

文章编号:1000-8055(2011)02-0435-07

全流量补燃循环发动机系统参数模型与设计 (Ⅱ) 参数设计

金 平, 李 茂, 汪小卫, 李家文, 蔡国飙
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 在全流量补燃循环发动机系统动力平衡模型的基础上,研究了氢发汗冷却流量、燃烧室压力和燃烧室混合比对发动机系统参数的影响规律. 研究表明:在发动机推力和喷管扩张比保持恒定时,①随着氢发汗冷却流量的增加,燃料泵扬程大幅度增大,氧化剂泵扬程小幅度减小;②当燃烧室压力在 20 MPa 之前,泵的扬程增加与燃烧室压力的增加近似成线性;而在 20 MPa 之后,燃烧室压力的增加很小,导致泵的扬程增加很大,燃烧室压力不宜超过 20 MPa;③随着燃烧室混合比的增加,燃料泵扬程呈线性增大,氧化剂泵扬程开始以较大幅度减小,之后以小幅度减小;因此燃烧室混合比不宜过小,取 7 左右较为合适. 这些研究结果为全流量补燃循环发动机系统参数设计提供了合理的选择范围.

关 键 词: 全流量补燃循环发动机; 系统参数设计; 氢发汗冷却流量; 燃烧室压力; 燃烧室混合比
中图分类号: V434⁺.23 **文献标识码:** A

Parametric model and design of full flow staged combustion cycle engine system for (Ⅱ) parameterization design

JIN Ping, LI Mao, WANG Xiao-wei, LI Jia-wen, CAI Guo-biao

(School of Astronautics,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Based on the full flow staged combustion (FFSC) cycle engine balance model, three parameters were selected for the engine system design, such as hydrogen transpiration cooling mass flow rate, combustion chamber pressure and combustion chamber mixture ratio. These results show that, when the thrust and nozzle expansion ratio are kept constant: (1) with the increase of hydrogen transpiration cooling mass flow rate, the fuel pump lift ascends rapidly and the oxidizer pump lift falls down; (2) with the increase of combustion chamber pressure, the pump lift ascends linearly before combustion chamber pressure at 20 MPa and rapidly after 20 MPa, so 20 MPa is recommended for combustion chamber pressure; (3) with the increase of combustion chamber mixture ratio, the fuel pump lift ascends linearly, the oxidizer pump lift reduces rapidly and then slowly, so seven is recommended for combustion chamber mixture ratio. The effects of these design parameters on engine system parameters offer a reasonable range for engine system design.

Key words: full flow staged combustion cycle; system parameters design;
hydrogen transpiration cooling mass flow rate;
combustion chamber pressure; combustion chamber mixture ratio

收稿日期:2009-12-14; 修订日期:2010-06-02

基金项目:国家高技术研究发展计划项目

作者简介:金平(1979—),女,湖北麻城,博士后,主要从事全流量补燃循环发动机技术研究.

开展全流量补燃循环发动机(SSME)系统设计研究是进行发动机系统及具体部件设计的前提. 如何根据部件的功能和特性协调发动机系统各部件的工作状态, 选择合适的工作参数, 使得发动机性能满足设计要求, 是进行发动机系统设计研究的主要内容. 根据液体火箭发动机系统动力平衡计算得到的发动机系统工作参数, 可作为发动机系统及主要部件的方案论证的依据, 也是进行发动机系统及其具体部件优化设计的基础.

通过开展发动机系统参数的设计研究, 可以得到满足设计要求的发动机系统参数, 获得主要设计参数对发动机系统主要部件的工作参数影响规律, 为发动机主要部件的工作参数选择提供可靠的依据和合理的范围, 为发动机系统的优化设计提供参考.

因此在选择了发动机系统动力循环方案后, 基于发动机系统参数的动力平衡模型, 开展参数设计研究进行发动机系统设计的第一步, 也是发动机系统参数设计研究的主要内容. 之前开展的有关全流量补燃循环发动机系统方案的研究涉及了多种常规动力循环系统的对比分析^[1-2]、具体发动机系统及其部件的设计方案选择^[3-6]、发动机系统特性^[7]研究, 却忽略了从发动机动力循环系统自身工作参数平衡的角度, 来考察设计参数的选择对系统参数的影响规律, 尤其是针对全流量补燃循环发动机系统, 系统参数设计研究的相关文献很少.

本文将基于全流量补燃循环发动机系统的动力平衡模型, 研究氢发汗冷却流量、燃烧室压力和燃烧室混合比等三种主要设计参数对发动机系统参数的影响.

1 设计参数的选择

在发动机系统动力平衡的影响因素中, 以流量、压力和功率三者相关的影响参数最为关键. 因此在本文的研究中, 选取了氢发汗冷却流量、燃烧室压力和燃烧室混合比等三种设计参数, 考察这三种参数对发动机系统参数平衡的影响.

关于喷注面板的氢发汗冷却流量选择, 目前没有可靠的计算方法来确定, 可以参考大量发动机的试验数据. 美国早期研制的小推力氢氧发动机 RL-10A-3-3, 其喷注面板的氢发汗冷却流量为燃烧室氢总流量的 10% 左右, J-2 发动机则仅为 3%~4%. 法国的 HM-7 发动机氢发汗冷却流量为燃烧室氢总流量的 7%. 文献[8]根据大量的试验经验推荐, 由发汗材料制成的喷注面板, 发汗冷却流量为燃烧室氢总流量的 6%~7% 的范围比较合适, 在本文的计算中选取了 5% 作为计算基准值, 选取了 1%~10% 的计算范围.

发动机燃烧室压力和燃烧室混合比的选择分别选取了 RS-2100 发动机燃烧室压力和混合比参数作为基准值, 取值范围主要参考了以往发动机^[9-11]的设计经验, 燃烧室压力范围为 5~27 MPa, 燃烧室混合比范围为 4~10.

2 计算结果与讨论

根据文献[12]提供的部分 RS-2100 发动机系统的平衡参数作为基准参数, 对全流量补燃循环发动机系统进行了动力平衡计算. 其中燃料泵和氧化剂泵的效率参考 SSME 的泵效率, 富燃和富氧涡轮效率参考了文献[12], 压力损失系数参考了文献[10-11]中提到的经验系数. 其主要基准参数的取值如表 1 所示, 具体的结果如图 1~图 3 所示.

2.1 氢发汗冷却流量对发动机系统参数的影响

图 1 为全流量补燃循环发动机系统平衡参数随氢发汗冷却流量的变化曲线. 图中 m , R_m 燃烧室流量和混合比, m_{h_2} 为喷注面板氢发汗冷却流量与发动机燃料流量之比, $\dot{m}_{hf}$, $\dot{m}_{to}$ 为富燃预燃室(或富燃涡轮)流量、富氧预燃室(或富氧涡轮)流量.

ω 为燃气做功因子, 其定义为

$$\omega = \dot{m}_t \frac{\kappa_{pb}}{\kappa_{pb} - 1} \frac{R_0}{M_{pb}} T_{pb}$$

式中 ω_t , ω_o 为富燃燃气做功因子、富氧燃气做功因子.

表 1 全流量补燃循环发动机系统参数的取值

Table 1 Values set of full flow staged combustion cycle engine

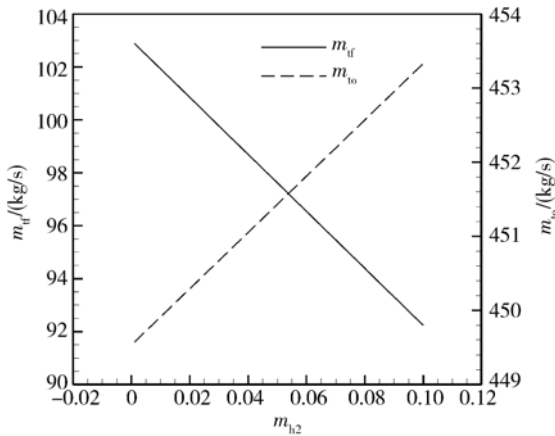
	推力 F/kN	燃烧室压力 p_c /MPa	混合比 R_m	喷管扩张比 ϵ	富燃预燃室混合比 R_{mpbf}	富氧预燃室混合比 R_{mpbo}	氢冷却流量分数 $m_{h_2}/\%$
基准值	209.01	22.4	6.93	60	0.56	165	5
取值范围		5~27	4~10		0.5~1.0	105~180	1~10

$R_{\text{mpbf}}, R_{\text{mpbo}}$ 为富燃预燃室混合比、富氧预燃室混合比, $\pi_{\text{tf}}, \pi_{\text{to}}$ 为富燃涡轮压比、富氧涡轮压比, $dp_{\text{f}}, dp_{\text{o}}$ 为燃料泵扬程、氧化剂泵扬程, $T_{\text{pbf}}, T_{\text{pbo}}$ 为富燃预燃室燃气温度、富氧预燃室燃气温度。

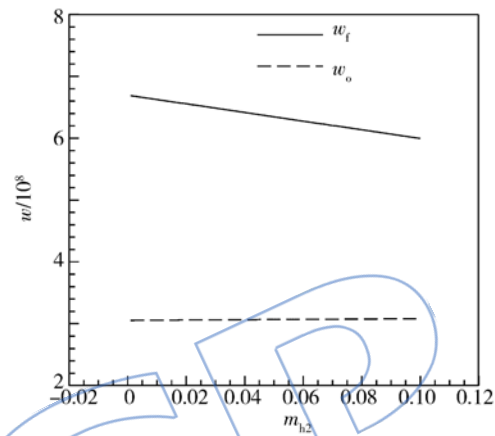
由图 1(a) 富燃预燃室燃气流量变化曲线可以看出, 随着氢发汗冷却流量的增加, 富燃预燃室燃气流量大幅度减小, 富氧预燃室燃气流量小幅

度增加, 流量的变化导致了燃气的做功因子的变化如图 1(b) 所示, 随着氢发汗冷却流量的增加, 富燃燃气的做功因子大幅度减小, 而富氧燃气的做功因子略有增加。

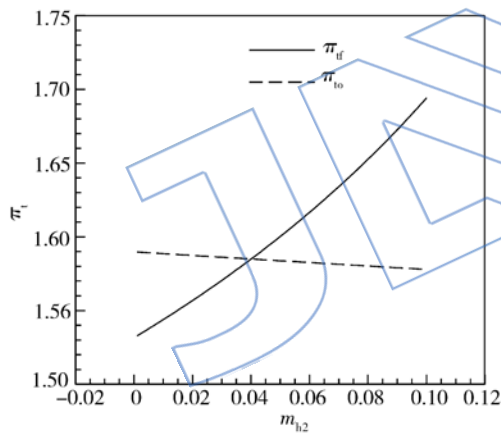
燃气的做功因子的变化直接影响了涡轮压比的变化, 如图 1(c) 所示, 从涡轮压比曲线可以看出, 随着氢发汗冷却流量的增加, 富燃涡轮压比大



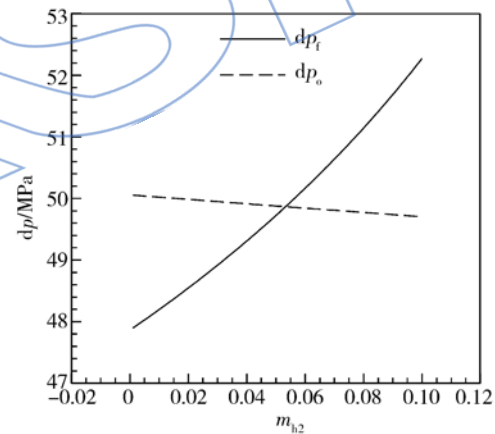
(a) 预燃室燃气流量随氢气冷却流量变化



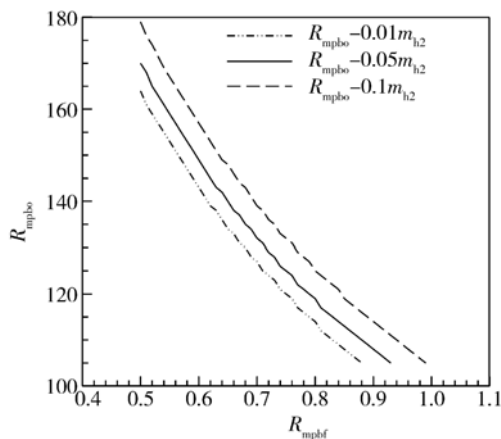
(b) 做功因子随氢气冷却流量变化



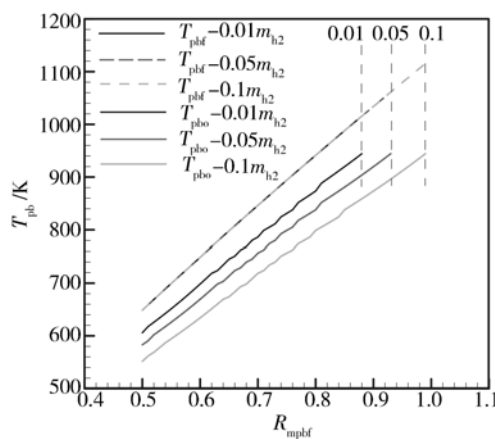
(c) 涡轮压比随氢气冷却流量变化



(d) 泵的扬程随氢气冷却流量变化



(e) 氢气冷却流量变化时混合比组合



(f) 氢气冷却流量变化时燃气温度变化

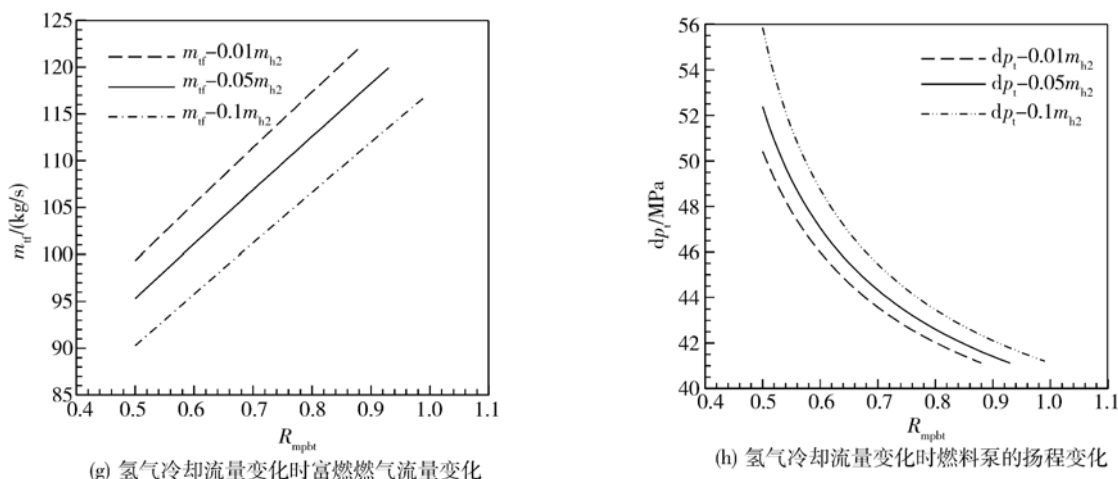


图1 全流量补燃循环发动机系统参数随氢气冷却流量的变化曲线

Fig. 1 System parameters of full flow staged combustion cycle engine versus m_{h_2}

幅度增大,富氧涡轮压比小幅度减小.燃料泵和氧化剂泵的扬程也表现了相同的规律,如图1(d)所示.这是因为燃气的做功因子对涡轮压比是反作用的缘故,即做功因子增大,涡轮压比减小,反之亦然.

由图1(e)预燃室混合比组合曲线可以看出,随着氢发汗冷却流量的增加,富氧预燃室混合比曲线上移,在相同富燃预燃室混合比下,富氧预燃室混合比增大,富氧燃气温度降低,因此富氧预燃室燃气温度曲线下移,如图1(f)所示;同时混合比组合曲线范围变宽,图1(f)中富氧燃气温度曲线范围变宽,富燃预燃室燃气温度曲线延长.这是因为富燃、富氧预燃室预燃室混合比组合范围变化造成的.

图1(g)和图1(h)为氢发汗冷却流量变化时,富燃燃气流量和燃料泵的扬程随混合比变化曲线.随着氢气冷却流量的增加,富燃燃气流量曲线下移,燃料泵的扬程曲线上移,在相同富燃预燃室混合比下,富燃燃气流量降低,燃料泵的扬程增大;富燃燃气流量曲线和燃料泵的扬程曲线范围变宽.

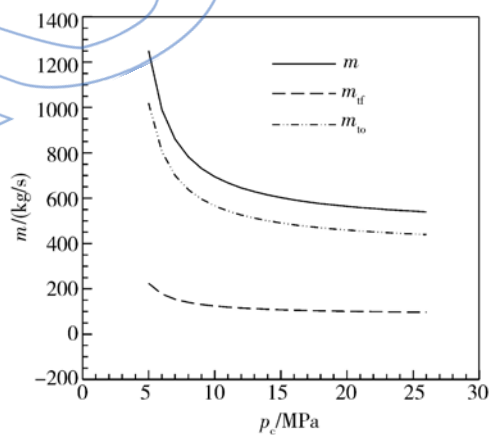
从以上的计算结果可以看出,氢发汗冷却流量主要影响了系统的流量分配,体现在富燃预燃室的流量变化上,影响了富燃涡轮燃气做功能力,从而影响了泵的扬程,也影响了两泵的平衡工作点.因此一旦改变氢发汗冷却流量,需要改变预燃室混合比组合,使得系统的燃料泵和氧化剂泵达到新的平衡.

2.2 燃烧室压力对发动机系统参数的影响

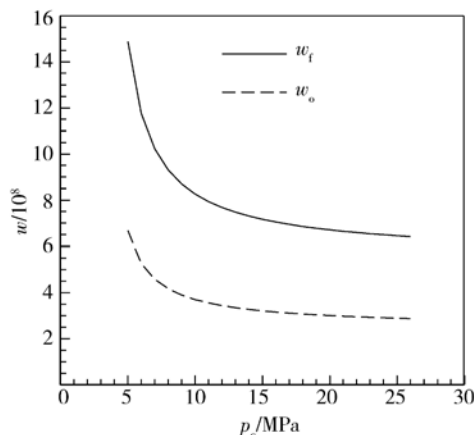
图2为全流量补燃循环发动机系统平衡参数

随燃烧室压力的变化曲线.

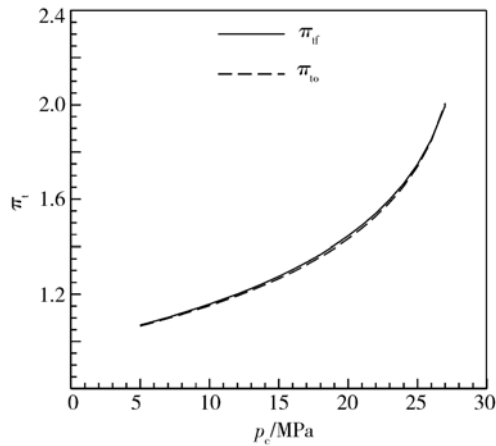
由图2(a)发动机总流量、预燃室燃气流量变化曲线可以看出,随着燃烧室压力的增加,发动机总流量减小,富燃、富氧预燃室燃气流量减小.流量的变化导致了燃气的做功因子的变化如图2(b)所示,随着预燃室燃气流量减小,预燃室燃气



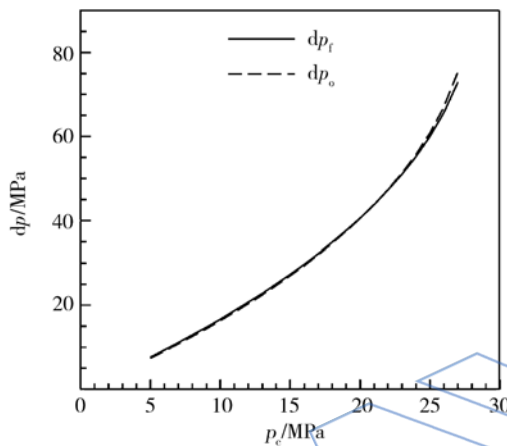
(a) 流量随燃烧室压力变化



(b) 做功因子随燃烧室压力变化



(c) 涡轮压比随燃烧室压力变化



(d) 泵的扬程随燃烧室压力变化

图2 全流量补燃循环发动机系统参数
随燃烧室压力的变化曲线Fig. 2 System parameters of full flow staged
combustion cycle engine versus p_c

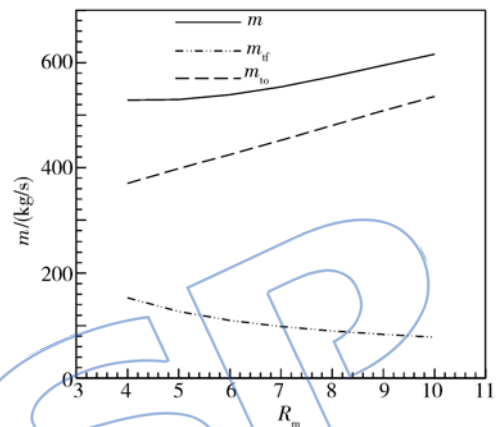
的做功因子减小. 燃气的做功因子的变化直接影响了涡轮压比的变化, 如图 2(c) 所示. 从涡轮压比曲线可以看出, 随着燃烧室压力的增加, 预燃室燃气的做功因子减小, 涡轮压比增加. 在燃烧室压力 p_c 为 20 MPa 之前, 涡轮压比的增加比较缓慢, 之后增加很迅速. 这是因为系统功率平衡关系造成的. 燃料泵和氧化剂泵的扬程变化也表现了相同的规律, 如图 2(d) 所示.

从以上的计算结果可以看出, 在发动机推力保持恒定时, 燃烧室压力的变化直接影响了发动机比冲, 进而影响了发动机总流量; 同时又影响了系统流路压力的平衡. 因此, 燃烧室压力的变化引起富燃、富氧预燃室流量变化趋势一致, 导致了富燃、富氧涡轮燃气做功能力变化趋势较为一致, 使得燃料泵和氧化剂泵的扬程变化趋势一致. 因此改变燃烧室压力, 不需要改变预燃室混合比组合, 就可以使得系统的燃料泵和氧化剂泵达到新的平

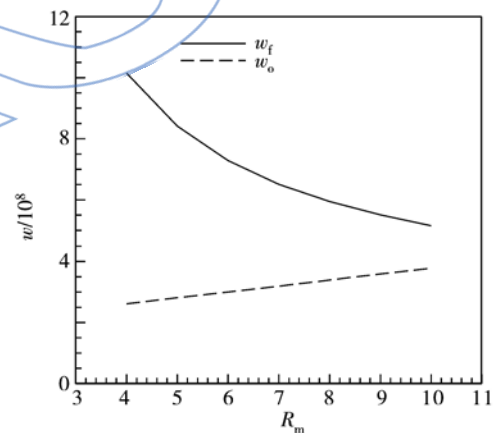
衡. 当燃烧室压力在 20 MPa 之前, 泵的扬程增加与燃烧室压力的增加近似成线性; 而在 20 MPa 之后, 燃烧室压力的增加很小, 导致泵的扬程增加很大. 因此在本文的计算条件下, 燃烧室压力不宜超过 20 MPa.

2.3 燃烧室混合比对发动机系统参数的影响

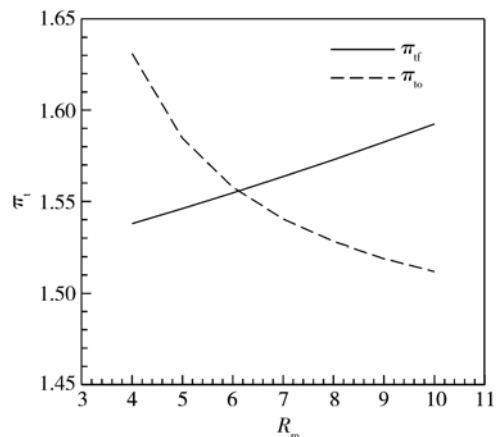
图 3 为全流量补燃循环发动机系统平衡参数随燃烧室混合比的变化曲线.



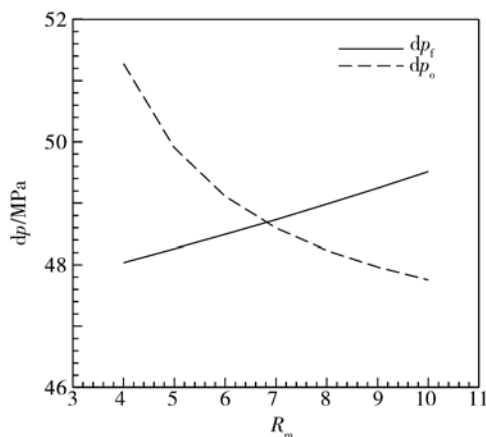
(a) 流量随燃烧室混合比变化



(b) 做功因子随燃烧室混合比变化



(c) 涡轮压比随燃烧室混合比变化



(d) 泵的扬程随燃烧室混合比变化

图3 全流量补燃循环发动机系统参数
随燃烧室混合比的变化曲线

Fig. 3 System parameters of full flow staged
combustion cycle engine versus R_m

由图3(a)发动机总流量、预燃室燃气流量变化曲线可以看出,随着燃烧室混合比的增加,发动机总流量增加,富氧预燃室燃气流量增加,富燃预燃室燃气流量减小。这是因为燃烧室混合比增加,导致发动机比冲下降,在发动机推力保持恒定的情况下,发动机总流量增加。而燃烧室混合比增加,导致氧化剂流量增加而燃料流量减小,因而富氧预燃室燃气流量增加,富燃预燃室燃气流量减小。

预燃室燃气做功因子的变化如图3(b)所示,富氧预燃室燃气的做功因子增大,而富燃预燃室燃气的做功因子减小,这是由预燃室燃气流量的变化所决定的。燃气的做功因子的变化导致涡轮压比的变化恰好相反。从涡轮压比曲线图3(c)所示可以看出,随着燃烧室混合比的增加,富氧涡轮压比减小,开始减小比较迅速,之后比较缓慢,而富燃涡轮压比呈线性增大。燃料和氧化剂泵的扬程曲线表现了相同的规律,如图3(d)所示。因此燃烧室混合比较小时,对泵的扬程影响较大;燃烧室混合比较大时,对泵的扬程影响较小,因此燃烧室混合比不宜过小,取7左右较为合适。

从以上的计算结果可以看出,在发动机推力保持恒定时,燃烧室混合比的变化一方面直接影响了发动机比冲,进而影响了发动机总流量;另一方面又影响了系统流量的分配。因此,燃烧室混合比的变化引起了预燃室燃气流量变化,影响了涡轮燃气做功能力,从而影响了泵的扬程及其他发动机系统参数。因此改变燃烧室混合比,需要改变预燃室混合比组合,使得系统燃料泵和氧化剂泵

达到新的平衡。

3 结 论

本文建立了全流量补燃循环发动机系统动力平衡模型,基于RS-2100发动机系统平衡参数,研究了氢发汗冷却流量、燃烧室压力和燃烧室混合比对发动机系统参数的影响规律。在发动机推力和喷管扩张比保持恒定时,主要研究结论如下:

1) 氢发汗冷却流量主要影响了系统的流量分配,体现在富燃预燃室的流量变化上,影响了富燃涡轮燃气做功能力,从而影响了泵的扬程。随着氢发汗冷却流量的增加,燃料泵扬程大幅度增大,氧化剂泵扬程小幅度减小。一旦改变氢发汗冷却流量,需要改变预燃室混合比组合,使得系统的燃料泵和氧化剂泵达到新的平衡。

2) 燃烧室压力既影响了发动机总流量,又影响了系统流路压力的平衡。燃烧室压力越高,泵的扬程越高;燃烧室压力的变化引起预燃室流量变化一致,使得泵的扬程变化一致,因此改变燃烧室压力,不需要改变预燃室混合比组合,就可以使得系统的燃料泵和氧化剂泵达到新的平衡。当燃烧室压力在20 MPa之前,泵的扬程增加与燃烧室压力的增加近似成线性;而在20 MPa之后,燃烧室压力的增加很小,导致泵的扬程增加很大,燃烧室压力不宜超过20 MPa。

3) 燃烧室混合比既影响了发动机总流量,又影响了系统流量的分配。随着燃烧室混合比的增加,燃料泵扬程呈线性增大,氧化剂泵扬程开始以较大幅度减小,之后减小缓慢。因此燃烧室混合比较小时,对氧化剂泵的扬程影响较大;燃烧室混合比较大时,对氧化剂泵的扬程影响较小,因此燃烧室混合比不宜过小,取7左右较为合适。改变燃烧室混合比,需要改变预燃室混合比组合,使得系统燃料泵和氧化剂泵达到新的平衡。

以上三种影响因素从不同方面对涡轮燃气做功能力有着不同程度的影响,从而影响了泵的扬程及其他发动机系统参数,这些研究结果为全流量补燃循环发动机系统参数设计提供了合理的选择范围。

参考文献:

- [1] Venkatasubramanyam G, Martin J A. Alternate vehicles for engine vehicle optimization[R]. AIAA 93-2277, 1993.
- [2] Goracke B D, Levack J H, Nixon R F. Advanced, low-cost, O_2/H_2 engines for the SSTO application[R]. AIAA 94-3317, 1994.

- [3] Kramer R. Evaluation of undeveloped rocket engine cycle applications to advanced transportation[R]. NASA-CR-184205, 1990.
- [4] Meyer L, Sabol W. Integrated powerhead demonstrator [R]. AIAA 96-4264, 1996.
- [5] 王鹏武. 全流量补燃循环液氧甲烷发动机系统分析[J]. 火箭推进, 2004, 30(6): 15-19.
WANG Pengwu. Analysis of FFSCC LOX/methane rocket engine system[J]. Rocket Propulsion, 2004, 30(6): 15-19. (in Chinese)
- [6] 胡伟, 张青松. 对全流量补燃循环发动机系统的研究与分析[J]. 航空动力学报, 2005, 20(2): 328-333.
HU Wei, ZHANG Qingsong. Research and analysis of full flow staged combustion cycle rocket[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(2): 328-333. (in Chinese)
- [7] 胡伟. 全流量补燃循环发动机静态与动态响应特性的研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2005.
HU Wei. Static and dynamic characteristics of full flow staged combustion engine[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005. (in Chinese)
- [8] 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.
- [9] 中国航天工业总公司《世界导弹与航天发动机大全》编辑委员会. 世界导弹与航天发动机大全[M]. 北京: 军事科学出版社, 1999.
- [10] 刘国球. 液体火箭发动机原理[M]. 北京: 宇航出版社, 1993.
- [11] 休泽尔. 液体火箭发动机现代工程设计[M]. 朱宁昌, 译. 北京: 中国宇航出版社, 2004.
- [12] Davis J A, Campbell R L. Advantages of a full-flow staged combustion cycle engine system[R]. AIAA 97-3318, 1997.