

战术导弹气动布局研究 论文选集

气动布局专业组

一九九三年六月

编 者 按

近年来,我国从事战术导弹气动布局研究和设计的科技工作者在总结提高以往工作实践经验和追踪国外气动布局研究动态的基础上,编写了一批有应用价值的技术文献,并先后在战术导弹气动协作攻关办公室所属的气动布局专业组举办的研讨和交流会上作了发表。为促进这部分科研成果的交流、推广和应用,以使它们在提高我国战术导弹外形设计发挥积极的作用,我们选编了部分文献,出版了这本“战术导弹气动布局研究论文选集”,由于条件限制,所选内容可能不够全面,只是大体反映了这方面的一些概貌,望读者见谅。

本选集出版,得到了航天部科技司预研处和8400办公室领导大力支持,广大从事战术导弹气动布局设计工作的专家的踊跃来稿,在此一并表示感谢。

气动布局专业组

一九九三年六月

V47-53
1001

V47-
1001

“战术导弹气动布局研究论文选集”

编委会名单

主 编：崔尔杰

副 主 编：于本水

编 委：曾庆先 付增学 曾广存 郁九宝

李玉林 曾颖超 赵协和 郁坤宝

常务编委：方松柏 韩茹宗

责任编辑：楼亚栋



一九九七年九月十四日



30763102



763102

目 录

一种反坦克导弹的气动布局方案探讨	华东工学院	苏 玟 (1)
××—× 导弹气动外形设计	上海航天局第八设计部	高昕欣 (8)
三种腹部进气道布局的试验研究	航空航天部三院三部	邓迢礴 韩茹宗 (18)
三组升力面的反坦克导弹气动布局	机电部二〇三所	汤鸿峻 (23)
大攻角绕流非对称气动现象形成机理及抑制方案研究	北京空气动力研究所	曾广存 (30)
飞航导弹气动外形优化设计	航空航天部三院三部	薛秀兰 (39)
导弹十翼布局的翼面流动分析	北京航空航天大学流体力学研究所	陈南茜 刘日之 (43)
导弹布局设计的革新探讨	中国空气动力研究发展中心	倪亚琴 (50)
导弹静不稳定布局设计	上海航天局第八设计部	陆 显 (52)
导弹滚转稳定性及导弹的气动布局	南昌飞机制造公司 660 所	阳至健 (56)
亚音速升力面的气动敏感性导数计算	西北工业大学	顾文英 徐明初 (61)
亚超音速导弹翼身组合体大迎角气动特性的一种计算方法	南京航空学院空气动力学系	王良益 (69)
全动弹翼式导弹的几个气动力布局问题	上海航天局第八设计部	童京富 (73)
巡航导弹AGM-129A的气动布局分析	航空航天部三院三一〇所	董月娟 (78)
巡航导弹低RCS外形的气动研究	北京空气动力研究所	陈则霖 (84)
远程巡航导弹气动外形设计及布局中值得注意的一些问题	航空航天部三院三部	韩茹宗 (92)
极小展弦比翼鸭式导弹气动特性	北京空气动力研究所	曾广存 (98)
空空导弹气动布局发展趋势	航空航天部 014 中心	韩 群 (102)
空空导弹的发展及其对气动布局的设计要求	航空航天部 014 中心	蔡桂英 (105)
战术导弹外形设计的系统化特征	航空航天部二院二部	方松柏 (111)
战术导弹气动交耦概论	上海航天局第八设计部	高昕欣 (113)
战术导弹气动布局分析、气动问题及其计算方法进展	北京空气动力研究所	林炳秋 (125)
战术导弹的气动布局问题	航空航天部三院三部	刘德田 (134)
背部进气道气动布局应用于涡喷弹的方案可行性	南昌飞机制造公司 660 所	竺家齐 (139)
复杂组合体外形导弹气动布局设计	航空航天部三院三部	王乐勛 刘德田 陈绍明 (144)
减小导弹诱导滚动力矩气动布局研究	航空航天部 014 中心	赵明珍 (154)

一种反坦克导弹的气动布局方案探讨

苏 玳

(华东工学院)

摘 要 本文根据对新型俯冲顶反坦克导弹的设计要求,从弹体运动体制选择开始,讨论了这类导弹的气动设计思想、探讨了它们的气动布局途径、分析了设计中会遇到的一些气动问题,同时,还对混合流型中的脱体涡流机理等问题作了必要的介绍。最后,提出有关抑制、控制随机面外力的气动设计思想和可能的技术途径,并给出这中间一些技术的机理研究结果。

关键词 反坦克导弹, 气动布局。

由于装甲部队是地面战场主要突击力量,东西方诸国在大量装备、发展新型坦克的同时,都十分重视反坦克武器的研制,它们之间相互促进,尤其是反坦克导弹系统的迅速发展,是近些年国外兵器更新换代的一大特点。在海湾战争中,反坦克导弹已经成为反装甲作用主要火力。所以,我国要尽快发展、完善反坦克武器系统,促使普通兵器向高技术转化,构成陆空结合,远近相间,无控和有控同时发展的综合反坦克系统是毋庸置疑的,亦属当务之急。

未来主战坦克作为高机动,攻防兼备的武器,装甲防护采用多层复合装甲和爆破装甲技术,再加上坦克火力的加强,迎面攻击弹道已不是兵器攻击的唯一弹道;就要求新型反坦克导弹(含末制导炮弹)直接命中目标,即使瞄准中心与目标中心重合,所允许导弹最大横向偏差也必须小于1.0米,再考虑到系统误差和散布特征后,实际允许弹的偏差仅为0.5米(精度要求为 $1/4,000 \sim 1/10,000$),从而对武器系统设计提出了一系列新问题。通常这类导弹应既能以不变的高度弹道飞行(如果弹道从地面发射,初始弹道向上爬),最后向目标俯冲,又能以低的爬升弹道飞行,在末段以向上弹道俯冲目标等,具体要根据它们的原理和采用制导系统的特点为条件来选择。本文试就此类反坦克导弹弹体气动布局提出一些初步方案设想。

一、体制的选择

由于“控制”系统的介入,使传统的反坦克武器发生变化,机动性能和精度都大大提高了,因此,在设计中应进一步开发弹体的各种特性,使之充分利用“控制”系统的功能,提高武器的威力和可靠性。目前,由传统的“旋转”反坦克武器弹体改进成“不旋转”弹体将有良好的前景,不但有利于某些复合制导技术的实现,也有利于获得俯冲攻击目标所必须的机动,还能有利于超音速反坦克导弹的设计。

从理论(设计)角度分析:“不旋转”导弹的气动力纵横向无交联,可使数学模型大大

简化,还给实验带来很多方便,不仅可以提高实验精度,而且可以缩短研制周期。

又鉴于弹体本身具有的低通特性,它是要滤掉高频部分的。显而易见:“不旋转”弹体会具有良好的快速反应特性。另外,“不旋转”弹体的控制力也远比“旋转”弹体“平稳”,故它的控制精度会比“旋转”弹体高,有利于新型反坦克导弹的设计。

“不旋转”弹体可以采用效率高的空气舵和相互独立,能分别加以控制的通道来实现对导弹的控制,有利于导弹使用较大的攻角,甚至还可以采用混合流型的设计方法,使反坦克导弹实现大攻角飞行,以此提高毁伤概率,实现“俯冲顶攻击”,为新一代反坦克导弹发展创造较好的条件,也有利于在反坦克导弹武器发展中能自成体系。

“不旋转”弹体易实现实时数字控制技术,易于解决系统的非线性、变系数、自适应实时控制、信息快速处理等,保证全系统的稳定性、动态特性和系统精度,也易于进一步实现微机网络控制。

“不转旋”弹体还可避免某些末制导技术在制导开始所要求的复杂“空间定向和控制”技术。

所以,就当前技术而言,“不转旋”弹体在反坦克武系统发展中是具有较好发展“潜力”的弹体。

二、设计思想

在新型反坦克导弹的设计中,由于迎面攻击弹道已不是它们攻击的唯一弹道,而要求它能俯冲攻击目标装甲薄弱的“顶甲”。为此,在这类反坦克导弹的气动设计中还要建立如下的设计思想:

1. 线性工作状态和涡升力工作状态的组合

以往迎面攻击弹道的反坦克导弹都是在附着流型状态下工作,此时的升力和力矩系数随攻角呈线性变化。而俯冲击顶反坦克导弹却要有一段工作在大攻角下,在翼面和弹体上都要出现脱体涡作用的升力和侧力(含相应的力矩)。在气动设计中必须考虑它们各自的气动特性,采取相应的气动措施,从而收到两种工作状态的好效果,获得希望的战术性能。

2. 抑制和控制侧力的设计思想

在俯冲击顶的大攻角飞行中,由于弹体上的非对称涡系作用,即使在弹体对称面与飞行速度方向夹角为零,也会产生量级颇大的侧向力和偏航力矩,直接影响到武器的战术性能和精度,抑制和控制影响精度因素的设计颇为重要。

3. 力求实现气动力的有利干扰——充分控制和利用分离

由于导弹在大攻角飞行时,已不可能保持附着流型这一客观事实,就必须在气动设计中充分的利用分离,巧妙地根据战术要求努力创造出从人们规定的地方卷绕起来的涡层,以期在弹体所需部位造就有利的脱体涡流型,即利用集中涡旋是流体在狭小范围集聚大量动能的唯一方法的“以涡制涡”技术。

4. 一体化CAD设计方法

这是空气动力学与其它学科和技术,如飞行力学、控制、电子、结构等互相渗透、互相结合形成的新型综合化技术和一体化设计方法,是有效地解决工程应用基础强有力的手段,可利用新的设计原理和方法,发挥计算技术和精确制导的作用,把空气动力学、飞行力学、自动控制理论等密切的结合起来,并辅以优化过程,发展综合导弹设计技术方法。

三、新型反坦克导弹的气动布局途径

1. 选用常规的气动布局

这是基于传统的单一附着流型设计思想，特点是控制面将直接关系着弹体的气动布局，它取决于武器系统的要求，由总体设计来综合平衡决定。

新型反坦克导弹需选用控制效率高的控制面，这样，可能的控制面型式是尾翼控制或鸭翼控制。这两种布局形式都各有特点，如表1所示。

用尾翼控制或鸭翼控制布局形式要注意的是：对十字翼外形导弹，它在飞行中除有俯仰运动外，还会出现偏航运动。一旦出现偏航运动，气流方向相对轴对称弹体将出现不对称，结果，十字翼面会产生倾斜力矩；此外，它还会产生一系列的交叉导数、还有产生误差等也会诱导出倾斜力矩，弹体的总倾斜力矩又是这些分量的代数和，若该本身力矩大于弹体的倾斜力矩时，则在气动、控制设计中是不可以忽视的，对鸭式布局尤要慎重，因为它关系到是否需要设置绕X轴的滚动控制面和通道。否则，就不可能导致“不转旋”弹体的可实现，或有能不满足制导系统所要求的工作条件，尽管鸭式布局在总体和气动方面有很多优点，但它难于进行滚动控制（出现诱导反滚力矩），应慎重对待。

表 1

比较内容	控制形式		比较内容	控制形式	
	尾翼控制	鸭式控制		尾翼控制	鸭式控制
横滚控制	易	难	伺服机械	大	小
响应速度	慢	快	结构安排	难	易
平衡攻角	小	大	控制效率	高	更高
初步设计对重心要求	严	松	机动性	一般	大
重量	重	轻			

2. 采用混合流型的气动布局

在空气动力学中，传统的设计思想是基于流线型物体的附着流型概念，创造了飞机、火箭、导弹等一系列飞行器，便渐渐形成了认为附着流型是唯一适用于飞行器的基本流型，过早的气流分离必须绝对避免。这种理论限制了飞行器的飞行攻角和可用过载的提高，也就限制了武器性能的提高。

随着科学技术和武器发展的需要，首先由R. Legender于1954年在法国，E.C.Maskel 1955年在英国认识到：三维分离除了不利的气泡式分离外，还有一种自由涡层分离，

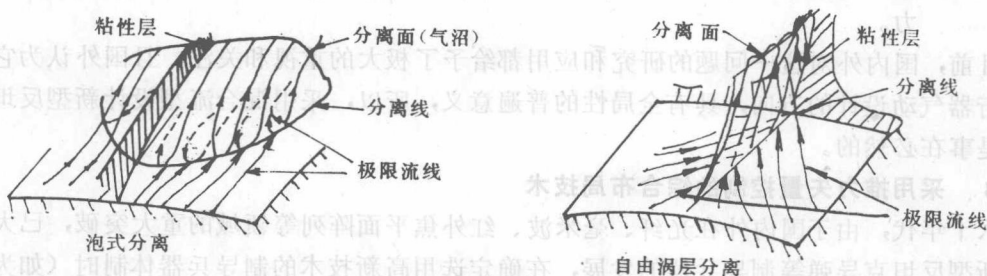


图1 三维分离的两种类型

如图 1 所示。气泡式分离类同二元情况，有一分离面把外流（主流）的高能区和泡内的低能粘滞流分离开，在气泡内，低能气流作循环运动形成驻涡，组成涡面的涡线不垂直当地气流方向，故总压损失较小，流态也不像二维分离那样不稳定；自由涡层分离的分离面是将主流中具有不同方向的流动分隔开，在流场中形成自由剪切层（即由三维分离线发出的分离面），在往下游流动的过程中，它将不断地卷起，形成集中涡。上述两种三维分离其实质都是速度向量的不连续面或称为涡面。这种速度的不连续在二维情况下仅表现为速度大小的不同；但在三维情况下，往往还伴随有方向的不同，这类分离流场是稳定的，是具有较少能量损失的高气动效率流型，即明确了长期被人们忽略了的三维分离机理同二维分离可能有的重大区别，认识到“自由涡面分离”会导致十分有益的效果，从过去的因二维分离总是会导致或长或短的气泡，对外部扰动极为敏感，造成失速和抖振，总要设法避免分离，就采用分离推迟到飞行器后部附近一小片区域的附着流型到控制利用“分离”，开始出现了利用脱体涡的混合流型，使飞行器升力得以增加，也就是设法达到或利用第二升力峰值，如图 2 所示，用它来提供反坦克导弹对俯冲击顶弹道的机动需求，如图 3 所示。虽然在理论上该流型还有不少问题有待探索，但在工程方面已得到实现。如坦克破坏者“Tank Breaker”就是通过大攻角飞行来进行俯冲击顶攻击的。这类导弹的特点是：

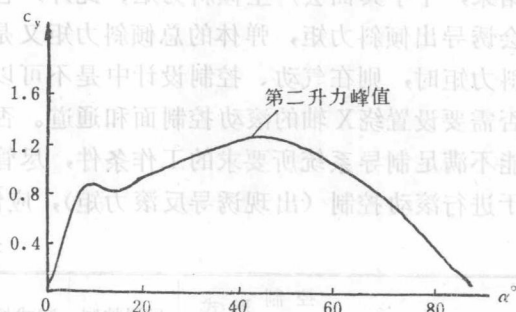


图 2 平板在攻角 $0 \sim 90^\circ$ 以内的升力特性

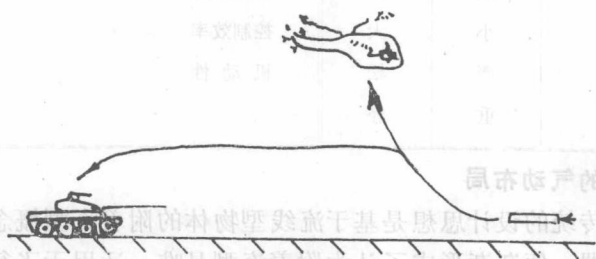


图 3 俯冲击顶反坦克导弹的弹道和攻角特性示意图

(1) 可进行大攻角飞行。

(2) 能提供充分大的过载，使弹能利用弹道转弯来实现俯冲击顶攻击。

(3) 战斗部装药轴线不必像“比尔”反坦克导弹那样对弹轴倾斜，不会降低战斗部威力。

目前，国内外对这一问题的研究和应用都给予了极大的重视和关注，且国外认为它必将是飞行器气动设计的方向，具有全局性的普遍意义，所以，采用混合流型设计新型反坦克导弹也是事在必然的。

3. 采用推力矢量控制的综合布局技术

八十年代，由于国内外在光纤、毫米波、红外焦平面阵列等领域的重大突破，已大大促进了新型反坦克导弹等制导兵器的发展，在确定选用高新技术的制导兵器体制时（如为了使反坦克导弹能迅速转弯），也有可能采用活动喷管或燃气舵等多种控制推力矢量的技术。

四、新型反坦克导弹设计中的一些气动力问题

1. 大扰动范围非线性气动力

在反坦克导弹要进行俯冲击顶攻击时,会在弹体上出现体涡和翼涡及其相互干扰,此时的气动力随 α 、 β 、 δ 等呈非线性变化;另外,在小攻角时,鸭式布局的舵偏也会产生非线性气动力。

上述的涡机理(如分离类型、涡运动机制、涡消散或破裂等)研究尚不成熟,将有待进一步研究,但在工程上,目前已能预报纵向气动力和力矩。

2 非对称气动力

随攻角增大,非线性特性发生了质的变化,还出现了面外力非线性——随机侧力。通常在 $M < 2.0$ 的条件下,攻角只要达到 20° 左右,就能出现方向和大小随机变化的面外力及其力矩。

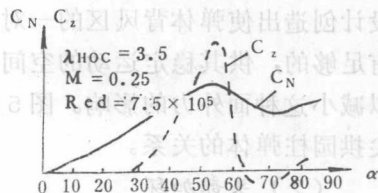


图4 法向力与侧向力随攻角变化示意图

这种面外力及其力矩的估算是不同于一般的气动工程计算,从气动布局观点看,必须对这种面外力进行控制。

3. “俯冲击顶”飞行过程中的“摇摆”运动

这是一种在进入俯冲击顶机动飞行过程中,由非对称翼涡和弹体的动态耦合现象可致的运动。还需从这方面的绕流现象着手,深入开展大攻角动态运动研究。

4. 提高升阻比问题

升阻比本身是评价飞行器气动效率的重要指标,在以往的战术弹设计中,由于种种原因不被重视。现在,随着对战术弹机动性要求的提高,要对导弹武器进行“系统分析”与“费效比分析”,不言而喻地会涉及到导弹的升阻比性能。

五、面外力的控制技术研究

导弹在俯冲击顶飞行中,随飞行攻角的增大,非线性特性已发生了质的变化,出现了面外非线性力(产生随机变化的侧力和侧力矩)问题,即使侧滑角为零,随攻角增大而不断增强的弹体旋涡运动,因受到背风区物面与位流的制约,鉴于体涡十分接近,在旋涡的挤推作用下,产生不对称运动(照片1),出现面外力,该力甚至法向力具有相同的量级,如图4所示,它的方向、大小随弹头的初始扰动而异。为了克服这个不希望的力和力矩,必须对它进行控制。在众多的控制面外力的技术中,其设计思想不外乎是利用外流场的对称性来影响不对称的旋涡运动,或是利用涡不可能迅速改变状态和涡被衰减的特性,实现对随机面外力的定向控制和衰减。



照片1 弹体上的不对称涡截面

1. 被动控制技术研究

这是通过对弹体的几何外形设计来控制分离的技术。

(1) 头部形状研究

头部几何形状对俯冲冲击顶的反坦克导弹的法向力和侧向力均有很大的影响,大量实验表明,弹体头部长细比(弹头的半顶角)对面外力将起决定性的作用,特别是头部长细比在2.5~3.5的范围内,其影响就更敏感。此时,减小头部长细比,增大弹头端部的圆弧半径,增大母线的曲率等,也就是设计创造出使弹体背风区的一对反向旋涡能有足够的,供其稳定运动的空间位置,就可以减小这种面外力的影响。图5给出了正切尖拱圆柱弹体的关系。

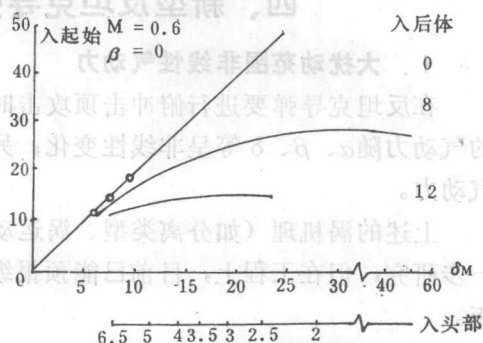


图5 正切尖拱圆柱弹体侧力、起始攻角和前后弹体长细比的关系

(2) 头部加环

图6提供了某转旋体头部加环和不加环的试验典型曲线。从图中可见,加环后可以推迟背风区在此时非对称涡的发生和减弱它的不对称性。

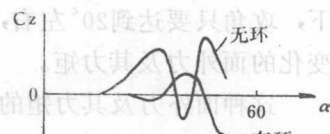


图6 头部配置环的试验结果

应注意的是:环的大小和安装位置必须恰当才能起到有效作用。

(3) 头部两侧对称安装窄边条

窄的头部边条能抑制或缓解在实现进入俯冲击顶状态时的非对称侧力。这是由于头部窄边条改变了弹头分离区的流动状态,在边条涡的诱导下,加强了头部流场的对称稳定性,抑制了面外力的发展。其作用效果取决于边条的形状和安放位置。又根据我们对头部窄边条涡运动进行的显示和测量,结果还表明,由于边条涡的诱导作用,使脱体涡更靠近弹体表面。可以设想:在弹头一侧伸出窄边条,就可以对原来随机的面外力方向进行控制。

2. 主动控制技术研究

由于被动控制技术只局限在一定的飞行状态下才有较好的效果,所以,研究满足不同飞行条件要求的主动控制面外力技术将具有实际意义。

(1) 头部旋转主动控制技术

国内外大量实验表明,非对称气动力对靠近头部的微小几何不对称非常敏感,随弹体的不同滚转方位,该面外力(侧力)的大小和方向也在变化,在缓慢地转旋弹头时,由于背风面涡系的不对称发生周期变化,面外力亦周期重复。即对于一定攻角,可得图7的面外力随滚转角的变化曲线,从而得到:对某一攻角,面外力可表示成:

$$\bar{C}_z = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} C_z(\phi) d\phi, \text{ 即把面外力平均到很小是可能的。}$$

此时,若缓慢地转旋弹头时,由于背风区涡系的不对称发生了周期变化,面外力亦周期重复,鉴于涡不可能迅速改变状态的特性和活动壁效应所致,在边界层畸变和分离涡片的

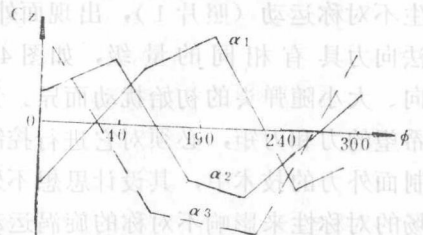


图7 攻角一定,侧力随phi角变化示意图

综合影响下,只要适当地控制头部转速,便可能抑制、甚至消除反坦克导弹在进行俯冲击顶攻击中所出现的涡系不对称运动所产生的面外力。

图8给出的是弹体旋转时背风区的涡迹测量值。相对不旋转弹体而言,此时的不对称涡运动方向也是可控的(同弹头旋转一样),涡强也是弱的,衰减较快。

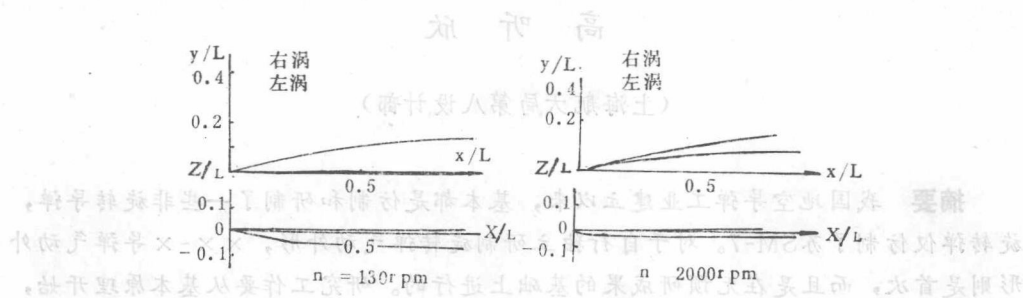


图8 $\alpha=35^\circ$ 的主动旋细长体背风区涡迹

(2)其它主动控制技术

这是沿弹体表面向所需方向吹气,达到破坏背风区非对称流动,使之趋于对称的主动吹气技术。当把喷口置于首先产生分离的头部时,可提高吹气效率,如吹气边条就是一个技术途径;又如可控边条翼技术,是通过和弹体铰接的边条翼,让该翼的上反角按一定的规律随攻角变化来达到力求消除面外力的作用(同时还能改善导弹的纵向气动特性)……;其它还有推力矢量控制技术、喷气扰动片控制技术等,均能根据不同飞行条件的要求,可以自动调节,进行运动主动控制,这些手段虽然技术复杂,但已引起工程界的关注。如美国休斯飞机公司曾在“坦克破坏者”导弹进行击顶攻击时就采用了加勒特式反作用控制系统,将气体吹到控制舵面上来产生控制力的技术。

参 考 文 献

- [1] “导弹大全”。
- [2] S.S.chin: “Missile Configuration Design”。
- [3] A.A.列别捷夫等:“无人驾驶飞行器的飞行力学”。
- [4] AGARD LS121。
- [5] AIAA 80-0812。
- [6] 苏珥等:气动力学报 89.No1。
- [7] E.C.Maskell: Report Aero 2665。

××-× 导弹气动外形设计

高 听 欣

(上海航天局第八设计部)

摘要 我国地空导弹工业建立以来,基本都是仿制和研制了一些非旋转导弹,旋转弹仅仿制了苏SM-7。对于自行独立研制旋转弹气动外形,××-×导弹气动外形则是首次,而且是在无预研成果的基础上进行的。研究工作要从基本原理开始,直到每一个具体的技术问题。此外,根据试验目的,在全面、深入分析研究的基础上,突破风洞试验实施规范,采用准全尺寸模型,在AT-1风洞中进行导弹测转速试验,也是首次。

根据本文提出的工程简化处理原则、计算方法、风洞试验实施方案所进行的××-×导弹气动外形设计工作,进展十分迅速、顺利。××-×导弹气动外形,自从方案阶段理论分析计算确定以来,经风洞试验验证和飞行试验验证,没有因气动原因而作任何变动,就满足战术技术指标要求,在没有打模型弹的条件下,进行独立回路飞行试验;××-×导弹首次试飞,一次成功。飞行试验与理论计算的机动过载,误差小于5%。本文提出的工程简化处理原则、计算方法、风洞试验实施方案,对其他旋转导弹均可参照使用。

关键词 旋转导弹,外形设计。

一、××-× 导弹外形特点

××-×导弹武器系统战术技术指标要求,在导弹重量和外形尺寸与××-×(A)导弹近的条件下,导弹的最大机动过载要比××-×(A)导弹的大1.5倍,××-×(A)的最大机动过载为 $n_y = 12$,则要求××-×导弹为 $n_y = 18-20$ 。欲达此目的有相当难度,因为××-×导弹采用红外导引头,它的使用攻角不允许很大,另外攻角大了,时间常数也大,因此产生大过载,主要还是靠升力面。显然采用原来××-×(A)导弹外形是不能满足战术技术指标要求的。××-×(A)导弹外形有如下三个缺点:

A. 采用半球头部,对红外制导而言,虽然光学性能好,但气动阻力大。

B. 采用一对舵面,布局呈-×形和×形,不仅纵、侧向压心相差很大,在旋转时压心跳动量大,而且综合压心较后,全弹稳定度过大,机动过载较小。

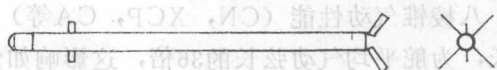
C. 尾翼置于弹体底部。收拢时,不仅增加了弹长,而且由于没有弹身的有利干扰,因此尾翼效率很低。

欲满足××-×导弹高战术技术指标要求的导弹气动外形,必须克服这些缺点,提高导弹飞行速度,扩大作战空域,增大导弹最大机动过载。为此,××-×导弹采用的是:

a. 改半球头部为半锥角 $\sigma = 40^\circ$ 的八棱锥头部。这种头部既有良好的光学特性，又能较大地减小气动阻力。

b. 舵面采用十字形，即增加一对固定翼。这不仅使旋转时导弹的压心不跳动，而且全弹静稳定度较小，增加了导弹的机动过载。此外，为了增加起飞静稳定度，固定翼延时1.6s才打开。

c. 尾翼在弹体尾部，采用十字形梯形翼。这样既缩短了弹长，又由于有弹身的有利干扰，因而大大提高了尾翼效率。此外为了缩小发射筒的直径，采用全新的尾翼套接技术，即将尾套置于发射筒头部，当导弹即将飞离发射筒时套接在弹体尾部。



采用上述三条措施之后， $\times \times - \times$ 导弹气动外形，除了舵面平面形状和大小与 $\times \times - \times (A)$ 相同之外，从头到尾就再也没有共同之处了。可以说 $\times \times - \times$ 导弹是全新的气动外形，如图1所示。

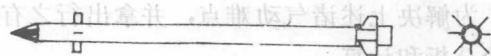


图1 两种不同的导弹外形

二、气动设计工作难点

如上所述， $\times \times - \times$ 导弹气动外形是全新的，在无预研的基础上，要在短时间内拿出切实可行的导弹气动外形，则必须解决下述诸气动设计工作难点。

1. 如何进行工程简化处理

$\times \times - \times$ 导弹是旋转的采用单通道控制的导弹。在飞行中，一对固定舵不动，另一对舵不停地作正负阶跃大角度（ $\pm 20^\circ$ ）偏打。因此 $\times \times - \times$ 导弹的气动特性是十分复杂的非线性气动问题。理论上要搞清这气动特性，即能准确的计算各种气动力（诸如法向力，压力中心，舵面效率等），这绝非朝夕之间能办到的，势必要我们将如此复杂的气动问题，经认真的分析研究后作工程简化处理，再运用工程方法解决。这里，如何进行工程简化处理是气动难点之一。

2. 套装尾翼对气动性能影响如何

这个问题也就是研究套装尾翼在气动性能方面的可行性。 $\times \times - \times$ 导弹采用套装尾翼，套接时，由于各发弹的旋转速度不可能完全一样，因此套接后的气动布局，即尾翼和舵面的姿态角是任意的，就是说，气动布局可能是++，+×或中间的任意一种，各布局的气动性能差异有多大，是否在可允许的范围之内？这是气动难点之二。

3. 如何确定 $\times \times - \times$ 导弹的机动过载特性

较准确的给出导弹机动过载特性是气动工作的最终目标之一。要达此目标，就必须准确地给出旋转导弹的静稳定度和偏舵效率。如何确定旋转弹的静稳定度，特别是旋转情况下，同时舵又作正，负阶跃偏打情况下的舵面效率，这是气动难点之三。

4. 如何准确地确定导弹旋转速度（即如何确定尾翼安装角 θ ）

对旋转的单通道控制的导弹，其自旋转速对导弹控制系统有重大影响，对 $\times \times - \times$ 导弹而言，致滚力矩是由尾翼差动安装角产生的，就是说，差动安装角的大小直接决定导弹自旋转

速的大小。要准确确定转速,就必须准确地确定尾翼安装角产生的致滚力矩以及全弹滚动阻尼力矩,还有舵面下洗对自旋转速的影响。对后二项,目前尚无成熟有效的确定方法。总之,如何准确确定尾翼差动安装角是气动难点之四。

5. 如何解决若干具体技术问题

除了上面所列的四个大的难点之外,还有气动难点之五——若干具体的技术问题,诸如,八棱锥气动性能(CN, XCP, CA等)如何确定,导弹长细比达21,舵—尾之间距离很长,为舵平均气动弦长的36倍,这影响如何考虑,下洗如何计算(或修正),舵面与弹体之间的缝隙平均宽达3.8mm。对气动性能的影响如何考虑等。要准确地确定全弹气动性能,这些具体的技术问题也必须一一寻求到行之有效的估算方法才行。

三、理论分析及计算

为解决上述诸气动难点,并拿出行之有效的导弹气动外形,必须首先进行如下诸方面的理论分析和计算。

1. 工程简化处理方法

$\times\times\times$ 导弹首要的特点是弹体高速旋转。按理,须研究和搞清弹体旋转情况下的气动特性。但这种情况十分复杂,理论分析研究也很难入手。事实上,应考虑到我们所关心的是飞行中旋转弹体的总体效应而不必深究其具体细节。这正象在研究气体压强时,只注重气体分子的宏观效应而无需知道每个分子的具体行为一样。此外,我们较擅长于不转动弹体的气动性能研究,应充分运用和发挥这个长处。据此,将 $\times\times\times$ 导弹的十分复杂的气动问题作如下工程简化处理:

$\times\times\times$ 导弹气动问题 = 旋转气动问题 + 不旋转气动问题

2. 旋转气动问题

对于旋转气动问题,由两方面组成:其一是马格努斯效应,其二是偏舵效率发生了明显变化。

(1) 马格努斯效应

如果导弹没有滚转,则一个细长轴对称外形的导弹上,总空气动力必定位于“弹体攻角平面”内。也就是说,处于来流速度向量与弹体纵轴构成的平面内,当导弹绕其纵轴旋转时,会产生一种垂直于弹体攻角平面的附加力。这种与攻角 α 及旋转速度有关的横向空气动力(侧向力)被称为马格努斯力。由于此力一般不通过重心,故该力就产生了马格努斯力矩。产生马格努斯力和力矩的,除了弹身外,还有差动偏转的尾翼。经分析研究,现在已寻求到弹体和有关差动安装角的尾翼所产生的马格努斯力和力矩的计算方法,详见参考文献^[1]。对 $\times\times\times$ 导弹而言,应用参考文献^[1]上的计算方法计算的马格努斯力和力矩均是很小的。马格努斯力与法向力相比,仅是2万分之一。马格努斯力矩与俯仰力矩之比仅是1/134。可见量值很小,也即影响很小,完全可以忽略不计。尽管如此,在 $\times\times\times$ 导弹的气动力系数汇集中,仍计及了这一影响。

(2) 弹体旋转时的舵面效率

如前所述, $\times\times\times$ 导弹的舵面,在飞行中不停地作 $\pm 20^\circ$ 的阶跃偏打,弹体以17r/s的转速旋转,其平均的总体效应是我们所需要的。经分析研究,在大指令情况下(即弹体旋转一转,舵面偏打2次)。等效舵偏角 δ 是偏打舵偏角 δ_0 的 $2/\pi$ 即 $\delta = 2 * \delta_0 / \pi$ 。实际上,真正的

舵面偏打,并非严格的阶跃偏打,总或多或少有一个过渡过程。因此要乘上一个迟缓系数 K 。对 $\times\times\times$ 导弹的舵机而言, $K=0.9$ 。故等效舵偏角 $\delta=11.5^\circ$,详见参考文献^[2]。

3. 不旋转气动问题

所谓不旋转气动问题。就是将本来是旋转的弹体当作不旋转来处理, $\times\times\times$ 导弹的理论气动性能的计算和风洞试验均建立在这一基础之上。

$\times\times\times$ 导弹气动性能理论计算方法,采用现成的“战术导弹弹体一体化设计方法”中气动系数计算部分以及相应的计算程序。本方法是适用于一般常规气动外形的通用计算方法。为了更进一步提高数据的准确度还需要针对 $\times\times\times$ 导弹的气动外形特点来选取原始参数以及增加或修改某些计算方法。

(1) 弹体气动系数计算方法
原计算方法中,只有尖拱形头部加圆柱体的弹体气动性能计算方法,若将其应用到 40° 的八棱锥头部,必然准确度不高。考虑到 $\times\times\times$ 导弹作高速旋转,在宏观看来,八棱锥头部也就“等效”成尖圆锥了。据此,我们便用尖圆锥计算方法来计算 $\times\times\times$ 导弹的头部。同时采用相应的尖圆锥加圆柱体的体涡计算方法。这样不仅解决了 $\times\times\times$ 导弹的气动性能计算问题,同时还扩大了原一体化设计方法的通用性。

(2) 弹翼缝隙影响
如上所说, $\times\times\times$ 导弹在舵面与弹体之间有宽大的缝隙,这对气动性能的影响是不容忽视的。一般导弹外形,舵面缝隙只有 $1\sim 2\text{mm}$ 。在攻角情况下,考虑到附面层效应,可以不计缝隙影响。但在偏舵情况下, $1\sim 2\text{mm}$ 的小缝将成为较大的剪刀差缝隙。其影响就不能忽视了,缝隙改变了翼身上的载荷分布,起卸载作用,缝隙越大,卸载作用越甚。 $\times\times\times$ 导弹的舵面缝隙是 $2\sim 5\text{mm}$,平均为 3.8mm ,其卸载作用就很大了。此外,舵面是矩形翼,而舵偏角 δ 又高达 20° ,再加上弹体攻角 α ,故舵面的当地攻角 α 是 $(\delta+\alpha)$,要接近 30° 。所以在舵面上表面必然会发生气流分离,虽没有达到失速的严重程度,但舵面的法向力系数 C_N 就会有较大下降,即舵面实际的法向力比无气流分离情况(如理论计算)要小许多。而此影响目前还无法作理论分析计算。综合上述两方面的因素,在计算 $\times\times\times$ 导弹的舵面气动性能时要乘上一个经验系数 K 。

(3) 导弹长细比 fb 大的影响

$\times\times\times$ 导弹的长细比为21,弹身很细长,又采用鸭式气动布局,舵面靠近头部,这样舵面和尾翼之间的距离就很长。此距离是舵面平均气动弦长的36.5倍。可见尾翼位于舵面后面很“远”的地方。舵面产生的速度阻滞和下洗影响到尾翼处已接近消失,即气流速度的大小和方向均已恢复到几乎与来流速度相同了。这是问题的一个方面。另一个方面,由于弹身较长,附面层厚度沿弹身不断增厚,再加上 $\times\times\times$ 导弹的弹身直径有若干台阶等原因。尾部的附面层是较厚的,尾翼是小展弦比翼,其展长很小。因此就有相当一部分尾翼浸在附面层中,致使尾翼效率有所降低。据此两方面的综合考虑,尾翼的阻滞系数取0.95。

舵面拖出的尾涡,由于空气粘性的耗散作用,在尾翼处,其旋涡强度已接近零了。而在理论计算中,采用的是理想的,无粘性的,无限长线涡模型。这种算法,即使尾涡伸展到无限远处,其强度如初,始终不变。这在翼—尾距离不大时是适用的。对于 $\times\times\times$ 导弹这样舵—尾距离很“远”的情况,误差就大了,计算出来的下洗均偏大较多,故必须根据实际情况作修正,即乘以一个适当的修正系数。

(4) 考虑并计及上述诸因素之后, $\times\times\times$ 导弹的气动性能理论计算结果, 即是参考文献^[3]。

四、风洞试验研究

导弹气动外形一经确定, 首先要进行风洞试验验证和考核。

1. 试验方案的确定

根据前述的工程简化处理方法, 将 $\times\times\times$ 导弹气动问题简化为转动与不转动两部分, 不转动气动性能是主要的、基本的。此外高速旋转的风洞试验模型, 支撑, 测试系统是十分复杂的, 设计, 加工, 试验具有相当难度, 而且时间长, 耗资大。再者, 我们经费实在有限, 时间十分紧迫。据此 $\times\times\times$ 导弹纵向气动性能风洞试验方案是采用不旋转(模型)的试验方案, 但在试验项目上, 考虑导弹旋转的影响, 而对于横向气动性能即确定尾翼差动安装角的试验, 则采用准全尺寸旋转模型试验方案。

2. 纵向风洞试验

(1) 头部风洞试验

采用八棱锥头部代替半球头部, 阻力上到底有多少好处呢? 为了弄清此问题, 特作了头部风洞试验。结果表明, 对半顶角 $\sigma = 40^\circ$ 的八棱锥头部, $M = 1.8$ 时, 其波阻仅为半球锥的一半, 有较大的减阻效果。故 $\times\times\times$ 导弹采用八棱锥头部。详见参考文献^{[2][4]}。

(2) 尾翼选形试验

为了能较好地满足 $\times\times\times$ 导弹先进的技术指标, 根据理论分析研究, 我们选定三种尾翼进行风洞试验。首先, 选定梯形尾翼。为了能较准确的确定尾翼大小, 取了两种外形相同仅几何尺寸不同的尾翼进行试验, 小的称为A尾翼, 大的称为B尾翼, 此外考虑到 $\times\times\times$ 导弹采用套装尾翼, 舵面和尾翼相对位置的随机性, 显然气动外形的性能各向同性是很重要的。不言而喻, 环形翼的各向同性是最好的。故选用了环形翼作试验, 称为C尾翼。由A, B, C三尾翼所组成的三个导弹方案, 经理论分析计算, 它们的性能均满足指标要求。

三种尾翼的风洞试验结果表明, 它们全都满足战术技术指标要求。证实了理论分析计算是正确的。从阻力看, 小尾翼方案阻力最小, 故确定 $\times\times\times$ 导弹为小尾翼方案。全弹压心数据表明, 不采用1.6s延迟打开固定翼的措施也是可以的。

(3) 不同尾翼姿态角的试验

由于舵面与尾翼相对位置的随机性, 为了弄清舵、尾各种配置情况下的气动性能, 特选了三个典型状态作试验, 即舵面呈“+”字形, 尾翼位置作 0° , 22.5° , 45° 的变化。试验结果表明, 尾翼呈 0° 位置, 即 + + 布局的CN, XCP最大。 45° 位置即 + × 布局的最小。 22.5° 位置的介于二者之间。造成此差别的主要原因是体涡对尾翼的干扰, 尾翼姿态角不同, 则体涡对其干扰也不同。

其实, 由于采用套装尾翼, 因而有舵面与尾翼相对位置的随机性, 由此导致气动性能的差异, 由于弹体绕纵轴高速旋转, 对飞行性能是没有什么影响的。有如下试验结果为证。

(4) 不同滚动姿态角(不同布局)的试验

由于弹体作高速旋转, 故在飞行中, 导弹的布局是不停地变化的。例如, 当舵面与尾翼成 + × 状态时, 由于转动, 导弹气动布局呈 + × → × + → + × → × + 交替变换。当舵面与尾翼呈 × × 状态时, 导弹气动布局呈 × × → + + → × × → + + 交替变换。为了弄清 + ×, × +,