

第六章 排气系统的工作原理与特性

第四讲 其他形式喷管及机后体的干扰效应

6.4 其他形式的喷管简介

6.4.1 引射喷管

引射喷管是由一个可调收敛喷管（称为主喷管）和一个同心的外套管组成。由主喷管喷出的高压燃气称为主流，由外套管中引入的二股气流称为次流。

常见的引射喷管有下面几种结构形式：简单固定式引射喷管、完全调节式喷管、带辅助进气门式喷管等，如图 6-15 所示。

下面以圆筒形外套管的引射喷管为例来说明引射喷管的工作原理。

从发动机排出的燃气通过收敛形主喷管时，当主喷管的可用降压比比最大降压比（或临界降压比）大时，主流在主喷管出口截面达到临界状态，主流从主喷管流出后在周围的亚音速次流中继续膨胀，形成了流体壁面（即主流与次流的分界面），这样就形成了一个扩散段为流体壁面的收敛—扩散形喷管，使主流以超音速从外套管中排出，如图 6-16 所示。次流沿次流流路流动时，作加速流动，压力、温度下降。因为次流往主流区流动时，对主流起着气垫作用，因此对主流的膨胀有约束作用。随着次流流量的不同，主流射出的流柱就会发生相应的变化。当次流流量很小（接近于零）时，主流在超临界状态工作时，一流出主喷口射流柱就迅速向外扩张，撞击外套筒内壁面。这时主流占据整个外套管的通道，这一状况称为“堵死”状态，

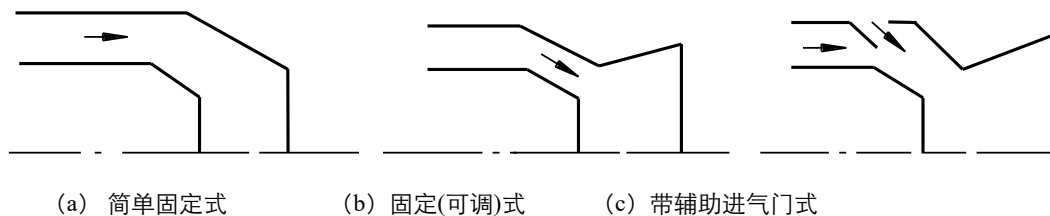


图 6-15 引射喷管的形式

如图 6-17。随着次流流量的加大，迫使主流离开外套管内壁面，形成一定形状的流体壁面。由此可见，控制次流流量就可以控制主流在外套管中的膨胀情况，因而可对喷管起到自动调节的作用。

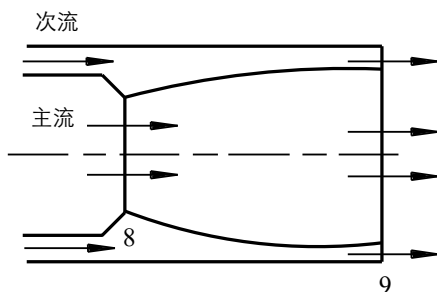


图 6-16 引射喷管内的流动

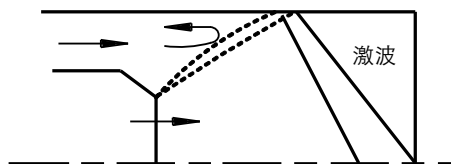


图 6-17 “堵死”状态

引射喷管结构简单，重量轻，性能较好，并且能为发动机提供足够的冷却气流，因而在推进系统中得到了应用。

6.4.2 推力矢量尾喷管

推力矢量尾喷管又称为推力转向尾喷管，是一种可以改变排气方向的尾喷管，它除了能产生飞机前进的推力外，还能产生用于飞行控制的俯仰、偏航和横滚力矩的推力矢量，其有效矢量角一般不大于 20° 。

矢量尾喷管按功能可分为单轴矢量尾喷管和多轴矢量尾喷管。单轴矢量尾喷管只能提供俯仰推力矢量，多轴矢量尾喷管可提供俯仰、偏航、横滚及反推力等两种以上的推力矢量；按横截面形状可分为轴对称矢量尾喷管和非轴对称矢量尾喷管；按气流偏转部位可分为内流偏转形式和外流偏转形式，内流偏转形式的尾喷管，气流在尾喷管出口前就偏转，可以在收敛段，也可以在扩张段。外流偏转形式是在尾喷管出口的下游气流中设置偏转装置，使尾喷管气流偏转；此外，还有一种射流控制矢量尾喷管方案，其尾喷管本身一般为不可调的固定式尾喷管，流道面积的调节和气流方向的偏转不是通过机械方式而是通过气动方式实现的，即从侧向往喷管流道中通入控制气流，通过调节该控制气流的压力、流量来调节尾喷管喉道面积、出口面积和有效矢量角。

目前飞机上实际使用的矢量喷管主要有二元收敛—扩散形矢量喷管、轴对称矢量喷管和多功能二元矢量喷管。

(1) 二元收敛—扩散形矢量尾喷管

二元收敛—扩散形矢量喷管是一种单轴矢量尾喷管，它主要有两种方案，一种具有推力转向、反向功能，见图 6-18；另一种仅具有推力转向功能，它们的矢量角均不大于 20° 。

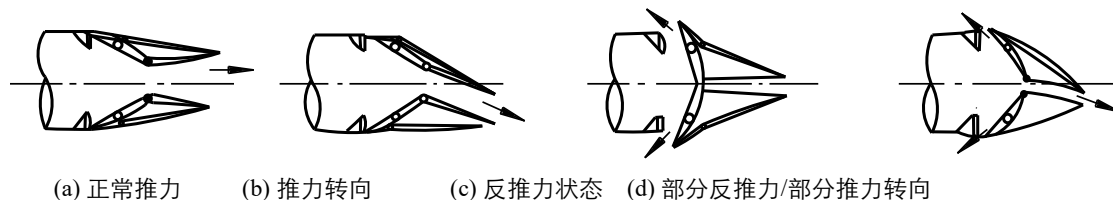


图 6-18 二元收敛—扩散形尾喷管的推力矢量控制方案

(2) 轴对称矢量尾喷管

轴对称矢量喷管有两种控制推力方向（气流方向）的方案。一种是在喷管的进口加装转

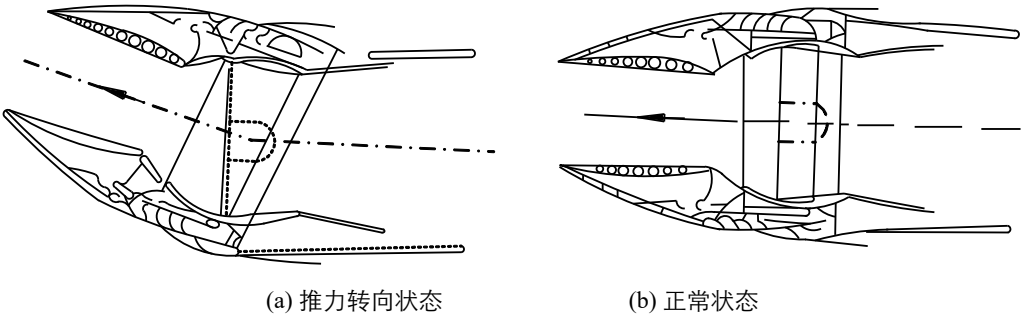


图 6-19 轴对称矢量喷管推力矢量控制方案一

向机构，实现喷管的整体偏转；另一种是只是在喷管的扩散段增加调节机构来控制扩散段的偏转方向和角度。图 6-19 是第一种方案的典型代表，它在喷管与加力筒体之间增加一个球形转接段作为喷管转向的控制和调节机构，而喷管本身的结构基本不变，使整个喷管实现 360°全方位偏转，从而获得矢量角在 0°~20°范围内的俯仰和偏航推力矢量。图 6-20 展示的是第二种方案的典型代表，它则是保留基本原型喷管的收敛段及喉道面积调节机构不变，增加了一套可使扩散段偏转的调节机构，可使喷管的扩散段绕喷管轴线在 360°的空间范围

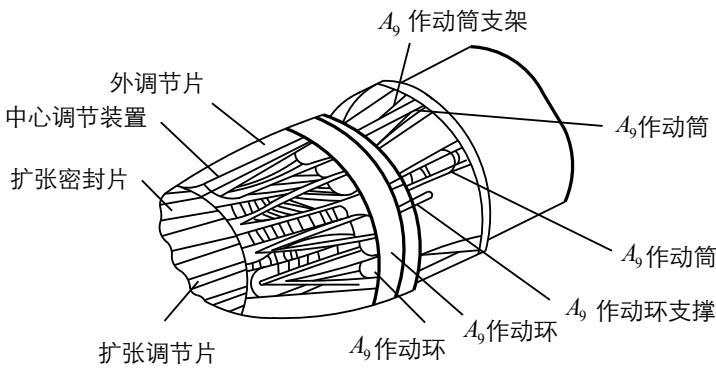


图 6-20 轴对称矢量喷管推力矢量控制方案二

内全方位偏转，并且在任意剖面上获得 0°~20°范围内的推力矢量。

(3) 多功能二元矢量喷管

多功能二元矢量喷管由喷管进气段、上下球面收敛调节板、上下扩张调节板、左右侧板和作动机构五个主要部分构成，见图 6-21。其收敛段为球形，扩张段为矩形，流道从圆形到矩形的过渡直接发生在喉道处，取消了二元收一扩矢量喷管的流道由圆转方的过渡段，因此其重量相对二元收一扩矢量喷管降低约 20%。

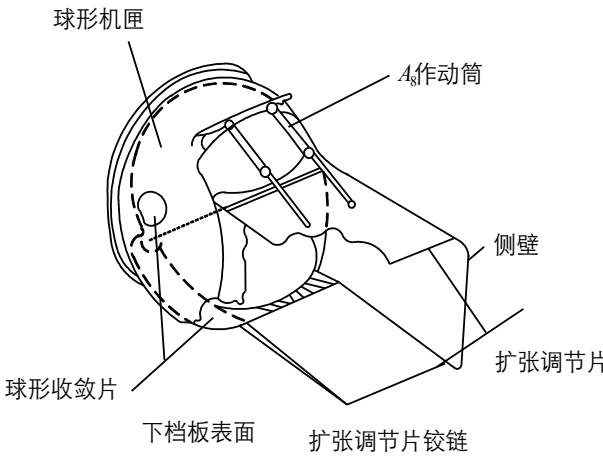


图 6-21 多功能二元矢量喷管简图

其工作原理如图 6-22 所示，通过球面收敛调节板异向转动，改变喷管喉道面积；通过扩散段调节板的同向转动改变推力方向，获得俯仰推力矢量；扩散段调节板异向转动来改变出口面积大小，控制气流的膨胀程度；当整个喷管绕进气段上转轴左右转动时，获得偏航推力矢量；而当球形收敛段关到极限位置时，喷管喉道关闭，气流从喷管进气段上四个周向均布的排气口排出，产生反推力。可见，与单纯的二元收敛—扩散形矢量喷管只能产生俯仰推力矢量不同，这种多功能二元矢量喷管通过其球面收敛段的转动，使得喷管排气气流方向可以在 360° 空间范围内变化。

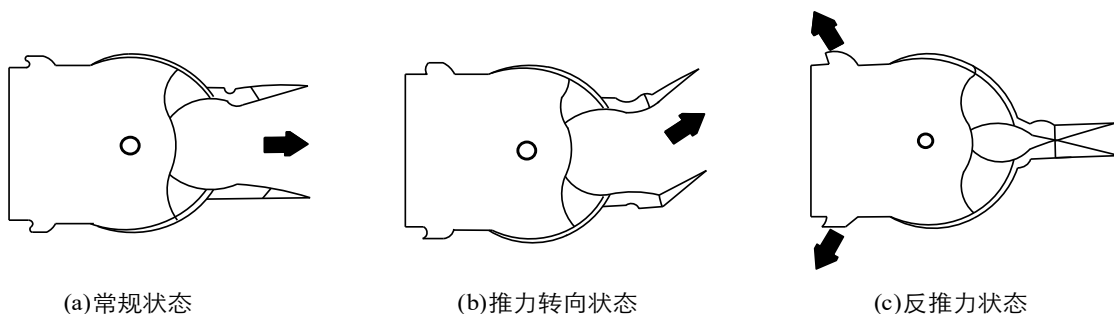


图 6-22 多功能二元矢量喷管工作原理图

6.5 排气系统与机后体的相互干扰

从尾喷管喷出的高速气流与绕机后体的外流在喷管出口处相遇时，它们之间必然会发生相互干扰，结果一方面影响机后体的流场，同时也影响喷管内气体的流动特性。这种相互干扰将影响机后体及排气系统的阻力。因此，在设计排气系统时必须注意这一问题，使内、外流之间的相互干扰最小，这也是飞机/推进系统一体化设计的一个重要方面。下面简介一些关于内外流相互干扰的基本概念。

6.5.1 外流对喷管内流的影响

对于收敛形尾喷管，当其处于亚临界工作状态时，尾喷管出口为亚音速气流，因此当内外流相互干扰时，其压力扰动将沿着尾喷管内壁向前传递，从而影响到尾喷管附面层的发展，同时也会影响到尾喷管出口处的速度分布，使其不均性增强，增大喷管内的流动损失。

当收敛—扩散形尾喷管处于严重的过度膨胀状态时，外流将严重地影响尾喷管的推力。因为此时在喷管内（扩散段）出现激波并伴随有气流分离，外流与内流干扰所引起的压力扰动就会直接影响到激波的位置和气流分离区的大小，因而使得喷管内的流动损失及附面层的稳定性都受到影响，喷管的推力因此也必然受到影响。

6.5.2 内流对后机身及底部阻力的干扰效应

在亚音速飞行情况下，绕后机身的外流在主流的剪切作用下，一部分将卷入混合区带走，从而改变机后体及底部的流动状态，引起机后体阻力变化，此时影响较大的是机后体表面的摩擦阻力和底部阻力。

在超音速情况下，喷管的工作状态对外流的影响很大，因为内流射流的形状与喷管的工作状态密切相关。图 6-23 表示了在内流射流的干扰下，绕机后体外流流动状态的变化情形。当喷管处于完全膨胀状态时，射流从喷管流出后不再膨胀，机后体绕流的压力与喷管出口压力几乎相等，干扰程度很小，机后体表面的附面层贴体，有可能形成部分压缩波，如图 6-23 (a) 所示。当喷管处于不完全膨胀状态时，内流射流向外膨胀，内流压力大于外流压力，与绕机后体的外流相遇时由于压力扰动将形成激波（波系），但当压力差不太大时，激波强度也不大。内流压力大于外流压力时还会使这个压力差在机后体表面上附面层内向上游传递，使附面层处于逆压梯度的作用之下，但由于压力差不太大，尚不足以使附面层发生分离，如图 6-23 (b) 所示。随着喷管不完全膨胀程度的加剧，内流出口压力随之增大，外流受到的阻滞作用增强，激波强度增大。同时，附面层内逆压梯度也越来越大，当此压力梯度足够大时，将引起附面层内气流分离，与超音速外流干扰加强，形成三叉激波等复杂的波系，如图 6-23 (c) 所示。

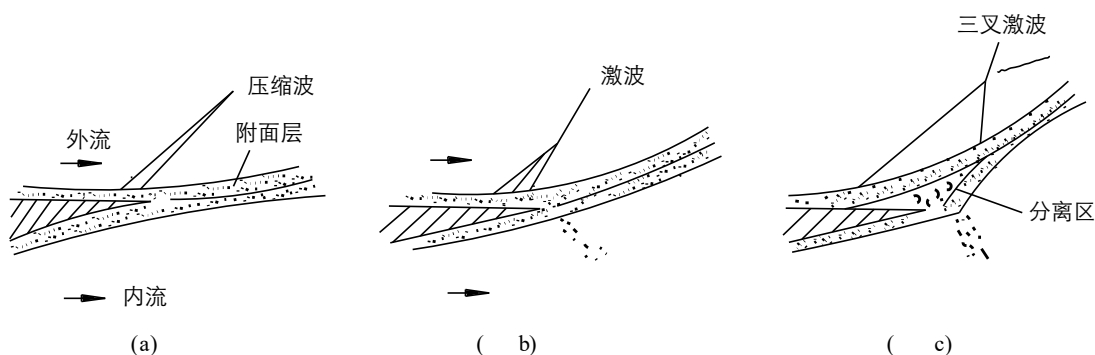


图 6-23 内流对超音速外流的影响

可见，内流与外流的相互干扰会引起外流流动状态的变化，从而影响到机后体的阻力，如波阻、底部阻力、摩擦阻力等等。

准确地确定由于内外流相互干扰效应导致的阻力变化是比较困难的。在工程上，初始设计阶段常用半经验的近似估算方法来确定各种阻力，但是有较大的局限性。近年来随着电子计算机软、硬件的发展和一些比较先进有效的计算方法的出现，已经在一些设计和分析问题中用数值方法来计算机后体与喷管的干扰流场，并得到较好的结果，在一定程度上节省了实验的费用和时间，并对详细了解干扰的影响有相当大的帮助，因此是一种非常有前途的分析方法。