

液体亚燃冲压发动机性能分析研究

梁俊龙, 吴宝元

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 随着巡航导弹的作战空域和飞行速度的不断增大, 对液体亚燃冲压发动机的性能要求越来越高, 亟待对冲压发动机性能的影响因素进行分析研究。通过对液体亚燃冲压发动机的工作过程进行详细的分析研究, 编制了冲压发动机性能计算软件, 利用该软件分析冲压发动机的各个关键组合件, 如进气道、燃烧室、尾喷管以及燃油供应系统等各个组合件的性能对冲压发动机的推力和比冲性能影响程度的大小, 以抓住影响发动机性能的主要因素, 确定对发动机性能影响最直接的关键组件。计算分析结果表明, 对冲压发动机性能影响最直接的因素是可调喷管的冲量效率, 对冲压发动机的性能影响也是最大的。此外, 涡轮的取气量、燃烧室的燃烧效率对发动机性能的影响也较大。

关键词: 液体亚燃冲压发动机; 进气道; 燃烧室; 尾喷管; 性能

中图分类号: V439-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2011) 03-0012-06

Performance analysis and research of liquid ramjet

LIANG Jun-long, WU Bao-yuan

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

Abstract: The requirement of performance for liquid ramjet is higher and higher with the constant increase of battle sky and flight velocity of the cruise missile. It is necessary to analyze and research the influence factors on the liquid ramjet performance. According to detailed analysis of liquid ramjet working process, the software of ramjet performance computation is programmed, and each key subassembly of ramjet is analyzed by using this performance calculation software. In order to make sure the primary factors and subassemblies that affects ramjet performance, the affection of every key subassembly (such as intake, combustion chamber, tail nozzle, fuel supply system, and so on) on the thrust and specific impulse of ramjet performance is determined. Calculation and analysis results indicate that the impulse efficiency of tail nozzle is the most direct and important affection factor on ramjet performance. Moreover, air flowrate that drives turbine, and the efficiency of combustion chamber are the more important factors that affect ramjet performance.

Keywords: liquid ramjet; intake; combustion chamber; tail nozzle; performance

收稿日期: 2010-11-20; 修回日期: 2010-01-14

基金项目: 总装备部预研项目

作者简介: 梁俊龙 (1977—), 男, 高级工程师, 研究领域为冲压发动机系统设计

0 引言

工作马赫数在1.5~5.0的亚燃冲压发动机具有结构简单、质量轻、推重比高、可靠性高等优点,其中液体亚燃冲压发动机相对固体冲压发动机来说比冲更高、经济性好,射程相对较远,更适合远程超声速巡航导弹,因此,在美国、俄罗斯、法国等国家得到了大力发展,其中又以整体式液体亚燃冲压发动机研究为重点^[1]。美国于1996年就开展了“FastHawk”超声速巡航导弹的研制,其动力装置为整体式液体亚燃冲压发动机,导弹飞行马赫数4.0,飞行高度24.36 km,射程可达800 km~1600 km^[2]。俄罗斯的“宝石”超声速反舰巡航导弹、法国的ASMP空射巡航导弹都采用了整体式液体亚燃冲压发动机。

随着巡航导弹要求的作战空域和飞行速度的不断扩大,对液体亚燃冲压发动机的性能要求越来越高,现有的液体冲压发动机已不能完全适应这种要求,亟待对冲压发动机的性能进行分析研究,找出冲压发动机各个关键组合件性能对冲压发动机推力、比冲性能的影响程度的大小,以抓住影响发动机性能的主要因素,确定对发动机性能影响最直接的关键组件。

1 各组合件性能对发动机性能的影响

液体亚燃冲压发动机主要由进气道、燃烧室、尾喷管以及燃油供应系统等组成。高速气流通过进气道增压后进入燃烧室,一小部分压缩空气用于驱动空气涡轮,而大部分压缩空气进入燃烧室参与燃烧;驱动空气涡轮的压缩空气经过设置在进气道上的进气口进入涡轮,驱动燃油泵,对涡轮做功后的空气排出弹体;燃油泵将燃料从低压贮箱中抽出并增压输送,经过供应控制系统中的燃油调节器和控制阀门分路供入燃烧室,与进入燃烧室的空气进行掺混、燃烧,生成高温燃气经尾喷管排出产生推力^[3]。

在液体亚燃冲压发动机性能计算中,对其工作过程进行详细的分析研究,综合考虑了发动机

进气道、燃烧室燃烧过程、尾喷管喉部的变化以及发动机燃油调节和控制等各种因素,这些因素相互影响,相互耦合。针对冲压发动机的工作特点,考虑了发动机各组合件相互耦合的工作过程,确定了合理的冲压发动机性能计算方法,并编制成冲压发动机性能计算软件,利用该软件计算分析了冲压发动机性能^[4-7],从而对发动机各个组合件的性能对发动机性能的影响进行分析。

在上述液体亚燃冲压发动机工作的过程中,进气道、燃烧室、尾喷管以及燃油供应系统的性能都将对冲压发动机的推力和比冲性能产生影响,下面分别进行分析。

1.1 进气道

1.1.1 总压恢复系数

总压恢复系数是进气道的主要性能参数之一,对于确定的结构形式和气体压缩方式,并且在一定的起动和设计马赫数下设计的进气道,总压恢复系数的高低反映了进气道性能的高低,甚至是进气道设计的好坏。

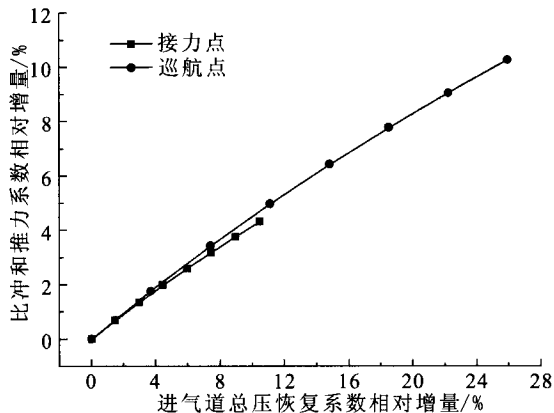


图1 进气道总压恢复系数对发动机性能的影响

Fig. 1 Effect of total-pressure recovery coefficient of intake on ramjet performance

进气道总压恢复系数通过影响冲压发动机内通道压力变化而影响发动机性能^[8]。总压恢复系数越高,表明来流气体经过压缩后总压损失愈小,燃烧室压力越大,如果在进气道总压恢复系数升高的同时发动机尾喷管也能够进行适当调节(减小),使尾喷管的出口速度增大,则发动机产生推力变大,比冲和推力系数增大。由于总压恢

复系数增大的同时,进入发动机的空气和燃油流量并未改变,因此,比冲和推力系数的变化趋势是一致的。从图1可以看出,总压恢复系数增大1%,冲压发动机的比冲和推力系数增大约0.4%,并且从图中可以看出,总压恢复系数对冲压发动机巡航点性能的影响大于接力点。

1.1.2 流量系数

进气道流量系数是反映进气道尤其是在设计马赫数以下工作的进气道的一个气体通流特性参数。进气道流量系数通过影响进入冲压发动机的冲压空气流量而影响发动机性能。冲压发动机通常在进气道设计马赫数以下进行转级接力,流量系数小于1.0。在冲压发动机的接力工况点,当燃烧室的余气系数一定时,如果进气道的流量系数增大,进入冲压发动机的空气流量增大,发动机性能(比冲和推力系数)增加。从图2可以看出,对于在接力工况点工作的固定喉部的冲压发动机,流量系数增大1%,比冲增大约0.3%,推力系数最大约1.3%。

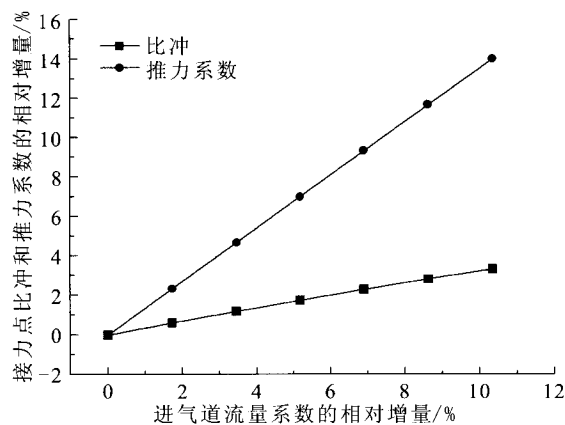


图2 进气道流量系数对发动机性能的影响

Fig. 2 Effect of mass flow coefficient of intake on ramjet performance

1.1.3 攻角

喉部理想可调的冲压发动机随着导弹飞行攻角的增大,进气道的总压恢复系数下降,从而使尾喷管喉部变大,尾喷管出口速度降低,引起冲压发动机性能(推力系数、比冲)降低。同时,也会导致进气道的流量系数降低,引起导弹总进气量的减少,导致发动机性能下降,而攻角的增

大引起的导弹入口轴向冲量的减小,从而使发动机的性能增加。

喉部理想可调的冲压发动机随飞行攻角增大推力系数的增大与否,主要是看总进气量减小和喉部变大引起推力系数性能下降与入口轴向冲量减小引起的推力系数增大程度。冲压发动机比冲增大与否,还与燃油流量有关,攻角增大,总进气量减小,在余气系数不变时,需要的燃油流量是减小的,比冲增大。因此,冲压发动机随攻角增大比冲的增大与否,主要取决于总进气量减小和喉部变大引起的比冲下降与入口轴向冲量减小和燃油流量减小引起的比冲增大的程度。从图3可看出,喉部理想可调的冲压发动机,随着飞行攻角的增大,发动机的比冲和推力系数性能降低。在冲压发动机接力点,总进气量和总压较巡航点大,流量系数和总压恢复系数同样程度的下降,会引起冲压发动机在接力点比冲和推力系数性能下降的程度大于巡航点下降的程度,如飞行攻角为8°时,对冲压发动机巡航点的比冲基本没有影响,接力点比冲下降约2.5%;巡航点推力系数下降约3.2%,接力点推力系数下降约5.4%。

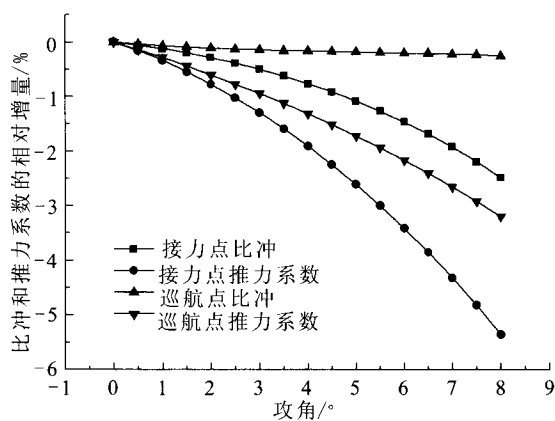


图3 攻角对冲压发动机性能的影响

Fig. 3 Effect of attack angle on ramjet performance

1.2 燃烧室

1.2.1 燃烧效率

燃烧效率是表征燃料在燃烧室内能量释放完全程度的一个重要性能指标,燃烧效率的高低反映了燃烧室性能的高低。在冲压发动机特定工作工况点(如接力点、巡航点等),当燃烧室余气

系数不变时,燃烧效率通过影响燃烧室内气流总温、总压变化而影响发动机性能^[9,10]。在特定飞行工况条件下(高度、马赫数、余气系数和攻角不变),当燃烧效率增大时,燃烧后的气流总温、总压升高,加热比增大,发动机的比冲和推力系数性能增加。从图4可以看出,燃烧效率增大1%,冲压发动机的比冲和推力系数性能也增大1%,并且燃烧效率对冲压发动机巡航点的性能影响程度比接力点要大,因此,提高冲压发动机燃烧室的燃烧效率,尤其是巡航状态点的燃烧效率对于提高冲压发动机的性能尤为重要。

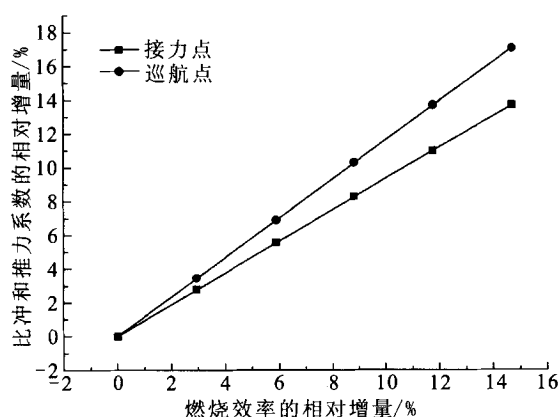


图4 燃烧效率对冲压发动机性能的影响

Fig. 4 Effect of combustion efficiency on ramjet performance

1.2.2 总压恢复系数

燃烧室中的压力损失主要是由供油装置、稳定器等产生的流动损失及由于燃烧产生的热损失组成。燃烧室内阻力太大,会造成来流总压损失过大,影响发动机性能,造成推力下降,因此,燃烧室的总压恢复系数大小直接反映了燃烧室设计的好坏,是燃烧室设计的主要性能指标之一。

冲压发动机燃烧室总压恢复系数也通过影响冲压发动机内通道的压力变化而影响发动机性能,其影响程度与进气道的总压恢复系数影响程度相同。燃烧室总压恢复系数增大1%,发动机比冲或推力系数性能增大0.4%。

1.3 尾喷管

1.3.1 冲量效率

冲压发动机尾喷管的性能主要考虑由于气体

的粘性、尾喷管出口气流不平行于轴线以及超声速段激波、附面层的相互作用引起的损失,用尾喷管实际产生的冲量与理论冲量的比值,即尾喷管的冲量效率表示,它是影响冲压发动机比冲和推力系数性能最直接的因素,对发动机性能的影响很大。从图5可以看出,尾喷管的冲量效率增大1%,发动机的比冲和推力系数性能增大3~4%,并且巡航点的性能增加程度大于接力点。

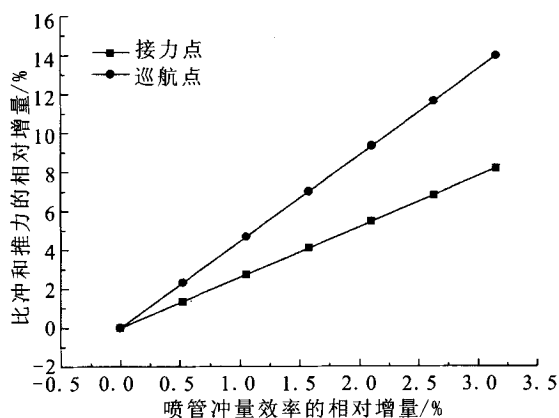


图5 喷管冲量效率对发动机性能的影响

Fig. 5 Effect of impulse efficiency of nozzle on ramjet performance

1.3.2 流量系数

尾喷管的流量系数是通过影响喷管喉部实际流通面积的大小而影响发动机性能的。

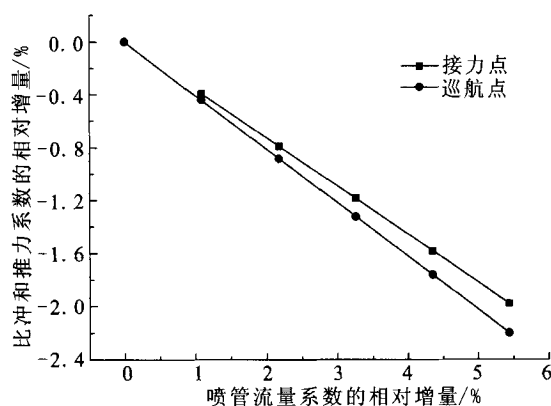


图6 喷管流量系数对发动机性能的影响

Fig. 6 Effect of flow coefficient of nozzle on ramjet performance

对于尾喷管理想可调的冲压发动机,喉部直径大小是根据进气道、燃烧室总压恢复性能以及

燃烧室放热性能而实时调整的, 流量系数对其没有影响; 对于固定尾喷管的冲压发动机, 如果喷管的冲量系数或总压恢复系数性能不变, 喷管流量系数减小, 喷管喉部的实际流通面积减小, 尾喷管的出口气流速度增加, 发动机的比冲和推力性能增加。从图 6 可以看出, 喷管流量系数减小 1%, 发动机的比冲和推力系数性能增加约 0.4%。

1.4 燃油供应系统

1.4.1 涡轮取气量

液体亚燃冲压发动机通过在进气道出口取气, 驱动涡轮, 涡轮带动燃油泵进行燃油增压输送, 做功之后的空气通过排气系统排出弹体外。如果驱动涡轮的冲压空气量增大, 则冲压发动机尾喷管出口的冲量损失也增大, 发动机的比冲和推力系数性能下降。从图 7 可以看出, 涡轮取气量为进气道总进气量的 1% 时, 冲压发动机接力点的比冲、推力系数分别降低 1.5% 和 2.5%; 巡航点的比冲、推力系数分别降低近 3% 和 4%。

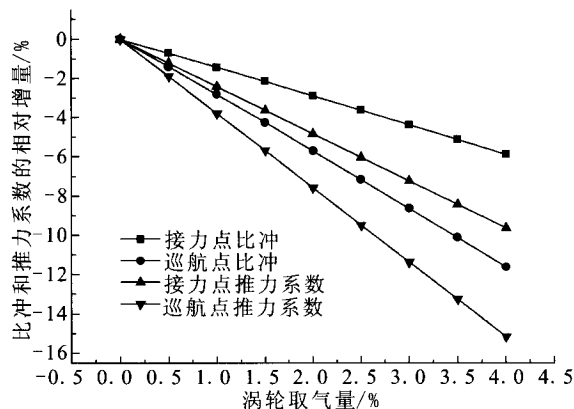


图 7 涡轮取气量对发动机性能的影响

Fig. 7 Effect of turbine gas-pickup on ramjet performance

1.4.2 涡轮与泵的效率

从上节可以看到, 涡轮取气量对发动机的性能影响很大, 为了尽可能地降低涡轮的取气量, 必须提高涡轮与泵工作的效率。

从涡轮的功率计算可以知道, 当涡轮功率和涡轮绝热速度不变时, 涡轮的效率与涡轮取气量成反比; 如果涡轮的工作效率提高 1%, 涡轮的取气量相对原取气量小约 1%, 发动机总进气的

减小量较小, 对发动机的性能影响较小。

从涡轮与泵的功率平衡关系可以知道, 当泵的扬程、流量以及涡轮的效率、绝热速度不变时, 泵的效率与涡轮的取气量同样成反比, 泵的工作效率提高 1% 对发动机性能的影响程度与涡轮效率提高 1% 的影响程度相同。

2 结论

通过液体亚燃冲压发动机进气道、燃烧室、尾喷管以及燃油供应系统等各个组合件的性能对冲压发动机比冲和推力系数性能的影响程度分析可以得到以下结论。

1) 对冲压发动机性能影响最直接的因素是尾喷管的冲量效率, 对发动机比冲和推力系数的性能影响也是最大的, 冲量效率增大 1%, 发动机的比冲和推力系数性能增大 3%~4%。对于在大空域、宽马赫数范围内工作的冲压发动机, 往往采用可调喷管来提高冲压发动机比冲和推力系数性能; 然而, 由于可调喷管的结构复杂性, 喷管气动型面并不完全理想, 会导致喷管的冲量效率降低。因此, 如何提高可调喷管的冲量效率是提高冲压发动机性能的重要有效途径之一。

2) 驱动涡轮的进气道出口的冲压空气做功后排出导弹外, 会导致冲压发动机比冲和推力系数的降低。涡轮取气量为进气道总进气量的 1% 时, 冲压发动机接力点的比冲、推力系数分别降低 1.5% 和 2.5%; 巡航点的比冲、推力系数分别降低近 3% 和 4%。因此, 如何有效地提高涡轮与泵的效率, 尽可能地降低涡轮的取气量也是提高冲压发动机性能研究的重要内容之一。

3) 冲压发动机燃烧室的燃烧效率增大 1%, 冲压发动机的比冲和推力系数性能也增大约 1%; 进气道的总压恢复系数增大 1%, 冲压发动机的比冲和推力系数增大约 0.4%。因此, 如何把燃烧室内喷入的燃油与冲压空气高效、稳定的燃烧组织好, 如何在宽马赫数范围内尽可能地提高进气道的性能都是增大冲压发动机比冲和推力系数的方法。

参考文献:

- [1] FRY R S. A century of ramjet propulsion technology evolution [J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20(1): 27-58.
- [2] 郑日恒. 冲压发动机技术的发展动向与评论[R]. 飞航导弹, 2004 (1): 44-48.
- [3] 刘兴洲. 飞航导弹动力装置(上册)[M]. 北京: 宇航出版社. 1992.
- [4] MURTHY T K S. Computational methods in hypersonic aerodynamics [M]. Dordrecht, Netherlands: Kluwer Academic Publishers, 1991.
- [5] 王妮, 谷良贤. 固体火箭冲压发动机性能快速预估算法[J]. 固体火箭技术, 2008, 31(1): 52-54.
- [6] 赵建民, 夏智勋, 郭健, 等. 基于全模式遗传算法的导弹/固体冲压发动机一体化优化 [J]. 固体火箭技术, 2005, 28(1): 1-4.
- [7] 梁俊龙, 吴宝元, 李斌. 几何结构可调的亚燃冲压发动机性能研究[J]. 火箭推进, 2010, 36(2): 1-4.
- [8] BEUCHAT P N. The effects of intake modification on a ramjet engine [D]. Australia: Department of Mechanical Engineering, University of Melbourne, 2010.
- [9] YUNGSTER S, SURESH A, STEWART M E M, et al. A study of ram combustor performance using 1D and 3D numerical simulations, AIAA 2005-430[R]. USA: AIAA, 2005.
- [10] 黄日鑫, 谭永华. 亚燃冲压发动机燃烧室燃油浓度分布预测[J]. 火箭推进, 2008, 34(4): 17-21.

(编辑: 马 杰)

(上接第 5 页)

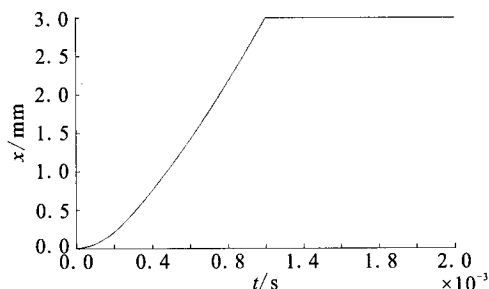


图 11 阀芯完全打开

Fig. 11 Curve when valve core is completely opened

3 结论

1) 对于单向阀流路系统, 本文所建立的动力学模型和采用的非线性系统分析方法, 可以较为准确的描述其自激振荡特征与规律。

2) 小流量状态下单向阀阀芯颤振具有平衡点局部稳定、大范围不稳定的非线性特点。

3) 加大流量或者增大单向阀阀芯流阻, 可以提高系统稳定性, 实现全局稳定。

参考文献:

- [1] 王听. 流量调节器动态特性研究[J]. 火箭推进, 2004, 30(2): 19-24.
- [2] 荆崇波, 吴维. 单活塞液压自由活塞发动机活塞振动特性研究[J]. 北京理工大学学报, 2009, 29(4): 304-308.
- [3] 尤裕荣. 逆向卸荷式气体减压阀的动态特性仿真[J]. 火箭推进, 2006, 32(3): 24-30.
- [4] 周盛. 液压自由活塞发动机运动特性及其数字阀研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2006.
- [5] 赖林, 李清廉, 周进. 大流量气体减压器振动问题研究[J]. 国防科技大学学报, 2009, 34(2): 1-4.
- [6] HIRSCH M W, SMALE S. Differential equations, dynamical systems & an introduction to chaos 2nd ed [M]. 北京: 世界图书出版公司(影印), 2009.

(编辑: 马 杰)