

几何结构可调的亚燃冲压发动机性能研究

梁俊龙, 吴宝元, 李 斌

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 液体亚燃冲压发动机结构简单、推重比高, 是高动态临近空间飞行器的最佳动力装置, 临近空间飞行器的飞行速度范围宽、距离远, 亟需采用几何结构可调技术来提高冲压发动机的性能。本研究对具有固定、连续可调进气道和尾喷管的冲压发动机性能进行了计算和比较。结果表明, 采用连续可调喷管的冲压发动机的性能大大优于固定几何结构的冲压发动机, 进气道可调带来的冲压发动机性能增加远小于喷管连续可调带来的发动机性能增加。

关键词: 可调进气道; 可调喷管; 亚燃冲压发动机; 性能

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2010) 02-0001-05

Performance research of adjustable geometric structure ramjet engine

Liang Junlong, Wu Baoyuan, Li Bin

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

Abstract: Simple structure and high specific impulse liquid ramjet is the best engine concept of high dynamic vehicles near space. The vehicles with large flight velocity range and long flight distance near space require high performance ramjets that adopt adjustable geometric structure technology. The ramjet performance is calculated and compared with fixed and continuous adjustable structure intake and nozzle in this paper. The results show that the performance of a ramjet with continuous adjustable nozzle is much better than a ramjet with fixed structure. Improved ramjet performance from adjustable intake is much lower than improved performance from continuous adjustable nozzle.

Key words: adjustable intake; adjustable nozzle; ramjet; performance

收稿日期: 2009-09-22; 修回日期: 2009-12-03。

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

0 引言

临近空间飞行器是指能够在临近空间作长期、持续飞行的飞行器,具有航空、航天飞行器所不具有的作用,特别是在通信保障、情报收集、远程打击等方面极具发展潜力。同时,临近空间飞行器具有相对安全的工作环境,并且在特定的区域能够比卫星提供更多、更详细的信息。因此,临近空间飞行器具有重要的开发应用价值而在国内外引起了广泛的关注。

临近空间飞行器可以分为平流层飞艇、浮空气球等低动态飞行器 and 以冲压发动机或组合发动机为动力的高动态飞行器。高动态临近空间飞行器飞行速度快(马赫数为 $1.5 \sim 5.0 Ma$),更是具有非常广阔的军事应用前景。液体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,因而成为高动态临近空间飞行器的最佳动力装置。

高动态临近空间飞行器具有飞行速度范围宽、飞行距离远的特点^[1],现有的固定几何结构的液体冲压发动机已不能完全适应这种要求,亟待采用几何结构可调技术来提高冲压发动机性能。与固定几何结构的冲压发动机相比,冲压发动机几何结构调节技术对发动机性能的影响程度如何及是否有必要采用,为了解决这些问题,本研究对不同调节方式的冲压发动机性能进行了计算分析。

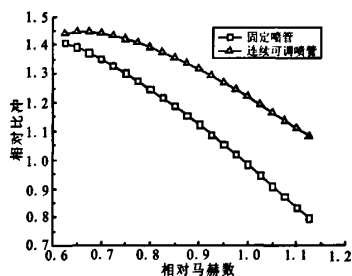
1 不同调节方式的冲压发动机性能分析

冲压发动机的几何结构可调又可分为进气道可调 and 尾喷管可调。其中尾喷管可调又可分为喉部面积可调和出口面积可调,受冲压发动机或飞行器结构尺寸的限制,一般不采用尾喷管出口面积可调的方式。喉部面积连续可调喷管是指对尾喷管喉部实施无级调节,喉部尺寸随飞行状态连续变化。因此,对具有固定和连续可调进气道、尾喷管的冲压发动机进行了性能计算分析^[2,3]。

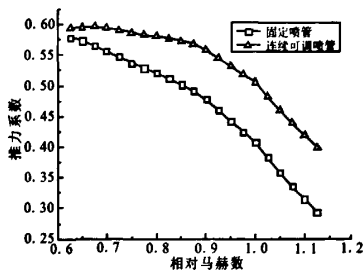
1.1 进气道固定, 喷管可调

1.1.1 速度特性

图1给出了固定几何结构的进气道,尾喷管采用不同调节方式的冲压发动机速度特性。对于某一具体的喷管调节方式来说,从中可以看出,在来流环境温度、攻角及余气系数给定的情况下,当导弹的飞行速度增大时,发动机的推力系数与比冲总体上呈下降趋势^[4]。这是由于飞行速度越大,进气道的总压恢复系数越低,而同一余气系数下燃烧室的加热比也越小,导致比冲和推力系数均降低。



(a) 相对比冲随相对马赫数的变化



(b) 推力系数随相对马赫数的变化

图1 进气道固定、不同喷管调节方式的
冲压发动机速度特性

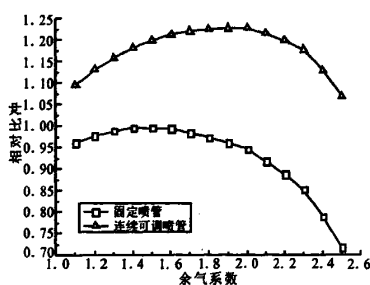
Fig.1 Ramjet velocity characteristics with fixed intake,
different adjustable mode nozzle

在相对马赫数为1.0时,连续可调喷管发动机的比冲和推力系数比固定喷管的发动机分别高约24.0%。其原因在于,对于喷管喉部可变的发动机来说,由于喷管膨胀比的调整,使气流的膨胀始终处于最佳状态,另外喷管的变化使燃烧室压力发生改变,从而降低了进气道超临界工作的程度,提高了进气道的总压恢复系数,这些因素

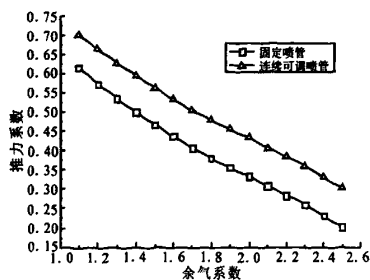
都使发动机性能得到提高。可见, 当冲压发动机工作的马赫数范围较宽时, 采用连续可调喷管可以达到改善发动机性能, 提高导弹经济性的目的, 对于飞行速度范围宽、飞行距离远的高动态临近空间飞行器来说, 无疑更具有吸引力。

1.1.2 调节特性

图 2 给出了固定几何结构的进气道, 尾喷管不同调节方式的冲压发动机调节特性。对于某一具体的喷管调节方式来说, 从图中可以看到, 在给定的马赫数及高度条件下, 发动机比冲有最佳值, 而推力系数随着燃烧室余气系数的增大而降低。这是因为余气系数的变化直接影响发动机燃烧室加入热量的多少, 当高度和马赫数不变时, 随着余气系数的增加, 加入的燃料减少, 故推力系数随之下降, 发动机比冲先增加后减小^[5,6]。



(a) 相对比冲随余气系数的变化



(b) 推力系数随余气系数的变化

图 2 进气道固定、不同喷管调节方式的冲压发动机调节特性 (相对马赫数为 1.0)

Fig.2 Ramjet regulation characteristics with fixed intake, different adjustable mode nozzle ($Ma=1.0$, relative)

当飞行相对马赫数为 1.0, 余气系数 2.0 时, 连续可调喷管发动机的比冲和推力系数比固定喷管发动机高约 29.8%。喷管喉部的连续减小, 发

动机燃烧室压力升高, 进气道的超临界程度降低, 导致了燃烧室的余气系数调节范围减小, 发动机容易进入“喘振”区。因此, 在进行具有连续可调尾喷管冲压发动机的设计时, 应给发动机留有足够的“喘振”余量。

1.2 不同调节方式的冲压发动机性能比较

相对于固定几何结构的进气道, 可调进气道在高马赫数时的临界总压恢复性能较高, 如相对马赫数为 1.0 时, 可调进气道的临界总压恢复系数比固定进气道大 12.6%; 而在低马赫数时, 可调进气道的临界总压恢复系数增加的相对较少, 如相对马赫数为 0.625 时, 临界总压恢复系数仅提高 0.8%。见图 3。在可调进气道临界总压恢复系数增加的同时, 适当地调整 (调小) 冲压发动机尾喷管的喉部尺寸, 则冲压发动机的性能将会有所提高。

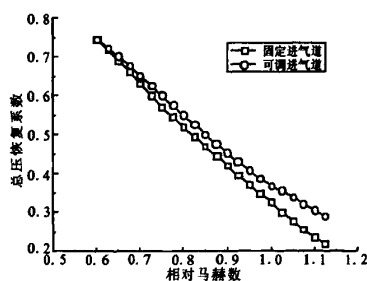


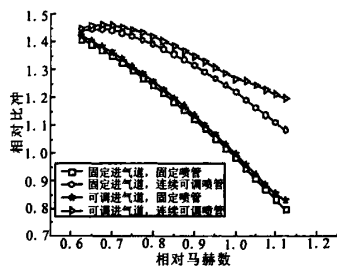
图 3 固定与可调进气道的总压恢复系数性能比较

Fig.3 Comparison of total-pressure recovery coefficient between fixed and adjustable intake

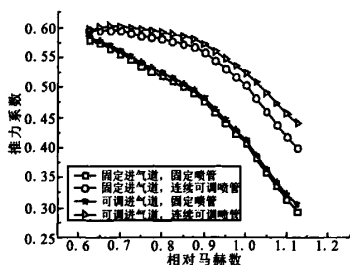
1.2.1 速度特性

图 4 给出了固定和可调几何结构的进气道在尾喷管采用不同调节方式时的冲压发动机速度特性比较曲线。从图中可以看出, 对于几何结构可调的进气道, 冲压发动机的比冲和推力系数性能曲线的趋势与前述固定进气道发动机的特性相同, 总体上呈下降趋势。而对于某一具体的喷管调节方式来说, 进气道几何结构可调比固定的冲压发动机性能高。这是因为进气道可调使其临界总压恢复系数提高, 连续调节的发动机尾喷管进行了适当调小, 燃烧室压力升高, 使发动机的性能得到提高。从图中还可以看出, 在高马赫数

(如相对马赫数 1.025) 时, 固定喷管冲压发动机的性能提高最小 (1.5%), 连续可调喷管冲压发动机的性能提高最大 (5.7%)。



(a) 相对比冲随相对马赫数的变化



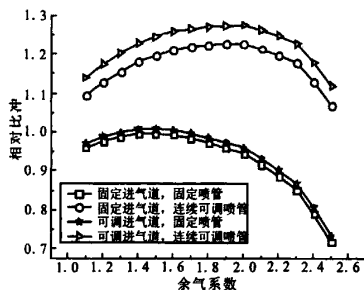
(b) 推力系数随相对马赫数的变化

图4 不同喷管调节方式的冲压发动机速度特性

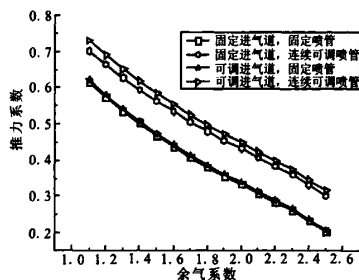
Fig.4 Ramjet velocity characteristics with different adjustable mode nozzle

1.2.2 调节特性

图5给出了固定和可调几何结构的进气道在尾喷管采用不同调节方式时的冲压发动机调节特性比较曲线。从图中可以看出, 对于几何结构可调的进气道, 冲压发动机的比冲和推力系数性能的变化趋势也与前述固定进气道发动机的特性相同, 发动机比冲呈先上升后下降的趋势, 推力系数呈下降趋势。而对于某一具体的喷管调节方式来说, 由于连续可调的冲压发动机尾喷管根据可调进气道的较高临界总压恢复性能进行适当的调节 (变小), 使可调进气道发动机的性能得到了提高。如图5所示, 在相对马赫数 1.0、余气系数 2.0 时, 固定喷管的可调进气道发动机性能能提高 1.6%, 连续可调喷管的发动机性能提高 4.0%。



(a) 相对比冲随余气系数的变化



(b) 推力系数随余气系数的变化

图5 不同喷管调节方式的冲压发动机调节特性 (相对马赫数为 1.0)

Fig.5 Ramjet regulation characteristics with different adjustable mode nozzle ($Ma=1.0$, relative)

表1 不同调节方式的冲压发动机性能比较

Tab.1 Comparison of ramjet performance with different adjustable modes

进气道	尾喷管	相对马赫数 1.0	
		相对比冲	推力系数
固定	固定	0.9835	0.4077
	连续可调	1.2195(24.0%)	0.5055(24.0%)
可调	固定	0.9971(1.4%)	0.4133(1.4%)
	连续可调	1.2660(28.7%)	0.5248(28.7%)

表1给出了固定和可调几何结构的进气道在尾喷管采用不同调节方式时的冲压发动机的性能比较表 (表中括号中的数字为相对于固定几何结构冲压发动机性能的相对值)。作为高动态临近空间飞行器的最佳动力装置——冲压发动机, 发动机的高性能要求是显而易见的。 (下转第 19 页)

统质量比传统轨姿控动力系统更轻, 系统适用性好, 使用维护简单安全, 是轨姿控动力系统发展的方向之一, 具有较好的应用前景。

参考文献:

- [1] Whitehead J C. Performance of a New Lightweight Reciprocating Pump[R]. AIAA2005-3921.
- [2] Whitehead J C. Reciprocating Pump Systems for Space Propulsion[R]. AIAA2004-3836.
- [3] Maj Michael C Lydon. Hydrogen Peroxide Self Pressuriz-

ing Storage Tank[R]. AIAA2004-4201.

- [4] Whitehead J C, Colella N J, Pittenger L C. Design and Flight Testing of a Reciprocating Pump Fed Rocket[R]. AIAA94-3031.
- [5] Whitehead J C. Test Results for a Reciprocating Pump Powered by Decomposed Hydrogen Peroxide [R]. AIAA2001-3839.
- [6] Frei T E, Maybee J C, Whitehead J C. Recent Test Results of a Warm Gas Pumped Monopropellant Propulsion System[R]. AIAA94-3393.
- [7] Whitehead J C. Hydrogen Peroxide Gas Generator Cycle with a Reciprocating Pump[R]. AIAA2002-3702.

(编辑: 陈红霞)

(上接第 4 页)

固定进气道、固定尾喷管的冲压发动机显然不能满足高性能的要求。可调或固定式进气道、连续可调喷管的冲压发动机将是高动态临近空间飞行器最佳的动力装置方案。尾喷管的连续可调使冲压发动机的性能增加 24%, 而进气道的可调仅使发动机性能提高到 28.7%, 因此, 临近空间飞行器用冲压发动机最终是否采用可调进气道, 主要取决于进气道可调带来冲压发动机性能增加与进气道调节机构的复杂带来的质量惩罚程度的大小。

2 结论与建议

通过对固定或可调几何结构的进气道以及固定、连续可调尾喷管冲压发动机的性能计算和比较, 可以得出以下结论:

(1) 采用连续可调尾喷管的冲压发动机的性能大大优于固定几何结构的冲压发动机, 这对于需要远程长时间飞行的高动态临近空间飞行器来说, 无疑具有巨大的吸引力。

(2) 进气道可调带来的冲压发动机性能增加远小于喷管连续可调带来的发动机性能增加, 是否采用可调进气道, 主要取决于进气道可调带来

冲压发动机性能增加与进气道调节机构的复杂带来的质量惩罚程度的大小。

(3) 在进行临近空间高动态飞行器冲压发动机动力装置研究时, 必须深入研究进气道、尾喷管可调带来的发动机性能增加, 以及连续调节作动机构及其热防护复杂程度增加的大小。

参考文献:

- [1] Lantz, Edward. A Reusable Launcher for Flight Testing Ramjet Powered Aircraft[R]. AIAA 1998-1583.
- [2] 鲍福廷, 黄熙君, 张振鹏, 等. 固体火箭冲压组合发动机[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2006.
- [3] Natan B. Performance Assessments of a Boron Containing Gel Fuel Ramjet[R]. AIAA 2009-1421.
- [4] 刘兴洲主编. 飞航导弹动力装置(上册)[M]. 北京: 宇航出版社, 1992.
- [5] 卞荫贵, 徐立功. 气动热力学[M]. 合肥: 中国科学技术大学出版社, 1997.
- [6] 童秉纲, 孔祥言, 邓国华. 气体动力学[M]. 北京: 高等教育出版社, 1990.
- [7] 黄日鑫, 谭永华. 亚燃燃烧室稳态工作过程数值研究[J]. 火箭推进, 2009, 35(2): 18-24.

(编辑: 陈红霞)