

超声速混压式进气道起动与质量吸除耦合设计

孔晓俊 杨铁成 谷良贤 龚春林

(西北工业大学航天学院,西安 710072)

摘要 结合质量吸除方案,对超声速混压式进气道进行了起动耦合型面设计,并采用 CFD 数值模拟对进气道的总体性能进行了对比分析。研究结果表明该方案具有以下优点:1)可以提高进气道的总体性能;2)可以解决低马赫数下超声速混压式进气道的起动问题;3)可以改善高马赫数下进气道的气流分离特性。为大空域、宽马赫数工作的超声速进气道的设计提供参考。

关键词 吸气式推进系统 亚燃冲压发动机 超声速进气道 质量吸除 数值模拟

中图法分类号 V211.48; **文献标志码** A

进气道作为冲压发动机动力装置的重要组成部分,其功能是利用迎面高速气流的速度冲压,有效地将其动能转化为位能,提高气流的压强,并为冲压发动机提供所需的空气流量。目前,从超声速巡航导弹大空域的作战需求看,进气道的研制趋向于满足更宽马赫数范围工作的导弹总体要求。就大空域、宽马赫数工作的几何不可调超声速混压式进气道而言,如何做到高马赫数下高性能与低马赫数下可靠起动的兼顾,是进气道型面设计重点与难点。

科研人员对扩压器管道的研究由来已久,例如早在 20 世纪 70 年代,S 型超声速进气道就在“第三代”军用飞机中得到了应用^[1],但大多数学者都专注于进气道自身的起动设计和流场特性的提高或者通过气流吸除、吹除设计研究对附面层的控制及其特性的改善,因此从目前发表的文献来看,混压式进气道的起动与吸除耦合设计并不多见。

本文针对应用于超声速巡航导弹的混压式进气道,结合质量吸除方案进行了起动耦合型面设计,并采用 CFD 数值模拟对进气道的总体性能进行了对比分析。研究结果表明:该方案可以有效地解

决进气道高马赫数下高性能和低马赫数下可靠起动之间的矛盾,同时可以在一定程度上改善高马赫数下进气道的气流分离特性。

1 质量吸除型面设计

本文以超声速轴对称混压式进气道为例,说明起动和质量吸除耦合设计对进气道总体性能的影响。选取进气道型面设计参数为:设计马赫数 4.0,起动马赫数 2.5。超声速混压式进气道起动设计^[2-5]的关键是确定喉道面积 A_{th} 。

对于自身能够起动的进气道,其喉道面积 $A_{th,1}$ 可按式(1)计算:

$$A_{th,1} = \frac{\varphi q(\lambda_\infty)}{\sigma_n} A_0 \quad (1)$$

式(1)中: φ 为起动马赫数下的最大流量系数; σ_n 为经中心体斜激波系、唇口正激波后气流的总压恢复系数; A_0 为进气道最大捕获面积(唇口在远前方来流截面上的投影); $q(\lambda_\infty)$ 为无穷远来流的流量函数。

对于超声速轴对称混压式进气道而言,超声速气流经中心体锥面压缩后,再经唇口在进气道通道内继续压缩,若气流在喉道处减速成音速,且进气道通道内的结尾激波也稳定在喉道处,此时进气道总压损失最小,进气道流动特性最佳^[2]。因此采用

2011 年 3 月 11 日收到

第一作者简介:孔晓俊(1985—),山西忻州人,硕士,研究方向:飞行器总体设计。

质量吸除的耦合起动设计方案,其喉道面积 $A_{th,2}$ 可按下式计算:

$$A_{th,2} = \frac{\varphi q(\lambda_\infty)}{\sigma_1} A_0 \tag{2}$$

式(2)中: σ_1 为经中心体斜激波系后气流的总压恢复系数,其余各参数意义和式(1)相同。

超声速混压式进气道喉道节流是造成进气道不起动的物理机理。当进气道不起动时,进气道唇口捕获的空气流量以音速不能完全通过喉道,并在唇口有溢流发生。采用质量吸除方案改善进气道的起动特性,就是在喉道前的中心体上布置吸除通道,使原本溢流气体通过该通道排出弹体,进而实现进气道的可靠起动。

本文采用质量吸除方案的进气道喉道面积 $A_{th,2}$ 和不采用质量吸除方案的喉道面积 $A_{th,1}$ 之比为 $A_{th,2}/A_{th,1}=0.811$,考虑到进气道结构限制,实际选取 $A_{th,2}/A_{th,1}=0.858$ 。按照上述参数计算进气道的吸除喉道高度为 6.02 mm,考虑到附面层内气体的低能效应^[6],实际选取吸除喉道高度为 8 mm,此时对应的吸除喉道面积 $A_{th,3}$ 和不采用质量吸除方案的喉道面积 $A_{th,1}$ 之比为 $A_{th,3}/A_{th,1}=0.188$ 。按照上述参数设计的质量吸除进气道局部型面如图 1 所示。

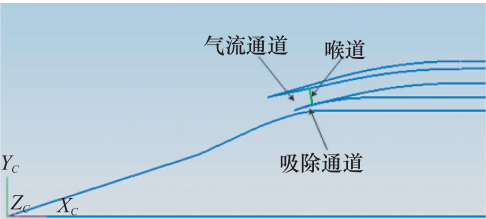
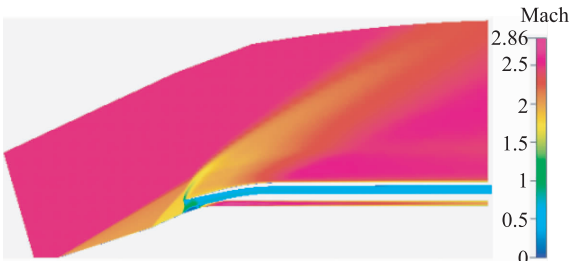


图1 质量吸除进气道局部型面

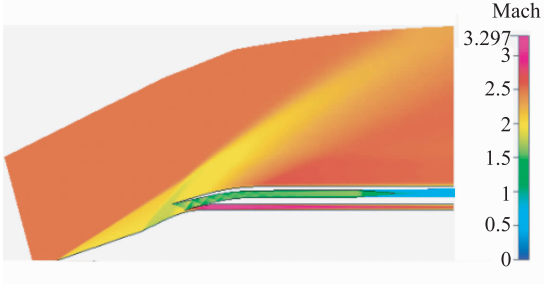
2 起动特性分析

通过 CFD 数值模拟初步验证进气道在马赫数 2.5 下的起动^[7],考虑到对激波的捕捉,对进气道唇口和喉道区域进行了人工局部网格加密,所有网格均为结构化网格。仿真计算采用 $k-\varepsilon$ 湍流模型^[8],标准壁面方程^[9],二阶离散格式,定常求解器。数值模拟采用国际标准大气,来流参数如下:高度 $H =$

2 000 m,静压 $P = 79\,501\text{ Pa}$,静温 $T = 275.2\text{ K}$,黏性系数 $\mu = 1.726 \times 10^{-5}\text{ Pa} \cdot \text{s}$ 。



(a) 强激波位于唇口的仿真初始稳态流场



(b) 出口反压降低,强激波被再次吞入喉道

图2 吸除方案进气道起动的 CFD 仿真初步验证

本文采用 CFD 仿真初步验证混压式进气道的起动,需要将进气道内的结尾激波推出进气道唇口,然后降低进气道出口反压,当出口反压足够低时,若位于唇口的强激波能被再次吞入进气道喉道内,说明进气道能够起动。本文 CFD 仿真强激波位于唇口的稳态流场和降低反压后进气道起动后的稳态流场如图 2 所示。

显然,若不采用质量吸除方案,由式(2)确定的进气道型面,进气道将无法起动;而采用质量吸除方案后,被喉道节流的气体通过吸除通道分流,实现了起动,如图 2 中(b)图所示。需要说明的是,在进气道起动之后,吸除装置可以取消^[10],进气道仍然能够正常工作。

3 综合性能对比分析

在进气道起动后,取消吸除装置,仿真计算得出了进气道综合性能,同时为了对比分析,本文也给出了不采用质量吸除方案的进气道综合性能。

3.1 总体性能对比

仿真计算上述两种进气道的流量系数和临界

总压恢复系数,如表 1 所示。从表 1 中可以看出,按照式(2)设计的进气道型面,其临界压比 P_b/P_∞ 和临界总压恢复系数 σ_{cr} 均有较大提高,而设计马赫数 4.0 的临界总压恢复系数最大提升了 15.25%;同时从表中还可以看出,进气道正常工作的流量系数却没有发生变化。

表 1 进气道总体性能对比

来流马赫数	2.5	3.0	3.5	4.0
φ	0.62	0.74	0.868	0.994
无吸除装置 P_b/P_∞	11.15	19.7	31.8	48.3
$\sigma_{cr,1}$	0.766	0.612	0.469	0.354
φ	0.62	0.74	0.869	0.994
有吸除装置 P_b/P_∞	12.4	23	37.9	57.3
$\sigma_{cr,2}$	0.827	0.691	0.54	0.408
$\frac{\sigma_{cr,2}-\sigma_{cr,1}}{\sigma_{cr,1}} \times 100\%$	7.96%	12.91%	15.14%	15.25%

3.2 出口流场特性对比

仿真计算得出了不同来流马赫数临界工况下的出口平均马赫数 $\overline{Ma}$ 和总压畸变指数 $^{[11]}\overline{D}$,其中出口流场总压畸变指数按照下式计算:

$$\overline{D} = \frac{P_{t2,max} - P_{t2,min}}{P_{t2}} \tag{3}$$

式(3)中 $P_{t2,max}$, $P_{t2,min}$ 和 $\overline{P}_{t2}$ 分别为进气道出口最大总压、最小总压和平均总压。计算结果如表 2 所示。从表 2 中可以看出,按照式(2)设计的进气道型面,其临界出口马赫数和出口总压畸变指数均低于不采用吸除装置的进气道,这有利于燃烧室的稳定燃烧。

表 2 进气道出口流场特性

来流马赫数	无吸除装置		有吸除装置	
	$\overline{Ma}$	$\overline{D}$	$\overline{Ma}$	$\overline{D}$
2.5	0.482	5.57%	0.434	3.99%
3	0.437	4.53%	0.376	2.84%
3.5	0.412	3.78%	0.348	2.4%
4	0.392	3.34%	0.332	2.35%

3.3 气流分离特性对比

进气道在高马赫数下存在较强的激波与附面层干扰^[12],进而引发气流分离。来流马赫数 4.0 进气道工作在临界状态时其气流分离区域(图中黑线与壁面所夹区域)如图 3 所示,气流经锥体斜激波后交汇在唇口,交汇的强激波与中心体肩部和唇口附近的附面层相互作用,引起局部气流分离,这也使下游的反压较容易地沿着附面层上传,使进气道的耐反压能力下降,正是由于这些因素的相互作用,导致了进气道总压恢复系数下降剧烈^[13]。从图 3 中可以看出,采用吸除装置设计的型面(图 b)比不采用吸除装置设计的型面(图 a)气流分离区域要小一些,这也是采用起动与质量吸除耦合设计使进气道综合性能得以提高的原因之一。

层干扰^[12],进而引发气流分离。来流马赫数 4.0 进气道工作在临界状态时其气流分离区域(图中黑线与壁面所夹区域)如图 3 所示,气流经锥体斜激波后交汇在唇口,交汇的强激波与中心体肩部和唇口附近的附面层相互作用,引起局部气流分离,这也使下游的反压较容易地沿着附面层上传,使进气道的耐反压能力下降,正是由于这些因素的相互作用,导致了进气道总压恢复系数下降剧烈^[13]。从图 3 中可以看出,采用吸除装置设计的型面(图 b)比不采用吸除装置设计的型面(图 a)气流分离区域要小一些,这也是采用起动与质量吸除耦合设计使进气道综合性能得以提高的原因之一。

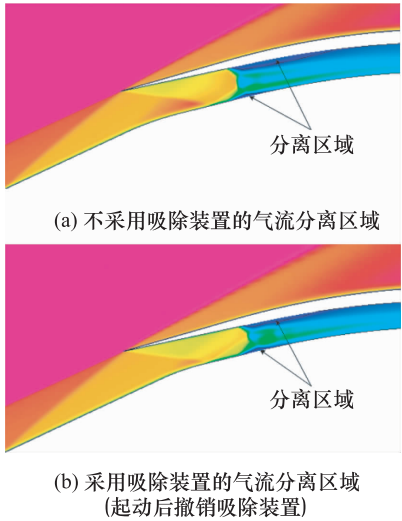


图 3 来流马赫数 4 气流分离区域的对比

4 结论

基于质量吸除的超声速混压式进气道起动耦合设计,在保证进气道起动的前提下,使进气道的总体性能得到了较大提高,具体表现如下:

1) 进气道临界压比和临界总压恢复系数有了较大提高;出口平均马赫数和总压畸变指数降低,有利于燃烧室的稳定燃烧;进气道的气流分离特性得到了一定程度的改善。

2) 与不采用吸除装置的进气道相比,在进气道综合性能得以提高的同时,其捕获流量保持不变,可以有效地保证发动机推力。

参 考 文 献

- 1 刘振侠,郭东明,张丽芬,等. S 型进气道流场数值模拟. 航空动力学报,2006;21(6):1064—1068
- 2 潘锦珊. 气体动力学基础. 西安:西北工业大学出版社,1994
- 3 Wager J L, Valdivia A, Yuceil K B. *et al.* An experimental investigation of supersonic inlet unstart. AIAA2007—4352, 2007
- 4 Emami S, Trexler C A, Auslender A H, *et al.* Experimental Investigation of inlet-combustor isolators for a dual-mode scramjet at a mach number of 4. NASA Technical Paper 3502, 1995
- 5 Holland S. Inter shock interaction in propulsion/airframe integrated three-Dimensional Sidewall Compression Scram-jet Inlets. AIAA92—3099, 1992
- 6 李凤蔚. 空气与气体动力学引论. 西安:西北工业大学出版社,2007
- 7 Zha GeCheng, Knight D, Smith D, *et al.* Numerical simulation of HSCT operability with angle of attack. AIAA97—2761, 1997
- 8 Jones W P, Lauder B E. The prediction of laminarization with a tow equation model of turbulence. Int J Heat Mass Transfer, 1972; 15: 301—314
- 9 Lauder B E, Spalding D B. The numerical computation of turbulent flow. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 1974; 3: 269—289
- 10 Iannelli J. Supersonic-inlet start amelioration and unstart mitigation via mass and heat transfer. AIAA2007—0522, 2007
- 11 刘兴洲. 飞航导弹动力装置(上册). 北京:宇航出版社,1992
- 12 李素循. 激波与边界层主导的复杂流动. 北京:科学出版社,2007
- 13 万大为,郭荣伟. 定几何二元倒置“X”型混压式超声速进气道数值仿真与实验验证. 航空动力学报,2007;22(8):1279—1284

Start Design Coupled with Mass Bleed of Mixed-compression Supersonic Inlets

KONG Xiao-jun, YANG Tie-cheng, GU Liang-xian, GONG Chun-lin

(College of Astronautics, NWPU, Xi'an 710072, P. R. China)

[Abstract] A mixed-compression supersonic axisymmetric ram jet inlet coupled with mass bleed was designed and calculational results of different flight Mach numbers are obtained after the numerical simulation. Finally the analysis of inlet performance were present in the end. According to the results of this investigation, this design has such advantages as follow: 1) The general performance of the inlet has been improved; 2) It could also solve the start problem of mixed-compression supersonic inlets at low Mach number; 3) the performance of flow separation at high Mach number could be improved as well. The results could provide references for the design of supersonic cruising missile's inlets.

[Key words] airbreathing propulsion system ram jet supersonic inlet mass bleed numerical simulation