

吸气式发动机流道调节的影响

柳长安, 李 平, 张蒙正

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 随着吸气式发动机技术的发展, 大包线飞行已成为基本要求, 需要发动机采用流道调节技术以满足大包线范围内的高性能要求。另一方面, 采用流道调节技术无疑又会带来系统复杂度的提升和结构尺寸/质量的增加, 对发动机乃至飞行器的综合性能产生影响。为了进行流道调节影响分析, 本文对以冲压发动机为动力的巡航导弹按假想飞行条件和不同流道参数条件进行了飞行器航程指标对比计算, 对重要的结构质量环节进行了比较, 结果表明调节系统附加结构质量对调节收益影响较大, 超过一定的质量阈值后流道调节将失去意义。

关键词: 吸气式发动机; 包线; 流道; 冲压发动机

中图分类号: V439-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2011) 04-0024-04

Influence of flowpath adjustment on air-breathing engine

LIU Chang-an, LI Ping, ZHANG Meng-zheng

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

Abstract: With the development of the air-breathing engine, the large or broad flight envelope has become a basic requirement. Therefore, the flowpath adjustment technology is adopted for the engines to satisfy the requirement of higher performance. On the other hand, the flowpath adjustment technology will complicate the systems and make them heavier and bigger obviously. To analyze the affection of flowpath adjustment, the computation of the aircraft voyage index of cruise missile which takes a ramjet as its motive power was performed under the conditions of assumption flight and different flowpath parameters. The comparison show the extra mass caused by the adjustment technology takes an important part in the affection, and the adjustment will lose the importance as the mass value exceeds a certain range.

Keywords: air-breathing engine; envelope; flowpath; ramjet

0 引言

随着吸气式发动机的发展, 以冲压发动机和

与冲压技术相结合的组合发动机为代表的发动机持续向高空、高速域拓展工作包线, 相应的也就需要发动机在宽马赫数和高度范围内通过流道调节来保证稳定、高效工作。显然, 为了实现流道

收稿日期: 2011-04-08; 修回日期: 2011-04-18

基金项目: 总装备部预研项目

作者简介: 柳长安 (1974—), 男, 博士, 高级工程师, 研究领域为发动机总体和系统分析

调节必须付出各种代价, 例如系统及控制规律更加复杂、结构尺寸/质量增加等, 在一些情况下甚至还会是得不偿失。因此, 在设计方案中有必要对流道调节方案进行权衡分析, 尽可能简化系统和减轻结构质量。

为了分析流道调节的影响, 本文按飞行器航程指标对以冲压发动机为动力的巡航导弹进行了对比计算, 在此基础上对重要的结构质量环节进行了比较, 得到了流道调节与结构质量的影响曲线, 可以为今后的研究和设计工作提供借鉴。

1 流道调节方法

1.1 进气道

轴对称进气道 (包括半圆形进气道) 多采用进气锥调节方法对进气道进行调节, 而二元进气道多采用单侧楔板调节方法对进气道进行调节。另外, 在飞机上还有采用辅助进排气门保证发动机稳定工作的设计方案, 在某些二元进气道方案中更采用了可调进气口技术调节进气道捕获面积^[1,2]。

1.2 喷管

塞式喷管通过塞锥轴向移动调节喷管喉部面积, 气动喷流喷管则采用横向喷流控制喷管临界面积, 而航空发动机大多通过鱼鳞调节片改变喷管型面。其中航空发动机的调节又可根据作动方式分为调节喉部的单环调节方案和调节全喷管型面的多环调节方案^[3]。

1.3 调节方案的选择

对于采用头锥环形进气道设计的巡航导弹/发动机方案, 采用进气锥调节无疑是最直接和简便的, 而选用单环调节方案仅对喷管喉部面积进行调节较为可行^[4-6]。

2 流道调节影响

2.1 简化分析

为了简化分析, 将流道结构分解为多个尺寸结构状态, 并认为流道调节是通过多个流道结构状态相互转换实现的, 转化过程可以瞬间完成,

即流道结构为多工位非连续调节 (如果调节工位趋于无穷多则可以认为是连续调节)。

另外, 根据导弹/冲压发动机任务和工作方式, 导弹/冲压发动机首先是通过固体助推器加速到中空中速, 随后冲压发动机接力并以大工况工作继续加速爬升, 到达巡航高度和速度后以小工况工作进行巡航飞行。显然, 从简化系统的角度考虑采用两工位调节易于实现, 系统负担 (包含控制、监测和作动等环节) 较小。相应的调节收益仅在巡航段获得, 所以本文的分析就进一步简化为只考虑巡航段的调节影响。

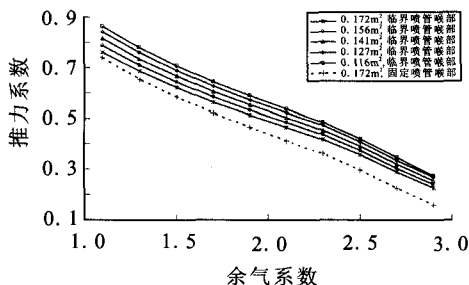
2.2 不同流道参数性能

为了方便比较, 选择了几种发动机流道工位进行分析, 具体参数参见表 1。

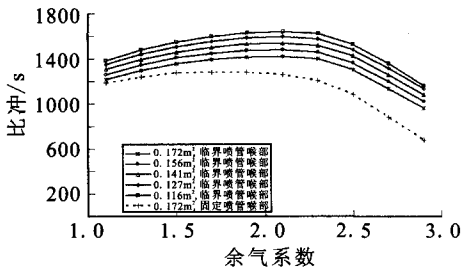
表 1 发动机流道状态
Tab. 1 Status of ramjet flowpath m^2

工况	进气道喉部面积	喷管喉部面积
初始工况	0.172	0.173
1	0.172	临界喉部
2	0.156	临界喉部
3	0.141	临界喉部
4	0.127	临界喉部
5	0.116	临界喉部

根据发动机性能计算方法^[7-12]可以计算得到不同流道参数下的发动机性能变化曲线, 如图 1 所示。其中, 进气道喉部面积分别为 0.172 m^2 , 0.156 m^2 , 0.141 m^2 , 0.127 m^2 和 0.116 m^2 , 尾喷管为临界喉部状态或是 0.173 m^2 固定喉部状态 (忽略爬升段的限制, 假设 0.173 m^2 喉部面积对应发动机初始工位状态), 飞行参数均为巡航飞行高度 17 km 、速度 3.6 Ma 。



(a) 推力系数



(b) 比冲
图 1 不同流道参数的发动机性能

Fig. 1 Ramjet performance with different flowpath parameters

从图 1 可以看出：(1) 在同一进气道喉部面积情况下保证尾喷管喉部面积为临界面积会使发动机性能提高；(2) 随着进气道喉部面积的减小，发动机性能有所提高。因此，变化尾喷管喉部面积并配合调节进气道可以有效提高发动机的比冲和推力系数，进而提高导弹飞行性能。

2.3 巡航段对比

如果在巡航段飞行时导弹的升阻比保持不变，则发动机推力系数应保持不变。以飞行高度 17 km、马赫数 3.6 Ma 计算，则在 L/D 为 1.054 时发动机推力系数为 0.545，根据上述曲线关系可以得到在不同流道参数时的燃油流量。假设导弹在巡航开始时刻的总重为 2000 kg，巡航末端总重为 1600 kg，即巡航段可用燃油量为 400 kg，根据航程经验公式能够得到相应的巡航段航程变化情况。具体结果见表 2。

表 2 不同发动机工况的导弹巡航距离
Tab. 2 Missile cruising distances under different ramjet conditions
($H=17\text{km}$, $Ma=3.6$, $L/D=1.054$)

工况	燃油流量/($\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$)	巡航距离/km
初始工况	1.01	422
1	0.93	461
2	0.89	482
3	0.85	504
4	0.82	522
5	0.79	537

从表 2 可以看出：巡航开始后如果保持进气道喉部面积为 0.172 m^2 而只调节尾喷管，则会使导弹巡航段航程由 422 km 增加到 461 km，增程 9.2%；如果配合进气道喉部面积由 0.172 m^2 变化到 0.156 m^2 ，则可使导弹巡航段航程由 422 km 增加到 482 km，增程 14.2%。相应的，如果进气道喉部面积由 0.172 m^2 变化到 0.141 m^2 ， 0.127 m^2 以及 0.116 m^2 ，则对应增程分别为 19.4%，23.7%和 27.3%。

这说明通过调节进气道喉部面积 (配合调节尾喷管喉部面积) 可以获得收益，但应当注意的是：这是在未考虑调节机构增重的情况下得到的计算结果。由于飞行器结构质量的大小将直接关系到整个飞行器的各项性能指标，而作为其中重要组成部分的发动机结构质量的增减也必然会带来飞行器性能的变化。因此，本文进一步从结构质量环节进行了影响分析。

假设采用可调流道技术会使巡航导弹结构质量增加 90 kg，则为了保证导弹总重不变，燃油量将只有 310 kg。以 0.116 m^2 进气道喉部面积参数计算巡航距离则减程 4%，相对于理论巡航段航程则减程 25%。显然，调节机构的增重会抵消调节带来的收益，导致收益减小甚至是无法获益。

表 3 考虑增重时导弹巡航距离变化
Tab. 3 Variation of missile cruising distance with extra weight caused by adjustment
($H=17\text{ km}$, $Ma=3.6$, $L/D=1.054$)

状态	燃油量/kg	射程/km
流道可调	320	405
流道不可调	400	422
理论调节	400	537

以同样方法计算各流道参数、不同增重条件下的调节影响，可以得到如图 2 所示的增重与增程的变化关系曲线。

数据表明在调节系统增重量较小的情况下采用可调进气道技术可以使导弹航程增加，但如果调节系统的重量超过某一阈值则通过流道调节只能得到负收益。

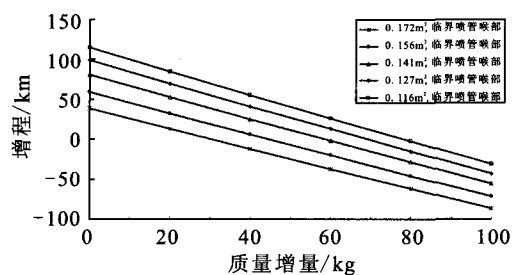


图2 航程增加与重量增加的关系

Fig. 2 Cruising distance versus extra weight caused by adjustment

另一方面,不同的流道参数条件下增重阈值也有所变化,随着流道调节范围的增大,调节系统的质量增量也可以大一些。表明在相同的增重条件下大范围调节的效果更好一些,例如,进气道喉部 0.156 m^2 、临界喷管喉部参数条件下调节系统的增重阈值约 44 kg 左右;而进气道喉部 0.116 m^2 、临界喷管喉部参数条件下则可以放大到 78 kg 左右。

3 结论

本文针对吸气式发动机流道调节影响的分析表明:

1) 巡航条件下不同流道参数的发动机性能对比表明采用流道调节可以提升发动机性能,有利于巡航飞行;

2) 由于流道调节需要附加调节系统的结构质量,因而导致调节收益随着结构质量的增加而减小,甚至出现负收益;

3) 大范围流道调节有利于获得较好的综合性能。

综合前述分析认为:由于发动机流道调节涉

及到了飞行任务要求、飞行器特性和结构限制等多方面因素环节,是否采用流道调节技术需要结合飞行任务要求进行全动力系统甚至是全飞行器的权衡分析,优化系统参数和调节方案,以避免流道调节带来的系统过度复杂或是结构严重超重。

参考文献:

- [1] 李为吉. 现代飞机总体综合设计[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2000.
- [2] 金志光, 张元. 高超侧压式进气道简单唇口调节方案设计[J]. 推进技术, 2008, 29(1): 43-48.
- [3] 航空发动机设计手册总编委会编. 航空发动机设计手册, 第7分册: 进排气装置[M]. 北京: 航空工业出版社, 2000.
- [4] 李明权. 俄罗斯新一代反舰导弹系统之“宝石”[J]. 现代军事, 2001(7): 40-41.
- [5] 丛敏. 俄罗斯展出空射宝石反舰导弹[J]. 飞航导弹, 2004(3): 19.
- [6] 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): 5-8.
- [7] 刘兴洲. 飞航导弹动力装置[M]. 北京: 宇航出版社, 1992.
- [8] 鲍福廷, 黄熙君, 张振鹏, 等. 固体火箭冲压组合发动机[M]. 北京: 宇航出版社, 2006.
- [9] NATAN B. Performance assessments of a borton containing gel fuel ramjet, AIAA 2009-1421 [R]. USA: AIAA, 2009.
- [10] 李进贤, 张林, 唐金兰, 等. 可调冲压喷管变流量固冲发动机工作特性分析 [J]. 固体火箭技术, 2009, 32(6): 629-633.
- [11] 范玉珠, 张为华. 超声速弹用液体冲压发动机一体化性能建模与仿真[J]. 弹箭与制导学报, 2009, 29(1): 177-180.
- [12] 庄欢, 郭昕, 马前容. 高空高速液体燃料亚燃冲压发动机动力特性研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2009, 22(1): 37-40.

(编辑: 王建喜)