

固冲组合发动机进气道设计

赵 克 云

(航空航天部31所)

摘 要: 简要地介绍了固体火箭-冲压组合发动机进气道设计思想, 叙述了后置旁侧进气道突扩的特点, 由于气流的拐弯、突扩和掺混, 进气道总压恢复系数幅度下降。因此过于讲究进气道本身型面设计是完全没有必要的, 而尽可能减小外阻却是极为重要的。

固冲组合发动机多用于加速式地空弹, 这就需要增加接力点附近的推力, 因此应考虑采用超额定工作进气道, 增大流量以提高地空弹加速式冲压型发动机和导弹性能。

文中对后置旁侧气道攻角适用范围以及大攻角进气道性能进行了讨论, 因为这是组合发动机用于地空弹和反辐射弹需要解决的突出问题, 加大组合发动机攻角范围是当前急需解决的技术关键。

主题词: 组合式发动机, 进气道, 设计

THE DESIGN OF INLET FOR COMBINED ROCKET-RAMJET ENGINE

Zhao Keyun

(The 31st Research Institute)

Abstract: In this paper, consideration of design of inlet for combined rocket-ramjet engine is discussed. The characteristics of sudden expansion aft bypass supersonic inlets is described. The total pressure recovery coefficient decreases greatly due to curved flow, sudden expansion and mixing. Therefore, it is not necessary to overemphasize the inlet configuration design, and it is the most important to decrease the external drag as much as possible.

Solid combined engine is usually used for accelerative surface-to-air missile. Greater thrust is required at take-over condition. Thus, by working

in the over normal regime of inlet, increased flow can improve the performance of accelerative ramjet engine and surface-to-air missile.

Also, the suitable range of attack angle for aft bypass supersonic inlet and the performance of high attack angle inlet are discussed. It is a prominent problem to be solved for the combined engine used for surface-to-air and anti-radiation-missiles. A key issue at present is how to increase the range of attack angle for the engine.

Keywords: Composite engine, Inlet, Design

1 前 言

早在60年代和70年代期间,整体式火箭-冲压发动机(固冲组合发动机)研制成功。这种发动机均采用了多个后置旁侧进气道系统,如苏联研制的SA-6地空导弹就采用了十字型布局的四个后置圆形进气道系统。由于整体式火箭-冲压发动机越来越受到人们的重视,因此后置旁侧进气道设计和性能研究也就越来越显得重要,这种进气道设计不能单纯从提高进气道性能出发考虑问题,必须兼顾固冲组合发动机及弹体对进气道系统的特定要求,特别要注意的是在攻角飞行状态下旁侧进气道所受到的弹体的影响。

本文根据近十年来我们所设计的固冲组合发动机进气道系统及对该系统所作的试验研究讨论了固冲组合发动机进气道系统设计的特点,旁侧进气道采用超额定进气道设计的优越性,以及固冲组合发动机作大攻角飞行的可能性。我们认为,作为旁侧进气道使用时,要考虑进气道安置的轴向位置,径向分布,进口形状及出口流场等适应弹体布局和发动机需要。为了减小进气道对全弹的气动干扰,提高发动机性能和导弹弹道性能,应采用超额定进气道,正确选定进气道封口马赫数,还必须注意到排溢弹体附面层和尽可能减小进气道给弹体带来的阻力。此外如果进气道布局合理,大攻角飞行时进气道则能稳定工作,而且对性能影响并不严重,这也为采用固冲组合发动机为动力装置的导弹加大可用过载,提高机动性提供了依据。

2 火箭-冲压组合发动机进气道系统设计特点

由于弹体内装载燃料和战斗部而需要较大的容积,特别是制导装置和寻地雷达需要在头部占据不受阻碍的位置。发动机装在弹体的尾部,所以进气道只能装在弹身的中部靠后些,位于弹体的两侧、顶部、底部或占据四周。因此采用整体式火箭-冲压发动机为动力装置的导弹,其进气道系统称之为超音速后置旁侧进气道。

2.1 进气道安置的轴向位置

当发动机置于弹体内,进气道位于弹体的侧面、顶部或底部时,弹体的气动力直接影响着进气道,为了尽量避免弹体、弹翼气动力影响进气道性能,进气道进口安放在弹上的位置就需从弹体气动力方面认真考虑。当超音气流经弹尖压缩后,产生斜冲波,冲波后气流总压损失、速度降低、方向改变,当气流流经弹肩时,产生膨胀波,气流速度回升,转平。经弹体外流场计算,在弹肩后四倍直径以后气流趋于均匀并恢复到来流速度,因此为了避免吸入

总压低和不均匀的气流,进气道进口必须放在弹肩后四倍直径以后。

气流流经弹体,弹体附面层逐渐加厚,经计算附面层厚度大约是距弹尖距离的1%。为了不使弹体附面层进入进气道而降低进气道性能,就不得不把进气道抬高以排溢弹体附面层,这种排溢弹体附面层的装置称之为进气道隔道。经多次试验结果证明,当隔道高度取为附面层厚度的0.8倍时,附面层排溢效果比较好。当进气道进口距弹尖越远,弹体附面层越厚,隔道越高,弹体阻力越大,这恰恰又是弹总体最忌讳的问题。因此设计进气道安置的轴向位置不能太靠后,当然进气道轴向位置还受到弹体上其他部件的布局以及发动机位置等限制,这就需要配合弹总体统筹安排。

2.2 进气道的各种布局和形状

在以冲压组合发动机为动力装置的已服役的导弹上,已经成功地使用了十字型布局的四个后置旁侧进气道,但使用攻角比较小(虽然在攻角较大范围内进气道能正常工作,但性能比较低)。若强调在大攻角下工作,一般先进的高性能战术导弹经常采用一个或两个进气道,如果采用一个进气道,通常安放在底部,称之为腹部进气道,如果采用两个进气道,通常安放在与水平中心线成 45° 角,称之为双下腹部进气道,但以上两种进气道在正攻角状态下飞行时,由于进气道位于迎风面,气流在进入进气口之前受到弹体的预压缩,性能有所增加,但在负攻角状态下飞行时,进气道位于背风面,性能下降很多。若高性能战术导弹还要求在末段截机时大负攻角飞行,采用两侧进气比较有利,特别是目前导弹采用先进的BTT技术,只要求导弹作攻角飞行,而不要求作侧滑飞行的情况下用采两侧进气则更为有利。

从进气道进口形状来看,目前有圆形进口、半圆形进口、矩形进口,称之为轴对称进气道、半轴对称进气道和二元进气道。将进气道放在弹翼产生的有利流场中,能改善轴对称攻角性能,与二元进气道性能相接近。如果将二元进气道放在十字形弹翼之间,其性能可以得到改善,特别是带有预先压缩罩的二元进气道性能有明显的提高。因此高性能的以冲压组合发动机为动力装置的战术导弹通常采用半轴对称或二元进气道方案,但采用轴对称进气道则风险小、重量轻、成本低,因此采用何种进气道或如何安排进气道需从整体需要和综合效果考虑。

2.3 进气道出口型式

冲压组合发动机进气道为后置旁侧进气道,气流经进气道扩压后进入燃烧室之前需拐弯,从气流拐弯 30° 、 45° 、 60° 的试验结果分析,气流总压损失随拐弯角度增加而增加,当气流拐弯 30° 时总压损失最小。气流进入燃烧室时突扩和几股气流掺混也产生总压损失,气流均匀度也受到很大破坏,从尽量减少总压损失和保持流场均匀性考虑,应该说四股气流掺混优于两股气流,更优于单股气流,这在大攻角(大侧滑角)下旁侧进气道试验中得到验证。

2.4 后置旁侧进气道设计应考虑的问题

根据组合发动机后置旁侧进气道特点,在设计时应考虑以下几个问题:

1) 封口马赫数的确定,实际上也就是确定超额定工况的工作范围,如果从发动机性能和弹道性能考虑,最佳的封口马赫数介于发动机接力点马赫数和最大工作马赫数之间,而最佳封口马赫数又与工作马赫数范围、导弹射程和各特征弹道性能要求有关。一般来说,工作马赫数范围宽、射程远、对高远界弹道性能要求高,则封口马赫数应选得小些。另外旁侧进气道在亚额定工作时,头波对弹体、弹翼存在气动干扰问题,特别是在发动机工作马赫数范围较小时,出于全弹气动布局考虑宁可牺牲一些进气道性能,也采用全程超额定工作进气道。

由于地空导弹用冲压型发动机的工作马赫数范围较大,又需增加接力点附近发动机的推

力以改善导弹的加速性,尤其是高近弹道,对增加空气流量的要求更为突出,采用全程超额定工作进气道更为适宜。通过超额定进气道风洞吹风试验可以看出,只要设计合理,进气道不会由于超额定工作而使临界总压恢复系数急剧下降,并且不但在临界和超临界状态下超额定进气道能稳定工作,就是亚临界状态也有一定稳定区。进气道在超额定工况下,临界和超临界可能引起不确定的原因有两个,一是进气道锥形波可能与结尾正冲波相交,冲波后交点两边气流由于能量不同,在进气道内形成涡流层;二是当喉道离唇口较远,临界、超临界时,锥形波虽不会与结尾正冲波相交,锥形波射入口内与外壳内壁面附面层干扰,反射波与中心体表面附面层干扰引起附面层分离。但试验结果头部波系稳定、工作正常。在亚临界时,锥形波与推出的结尾正冲波相交,涡流层进入了进气道,但也不一定会引起喘震,试验结果就有一定的亚临界稳定区。

综上所述,组合发动机采用超额定进气道是完全可行的,不必顾虑超额定工况带来的不稳定因素及超额定工作会带来总压恢复系数的大幅度下降。但应该指出,超额定工况下,出口流场畸变增大,这是由于锥形波射到外壳内壁面、反射波射到中心体表面引起附面层增厚或分离所致,但相对于气流突扩、掺混带来的流场畸变,应该是可以忽略的。

2) 应有较长的喉道:对于一般超音速进气道来说,如果喉道长度能容纳下整个正冲波系即可得到最高的临界总压恢复系数。由于冲波的厚度是随来流马赫数增加而增加,所以进气道工作马赫数越大,喉道设计的越长。在超额定工作时,旁侧进气道的头波打进唇口,进气道喉道前附近流场不均匀,冲波系复杂,所以更需要较长的喉道。同时,由于避免了头波与正冲波相交而造成较大的正冲波损失,从而提高了临界状态下的总压恢复系数。

3) 进气道压缩形式:超音速旁侧进气道设计成混合式和外压式都可以,若采用混合式,设计较长的喉道,外壳内角又较小,在超额定工作时,唇尖附近气流加速不严重,因而临界总压恢复系数随 M 数增加而下降的趋势不会像外压式那样快。混合式进气道特别是当内角比较小时,外壳波阻也很小,但这样进气道存在起动问题,这对助推器要求就比较苛刻。另外由于亚临界稳定范围比较窄,将会使发动机设计点的超临界裕量选得较大,降低了发动机性能。但当飞行马赫数比较高时,还是采用混合式进气道更为合适。

4) 尽可能减小进气道阻力。由于组合发动机进气道外装在弹体周围,进气道的设计直接关系着弹的阻力大小,所以后置旁侧进气道设计必须尽可能的减小阻力,比如采用超额定工作进气道可以减小附加组力,在允许的范围内尽量降低隔道高度可以减少外阻,进气道唇口内角和外角尽可能减小、沿轴向在进气道和弹体之间加整流罩都是减小进气道阻力的措施。

2.5 关于固冲组合发动机进气道飞行攻角问题。

由于固冲组合发动机进气道的进口布置在弹体后部的周围,因此弹体飞行攻角大小受到很大限制。为了摸清后置旁侧进气道攻角适应范围,我们曾设计了两种典型的后置旁侧进气道模型(双下腹部布局 and 十字型布局)做了摸底试验。试验结果表明,这两种进气道在攻角作到 $\pm 14^\circ$,侧滑角作到 15° 时,都能稳定工作,而且在进气道出口突扩状态下的总压恢复系数并不很低。这说明固冲固冲组合发动机飞行攻角、侧滑角有较大的适应范围。

参 考 文 献

- [1] Krohn E O and Triesch K. Multiple Intakes for Ramrockets. NASA N85-15811
- [2] Myers T D. Special Problems of Ramjet with Solid Fuel. NASA N85-15814