. 11 Adjust scheme of throttle of main line system

该方案的思路是: 在泵后的推进剂供应管路上设置可变开度的流量调节阀, 其位置在发生器推进剂供应管路分叉点之后的主系统路上. 根据主路工作要求改变调节阀的开度; 在主路调节过程中, 发生器流路不调节, 而是随动变化, 从而实现变推力.

对模型发动机进行计算, 调节过程中, 推力 F 与调节系数 K (定义为泵后氧化剂路调节阀在调节工况下的流阻系数与最大工况下的流阻系数之比, 燃料路调节阀与氧化剂路同比调节) 变化关系见图 12、转速 n_w 与调节系数 K 的变化关系见图 13.

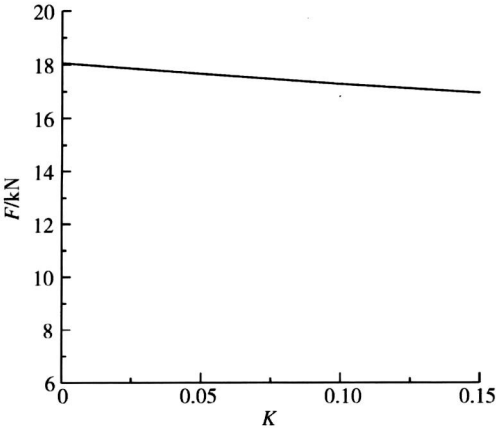


图 12 发动机推力 F 与调节系数 K 的变化关系

Fig. 12 Variation relation of thrust F with adjust coefficient K

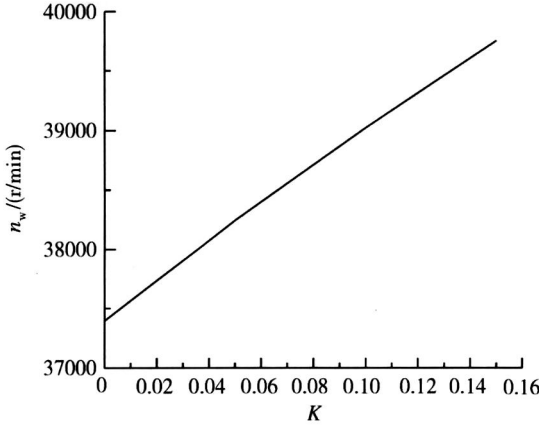


图 13 涡轮转速 n_w 与调节系数 K 的变化关系

Fig. 13 Variation relation of rotate speed n_w with adjust coefficient K

从图 12 可以看出, 该方案的发动机推力随调节系数的提高在下降, 但是, 图 13 的结果显示涡轮泵转速却在上升, 而且上升速率很快, 最终可能会导致涡轮泵飞转. 这是开式循环泵压式发动机会遇到的问题, 由于在发动机推力室达到其极限压力之前, 发生器分支管路后的主路上节流, 使得发生器入口压力提高, 造成泵转速的提高, 因此, 该方案对模型发动机不可行.

3 结 论

对于上述方案, 简要分析结论如下:

- 1) 副系统双路调节方案性能最高, 系统能够实现, 其最大的难点在于小流量可变开度调节阀的设计, 另一个难点是小流量时发生器喷注器的雾化变差问题难以解决;
- 2) 副系统单路调节方案, 在可以接受的发生器混合比变化范围内, 发动机推力调节范围有限, 不能满足大范围变推力要求;
- 3) 涡轮燃气放气的调节方案的优点是系统最简单, 只需要设计一个高温燃气调节阀, 对主系统的影响最小; 缺点是性能略有损失; 难点在于高温燃气调节阀的研制;
- 4) 主系统路旁通打回流的调节方案, 在低工况下, 泵的转速低, 而流量大, 造成诱导轮扬程不足, 泵可能会发生汽蚀;
- 5) 泵后主系统节流的调节方案, 由于造成发生器憋压, 在降低推力的过程中, 转速明显上升, 可能会造成涡轮泵超速.

对于模型发动机, 通过对上述方案分别进行对比分析和参数仿真计算, 比较可行的方案是副系统路双路调节方案、涡轮燃气放气方案. 其中:

副系统双路调节方案性能最高,其最大的难点在于:流量变化范围大,小流量时发生器的喷注器的喷嘴压降太低,影响雾化;另外一个难点是小流量可变开度调节阀设计有一定难度.

涡轮燃气放气方案系统最简单,只需要设计一个高温燃气调节阀;缺点是:性能略有损失;难点在于该高温燃气调节阀工作温度高,解决高温密封有一定难度.

在实际工程中,可以利用上述计算结果,指导模型发动机的系统调节方案选择,综合分析性能

要求、已有技术基础、研制难度、研制进度等方面选择一个较佳方案.

参考文献:

[1] 朱宁昌, 刘国球, 章本立, 等. 液体火箭发动机设计[M]. 北京: 宇航出版社, 1994.

[2] [苏] Гахун Г Г, Во л д ц и н В А, Тро ф и м о в В Ф, 等著. 液体火箭发动机结构设计[M]. 任汉芬, 颜子初, 胡平信, 等译. 北京: 宇航出版社, 1992.

[3] 张贵田. 高压补燃液氧煤油发动机[M]. 北京: 国防工业出版社, 2005.

