

保外形进气道研究及应用现状

Research and Application Status of Conformal Inlet

西北工业大学自动化学院 史 鲲 梁晓庚

[摘要] 为解决常规外露式进气道给飞行器带来的飞行阻力增大和隐身能力变差的问题,对保外形进气道的几种设计思路进行了探讨。重点综述了埋入式进气道的设计思想、研究与应用现状,分析了将保外形进气道应用在高速大机动战术导弹上的主要难点和亟待解决的问题。最后对埋入式进气道在战术导弹上的应用前景进行了展望。

关键词: 保外形进气道 埋入式进气道 研究应用现状 战术导弹

[ABSTRACT] In order to solve the increase of resistance and the decrease of stealth abilities caused by the conventional exposed inlet, several design methods of the conformal inlet are discussed and compared. The design ideologies, the research and application status of submerged inlet are reviewed specially. The main difficulties of the application of conformal inlet on high-speed tactical missile are analyzed. Looking to the future, the application of submerged inlet has broad prospects.

Keywords: Conformal inlet Submerged inlet Research and application status Tactical missile

无论是航空发动机还是冲压发动机,进气道作为主要组成部分之一,其设计的好坏直接影响了发动机的推进性能,甚至是飞行器整体的性能。以冲压发动机为例,目前,应用于战术导弹上的常规冲压发动机进气道多为“招耳式”进气道,如欧洲“流星”空空导弹,采用了双下侧二元进气道^[1]。该进气道在工作包线范围内,具有良好的进气性能。但是,由于这种常规的外露式进气道改变了导弹原有的气动外形,使导弹在飞行过程中不仅增大了阻力,而且增加了雷达反射面积(RCS),减弱了隐身性能,生存能力变差。为此,如何研制一种既具有良好进气性能,又具有“保外形”能力的进气道,对于设计人员来说,有着极大的吸引力。

为此,本文将收集的文献资料进行整理,首先给出了几种不同的保外形进气道的设计思路,之后重点对埋入式进气道的设计思想、研究现状以及实际应用进行介绍,最后分析保外形进气道在战术导弹上应用的前景。

1 几种保外形进气道设计思路

保外形进气道概念的提出,主要是为了克服外露式进气道带来的阻力增大和隐身性能降低两大缺点。因此,针对外露式进气道气动外形本身的改进设计,是一种有效的保形设计方法。当导弹采用二元进气道沿弹体周向布局方案时,传统设计方法是将进气道整流罩在喷管出口位置直接截断,这样将产生整流罩底阻问题,从而增大弹体飞行阻力。文献[2]提出了采用底部排气的方法,使用附加的喷流以改变底部流场。该方法能有效降低整流罩底阻的影响,但需要加入附加气源,工程实现难度及实现成本都比较大。文献[3]通过改变进气道底部几何构型,利用喷管喷出的燃气流产生向前的推力分量,从而达到减阻的目的。并且通过数值计算,研究了保形设计的流场特性以及进气道整流罩底阻的变化规律。

还有一种保外形进气道的设计思路是改变进气道的个数及安装位置,以降低飞行器的飞行阻力和雷达反射面积(RCS)。这种方法多出现在战斗机进气道的设计中。文献[4]中介绍的F-16战斗机保形Ⅲ_B进气道。该设计放弃了早期采用的二元尖唇口进气口构型,而采用腹部进气布局。在原固定几何正激波进气道(FGI)的成功设计基础上,改进为一种可调斜板外压式三波系进气道,使得飞机阻力和稳定性得到了优化,达到了飞机增推减阻的目的。

还有一种保外形进气道的设计思路彻底摒弃了进气道的外露式设计方法,将进气道与弹体完全融合,与隐身战斗机内埋式挂装导弹相类似,称为埋入式进气道(又称融合体式进气道),如图1所示。对导弹而言,埋入式进气道具有许多优良性能。除了能有效地减小RCS(Radar Cross Section),提高导弹生存能力,又由于它和弹体融于一体,从而最大限度地减小了进气道的迎风面积,降低了迎风阻力,同时可以使弹体周向尺寸相



图1 埋入式进气道
Fig.1 Submerged inlet

对减小,有利于导弹的安放、携带等。

但是,埋入式进气道在零攻角和小攻角工作状态下不能很好地利用高能来流冲压,必然导致进气道的总压损失和流场不均匀度过大的问题,这也是埋入式进气道难于作为主进气道在实际中得到应用的主要原因。因此,国内外相关科研人员在进行埋入式进气道的研究工作时,把重点放在了如何提高总压恢复系数和降低畸变指数上。

2 埋入式进气道研究及应用现状

埋入式进气道的研究早在 20 世纪 50 年代就开始了,主要集中在欧美发达国家。也许是出于保密的原因,公开发表的关于埋入式进气道设计与试验的报道比较少。弗里克、兰德尔等^[5-6]学者共同设计了一个 NACA 埋入式进气道,并进行了详细的研究。尽管该型进气道的进气量比较小,并且在较高速度下性能不能满足要求,但却为更加先进的埋入式进气道的设计提供了思路和基础。1983 年^[7],美国专利局批准了波音公司的一项关于高性能埋入式进气道的专利设计,该专利是针对普通双侧式进气道的改进设计,适用于吸气式飞行器或者导弹。它的主要特点是将进气道的适用范围提高到了 15° 的侧滑角,并且能保持较高的总压恢复系数和很低的畸变指数。该进气道能够有效地降低飞行器的 RCS,特别适用于低空突防(约 60m)的巡航导弹。但专利中并未提及超音速的试验效果。

随后,文献[8]报道了一种成功应用于美国 AGM-129 先进巡航导弹(ACM)的埋入式进气道,如图 2 所示。可见其高亚声速的气动性能已达到实际应用水平,但对该型进气道的研究过程和设计方法未见公开报道。

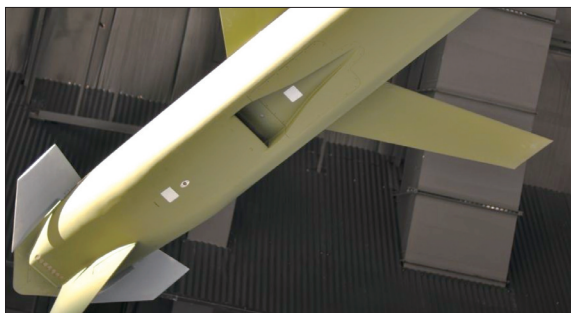


图2 AGM-129巡航导弹的埋入式进气道
Fig.2 AGM-129 cruise missile with submerged inlet

国内对于埋入式进气道的研究起步虽然比较晚,但以南京航空航天大学为代表的一批高校和科研单位经过不断努力和 innovation,在埋入式进气道的研究领域取得了许多重大的成果。翁培奋^[9]在其博士学位论文中设计了一个二元埋入式进气道,该设计的实质是通过一个单

向弯管,将气流引入进气道。试验表明,这种进气道的总压恢复很低,气流不能顺利地进入进气道,进气量小,不能满足冲压发动机对空气流量的需求。从 1995 年开始,郭荣伟、夏阳和杨爱玲等^[10-14]针对进气道大偏距、短扩压的设计要求,提出了气动 S 弯概念,成功设计了一个三元埋入式进气道,并对其进行了二维数值仿真、流场的雷诺应力测量及频谱分析等结构和气动方面的大量试验研究,使埋入式进气道能够满足发动机对进气流量的需求。其设计思路如下:首先由给定的几何参数和流量要求设计出原始 S 形进气道,然后该 S 形进气道和弹体在指定位置按指定方式相贯形成埋入式进气道。所得的相贯线就是埋入式进气道的唇口锥形,经过简单的光顺处理,即得到埋入式进气道的原始唇口。这种三元埋入式进气道在来流马赫数 $M_{\infty}=0.7$, 飞行攻角 $\alpha=0^\circ$ 、侧滑角 $b=0^\circ$ 的情况下,其总压恢复系数 σ 达到 0.90,畸变系数 $\Delta\sigma_0$ 为 0.09。但由于这种进气道流场不均匀度偏大,依然达不到实际应用的要求。任三星等^[15]针对埋入式进气道的唇口、喉道及内通道型面对气动性能的影响作了进一步的吹风试验研究,提出了新的流场控制方法,即在唇口前方安装叶片式扰流器,进而系统地研究了扰流器参数对进气道性能的影响并找出了最佳参数,使设计的埋入式进气道模型总压恢复系数 σ 提高到 0.93,畸变系数 $\Delta\sigma_0$ 进一步下降至 0.021,且流量能完全满足发动机的要求,该性能基本达到了高亚声速飞行器的实际应用要求。此后不久,郭荣伟、刘少永^[16-17]发展并完善了一种埋入式进气道设计方法,包括从埋入式进气道的中心线形状的设计、截面面积沿程分布规律的设计,到降低流场畸变、增加总压恢复的喉道参数设计,以及进气道唇口修型等在内的一套完整的 CAD 实现方法。

除了基于气动 S 弯概念设计的埋入式进气道之外,彭成一等^[18]提出了将埋入式进气道分为导流段与管道两部分的设计方案,并对此进气道进行了低速 $M_{\infty}=0.37$ 和高速 $M_{\infty}=0.7$ 的风洞试验,结果表明这种设计方案能提高埋入式进气道的性能,使其 $\sigma \geq 0.94$, $\Delta\sigma_0 < 0.11$ 。

近年来,随着对飞行器隐身性能要求的不断提高,将埋入式进气道与隐身外形设计相结合的研究也取得了许多成果。文献[19]比较了 3 种不同进气道与弹体组合体的 RCS 特性,得出了如下结论:圆截面弹身时,采用埋入式进气道比采用 S 弯进气道具有更好的隐身效果;采用埋入式进气道时,多边形截面导弹比圆截面导弹隐身性能更好。文献[20]对一种埋入式进气道与多边形弹体一体化的设计方案进行了气动性能研究,结果表明,在不考虑高速下可压缩性影响的前提下,类矩形进气口设计较好的解决了平面上进气口进气效率低的问题,低速气动性能良好。文献[21]为隐身外形飞行

器采用埋入式进气道发展了一套设计方法,并结合一种高空隐身无人飞机提出了一种埋入式进气道设计方案。风洞吹风实验验证了设计方法的可行性及进气机理的正确性,还得到了一类进气道气动性能的变化规律。

以上都是针对常规埋入式进气道研究取得的成果,对于大偏距的埋入式进气道的研究报道还非常少。在总体布局确定的情况下,埋入式进气道的偏距较大,将导致前唇口导流角较大,进气道型面的急剧拐弯及大地逆压力梯度将会导致通道内局部气流分离或接近分离,总压恢复系数下降,畸变增大。文献 [22] 对一种大偏距的埋入式进气道进行试验研究,试验表明,在零攻角、零侧滑角条件下,当出口马赫数 M_{a2} 在 0.25~0.45 的范围内变化时,总压恢复系数变化不大,都保持在 0.975 以上,最大值出现在匹配点 $M_{a0}=0.34$ 处;来流马赫数 M_{a0} 对总压恢复系数的影响较大,随着 M_{a0} 从 0.3 增大到 0.5,总压恢复系数从 0.99 下降到 0.96 左右。马赫数固定的情况下,攻角的增加 ($-4^\circ \sim 6^\circ$) 对进气道性能起了改善的作用,而侧滑角的变化 ($4^\circ \sim 6^\circ$) 对总压恢复系数影响较小。

3 保外形进气道在战术导弹上的应用前景

随着对保外形进气道,特别是对埋入式进气道研究的不断深入,战术导弹设计人员希望将这种具有多方面优点的进气道应用在战术导弹上,在充分发挥冲压发动机特点的同时,减少飞行阻力,提高隐身能力。但是,由前面的介绍可以看出,要把保外形进气道真正用在战术导弹上,特别是高速、大机动的远程空空导弹上,还有很多问题需要解决。

对于第 1 种保外形进气道设计思路来说,仅仅是对双下侧二元进气道的局部进行了减阻设计,而不是从根本上解决“招耳式”进气道给弹体带来的不利影响。并且这种解决方案还会增加工程实现难度,提高成本。

第 2 种保外形进气道设计思路已经广泛应用在第四代战斗机的设计当中。它利用前机身(含边条)特殊的气动外形,对腹部进气口进行了有效遮蔽,并且其预压缩作用也能保证进气道在大攻角下具有良好的性能。但对于气动外形相对简单、多为细长圆柱体的战术导弹来说,下腹式进气道同样会使迎风面积和雷达反射面积变大。所以,不能简单地把战斗机进气道设计思路照搬到战术导弹上来。

埋入式进气道的设计思路能够最大限度地保持战术导弹原有的气动外形,从而实现真正的保外形设计。美国已有的成功应用埋入式进气道的 AGM-129 先进巡航导弹,证明了该进气道在战术导弹上应用的可行性。然而,目前进行的埋入式进气道研究与试验都是在亚音速(最大马赫数为 0.7)、小攻角(侧滑角)或零攻角(侧滑

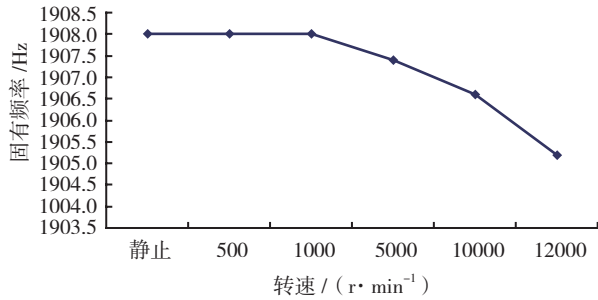
角)的条件下进行的,超音速条件下进行的试验还未见有报道。因此,对于超音速战术导弹,已有的埋入式进气道试验数据并不能支撑其应用的可行性。这一方面是由于埋入式进气道气动性能试验都是在风洞中进行,试验费用极其昂贵;另一方面,针对埋入式进气道入口流场的控制技术还需进一步提高,以实现减少低能附面层吸入、防止流动分离、使来流提前转弯以提高来流冲压利用效率等目的^[23]。

尽管有着诸多限制和未解决的问题,但随着研究的不断深入和发展,技术的不断完善与提高,保外形进气道、特别是埋入式进气道在战术导弹上的应用还是有着广阔的前景。文献 [22] 中得到的关于攻角增加有利于改善进气道性能的结论,恰恰证明了埋入式进气道对于大机动战术导弹,有可能具有适用性。

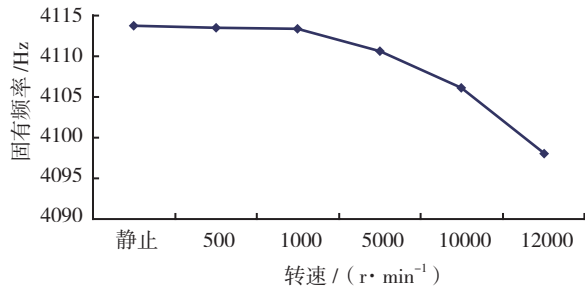
参考文献

- [1] 王起飞,苗永强. 流星空空导弹战术技术性能分析. 航空兵器, 2004(5):5-8.
- [2] 谭慧俊,郭荣伟. 底部排气法的减阻特性及在高超声速导弹上的应用. 南京航空航天大学学报, 2004, 36(6):677-682.
- [3] 李泽勇. 进气道整流罩保形减阻设计研究. 固体火箭技术, 2008, 31(2):138-140.
- [4] 杨国才. 可调几何腹部进气道. 推进技术, 1998, 19(1):30-34.
- [5] Mossman E A, Randall L M. An Experimental Investigation of the Design Variables for NACA Submerged Duct Entrances [R]. NACA, RM-A7130, 1948.
- [6] Seddon J, Goldsmith E L. Intake Aerodynamics. Collins, 1985.
- [7] Ferguson S D, Eastman D W. High Performance Submerged Air Inlet [P]. United States Patent, 4378097. 1983-3-29.
- [8] Richardson D. Salamander Book. 1989.
- [9] 翁培奋. 埋入式进气道内外流场的数值计算和实验研究 [D]. 南京:南京航空航天大学, 1986.
- [10] 夏阳. 埋入式进气道设计及其气动性能研究 [D]. 南京:南京航空航天大学, 1996.
- [11] 杨爱玲. 埋入式进气道气动特性的实验和数值分析 [D]. 南京:南京航空航天大学, 1998.
- [12] 杨爱玲,夏阳,郭荣伟,等. 埋入式进气道的设计及其气动性能研究. 空气动力学报, 1998, 16(2):154-161.
- [13] 杨爱玲,郭荣伟. 二维埋入式进气道的数值分析. 航空学报, 1999, 20(5):450-454.
- [14] 杨爱玲,郭荣伟. 埋入式进气道流场的雷诺应力测量和频谱分析. 空气动力学报, 1999, 17(1):80-86.
- [15] 任三星,李学来,郭荣伟. 埋入式进气道流场控制研究. 航空学报, 2000, 21(3):226-230.
- [16] 郭荣伟,刘少永. 埋入式进气道设计. 南京航空航天大学学报, 2001, 33(1):8-12.
- [17] 刘少永,郭荣伟. 喉道参数对埋入式进气道气动性能的影响. 南京航空航天大学学报, 2002, 34(1):12-16.
- [18] 彭成一,马强,马家驹. 埋入式进气道设计. 推进技术, 1998, 19(4):36-40.

(下转第 85 页)



(a) 1阶模态



(b) 4阶模态

图5 1、4阶模态下固有频率变化

Fig.5 Natural frequency for 1 and 4 order mode

模拟,为快速分析高速下由于轴承软化现象引起的系统固有频率变化提供了一种思路。但是由于高速运行状态下受力受热情况复杂,还需要将理论分析与实验研究相结合,进一步深入研究。

参考文献

- [1] 袁巨龙,张飞虎,戴一帆,等.超精密加工领域科学技术发展研究.机械工程学报,2010,46(15):161-177.
- [2] 贺大兴,盛伯浩.超精密加工技术的发展现状与趋势.新技术新工艺,2006(5):2-3.
- [3] Gao S H, Long X H, Meng G. Nonlinear response and nonsmooth bifurcations of an unbalanced machine-tool spindle-bearing system. *Nonlinear Dyn.*, 2008, 54:365-377.
- [4] Lin C W, Fu J, Kamman J. Integrated thermo mechanical dynamic model to characterize motorized machine tool spindles during very high speed rotation. *International Journal of Machine Tool & Manufacture*. 2003(43): 1035-1050.
- [5] Kosmatka J B. An improved two-node finite element for stability and natural frequencies of axial-loaded Timoshenko beams. *Computers & Structures*, 1995, 57(1):141-149.
- [6] 熊万里,吕浪,阳雪兵,等.高频变流诱发的电主轴高次谐波振动及其抑制方法.振动工程学报,2008,21(6):600-607.
- [7] Schmitz T L, Ziegert J C, Stanislaus C. A method for predicting chatter stability for systems with speed-dependent spindle dynamics. *Transactions of the North American Manufacturing Research Institute of SME Conference*, Charlotte, 2004, 32: 17-23.
- [8] Rantatalo R M, Aidanpaa J O, Goransson B, et al. Milling machine spindle analysis using FEM and non-contact spindle excitation

and response measurement. *International Journal of Machine Tools & Manufacture*, 2007, 47(7/8): 1034-1045.

[9] 孙伟,汪博,闻邦椿.高速主轴系统静止及运转状态下动力学特性对比分析.机械工程学报,2012,48(11):146-152.

[10] 曹宏瑞,李兵,何正嘉.高速主轴动力学建模及高速效应分析.振动工程学报,2012,25(2):103-108.

[11] Jones A. General theory for elastically constrained ball and roller bearings under arbitrary load and speed conditions. *ASME Trans., Journal of Basic Engineering*, 1960, 82(2):309-320.

[12] 李松生,陈晓阳,张钢,等.超高速时电主轴轴承的动态支承刚度分析.机械工程学报,2006,42(11):60-65. (责编 深蓝)

(上接第76页)

[19] 余安远,郭荣伟,孙姝,等.三种不同的进气道与弹体组合体雷达散射截面特性.南京航空航天大学学报,2002,34(6):517-521.

[20] 余安远,郭荣伟,孙姝,等.一种隐身外形弹体下埋入式进气道的进气机理与低速实验研究.空气动力学报,2003,21(2):182-188.

[21] 余安远,乐嘉陵,郭荣伟.隐身外形飞行器用埋入式进气道的设计与风洞实验研究.空气动力学报,2007,25(2):150-156.

[22] 翁小齐,谢文忠,郭荣伟.一种大偏距埋入式进气道气动特性试验.航空动力学报,2011,26(9):2133-2140.

[23] 李学来.埋入式进气道的技术现状.福州大学学报(自然科学版),2001,29(6):61-66. (责编 深蓝)

(上接第80页)

逃逸、纠正措施执行状态、让步接收情况等质量指标评估结果进行调整,随着构型成熟和工序能力的稳定而逐渐从全检向抽检过渡。在供应商及主制造商质量体系及构型管理受控的基础上,保证构型信息的可得性和追溯性,同时确保设计构型、工艺构型和制造构型之间的符合性。

在型号取证后,除客户定制和适航规章修改外,构型基本处于冻结状态,重点需对制造构型的标识建立完善的管理和流转系统,从而确保构型信息的有序流转;并且在构型管理效果、成本与效率之间进行更好的平衡。

为了建立完整的构型管理系统,需要对构型更改管理进行更深入的研究,并在项目开展中不断进行摸索,最终完善中国民机的构型管理水平。

参考文献

- [1] ANSI-EIA-649-1998, National consensus Standard for Configuration Management, 1998, EIA.
- [2] Appendix to Bilateral Agreement between FAA and CAAC: Process Guidelines for Conformity Inspection Support to CAAC on ARJ-21 Program.
- [3] 姜丽萍.空中客车公司的构型管理.民用飞机设计与研究,2003(3):40-46. (责编 小城)