

資本主义国家航空科学技术專題綜述

渦輪噴气发动机調节系統和 供油系統



1960. 7. 北 京

渦輪噴氣发动机的調节系統和供油系統
(資本主义国家航空科学技术专题綜述)

*

編輯者: 北京航空学院
出版者: 国际航空杂志社
印刷者: 四〇紅专印刷厂

1960年7月第一版

出版者的話

为了尽快赶上世界先进科学技术水平，各单位都希望充分了解国外的科学技术成就及經驗教訓。根据上級指示和各方面的要求，我們認為立即将資本主义国家近期的航空科学技术成就进行綜合整理是非常必要的，对我国航空科学研究、設計、生产及教学工作均有很大的帮助。从59年起由中国科学技术情报研究所和国际航空杂志社共同負責与有关部門联系，并一起开始动手整理出版“資本主义国家航空科学技术专题綜述”，供大家工作中參攷。“航空科学技术专题綜述”包括：空气动力学、飞行器結構、飞机及导弹附件、各类发动机、超音速进气道、噴管、軸向式压气机和渦輪、燃烧問題和燃烧室設計、高空模拟試驗和飞行試驗、航空电气设备、仪表、导航、航空材料、燃料、油料及航空工艺等若干方面。在整理出版过程中，由于各有关部門发挥了高度共产主义协作风格，使这套資料能早日与讀者見面。在最后整理和編排过程中，由于我們水平和時間所限，誤謬之处在所难免，欢迎批評指正。

序 言

渦輪噴氣發動機的調節問題，始終是航空技術領域中的尖銳問題之一。在飛行速度和飛行高度急度增大的條件下，發動機調節系統設計家所面臨的問題，日趨複雜和困難。我們看到，目前 M 數 $2 \sim 2.5$ 一級的渦輪噴氣發動機的調節系統，已大大不同於亞音速或跨音速發動機的調節系統，在調節形式、所採用的調節機構、乃至調節參數的選擇上，都有了很大的變化。不難想像，目前資本主義國家正在研究發展中的 M 數 $3 \sim 4$ 一級的渦輪噴氣發動機，對調節系統無疑是提出了完全嶄新的問題；也正是由於調節系統成為整台發動機的發展成功或失敗的重要環節之一，所以資本主義國家各家公司對調節技術都毫無例外地採取了嚴格的保密措施。

本文試圖根據資本主義國家文獻中的零星公開報導，針對高空高速飛行對調節系統提出的要求、高空高速發動機燃料供給系統的改進、高空高速發動機燃料調節的選擇以及調節系統中調節元件的新技术這四方面問題作一綜合分析介紹。

目 录

序 言

- 一、 高空高速飞行对调节系统提出的要求.....(1)
- 二、 高空高速发动机燃油供给系统的改进.....(12)
- 三、 高空高速发动机燃油调节系统的选择.....(17)
- 四、 调节系统中调节元件的新技术.....(21)

一、高空高速飞行对调节系统提出的要求

由于高空高速发动机的工作范围很广，即飞行速度从亚音速直到 $M=3$ 或更高，飞行高度由海平面直到20~25公里，所以欲保证发动机在各种飞行条件下都能工作良好，以及在各种状态下获得较好的经济性，必须对发动机的很多部分进行调节，而且更难的任务还在于需要使所有调节装置都能协调起来，统一操纵以取得整台发动机在每一种工作状态下的正确几何通道形状。

图1是现代高空高速发动机的调节系统示意图。从图中可以看出，超音速涡轮喷气发动机的调节系统中包括许多调节器，现分别叙述如下：

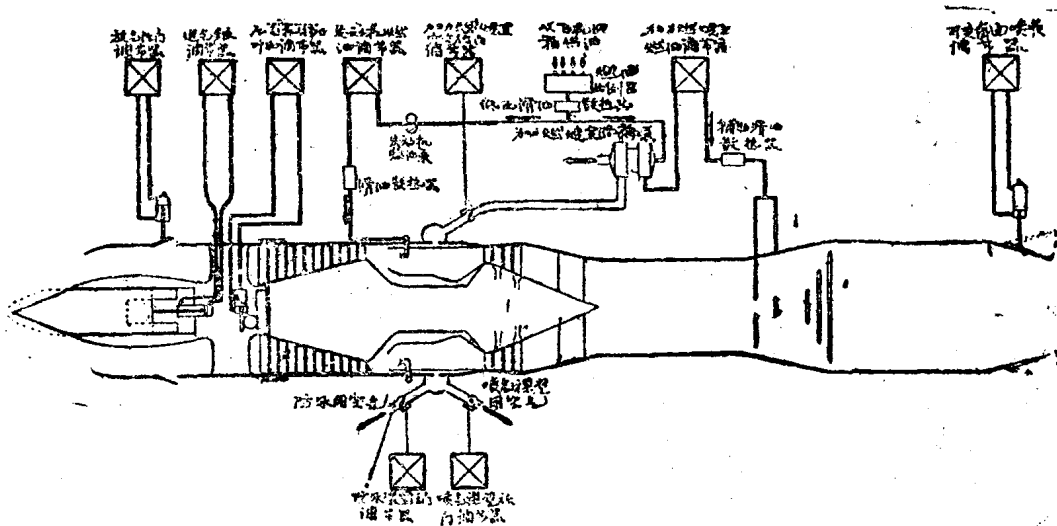


图1 高空高速涡轮喷气发动机的调节系统示意图

进 气 道 调 节 器

由于发动机工作范围变化大，因而促使发动机进口的气流速度也发生很大的变化，而在高速飞行时进气道将完成很大一部分压缩功，故在空气流量方面进气道应与压气机相适应；同时扩散冲压过程不允许有严重的压力损失，因而进口的面积应能进行调节。在进气道中间安装整流锥，使整流锥和进气口的整流环相对移动，可以改变冲波的形状与位置。例如在起飞时，为了获得大的推力，需要大的燃料和空气密度，因此采取使整流锥后移，或使整流环前移的方法增大发动机的进气截面。图1中的进气锥调节器即可担负这一调节任务。

在进气道的后部、压气机前部有放气活门（参看图1）。当发动机改变空气流量时可用它放出发动机需要以外的多余空气，以保证冲波获得最有利的位位置（参看图2）

在起飞时，进口面积通常已尽量开大，但是由于空气的流速低，整流环的锐边大大降低了进气效率，所以进气量仍然不足，这时放气活门也起辅助进气道的作用（图3），当进气

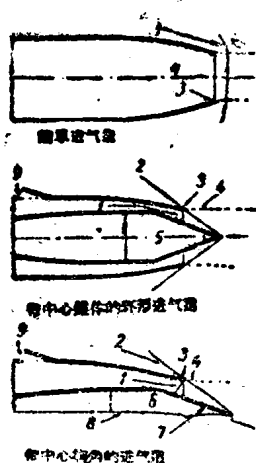


图 2

超音速飞行时喷气
发动机的进气道

1. 正冲波;
2. 斜冲波;
3. 进口边线;
4. 进入进气道之
流线;
5. 可移动锥体;
6. 可移动楔角;
7. 可调节楔角;
8. 整流罩表面;
9. 调节放气口;

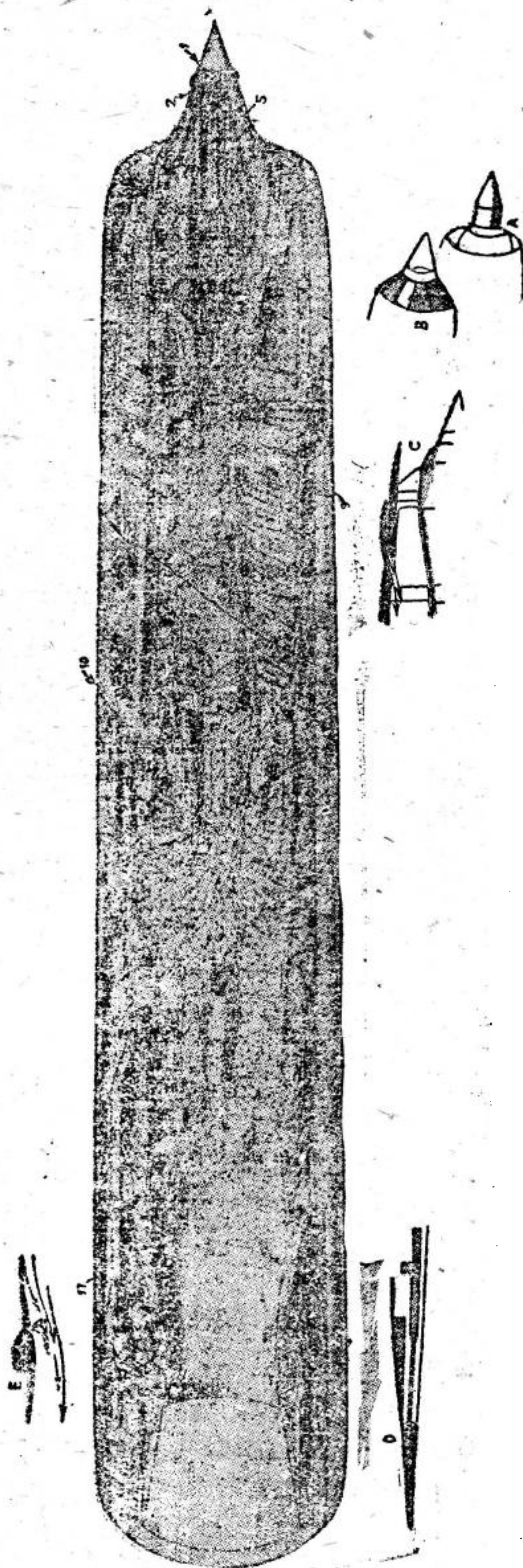


图 3

部分亚音
速, 部分超音
速飞行的发动
机

口整流环前移时，进气口自动打开。飞行速度在300公里/小时以下时，这些附加的进气口都保持为打开的状态。

在目前飞行M数界于1.5到2的超音速飞机，例如美国F—104、B—58等飞机上都采用这种可调节的超音速进气道。此外，采用内冲压进气道的F—105飞机也采用这种放气调节系统。

美国米尼阿波莱—亨耐威尔 Minneapolis-Honey Will 调节器公司为 B—58及P1121制造了这种进气道自动调节器。此种调节系统是在美国前国家航空谘询委员会实验室根据进气道模型研究结果而制造出来的。调节系统根据进气道正冲波和斜冲波相交后所产生的涡流层的位置，借沿轴向移动锥体的方法来调节冲波的位置。调节系统（图4）由压力传感器、变换器、放大器，电力（液压）伺服机构等组成。

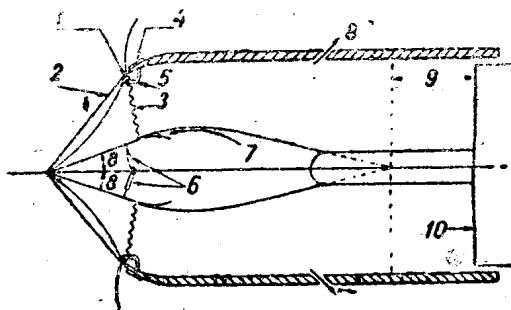


图4 进气道自动调节系统示意图

调节器的压力传感器感应涡流层的压力，通过由膜盒机构组成的压力比变换器将压力差信号变为电流信号，再经过由半导体和印刷线路组成的放大器放大后，经过螺杆式的电动伺服助力机构（图5）来调节放气口的面积。

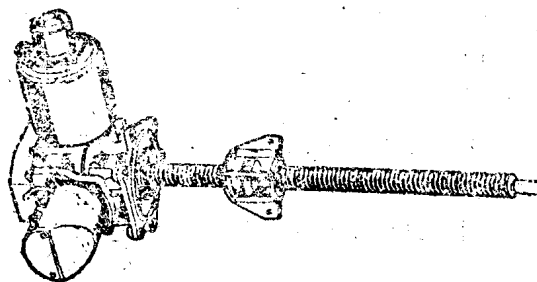


图5 B—58飞机(装用J—79发动机)上调节进气锥位置的伺服助力机构

压气机的防喘振调节

现代超音速喷气发动机在工作时经常产生喘振现象，在某些情况下，喘振会引起发动机自动停车。发动机的喘振主要是与压气机、进气道、尾喷管的流体特性，即发动机的结构及其在飞机上的布局，飞行条件（飞行高度，飞行速度、外界空气温度）以及发动机工作状态（转速）有关。发动机产生喘振的原因如下：

(1) 因高空高速飞行，压气机流量变化太大，气流速度相对有很大变化，压气机工作

会显著恶化，气流在压气机叶片上造成分离后即产生喘振。

(2) 高空高速飞行温度变化很大，虽然转速都保持为最大转速 ($\Pi_{\max}$)，但换算转速 Π^* 会发生变化，因而促使压气机的效率下降，这一点可从压气机特性线上看出(图6)。

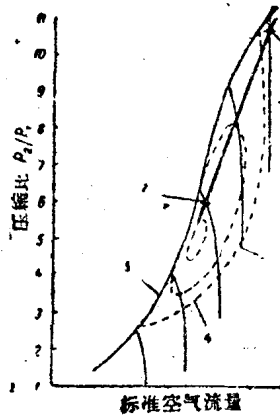


图6 压气机特性线

(3) 为了满足战术上的要求，发动机加速或减速太猛，或起动太快，喷油过多，致使涡轮前温度急剧升高，而产生阻塞现象，压气机发生节流，造成压气机工作不稳定。

目前防止发动机产生喘振的方法计有：

(1) 放气活门

目前美国J—54发动机，英国“埃汶”发动机都采用放气活门。当压气机后几级发生阻塞时，通过活门放出部分多余空气，放气量由放气活门调节器(见图1)进行调节。

(2) 旋转导流叶片

英国“吉伦”发动机有两级静子导流叶片可以调节，法国过去试制的“超阿塔”涡轮喷气发动机(现已停止发展)有三级静子叶片可以调节。美国的J—79发动机采用的可调节静子叶片的压气机，这种压气机前六级静子叶片和进口导向叶片的按装角，可随发动机的转速、飞行高度和压气机进口温度的变化而自动地进行调节，以保证发动机在起动、加速、巡航和大推力的各种状态下，获得更好的性能。据说如有需要，将来还可将静子叶片可调节级数增加。压气机的静子叶片用图1中所示的调节器来调节。

也有个别的发动机调节发动机的流程截面积。例如英国的“萨菲尔”发动机采用可调节截面进气道(图7)，但结构复杂阻力损失较大。

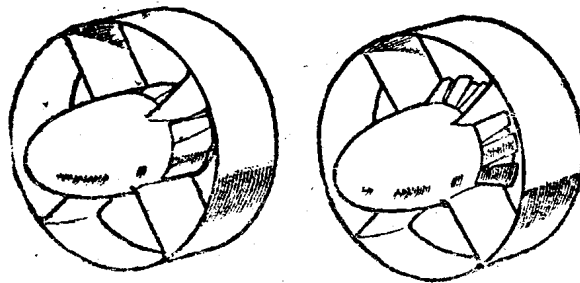


图7 可调节截面进气道的示意图

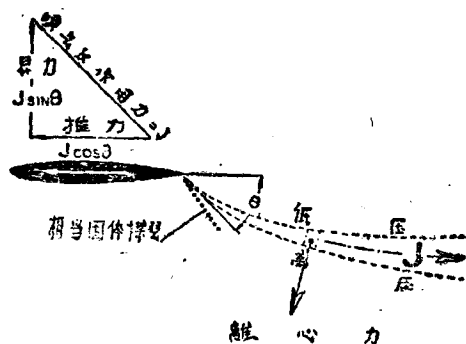
防冰調節器

飞机在云、霧、雨或湿雪中作長時間亞音速飞行时，由于此时空气中浮有过冷水滴，进气道以及发动机内部会产生結冰，这是一种很危險的现象。空气湿度和含水量是影响結冰的基本空气参数。空气含水量为 $1.5 \sim 2.5$ 克/米³时，結冰强度最大。能够促使結冰的大气温度的范围很广。在外界温度由 -5°C 到 -20°C 的范围内，飞机和发动机的結冰情况最多。此时，进气道壁、进气道内压气机前的承力支柱，压气机第一和第二級靜子叶片等都会发生結冰现象，促使发动机进口截面改变，而且压气机叶片还有被冰块打坏的危险。因此現代发动机通常都安装有自动防冰調節器（见图1），根据結冰检查器的訊号来調節防冰用热空气流量的大小或关闭防冰系統。防冰調節器也有用手操縱的。

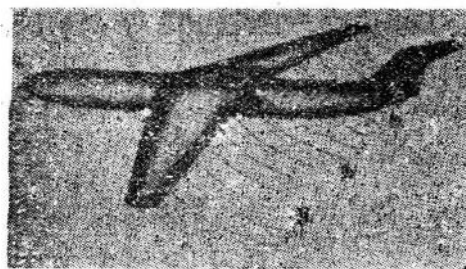
噴气襟翼活門調節器

在高空高速飞机上，不但增加了机翼的載荷，而且还采用了較薄的机翼和較大的后掠角。噴气襟翼不仅能滿足起飞和着陆的要求，縮短跑道长度，改善机翼在低速时爬升效率，而且也因噴气襟翼附面层比較稳定，故可避免在起飞和着陆的低速飞行时因飞机飞行姿态不良，而产生失速。

噴气襟翼应用的气源是从压气机后引出的高压气流（約为发动机总流量的10%），自机翼后緣开口縫噴出。用气流的翼面代替普通的襟翼，使誘导气流圍繞机翼循环，而产生附加升力，同时因气流向下噴出，还会产生向上的反作用力，因而也增加了升力（图8a,b）。



a. 作用力分析图



b. 装設噴气襟翼的飞机

图8 噴气反作用力分析图及装設噴气襟翼的飞机

此种方法不仅可以簡化飞机的結構、減輕重量，而且升力將比普通升力大好几倍，目前国外正在大力研究中。

噴气襟翼所需的空气流量，可由图1中所示的噴气襟翼活門調節器来調節。

噴管的調節

飞机作超音速飞行时，噴管压力比随 M 数的增加而增大，如在超音速时压力比增加到10以上，在海面状态， M 数 ≈ 2.5 时，約为 $15 \sim 25$ 。在这种情况下，如果发动机仍然采用

过去在跨音速时所应用的简单收敛形喷管或二级调节喷管，则喷气流就会在喷口截面上发生超音速膨胀，喷口后的剩余压力白白耗用于喷口边缘上的气流膨胀上，而有助于推力的增大，造成发动机推力损失。这种损失的程度是相当大的：在 $M=1.5$ 时，可用推力的损失为10%，而在 $M=3$ 时竟高达50%。显而易见，为避免推力损失，必须采用收敛扩散形的超音速喷管。

$M > 3$ 的涡轮喷气发动机的喷管要求具有很大的调节范围。喷管的调节范围应随发动机的最大设计 M 数和高度的增大而变大。例如，一台涡轮喷气发动机在海平面静止状态下，其压缩比为7，涡轮进口温度为1300°K。当它在同温层以 $M=3$ 的速度飞行时，气流在喷管内进行完全膨胀所需的面积比为3.6；在同样的高度和速度下，冲压发动机所需的面积比为3.2（图9）。另一方面，在高空高速飞行时，发动机的总空气流量的变化范围也很大。最

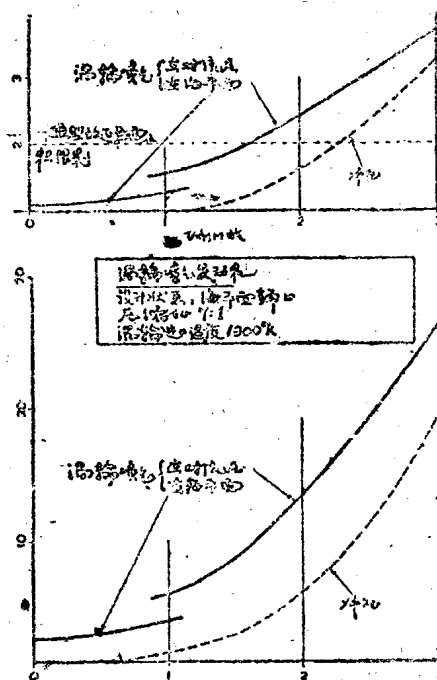


图9 喷管面积比和膨胀比

大流量要比最小流量大4倍以上。这就表明，适合于上述各方面要求的喷管，不仅要求调节喷口截面积，而且也要求调节喉部截面积；同时，在调节喷管的过程中，为了避免喷气流的任何不稳定现象和损失的发生，以及为了保证流量和推力能够相当均匀地变化，就需要采用无级调节的喷管。这种喷管能在发动机的整个工作范围内随压力比的变化，无限制地对喉部和喷口截面进行调节。但是究竟采取何种方法调节喷管才能满足上述要求，这是西方国家目前研究的课题之一。据国外资料报导，资本主义国家在研究和使用的调节方法不外两大类：一种是气动力调节；另一种是机械式调节。

机械式调节方法虽然在收敛形喷管中得到了广泛地应用，但在收敛扩散喷管上还处于纯研究阶段。机械式可调节收敛扩散喷管是由一个喉部可调节的收敛喷管和一个可调节的扩散段所组成。它需要采用一套十分复杂的操纵机构来调节喉部和喷口截面积。整个喷管的重量

和体积相当大。据说这种喷管的重量约佔发动机总重的25~30%。此外，如何保证喷管的调节机构在1650~1950°C的内部炽热燃气与约340°C ($M=3$ 时) 的外部空气之间能够可靠地工作，也是设计上的难题之一。

机械式可调节收敛扩散喷管，在西方国家中尚未获得实际应用，只在最近曾将这种喷管安装到发动机上做过试验（图10）。



图10 试验性质的机械式可调节收敛扩散喷管

气动力调节喷管，或者叫做引射式喷管，是目前资本主义国家大力研究并已获得实际应用的新型喷管。引射式喷管的型式虽然很多，但基本构造和工作原理大致相似。

一般说来，引射式喷管由一个普通收敛形主喷管和一个罩在主喷管后的扩散形外套构成。为满足加力式发动机的要求，收敛形主喷管一般是可调节的。扩散形外套有可调节的，也有不可调节的。第二股气流从发动机主进气道或从专门的辅助进气道引入，通过主喷管和外套之间的空隙流入外套，沿外套内壁形成一个锥面形的气罩。当主喷管气流从其中流过时，借第二股气流的压力变化来调节主喷管气流的膨胀比。图11是装用引射式喷管的典型发动机示意图。

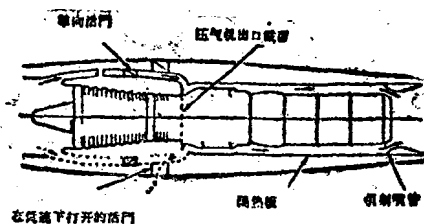


图11 装用引射式喷管的典型发动机

所需的第二股气流的压力，在低速飞行时应与主进气道内气流压力大致相等，而在高速飞行时应大大低于主进气道内气流的压力（图12）。第二股气流的流量，在低速下为发动机总空气流量的10%强，而在超音速飞行时则减小到差不多等于零。引射式喷管所能保证的发动机的推力与机械式喷管大致相同（图13）。

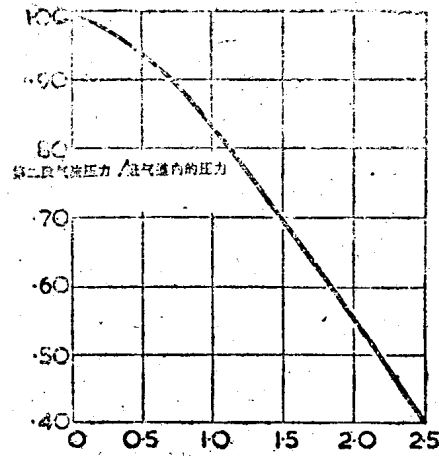


图12 典型的超音速涡轮喷气发动机引射式喷管所需的第二股气流的压力

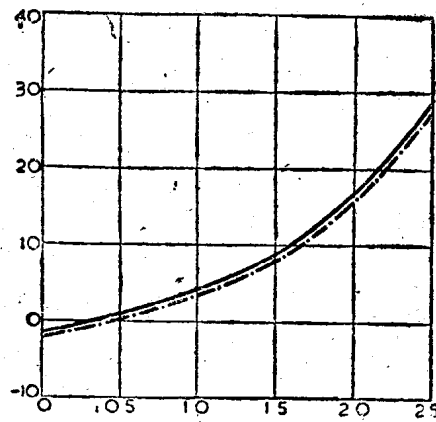


图13 典型的超音速发动机的推力增量

实线——机械调节式收敛扩散喷管
虚线——引射式喷管

据报导，英国FD2研究机上的洛斯露意斯公司“埃汶”发动机即采用从专门的后进气道引入第二股气流、外套管几何形状不可调节的引射式喷管。图14是这种喷管的原理示意图。

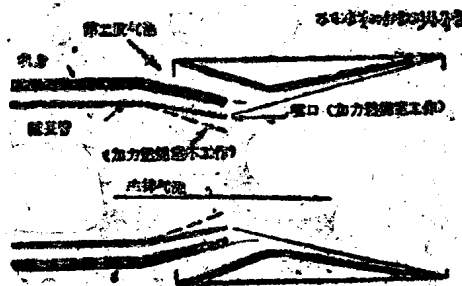


图14 从专门的后进气道引入第二股气流的引射喷管

美国通用电气公司生产的J79型涡轮喷气发动机采用根据图15的原理图设计的外套管几何形状可调节的引射式喷管(图16)。这种结构的气动力调节喷管是目前资本主义国家中比较先进的一种喷管。

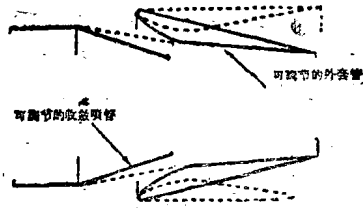


图15 外套管可调节的引射式喷管

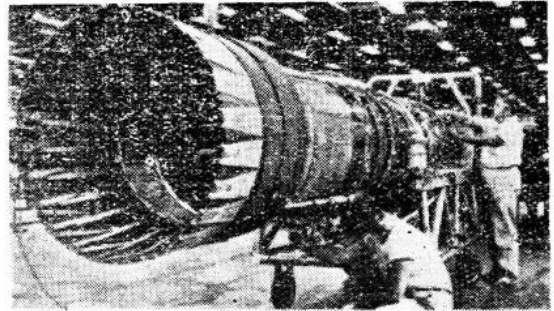
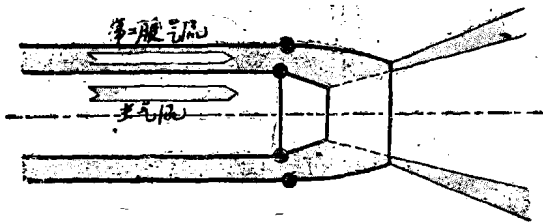


图16 J79涡轮喷气发动机的喷管

尾喷管调节器参阅图1。

燃油系统调节器

燃油系统调节器包括主燃油系统和加力燃油系统的调节器。

(1) 对主燃油系统及其调节器的要求

1. 必须保证主燃油系统与其它调节系统统一协调。

因为超音速喷气发动机所采用的调节装置很多,各调节参数对发动机性能都有影响。为了保证发动机的正常和可靠工作,调节器必须互相协调。最好能用一根统一的操纵杆来操纵所有的调节器。如图17所示。

美国F-104及B-58飞机所采用的J79发动机即用一根主操纵杆通过一个协调控制器对主燃油系统、加力燃烧系统、静子叶片调节机构和加力燃烧室喷口截面调节机构等进行统一操纵,采用电动液压机械式的控制操纵系统,其能源统一由发动机供给。此外,在操纵系统中还有自动起动、加速和排气温度控制器(各调节器所测知的数据是涡轮出口温度、压气机进口温度和发动机转速)。

2. 调节器工作时必须保证稳定

发动机在超音速飞行中,为了满足战略战术的要求,希望发动机在复杂的飞行情况下工作稳定,而且能迅速改变发动机工作状态,这首先要求调节器能有很好的工作稳定性和好的调节质量。

3. 燃料消耗量变化范围应足够大

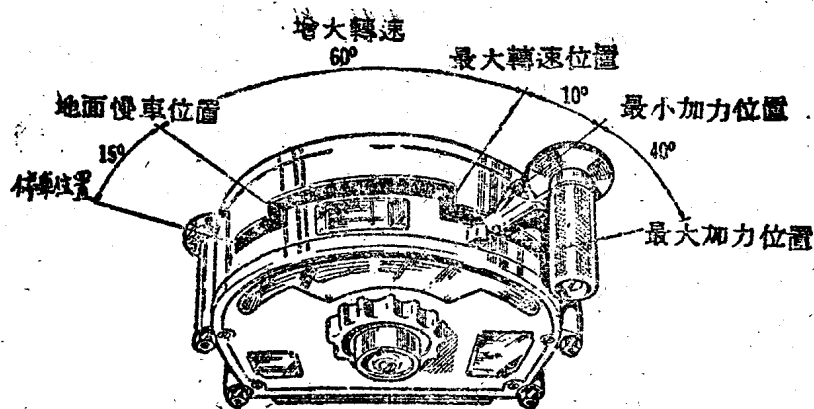


图17 发动机所有調節器的統一操縱杆

超音速飞机飞行时有着广阔的范围，高空低速飞行时所需要的燃料消耗量与低空高速飞行所需的燃料消耗量相差很大。图18所示是高空超音速渦輪噴气发动机所要求的燃料消耗量的范围。

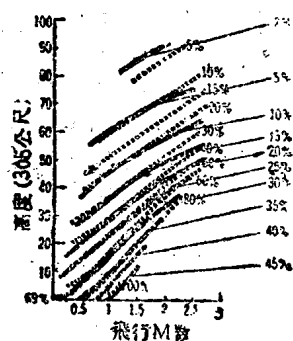
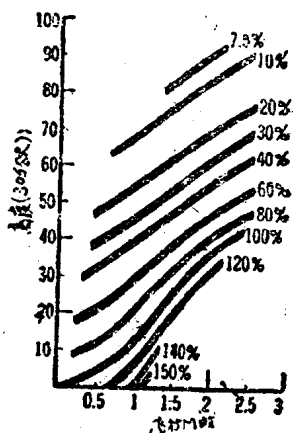


图18 发动机最大工作状态下的燃油消耗量(表示成地面試車时数值的百分数)与M数的关系



上图黑綫——主燃烧室的耗油率
 上图虚綫——加力燃烧室的耗油率
 下图——发动机的总耗油率

从图中可以看出，在海平面M数为1.1的状态下，总耗油率比在試車台时約大50%，而在高空以M数1.5—2飞行时，总耗油率反比在試車台試車时来得低，为7.5%，这个差額的范围約在1.20左右。还必须指出，在这个飞行范围内发动机应在最大安全工作温度下工作，因此在低燃油流量下，必須保證正常的燃油調節和燃油分配。

4. 整个燃油系统中燃油要保持液态

喷气发动机作高速飞行时, 冲压空气温度很高, 燃油可能过热蒸发而影响到系统的正常供油。图19为目前西方国家航空涡轮喷气发动机使用的三种燃油 (AVCAT, AVTUR和大航程AVTAG) 的蒸汽压力随燃油温度变化的关系。由图中可以看出, 当燃油温度升高时, 其蒸汽压力急剧增大。为了使燃油系统中不发生局部蒸汽的分离区, 就必须保持燃油系统中的压力大于图中曲线的界限值。

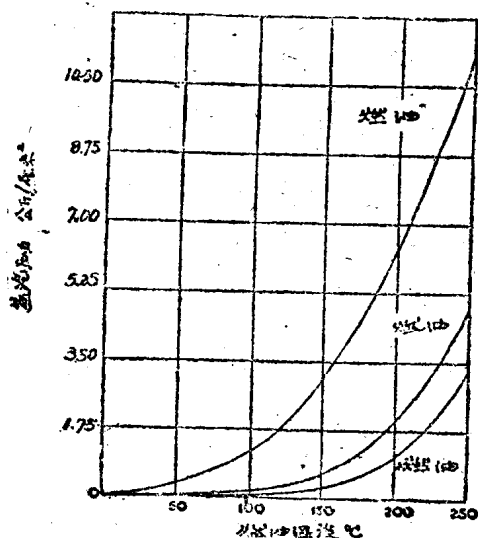


图19 燃料的蒸汽压力

5. 高温燃油不得破坏密封件而堵塞油道

高温燃油可能破坏橡胶件和油漆涂层, 使它们剥落或成为杂质, 在喷嘴、散热器以及其它附件内发生沉积, 最严重的沉积会造成燃油通路的堵塞。

6. 防止燃油结冰

发动机以大 M 数飞行时, 燃油可能会发生沸腾, 但如果飞机长时间在高空作亚音速飞行, 则由于悬浮在燃油箱或油管中的水份结冰, 会使油滤, 调节器甚至喷嘴等附件发生故障。

7. 可用燃油作为高速发动机的冷源

在高速飞行下, 冲压空气的温度已经高于滑油的允许温度, 例如当 $M=3$ 时, 冲压空气温度将达 340°C 左右, 整个发动机好像一个大热炉, 所以不能再利用空气冷却滑油。采用燃料作为冷源来冷却滑油, 是一切实可行的方案。西方国家的一些涡轮喷气和涡轮螺旋桨发动机早已采用, 如英国的“埃汶”、“萨菲尔”涡轮喷气发动机和“意兰得”涡轮螺旋桨发动机。

(2) 对加力燃油系统及其调节器的要求

目前 M 数小于2.5一级的涡轮喷气发动机的加力燃烧室, 虽然在工作时间上比过去有所增加, 但总还是一个短时间工作的部件, 随着 M 数的增大, 譬如以 $M=3$ 的速度进行巡航的发动机, 就要求装用长期工作的加力燃烧室。加力燃油系统不再是一个简单的辅助装置, 而

是与主燃油系统具有同样的重要意义。对加力燃油系统的要求与上述的对主燃油系统的要求基本相似，但它还有以下一些特点：

1. 加力燃烧室的供油量大，燃油流量变化范围广

加力燃烧室所需的燃油流量的绝对数量比主燃油系统大得多，而且流量变化范围更大，当它不工作时流量等于零，在最大工作状态下流量达20000~35000升/小时，故一般采用可调节的离心泵来供油。随着外界条件的变化，以及发动机内部干扰的存在，都要求相应地改变燃油供油量，可以采用图1所示的加力燃烧室燃油调节器来操纵。

从图1可以看出，加力系统用的空气涡轮泵，是利用从压气机引出的一股高压气流，通过膨胀涡轮作功，带动离心泵对燃油增压。用图1中加力燃烧室空气活门调节器来调节从压气机引出的空气流量，以改变泵的转速，从而调节燃油的供油量和压力。

2. 要求喷嘴数目多喷嘴口面积大

由于加力燃烧室燃油流量大，空间大，如果喷嘴数目太少，则不能保证均匀喷油，若安装较多的喷嘴，则当个别喷嘴堵塞时，不致造成发动机局部过热现象。在大型加力燃烧室中，喷嘴的数目可能多到一百个左右，它们分为前后几排成环形均匀排列。

3. 要求通过喷嘴的流量和压力都较大，以避免在高空中燃油在管路内沸腾。

二、高空高速发动机燃油供应系统的改进

喷射方法的改进

(1) 简单直接喷射式 这种方法在最早的飞机飞行范围变化小、耗油量不大的发动机上曾采用过，此种喷嘴的燃油流量与喷嘴前后的压力差(ΔP)的平方根成比例。如果飞机由低空超音速飞行转到高空亚音速飞行，燃油流量由25变化到1，这就意味着 ΔP 应当从625变化到1，因此在小流量时，燃油系统内有足够的防止燃油沸腾的压力，而在最大流量下，防止燃油沸腾的压力就变得非常高。因此如果采用直接喷射式，则喷嘴必须采用双路喷嘴或三路喷嘴，也即在小流量时只开喷嘴的一条路，而大流量时喷嘴各路全开，这样就可以在喷嘴压力变化很小的条件下，用增大喷嘴截面的方法来增加流量。采用双路喷嘴的发动机很多，例如英国的“埃汶”RA.27，加拿大的“奥伦达”10型，美国的J47，J79等等。三路式喷嘴因构造复杂，实际上很少采用。

这种多路式喷嘴必须采用专门的燃油分配器，因为在变压点上燃油的分配问题十分严重。在这一点上油流施加在刚刚开大的喷嘴上的压力较低，差不多等于燃烧室上下部分喷嘴间压力头之差。若不采用燃油分配器，燃烧室下部的燃油流量可能要稍大于上部的燃油流量。结果会在涡轮周围产生一个不均匀的温度场。在低燃油流量下使用的燃油分配器不易制度，英国的德·哈威兰公司在这方面已获得某些成就。

(2) 回流喷嘴

回流式喷嘴可以满足流量变化大的要求，它有单路回流式和双路回流式之分，现分别叙述如下：

1. 单路回流系统(图20)