

S shaped stealth nozzle

S 弯

隐身喷管

✈ ✈ ✈ 艾俊强 周莉 杨青真 著



国防工业出版社

National Defense Industry Press

第1章 绪 论

1.1 引言

隐身是指入射到物体的光线完全被物体吸收(部分波段的光被吸收)或绕过其继续传播,使得物体完全不可见或部分不可见的状态,而如果入射光线被反射到人眼或者光线探测设备上,物体便为可见的。另外,通过伪装将物体与周围环境融为一体而使其近距离都无法辨识的状态也可称为隐身。后者对我们来说并不陌生,自然界中形形色色的动物一方面为了躲避天敌攻击,另一方面为了伺机捕食猎物,通过“伪装术”将自己融于身边环境中,从而使其近在咫尺都无法被发现,变色龙便是最好的例子。对战争而言,隐身是重要的战术手段,通过隐身可使己方避开敌方侦查以实现刺探情报、埋伏敌人、奇袭敌人、保存自己等目的。

1903年12月17日,莱特兄弟飞机上天揭开了载人有动力飞机发展历史的序幕,飞机很快就在战争中被使用。飞机在投入战争使用时便考虑了隐身技术。1913年,美国作战部进行了几次研究试验,飞机机翼用一种名为赛璐璐的半透明材料制造,以评价建造一种肉眼看不到的飞机的可行性。当时的作战飞机主要采用迷彩涂料以降低飞机与天空背景的对比度,减少飞机的目视特征。1935年,英国率先将雷达技术应用于防空领域,为了应对雷达侦察,德国设计了飞翼式喷气飞机并使用了吸波材料,这是雷达隐身技术中隐身外形和隐身材料技术的首次应用。20世纪60年代初期,美国、苏联等国开始有计划地进行隐身技术的研究和试验工作,雷达散射截面的理论研究和计算方法、材料、测试以及目标红外辐射特征的基础理论研究取得了较大进展。20世纪60年代后,美国通过测试作战飞机的雷达和红外目标特征,在研究强散射源部位,探索吸波材料的新机理、新途径,降低雷达散射截面和红外辐射强度等方面取得了重大突破,为转入应用研究打下了基础。在20世纪60年代,美国主要将隐身技术应用于侦察机上,为此相继诞生了U-2高空侦察机与SR-71“黑鸟”高空高速侦察机。在20世纪60—70年代的战争中,空袭主要采用低空、超低空与中空高空突防相结合,实施多层次、多批次、多方向饱和攻击,对防空系统进行干扰压制的模式,参战飞机包括战略轰炸机、反雷达飞机、电子干扰机、可变翼战斗轰炸机等,这些战机大多未考虑隐身设计。随着雷达制导、红外制导防空导弹的发展,战术飞机的易毁性日益增大,但促使美国发展隐身技术的直接动因是越南战争中美军的战机损耗和第四次中东战争中以色列军方飞机的重大损失。1972年,美国空军在代号为“后卫二号”的空袭行动中被苏联萨姆-2地空导弹共击落15架号称“空中重锤”的B-52战略轰炸机。1973年的第四次中东战争中,以色列在18天内损失了109架飞机,这些飞机大都是被苏联出口型萨姆导弹部队击落的。因此如何突破敌方对空防御,成为美国迫切需要解决的重大问题,隐身技术作为一项重要的军事高技术开始迅速发展。

1989年,美国入侵巴拿马,6架F-117A对巴拿马兵营进行了轰炸,至此,一直被美国列为绝密计划的隐身飞机面世;1991年海湾战争中,F-117A大显雄风,其出动的架次只占全部战斗机出动架次的2%,但却攻击了伊拉克40%的战略目标且己方无一损伤;虽然在1999年的科索沃战争中,参战的24架F-117A隐身战斗轰炸机被击落和击伤各一架,但由于其较为突出的隐身性能,在2003年的伊拉克战争中,美国空军仍将F-117A隐身战斗轰炸机作为一把尖刀先后参加了“斩首行动”和多次夜间精确打击任务。在隐身战斗机计划发展的同时,美国也在秘密进行隐身轰炸机计划,1988年B-2隐身战略轰炸机问世,1995年试飞成功,1997年在美国空军投入使用,1999年科索沃战争中首次投入实战使用便名声大震。1999年3月23日,美国空军第509轰炸机联队的两架B-2隐身轰炸机从密苏里州怀特曼空军基地起飞,该机飞越大西洋、穿越地中海、意大利领空,到达南联盟上空,每架飞机从12190m高空投下了16枚908kg级联合直接攻击弹药,对南联盟目标进行了空袭,然后又沿原航线返回。整个航程大约19000km,历时逾30h,在整个航行途中,B-2轰炸机来无影去无踪,没有一个国家的防空雷达发现其行踪。在2003年的伊拉克战争中,B-2隐身轰炸机以其独特的隐身性能和精确打击能力,参加了对伊拉克空中打击的“威慑行动”和持续轰炸行动。F-117A“夜鹰”隐身战斗轰炸机和B-2“幽灵”隐身战略轰炸机因其出众的隐身能力为美国在近代几场局部战争取得的巨大优势立下了汗马功劳,同时隐身技术也引起各军事强国的高度重视,纷纷竞相发展隐身技术。

隐身技术又称为低可探测技术或目标特征控制技术。它是改变武器装备等目标的可探测特征信号,使敌方探测系统不易发现或发现距离缩短的综合性技术。目标可探测特征信号包括以下几种:

(1) 雷达目标特征信号。目标的雷达特征信号通常用雷达截面积来表征。雷达截面积(Radar Cross Section, RCS)是目标受到雷达电磁波的照射后,向雷达接收方向散射电磁波能力的量度。

(2) 红外目标特征信号。温度高于绝对零度的任何物体都不断地以电磁波形式向外释放能量,这称为红外辐射。红外辐射的电磁波波长范围为 $0.76 \sim 1000\mu\text{m}$,介于可见光和无线电波之间。不同物体的红外辐射强度和波谱不同,这成为侦察设备探测和识别不同目标的重要依据。目标的红外辐射强度和波谱即为目标的红外辐射特征信号(Infrared Radiation Signatures, IRS)。

(3) 声学目标特征信号。目标的声学特征信号主要表现在噪声方面。在喷气式战斗机上,噪声大多由尾喷管喷出的热燃气流产生。

(4) 视觉目标特征信号。目标的视觉特征信号包括目标的尺寸、颜色、反光及尾迹等。在战场近距离内,目标会被目视光学系统发现。

(5) 光电目标特征信号。目标的光电特征信号主要表现为目标的机载设备电磁辐射,其本身所载的电子设备因不断向外辐射电磁波信号,故容易被敌方的电子侦察系统发现而暴露目标。

隐身技术并不能使飞机完全不可见,它是通过控制飞机的可探测特征信号,使其被发现的距离变短、被发现的概率变低的技术。那么在飞机设计的过程中,如何最大限度地降低飞机的可探测特征信号便成为设计师们极为关注的问题,它涉及飞机设计、飞机发动机设计、电磁学、红外学、材料学及噪声学等多种学科相融合的问题。因此,飞机的隐身设计

是一个极其复杂的过程,对此,应分而治之。

航空发动机排气装置作为飞机推进系统的重要部件,其主要功能是将涡轮后的高温、高压燃气膨胀加速并排出机体,从而产生发动机推力。喷管是排气装置的主要构件,通过调节喷管喉道面积来改变涡轮和喷管中燃气膨胀比的分配,以改变压气机和涡轮的共同工作点,实现对发动机工作状态的控制,从而改变发动机的推力、耗油率以及改善发动机的气动性能。喷管对飞机的可探测特征信号的贡献表现在以下几个方面:

(1) 强的红外辐射源。发动机喷管是飞机上最强的红外辐射源。它的红外辐射一部分来自喷管可以被探测到(暴露)的热壁面,另一部分则来自流经喷管排出的热尾喷流。前者主要来自喷管内腔体,包括涡轮出口端、加力筒体(如果有加力燃烧室)和喷管等固体壁面的红外辐射,这是因为内腔壁面温度高,并且腔体发射率也高。

(2) 主要的雷达波空洞反射源。雷达波入射到飞机机身上的空洞后,经过多次反射通常容易反射回原来的位置,如涡轮发动机的涡轮叶片正面回波信号就十分强烈。

(3) 主要的噪声源。对喷气式飞机而言,噪声大多数由尾喷管喷出的热燃气流产生。

(4) 主要的尾迹源。飞机尾迹是飞机飞行中发动机排出的废气与周围空气混合凝结而成的特殊的云,俗称拉烟层。飞机尾迹会暴露飞机的行踪。

针对飞机及其发动机尾喷管所暴露的红外辐射可探测特征信号及雷达反射截面可探测特征信号,各国相继发展了相应的制导导弹以对付空中威胁。表1-1列出了自第二次世界大战结束后,部分局部战争中参战双方被导弹击落飞机占总损失飞机的比例统计,并详细列出了被各类导弹击落的飞机统计。

表1-1 部分局部战争中被红外制导空空导弹及雷达制导空空导弹击落的飞机

战争名称	时 间	参 战 方	被导弹击落数/ 损失飞机总数	被导弹击落飞机统计	导弹制导方式
印巴战争	1971年12月 3—16日	印度	29/50	全被美制“响尾蛇”空空导弹击落	红外
		巴基斯坦	总损失14架	不详	
第四次 中东战争	1973年10月 6—23日	以色列	47/114	其中SA-6地空导弹击落41架; 苏联K-13空空导弹击落6架	半主动雷达 红外
		阿拉伯国家	196/334	其中“麻雀”空空导弹击落7架; “响尾蛇”空空导弹击落38架; “谢夫里”空空导弹击落151架	半主动雷达 红外 红外
贝卡谷地 空战	1982年6月 9日、10日	以色列	总损失19架	不详	
		叙利亚	90/90	其中40架被“响尾蛇”AIM-9L 空空导弹击落; 50架被“怪蛇”-3空空导弹击落	红外 红外
马岛战争	1982年4月2日 至6月14日	英国	1/36	被“罗兰”式地空导弹击落	半主动雷达
		阿根廷	72/117	其中AIM-9L空空导弹击落17架; “海狼”舰空导弹击落5架; “海标枪”舰空导弹击落8架; “海猫”舰空导弹击落10架; “轻剑”地空导弹击落20架; “吹管”地空导弹击落11架; “毒刺”地空导弹击落1架	红外 火控系统 半主动雷达 火控系统 雷达 无线电控制 红外

(续)

战争名称	时 间	参 战 方	被导弹击落数/ 损失飞机总数	被导弹击落飞机统计	导弹制导方式
海湾战争	1991年1月17日 至2月28日	美国为首	无一损伤		
		伊拉克	38/40	其中28架被“麻雀”AIM-7F/M 空空导弹击落； 10架被“响尾蛇”AIM-9L/M空 空导弹击落	半主动雷达 红外

从表 1-1 可以清楚地看出,近代的这几场局部战争中,被红外制导导弹和雷达制导导弹击落的飞机数量占到飞机损失总数的 60% 以上,因此,降低飞机发动机尾喷管的红外特征信号和雷达特征信号可以显著提高飞机的生存能力。下面以喷管的红外辐射特征信号为例,介绍几种针对喷管的红外抑制技术。

前面曾提到,喷管红外辐射一部分来自喷管可被探测到的热壁面,另一部分来自流经喷管排出的热喷流。针对喷管热壁面的红外抑制技术包括以下几种:

(1) 壁面冷却技术。喷管壁面冷却技术分为主动冷却技术和被动冷却技术。喷管壁面主动冷却技术,即利用发动机的风扇或压气机的较冷空气来冷却热壁面的技术。喷管壁面的被动冷却技术,即利用发动机排气的剩余功能引射外界大气来冷却热壁面的技术,由于它可以改善主动冷却技术造成的发动机循环效率的下降和改善飞机-发动机系统的装置性能,在考虑红外隐身的飞机-发动机技术中,现已成为普遍采用的、基本的红外抑制技术。引射冷却同时能起到降低发动机排气噪声、缩减尾迹区的作用。图 1-1 给出了美国 YF-23 先进战斗机喷管超声段壁面排气引射冷却系统简图。

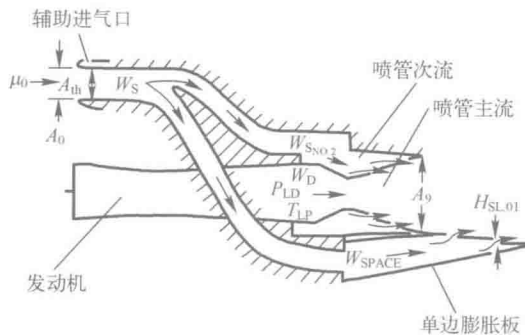


图 1-1 YF-23 先进战斗机喷管超声段壁面排气引射冷却系统简图

(2) 壁面涂层技术。发动机喷管通常是用耐热金属材料制成的,它们有较高的发射率,如果在它上面涂覆一层低发射率涂料,可以降低喷管热壁面的红外辐射。应用于喷管的涂层应当考虑耐高温和耐冲刷等要求。涂层技术在喷管内腔壁面实际应用时遇到两个主要问题:一个是为了使喷管内腔体红外辐射最小,要求不同位置的壁面涂上不同发射率的涂层,即内腔壁面应用单一发射率的涂层效果不是最理想的;另一个也是最主要的一个问题就是涂层只有在表面保持清洁干燥才能保持好的抑制红外辐射能力。但是,在实际中,发动机经过一定时间运行后,在喷管内腔壁的涂层上会形成具有较高发射率的积炭层,使红外涂层失效。

(3) 壁面遮挡技术。在喷管设计中,与飞机后机身匹配的二元喷管,尤其像大宽高比的二元喷管(图 1-2 所示 F-117A 所用的)、单边膨胀的二元喷管(图 1-3 所示 YF-23A 所用的)以及二元塞式喷管(图 1-4)等都可以在不同程度上遮挡喷管内腔体的红外辐射。

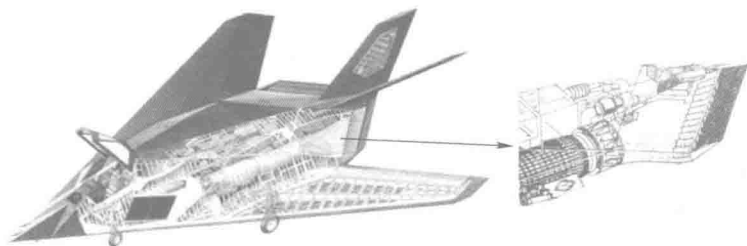


图 1-2 F-117A 隐身战斗机与其排气系统简图

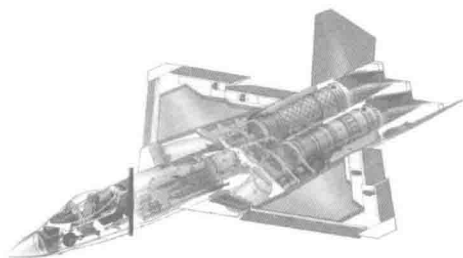


图 1-3 YF-23A 战斗机剖视图



图 1-4 二元塞式喷管

针对喷管热尾喷流的红外抑制技术,基本上是通过采取降低尾喷流的温度、尤其是减少尾喷流高温核心区来实现的。前面提到的排气引射技术就能有效地减少排气温度。另外一种可以使尾喷流的高温核心区缩短的成功技术就是采用非轴对称喷管出口以强化尾喷流与外界大气的混合,如矩形二元喷管出口、椭圆形出口,它们形成的尾喷流核心区都比轴对称出口的短。

上述有关喷管热壁面和热尾喷流的各项红外抑制技术,在不同程度上都可以抑制喷管的红外辐射。可以看出,二元喷管既能在一定程度上实现对高温壁面的遮挡,同时能强化热的尾喷流与外界大气的混合,因此二元喷管在现代战机中的应用更为广泛,美国现役的各类战斗机、轰炸机、无人机,如 F-117 战斗轰炸机(图 1-5)、F-22 战斗机(图 1-6)、YF-23 战斗机(图 1-7)、B-2 轰炸机(图 1-8)、“暗星”无人机(图 1-9)、RQ-180 大型无人机(图 1-10)、X-45 无人战斗机(图 1-11)、X-47 无人战斗机(图 1-12);英国的“雷电之神”无人机(图 1-13)以及法国的“神经元”无人战斗机(图 1-14)等的喷管出口均为二元形式。

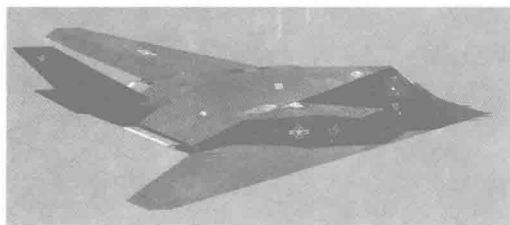


图 1-5 F-117 战斗轰炸机

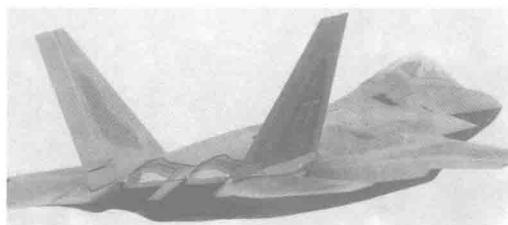


图 1-6 F-22 战斗机

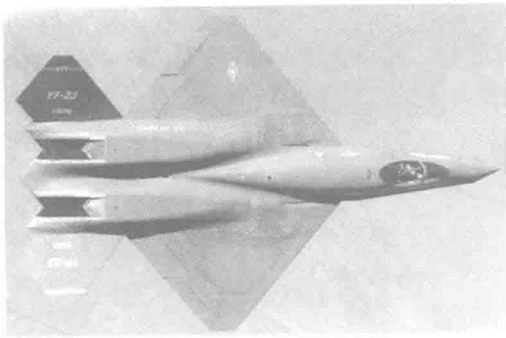


图 1-7 YF-23 战斗机

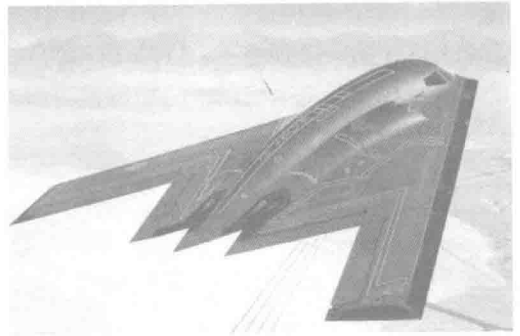


图 1-8 B-2 轰炸机

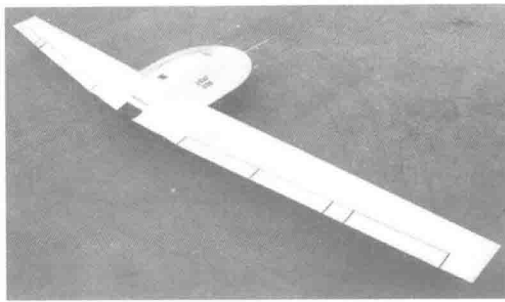


图 1-9 “暗星”无人机

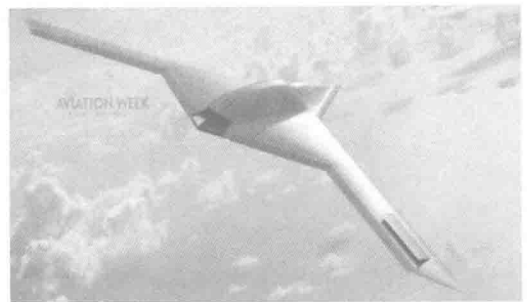


图 1-10 RQ-180 无人机

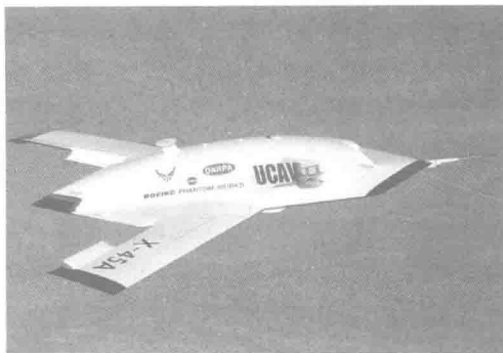


图 1-11 X-45 无人战斗机



图 1-12 X-47 无人战斗机

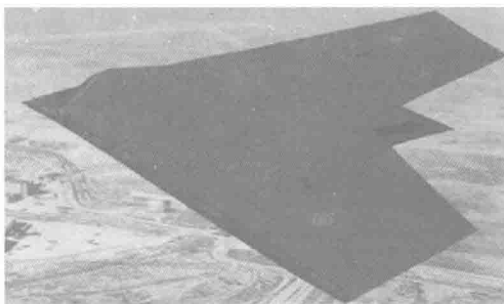


图 1-13 英国“雷神之神”无人机

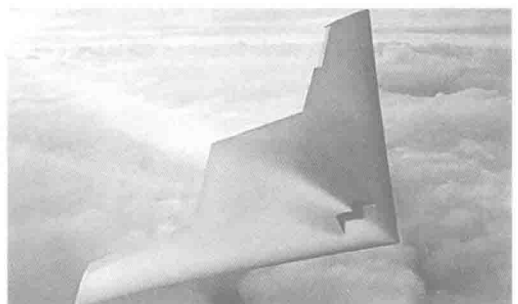


图 1-14 法国“神经元”无人机

由于二元喷管只是在一定程度上实现对高温涡轮出口端面及高温壁面的遮挡,在飞机飞行姿态改变时,高温涡轮出口端面还是会暴露给红外制导武器,那么,能否设计一种可以实现完全遮挡高温涡轮端面的二元喷管呢? S 弯隐身喷管便是很好的选择。S 是单词“serpentine”的首字母,意思为“蜿蜒的、在形状或移动上像蛇的、弯曲的”,因此,S 弯隐身喷管形似字母“S”,如图 1-15 所示。

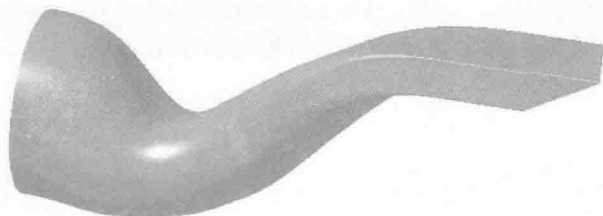


图 1-15 S 弯隐身喷管

1.2 S 弯隐身喷管研究现状

S 弯隐身喷管作为隐身飞机的重要组成部分,它是随着隐身飞机的发展而发展的,目的是使其能够与发动机相匹配,并且能够满足飞机的隐身要求。

1973 年,美国空军和国防高级研究计划局签订了代号为“海弗蓝”(Hare Blue)的一系列研究合同,开始全力发展隐身战机。到 1973 年年底,“海弗蓝”计划已经取得了相当多的研究成果,于是美国空军决定向航空工业界招标生产技术验证原型机,即“XST 试验隐身战术”计划。该计划的目的是要研制一种具有雷达截面小,蒙皮和内构件广泛使用吸波材料,采用能减少雷达截面的机身外形设计,采用低噪声和低排气温度发动机,以减少其声音和红外信号特征,安装特种屏显,能携带先进电子干扰、电子反干扰和电子支援设备,目视信号特征较低,在几百码以外都难以发现的飞机。1975 年进行招标,次年,洛克希德公司获得了生产 XST 飞机的合同。XST 原型机于 1977 年 12 月 1 日在美国内利斯空军基地的托诺帕靶场格鲁姆旱湖进行了首次飞行。XST 飞机即是 F-117A 隐身战斗轰炸机的雏形。1978 年 11 月 1 日洛克希德公司与美国空军签订了制造一种 XST 生产型飞机的合同,生产计划的代号为“大趋势”(Senior Trend)。预生产的“大趋势”飞机于 1981 年的 6 月 18 日进行了首飞。“大趋势”生产型飞机被正式命名为洛克希德 F-117A 隐身战斗机。F-117A 是世界上第一种隐身战斗轰炸机。F-117A 的外形采用钻石切割技术方法,即多面多角形设计,从正面看至少有大小 20 多个斜面,侧面看大约也有 20 多个斜面,俯视大约有 40 多个截面,而底部几乎是一个大平面,很少有凸起状。全机外表和一些内部构件表面涂有“铁球”型吸波材料。伪装色呈暗黑色(用于夜间飞行)或暗灰色(用于昼间飞行),可与背景浑然一体,以减少视觉探测特征。F-117A 还采取了红外隐身措施,为了与飞机的多面体形状相融合,F-117A 采用了大宽高比的二元喷管,确切地说,是具有“一个较浅的 S 形”、大宽高比的二元喷管。Gary A. Born 在其专利“应用于以涡轴发动机为动力的飞机上的红外抑制排气系统”中提到:“用于飞机上的红外抑制排气装置通常是作为推进系统的一个基本要素来进行设计的。其典型的方式是在排气喷管内安装一个中心锥,使得无法直接观察到发动机的高温涡轮部件。另一个方法是采用由圆

形进口转变为二元出口的喷管结构。如此可以使热喷流以水平薄层的方式喷出,这样减少了飞机水平面内的被探测角度。在美国空军 F-117A 战斗轰炸机上就可以找到如此的红外抑制排气装置的例子。在这款飞机里,喷管直接与发动机涡轮相连。喷管由圆形进口截面转为二元(矩形)出口,并且从侧面看,有一个很浅的 S 形。这种不寻常的概念是将科恩达面与可以遮挡涡轮的矩形截面相融合。”这是较早的关于 F-117A 战斗轰炸机应用 S 弯二元喷管的记载。由图 1-16 可以看出,喷管进口与涡轮出口相连,喷管通过支杆固定在机翼上,喷管内部布置了垂直承力板与水平承力板。

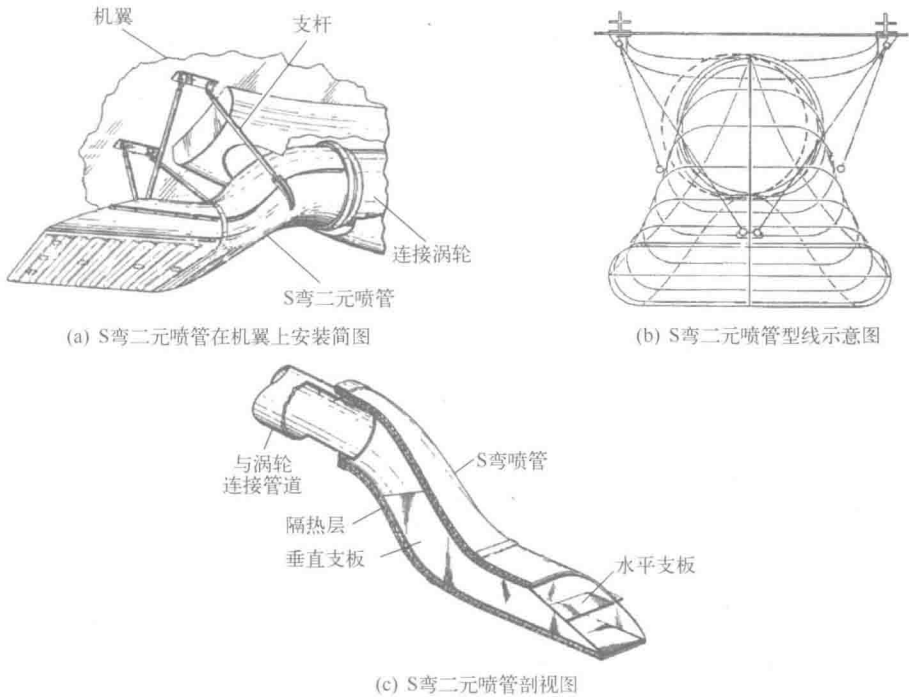


图 1-16 Gary A. Born 在其专利中所设计的 S 弯二元喷管

在隐身战机计划发展的同时,1977 年,美国出笼了“先进战略穿透机”(ASPA)计划,提出了如何发展穿透苏联领空的全新型轰炸机概念,对如何运用隐身技术突防进行了全面研究和探讨。1980 年美国空军正式对洛克希德和诺斯罗普两家公司发出招标建议,要求发展“先进战略穿透飞机”。最终,诺斯罗普公司的设计获得美国空军的青睐,得到 73 亿美元的发展先进技术轰炸机(ATB)的合同,即 B-2 隐身轰炸机。B-2 隐身轰炸机属于战略轰炸机,需要深入敌方纵深地区进行突袭,所以在外形上各个方向都考虑了隐身效果。整个机身从头到尾平滑地融合。飞机后缘呈锯齿状,以掩蔽发动机的红外信号特征。B-2 隐身战略轰炸机发动机安装在飞机上的结构简图如图 1-17 所示。发动机机舱隐埋在机翼中。发动机进气道设计成 S 形,如此可以有效避免发动机进口处的风扇直接暴露在雷达信号的照射之下。在进气道的内侧配置了一座狭长的辅助进气道:除了用来吸收不稳定的边界层气流外,也用来降低发动机喷口外侧的温度。与 F-117A 隐身战斗轰炸机喷管相类似,B-2 隐身战略轰炸机的喷管采用了弯数更多、弯度更大的 S 弯二元喷管,如此可以实现对发动机后段高温涡轮端面以及喷管前段高温壁面的完全遮挡;并且雷达

波在 S 弯弯曲管道内会反复反射最终被耗散掉。因此无论飞机处于何种飞行姿态,红外制导设备及雷达制导设备都无法照射到 B-2 隐身战略轰炸机的高温涡轮端面和高温喷管壁面,所以 S 弯二元喷管的设计有效抑制了喷管的红外辐射信号并减小了喷管的雷达反射截面。另外,喷管外侧布置了引射装置以降低喷管排气温度,强化热喷流与冷空气的掺混,从而进一步降低尾喷流的红外辐射强度。虽然 F-117A 隐身战斗轰炸机与 B-2 隐身战略轰炸机都采用了 S 弯隐身喷管,但由于技术保密等原因,我们无从得知此类 S 弯隐身喷管的设计方法、关键设计参数、气动性能以及红外/电磁辐射性能,也无法知道 S 弯隐身喷管是如何与飞机相匹配的。

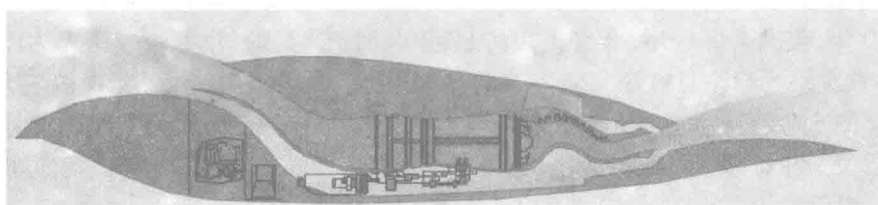


图 1-17 B-2 隐身战略轰炸机发动机在飞机上安装简图

与前述战斗机、轰炸机等有人作战飞机相比,无人机(Unmanned Aerial Vehicle, UAV)具有续航能力强、经济实用、无人员伤亡以及训练维修成本低等独特优势。作为无人机家族中的一员,无人驾驶战斗机(Unmanned Combat Aerial Vehicle,UCAV)主要用来执行携带精确制导武器纵穿敌方防空对目标实施攻击的任务,因此无人战斗机应具备很强的隐身性能。目前可考据的装备 S 弯隐身喷管的无人战斗机包括瑞典的 Eikon 无人战斗机和欧洲的“神经元”无人战斗机。瑞典国防研究局 FOI 在名为“Propulsion Integration”计划的最终报告中详细介绍了 Eikon 无人战斗机的设计历程,包括:无人机的外形设计,发动机选择,S 形进气道的选择、流动控制方法、流场试验、流固耦合数值模拟、雷达反射截面计算,S 弯隐身喷管的选择、流固耦合数值模拟、雷达反射截面计算,整机流场数值模拟以及整机红外辐射信号计算。该计划于 2003 年开始,于 2005 年完成。Eikon 无人战斗机及其所采用的 S 形进气道和 S 弯隐身喷管如图 1-18 所示。在该计划的最终报告发布之前,瑞典国防研究局 FOI 发表了关于 S 弯隐身喷管流固耦合数值模拟方面的文章以及关于 S 弯隐身喷管与轴对称喷管红外辐射强度对比的文章。同样地,由于技术保密等原因,瑞典国防研究局 FOI 所发表的文章中均未提到 S 弯隐身喷管的设计方法、设计参数选择以及气动性能结果;且其报告中的雷达反射截面数据以及红外辐射数据都经过了处理,无法判断其 S 弯隐身喷管的红外/电磁辐射强度量级。欧洲的“神经元”无人机项目由法国领导,瑞典、意大利、西班牙、瑞士和希腊参与。法国实施“神经元”项目的主要目的有两个:一是开发设计未来作战飞机(有人驾驶的或无人驾驶的)所需要的、关键的和战略性的技术;二是验证创新且高效的欧洲跨国合作模式。2012 年 11 月,“神经元”无人战斗机在法国伊斯特尔空军基地试飞成功。“神经元”无人战斗机隐身性能相当突出。在外形设计和气动设计布局上,该机借鉴了 B-2 隐身轰炸机的设计,采用了无尾布局和翼身完美融合的外形设计,其 W 形尾部、直掠三角翼以及锯齿状进气道遮板几乎是 B-2 的缩小版。与 B-2 相类似,该机也采用了 S 弯隐身喷管,如图 1-14 所示。

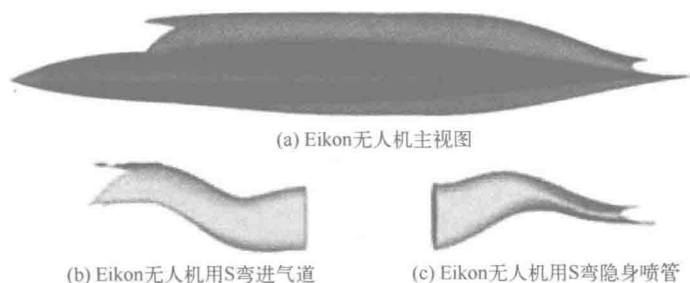


图 1-18 瑞典 Eikon 无人战斗机

2010 年,美国 Edgar Brunet 等人在其专利“应用于飞机的与水平方向弯管相融合的尾喷管”中首次将 S 弯隐身喷管与推力矢量技术相结合,提出了一种可实现偏航方向推力矢量控制的 S 弯隐身喷管。Edgar Brunet 采用分叉管道将主流管道分为两个流通道,分叉管道后段为收扩喷管,通过在喷管喉部或喷管扩张段喷射二次流实现偏航方向推力矢量控制。喷管各视图如图 1-19 所示。

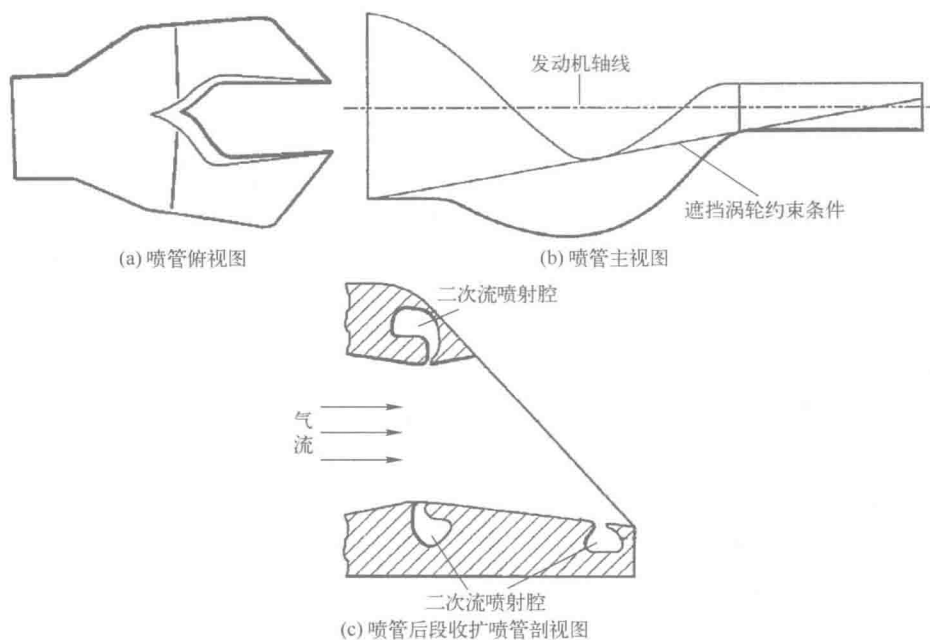


图 1-19 Edgar Brunet 专利中设计的可实现推力矢量控制的二元 S 弯隐身喷管

纵观美国与欧洲国家隐身飞机的发展,国外 S 弯隐身喷管技术的发展已经相当成熟,并且经过了实战的验证。目前我国关于 S 弯隐身喷管的研究才刚刚起步,部分研究所和相关院校在 S 弯隐身喷管的复杂型面设计, S 弯隐身喷管内部流动机理,关键几何参数对 S 弯隐身喷管的气动/红外/雷达特性影响以及 S 弯隐身喷管的冷/热态模型试验等方面进行了初步的探索研究。中航工业西安飞机设计研究所针对多发布局的 S 弯喷管进行了设计。南京航空航天大学吉洪湖团队采用数值模拟的方法研究了不同形式的 S 弯喷管的红外辐射特性。西北工业大学杨青真团队研究了不同构型 S 弯喷管的红外特征和电磁特

征。西北工业大学王占学团队针对 S 弯喷管的型面设计、复杂流动机理、参数化影响规律、冷态模型试验、热态模型试验、红外辐射特性以及飞行验证进行了系统的研究。

1.3 S 弯隐身喷管研究面临的挑战

S 弯隐身喷管与轴对称喷管相比,具有低的红外辐射强度、低的电磁辐射强度以及易于实现与飞机后机身的一体化设计等优点。但是要将 S 弯隐身喷管应用于工程实践,尚面临许多挑战和难题。只有将这些难题突破,才能将 S 弯隐身喷管应用于隐身战机。

S 弯隐身喷管研究面临的挑战有以下几个方面:

(1) S 弯隐身喷管的设计。S 弯隐身喷管前段与发动机高温涡轮出口相连,后段需与飞机后机身相融合,如何设计 S 弯隐身喷管使其能够完全遮挡高温涡轮端面并能很容易地与飞机后机身相融合,是 S 弯隐身喷管研究首先要解决的问题。

(2) S 弯隐身喷管关键几何参数选择。S 弯隐身喷管涉及的几何参数较多,为了得到气动性能、红外辐射性能以及电磁散射性能均较优的 S 弯隐身喷管,需要综合考虑各几何参数对喷管性能的影响。

(3) S 弯隐身喷管红外辐射特性计算方法。S 弯隐身喷管红外辐射特性与轴对称喷管相比有何不同,S 弯隐身喷管的红外辐射特性应如何计算,计算方法是否可行,这也是 S 弯隐身喷管研究面临的问题。

(4) S 弯隐身喷管电磁散射特性计算方法。S 弯隐身喷管电磁散射特性与轴对称喷管相比有何不同,S 弯隐身喷管的电磁散射特性应如何计算,计算方法是否可行,这同样是 S 弯隐身喷管研究面临的问题。

(5) S 弯隐身喷管与发动机的相容性。S 弯隐身喷管如何与发动机相匹配,其对发动机工作状态会产生怎样的影响,这是研究 S 弯隐身喷管的重点问题。

第 2 章 S 弯隐身喷管设计方法

2.1 引言

喷管按其流道横截面形状可分为轴对称型和非轴对称型。由于非轴对称型喷管进口截面是与涡轮出口端面相连接,故进口截面形状为圆形。非轴对称型喷管出口截面形状包括矩形二元出口、椭圆形出口及 V 形出口等多种形式,因此非轴对称喷管是由进口圆形截面过渡为出口非轴对称截面的变截面管道。本章由变截面管道设计的基本理论出发,介绍 S 弯隐身喷管型面设计方法与型面生成技术,并对 S 弯隐身喷管的关键几何设计参数进行分析。

2.2 变截面管道设计的基本理论

2.2.1 基于曲率控制的变截面管道设计方法

基于曲率控制的变截面管道设计方法所依据的数学定理为:一个封闭的几何图线与某一沿弧长的曲率分布函数 $k(s)$ 一一对应,如图 2-1 所示。于是,两个不同截面形状之间的过渡问题便转化为定义域相同的两个不同曲率分布函数之间的过渡问题。

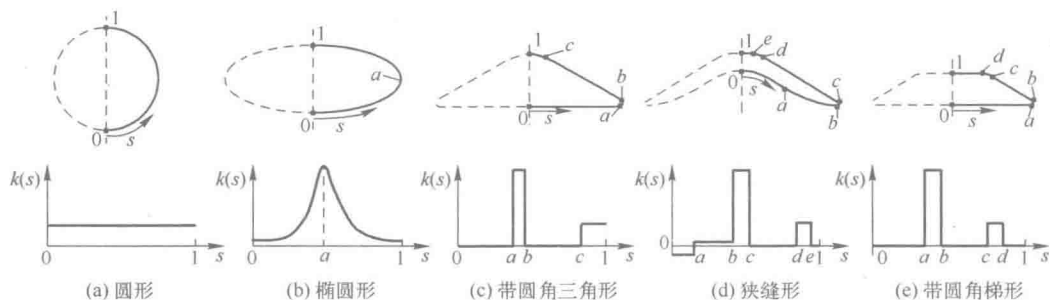


图 2-1 不同截面形状与其对应的曲率分布

在已知进、出口截面形状及截面几何参数的条件下,基于曲率控制的变截面管道设计步骤如下:

(1) 计算进、出口截面的曲率分布。由于进、出口截面形状及截面几何参数已知,故可通过两个坐标已知的点序列来描述进、出口截面: $(x_{in,i}, y_{in,i}), (x_{out,i}, y_{out,i})$, 其中 $i = 1, 2, \dots, I$, 且 I 为各序列的点数。根据已知的点序列坐标,如图 2-2 所示,可求得截面上各点之间线段的长度 ss_i , 以及各线段与正向水平轴的夹角 θ_i , 即

$$ss_i = \sqrt{(x_i - x_{i-1})^2 + (y_i - y_{i-1})^2} \quad (2-1)$$

$$\theta_i = \arctan\left(\frac{y_i - y_{i-1}}{x_i - x_{i-1}}\right) \quad (2-2)$$

则各点所对应的无量纲弧长为

$$s_i = \frac{ss_i}{\sum_{i=1}^I ss_i} \quad (2-3)$$

其取值范围为 0 ~ 1, 其中, 0 对应于截面型线的起点, 1 对应于型线的终点。可按式(2-4)计算截面上各点的曲率, 即

$$k_i = \frac{\theta_{i+1} - \theta_i}{ss_i} \quad (2-4)$$

考虑到 i 与 s_i 一一对应, 于是便得到曲率随无量纲弧长 s_i 的分布 $k_{in}(s_i)$ 、 $k_{out}(s_i)$ 。

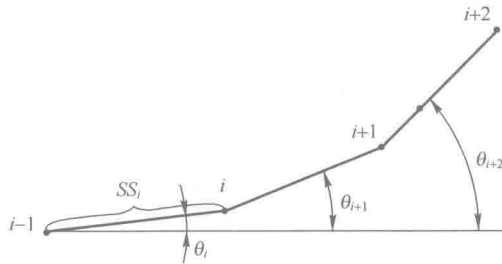


图 2-2 截面上各点曲率计算的示意图

(2) 计算沿程各截面的曲率分布。根据截面形状过渡快慢的需要, 选择合适的变化规律来获得沿程各截面的曲率分布。变化规律可以是线性变化规律, 也可能是变化快慢程度不同的曲线变化规律。若管道的型面共由 J 个截面描绘而成, 且用点序列 $c(j)$ 表示变化规律曲线, 于是可以逐一计算各过渡截面的曲率分布, 其表达式为

$$k_j(s_i) = k_{in}(s_i) + c(j) \times (k_{out}(s_i) - k_{in}(s_i)) \quad (2-5)$$

(3) 反求沿程各截面的几何型线。根据各截面的曲率分布函数可反求各截面的几何型线。其具体步骤是以截面型线的起点为基点, 依据式(2-6)逐点推进, 即

$$\begin{cases} \Delta\theta_i = ss_{i-1} \times k_{i-1} \\ \theta_i = \theta_{i-1} + \Delta\theta_i \\ x_i = x_{i-1} + ss_i \cos\theta_i \\ y_i = y_{i-1} + ss_i \sin\theta_i \end{cases} \quad (2-6)$$

其中 ss_{i-1} 的取值可根据 s_i 和当前截面的总弧长确定, 当前截面的总弧长则可以由进、出口截面的弧长通过插值求得。注意式(2-6)中的离散方式必须与式(2-4)中完全对应; 否则会因离散格式的误差而导致截面型线的变形。另外, 由于曲率过渡方式的多样性, 对于任意的过渡横截面 j , 可能会出现

$$\sum_{i=1}^I k_j(s_i) \times ss_i \neq \pi \quad (2-7)$$

即图形不封闭的情况, 此时应将该截面的曲率 $k_j(s_i)$ 的取值均乘以同一个系数, 使其符合

式(2-8),即

$$\sum_{i=1}^I k_j(s_i) \times ss_i = \pi \quad (2-8)$$

以保证图形封闭,且形状准确。

(4) 对各截面型线进行修正。前述过程仅确定了通道各截面的形状,其尺度的大小应该根据通道的截面面积来进行修正。

设进气道的进口截面、出口截面面积分别为 A_{in} 、 A_{out} ,选择某一通道面积变化规律,变化规律由 $c(j)$ 表示,则第 j 个横截面的面积 A_j 可根据式(2-9)来确定,即

$$A_j = A_{in} + c(j) \times (A_{out} - A_{in}) \quad (2-9)$$

若 A_j 与第(3)步中确定型线的横截面积之比为 AR_j ,则将第(3)步中获得的截面型线相对于截面的形心等比例放大(或缩小) $\sqrt{AR_j}$ 倍进行修正。至此,通道各截面的形状和尺度已经完全确定。

(5) 设计中心线。中心线是各截面形心所构成的曲线。若中心线为直线,则所设计的通道为直管道;若中心线为曲线,则所设计的通道为弯曲管道。所以,中心线的形状决定了通道内的主流流通方向。设计中心线时,根据不同的要求将其设计成直线或者弯曲程度不同的曲线。

(6) 生成型面。将各横截面图形以其在中心线上的形心为基点进行平移和旋转,获得最终的通道型面。

基于曲率控制的变截面管道设计方法适用于多样化和非常规化(类梯形、类三角形、椭圆形、M形等)的进出口形状的 S 形进气道及 S 弯隐身喷管设计。由此方法设计出的几种不同形状的 S 形进气道如图 2-3 所示。

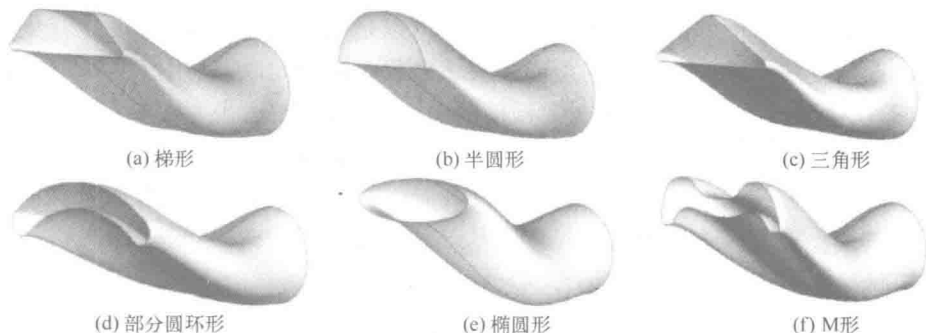


图 2-3 具有各种形状的亚声速扩压器

2.2.2 基于多参数耦合的变截面管道设计方法

对于图 2-4 中的类矩形、类椭圆形等简单几何图形,其截面型线由 4 条线段与 4 段弧线构成,线段与弧线光滑连接。截面形状与尺度大小由截面面积 A 、宽度 W 、高度 H 及弧线曲率半径 R 唯一确定,此 4 个几何参数满足面积关系,即

$$A = WH - A_{(R)} \quad (2-10)$$

式中 $A_{(R)}$ 与弧线曲率半径有关,曲线形状不同,相对应的表达式也不同。基于多参数耦合的变截面管道设计方法就是在截面过渡过程中将这 4 种参数同时变化,通过面积关系修

正部分参数以获得最终的截面几何参数。

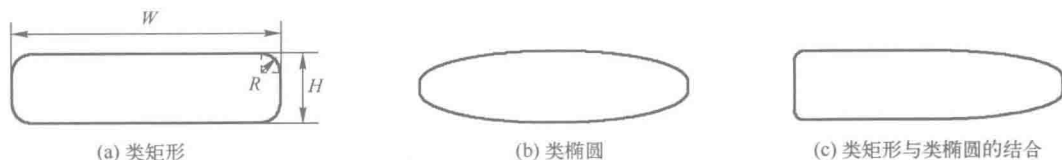


图 2-4 不同的通道出口形状

如图 2-5 所示,圆截面到带圆角矩形截面的过渡,即截面 1 的几何参数(A_1, W_1, H_1, R_1)渐变为截面 2 的几何参数(A_2, W_2, H_2, R_2)。设截面 1 到截面 2 的过渡共有 J 个截面。沿程各截面不同的参数变化规律由 $A(x), W(x), H(x), R(x)$ 描述,变化规律可以是线性变化规律,也可是曲线变化规律。对于第 j 个截面,其几何参数为

$$\begin{cases} A(j) = A_1 + A(x)(A_2 - A_1) \\ W(j) = W_1 + W(x)(W_2 - W_1) \\ H(j) = H_1 + H(x)(H_2 - H_1) \\ R(j) = R_1 + R(x)(R_2 - R_1) \end{cases} \quad (2-11)$$

根据式(2-10)修正弧线曲率半径使得截面几何参数满足面积条件。对于带圆角的矩形,截面几何参数仍需满足如式(2-12)所示的倒角条件,即

$$\begin{cases} W(j) \geq 2R(j) \\ H(j) \geq 2R(j) \end{cases} \quad (2-12)$$

各截面的几何参数确定后,截面型线便能很容易地获得。

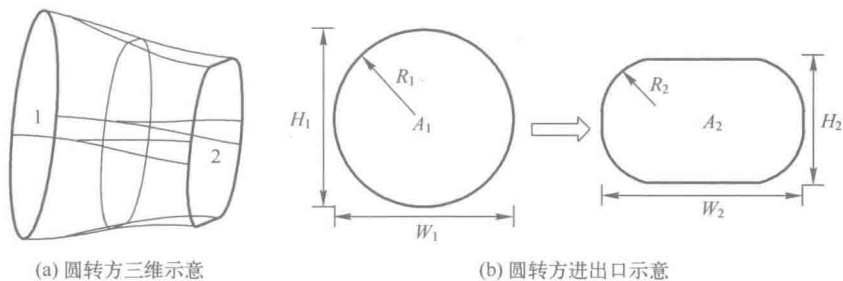


图 2-5 不同截面之间的参数转变

当沿程各截面型线确定后,与基于曲率控制的变截面管道设计方法相同,将沿程各截面与中心线组合经过平移、旋转便可以构成最终的通道型面。

2.3 S 弯隐身喷管型面设计方法

基于多参数耦合的变截面管道设计方法思路简单清晰,适用于出口为类矩形、类椭圆形及矩形与椭圆相组合等简单形式的喷管设计,如此设计的喷管若需要进一步的造型(如斜切口、V 形出口及 W 形出口等)较容易实现。同时,采用此方法设计的喷管沿程各截面的各项几何参数均可直接获得,因此有利于进行不同几何参数对喷管的气动特性、红外特性及电磁特性的影响研究。本节介绍采用此方法进行 S 弯隐身喷管设计

的详细过程。

2.3.1 S 弯隐身喷管中心线设计

根据 2.2 节的介绍,无论采用何种方法,当完成变截面设计后,还需进行中心线的设计,然后将各截面与中心线相组合,通过平移、旋转变换等方式完成最终的型面构造。因此,中心线设计是变截面管道设计的必要步骤。

S 弯隐身喷管是以中心线的形状来命名的。由于中心线为 S 弯曲线,故称喷管为 S 弯隐身喷管。S 弯曲线是指图 2-6 所示的曲线,曲线在起点与终点处的导数均等于零,曲线形状和字母 S 相似。中心线为一段 S 弯曲线的喷管称为单 S 弯隐身喷管,如图 2-6(a) 所示;中心线为两段 S 弯曲线的喷管称为双 S 弯隐身喷管,如图 2-6(b) 所示,依此类推。

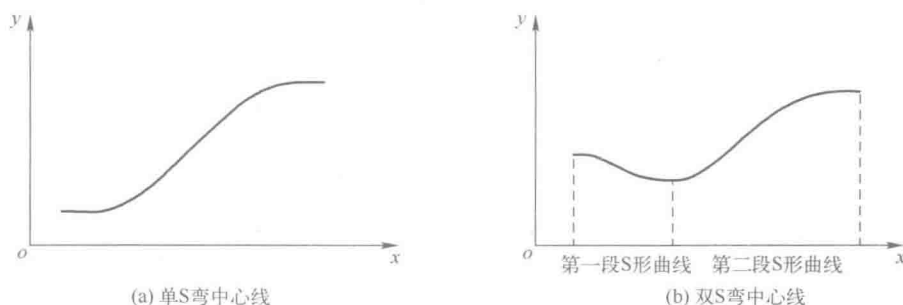


图 2-6 S 弯中心线示意图

数学中存在很多种构造 S 弯曲线的方式,如 Lee 曲线以及广泛应用于收缩喷管设计的维托辛斯基公式所对应的曲线等。本书主要依据 Lee 提出的曲线变化规律分别设计 S 弯隐身喷管的中心线和沿程各截面的形状,在此基础上,根据面积条件及倒角条件对所设计的 S 弯隐身喷管各截面进行修型,并在 CATIA、UG 环境下实现 S 弯隐身喷管的型面生成。

图 2-7 给出了 Lee 曲线分布,其方程如式(2-13)至式(2-15)所示,即

曲线 1 为

$$\frac{y}{\Delta y} = 3 \times \left(\frac{x}{L}\right)^2 - 2 \times \left(\frac{x}{L}\right)^3 \quad (2-13)$$

曲线 2 为

$$\frac{y}{\Delta y} = -3 \times \left(\frac{x}{L}\right)^4 + 4 \times \left(\frac{x}{L}\right)^3 \quad (2-14)$$

曲线 3 为

$$\frac{y}{\Delta y} = 3 \times \left(\frac{x}{L}\right)^4 - 8 \times \left(\frac{x}{L}\right)^3 + 6 \times \left(\frac{x}{L}\right)^2 \quad (2-15)$$

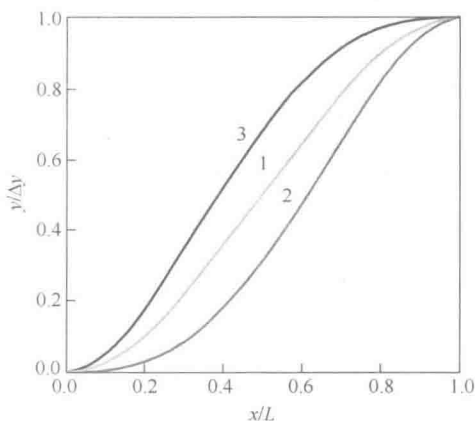


图 2-7 Lee 曲线分布