

推进系统结构整体化和 发动机完整性专辑译文集

(第二集)



国外航空编辑部

1977年5月

推進系統結構整体化和
發动机完整性專輯譯文集

(第二集)



30203897



目 录

推进系统相互作用气动力问题

发动机进口失速锤激的研究 (1)

飞机进气道中锤激压力的评述 (12)

转动/静态结构介面

涡轮发动机低成本、自容式轴承润滑系统的设计与发展 (25)

涡轮发动机密封装置和轴承的现状和未来要求 (36)

转动结构和部件

高速发动机转子动力学问题——现代小型涡轮轴发动机新技术的评述 (50)

篦齿式空气封严装置损坏的性质、根源和预防 (71)

燃气涡轮发动机叶片振动分析模型 (79)

部件寿命和分析

复杂结构细节部位有表面裂纹时剩余寿命的预测 (83)

燃气涡轮发动机部件的低循环疲劳和蠕变分析 (94)

长循环寿命板金静构件的设计 (104)

根据任务分析预估涡轮叶片寿命 (114)

线弹性断裂力学中的统计考虑 (119)

试验技术

先进燃气涡轮发动机部件试验的动力模拟器 (137)

发动机进口失速锤激的研究*

摘 要

本文介绍了一台涡喷和两台涡扇发动机失速时在发动机进口测量的峰值静压。一台涡扇和涡喷发动机表明,锤激波两侧的静压比超过停止流动时所需正锤激波压比并不显著。第二台涡扇发动机不符合这一规律。讨论了这一偏离的可能原因。对两台涡扇发动机研究了失速方法对锤激强度的影响。还给出了锤激中空间压力分布的有关数据。

符 号

a = 音速
 C_p = 等压比热
 M = 马赫数
 P = 总压
 p = 静压
 T = 静温
 t = 时间
 V = 速度
 V_p = 锤激波传播速度
 γ = 绝热指数
 ρ = 密度

下 标

1 = 气流测量站
2 = 发动机进口
3 = 压气机出口, J 85 和 GE 1/10
4 = 压气机出口, T F 30
F = 风扇通道
H = 锤激最大压力
S = 锤激波后的计算压力

上 标

— = 周向平均
 $\wedge$ = 峰值平均
 $|$ = 图10中用来正常化 P_2 的特定 P 值

* 本文作者为美国NASA刘易斯研究中心的A.P.Kurkov, R.H.Soeder 和 J.E.Moss

引言

本文给出了紧随失速而在发动机进口截面形成的压缩波(锤激波)强度的说明和关系式。压气机失速造成的发动机进口截面峰值压力往往大大超过进口总压。因此,正确了解这个压力的最大可能数值是重要的,由于它为整个进气系统的极限设计压力提供计算基础。

除锤激波最大压力外,知道周向压差的大小也是重要的。这种压差作为一种侧向负荷作用在进气道结构上,譬如中心锥支撑构件和进气道导向翼板。

以往实验的锤激波峰值压力关系一般都用压气机压比表示。在参考资料1中双轴涡扇发动机(TF30)的飞行数据表明,发动机进口截面峰值静压与压气机出口静压之比几乎同压气机压比无关。在资料2中,这种压比关系加以修正用于一台涡喷发动机,其改动是以压气机进口和出口总压代替静压。资料2表明,与资料1的结果相比,正常化(normalized)的峰值锤激压力受压气机压比的影响更大。

资料3和4使锤激波两侧压比直接与压气机压比建立关系。资料3中所有压力都用静压表示,而资料4中则用总压表示。资料4还使压气机进口截面峰值总压与进入失速时的压气机质量流量建立关系。上述关系看来是适宜的,但是缺乏通用性,换句话说,它们仅局限于获得这些关系的特定发动机。资料5试图利用从几个发动机得到的数据与一个参数建立关系,该参数是通过锤激波的最大压力上升、发动机进口压力和发动机进口M数的函数。

上面引用的大多数文章,仅采用一种或两种方法使发动机失速。因此,问题是假如选择其他方法使发动机失速,峰值锤激压力能否超过报导的数值。不同的方法可以使压气机不同的部位失速,因而对锤激波强度有一定影响。

这也表明来自不同发动机锤激数据需要有一个更好关系式。刘易斯研究中心对于一台涡喷和两台不同函道比的涡扇发动机获得的数据,并不符合参考资料5中预测的趋势,就是说,没有迹象证明涡扇发动机的外函道可以减弱锤激波。本文所做的研究就是针对上述两个问题的。同时对现有的关系式也考查它们的相对优点。顺便提供了考查锤激波周向均匀性的数据。

本文所研究的发动机包括一台低函道比的双轴涡扇(TF30-P3),一台高函道比的双轴涡扇(GE1/10)和一台涡喷(J85-13)。第一台发动机的数据系采用九种不同的失速方法获得的。第二和第三台发动机则分别采用了五种和两种不同的失速方法。每台发动机都涉及了宽广的工作状态。试验包括几种类型的、范围不同的进口流场畸变。三台发动机的数据都是在直接联接式高空试验台中获得的。

试验设备和试验步骤

研究用的发动机

图1示出了研究用的装有进气管道的三台发动机。TF30-P3和GE1/10两台发动机是函道比分别为1.0和1.5的双轴涡扇发动机。TF30发动机低压转子有三级风扇和六级轴向压气机,高压转子有七级轴向压气机。GE1/10发动机低压转子有两级风扇,高压转子有七级轴向压气机。GE1/10发动机中的风扇和压气机不像TF30那样紧靠在一起。J85-13是

台单轴涡喷发动机，其中八级轴向压气机装有可调进口导向叶片。三台发动机都有加力燃烧室。

图1还示出每台发动机畸变装置的位置。图中数字表示的位置是：气流测量站〔1〕，发动机进口站〔2〕和压气机出口站〔3或4〕。

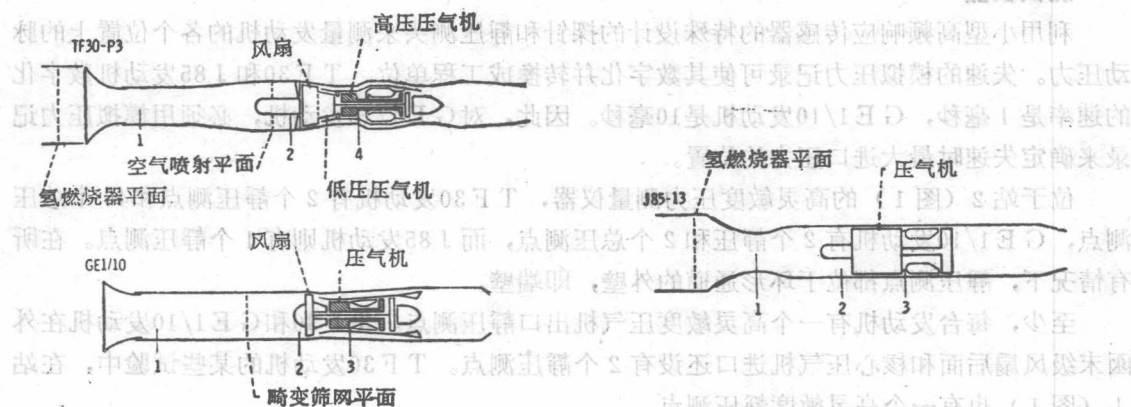


图1 研究用的发动机

发动机失速方法

采用下列方法使TF30发动机失速：1)突然向主燃烧室注入预计量的燃油(燃油脉动)；2)逐步地把空气引入高压压气机出口容积(内流放气)；3)在非设计点喷口面积下慢慢加大发动机油门(加速)；4)逐步增加喷口面积；5)诱使加力燃烧室瞬变；6)造成进口流场畸变。方法1—4得到的结果，不是增加压气机出口压力使发动机失速〔1〕，就是使发动机各部件不协调最后使发动机失速〔3,4〕*，或两者兼而有之〔2〕。加力燃烧室瞬变包括油门的突然开大和突然关小，结果加力燃烧室的压力升高〔6〕。

进口流场畸变失速包括压力和温度两种畸变。压力畸变是由一个装在风扇前方的面对上游的空气喷射系统产生的〔7〕。压力畸变图谱是使第二股气流通射流形成所要求的畸变图谱产生的。稳态压力畸变失速是由逐渐增加通过畸变扇形区的第二股气流，即加大畸变获得的。动态畸变失速是用空气喷射系统模拟F-111A飞机飞行(飞行模拟失速)时发动机进口录取的动态畸变图谱产生的。温度畸变由位于喇叭口前方的氢燃烧器产生的。氢燃烧器分成四个象限〔8〕，每个象限可以单独燃烧，也可以组合燃烧。畸变的程度由氢的流量控制。进口温度脉动由突然向燃烧器引入预计量的氢气产生的。对TF30发动机，除二次360°全范围的进口温度脉动和三次模拟F-111A进口畸变流场的飞行模拟失速外，进口温度和压力畸变的范围是180°。

上述TF30发动机用的1~5种方法也用来使GE1/10发动机失速，所不同的是缩小了喷口面积，而加力燃烧室的瞬变则局限于加力燃烧室的点火。进口流场畸变产生的失速没有在这台发动机上进行。流场畸变由装在发动机前方的几个不同型式的筛网产生(图1)。参考资料9较详细地讨论了GE1/10发动机失速问题。

* 方括号中的数字指参考资料号

J 85发动机的失速由减小尾喷口面积和引入进口温度脉动的方法造成的。像TF30发动机一样,氢燃烧器也位于进气道喇叭口前方(图1)。有些进口温度畸变是经常存在的。畸变图谱包括1到3个象限的组合温度畸变。很少有四个象限的温度脉动失速。资料10较详细地讨论了温度畸变对J85发动机的影响。

测试仪器

利用小型高频响应传感器的特殊设计的探针和静压测头来测量发动机的各个位置上的脉动压力。失速的模拟压力记录可使其数字化并转换成工程单位。TF30和J85发动机数字化的速率是1毫秒,GE1/10发动机是10毫秒。因此,对GE1/10发动机,必须用模拟压力记录来确定失速时最大进口压力的位置。

位于站2(图1)的高灵敏度压力测量仪器,TF30发动机有2个静压测点和40个总压测点,GE1/10发动机有2个静压和2个总压测点,而J85发动机则有4个静压测点。在所有情况下,静压测点都位于环形通道的外壁,即端壁。

至少,每台发动机有一个高灵敏度压气机出口静压测点。TF30和GE1/10发动机在外函末级风扇后面和核心压气机进口还设有2个静压测点。TF30发动机的某些试验中,在站1(图1)也有一个高灵敏度静压测点。

结 果

锤激波峰值压力与压比的关系

图2给出了TF30发动机通过锤激波的峰值静压比与压气机静压比的关系。锤激波峰值静压是位于站2的两个压力传感器记录到的较大的最大值。图2所用发动机进口和压气机出口的静压值一般是在进入失速之前75毫秒时间内的某些测点,由数字化模拟器记录获得的。

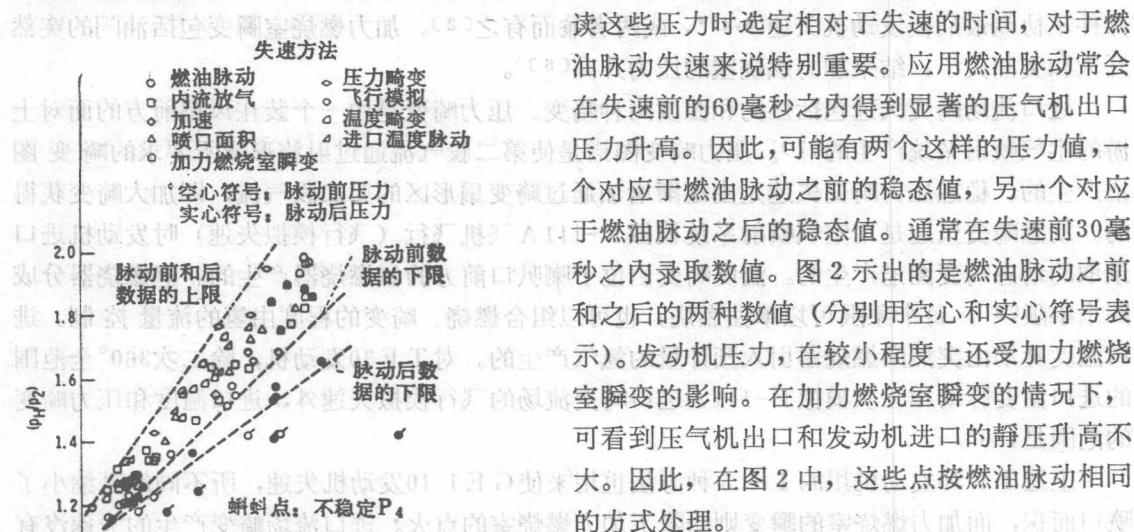


图2 TF30发动机峰值进口静压比

读这些压力时选定相对于失速的时间,对于燃油脉动失速来说特别重要。应用燃油脉动常会在失速前的60毫秒之内得到显著的压气机出口压力升高。因此,可能有两个这样的压力值,一个对应于燃油脉动之前的稳态值,另一个对应于燃油脉动之后的稳态值。通常在失速前30毫秒之内录取数值。图2示出的是燃油脉动之前和之后的两种数值(分别用空心和实心符号表示)。发动机压力,在较小程度上还受加力燃烧室瞬变的影响。在加力燃烧室瞬变的情况下,可看到压气机出口和发动机进口的静压升高不大。因此,在图2中,这些点按燃油脉动相同的方式处理。

某些燃油脉动失速表明,在失速的燃油脉动之前并不能建立稳定的状态。图2中注出的蝌蚪形点特别明显地低于其他点。(为了与前述一般规则相一致,在这种情况下,对那些用

脉动前压力点的压力要在失速前约75毫秒时读出。)为了说明用这种关系时压气机出口具有稳定压力值的重要性,图中还是示出了这些点。以后将表明,锤激压力与另外的参数建立关系时,这种要求几乎是不必要的。

对应于脉动后压力比值的燃油脉动和加力燃烧室瞬变点(在图2中以实心符号表示),则分别移到它们的脉动前各点的右侧(燃油脉动)或下面(加力燃烧室瞬变)。特别是燃油脉动各点大大低于其他点。这就表明压气机并没有调整到燃油脉动引起的较高出口压力值。因此,当对TF30发动机应用这一关系时,压气机出口压力必须对应于脉动前的数值。

总之,从图2中可以看出,即使不考虑蝌蚪形点和燃油脉动后各点,也有相当数量的数据分散。但是,除燃油脉动有这种可能之外,对任意一种特定的失速方法,显示有明确的相当窄范围的数据分散。一般可以看到,畸变造成的失速比其他方法造成的失速产生更高的峰值锤激压力。锤激压力比的上限是由稳态压力畸变失速确定的。

图3表示GE1/10发动机的结果。就TF30发动机来说,有相当大的数据分散,并且燃油脉动后各点分别落在它们的燃油脉动前各点的右方。但是,GE1/10发动机,如果取压比对应于燃油脉动后各点时,则燃油脉动点偏离其他各点较小。图3中锤激压力比的上限是由燃油脉动各点规定的。

图4给出了J85发动机的结果。与前面两图相比,数据分散较窄。部分的原因,可能是由于J85与TF30和GE1/10发动机相比,较为简单。但也可能是,对J85发动机,仅采用了两种失速方法。

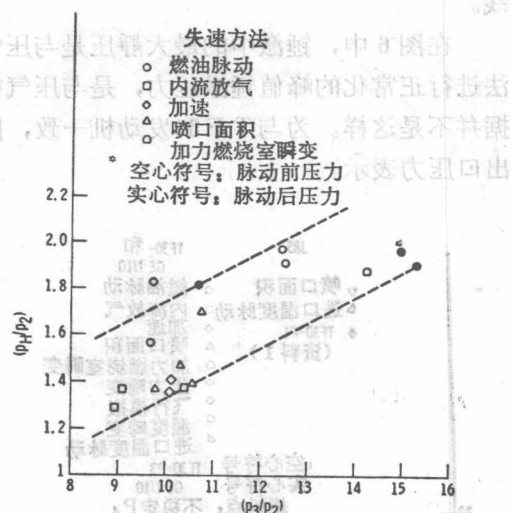


图3 GE1/10发动机峰值进口静压比

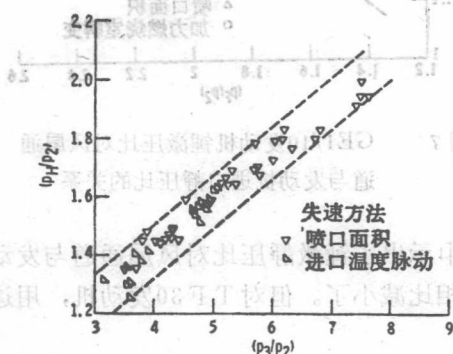


图4 J85发动机峰值进口静压比

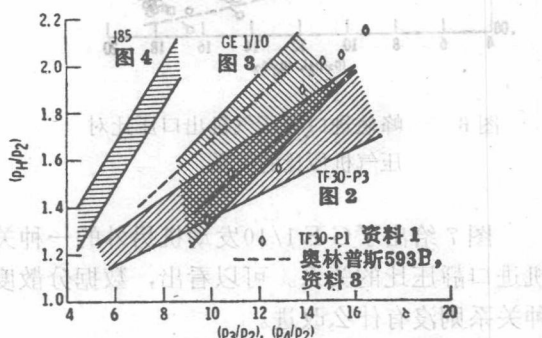


图5 各发动机锤激压比的比较

图5中比较了三台发动机的结果。此外,该图还包括了TF30-P1发动机的飞行数据^[1]和奥林巴斯593B发动机的数据^[3]。可以看到,每台发动机占有相同的锤激压力比范围,但一般来说,各种不同发动机之间无法建立一定关系。

TF 30-P1发动机飞行失速数据表明,在较高的压比时,与TF 30-P3发动机的数据相比,锤激波要强一些。资料1曾指出,压气机失速最突出的原因是稳态畸变。高空试验台获得的失速数据最接近于飞行数据,也是由稳态畸变得到的。但是,参考图2可以看出,动态飞行模拟点低于飞行数据较多。

另外,资料2和4报导了带超音速进气道的J85发动机进行试验的补充数据。不过,这些资料中,是用总压而不是静压来建立关系的。忽略总压、静压之间小的差别,它们与图4和5的数据非常一致,只是在低压比下资料4提供的几个数据点低于图4和5表示的下线。

在图6中,锤激中的最大静压是与压气机出口静压相比的。注意在资料1中,用这种方法进行正常化的峰值锤激压力,是与压气机增压比无关的。从图6可以看出,这里给出的数据并不是这样。为与TF 30发动机一致,图6中GE 1/10发动机的数据用燃油脉动前压气机出口压力表示。

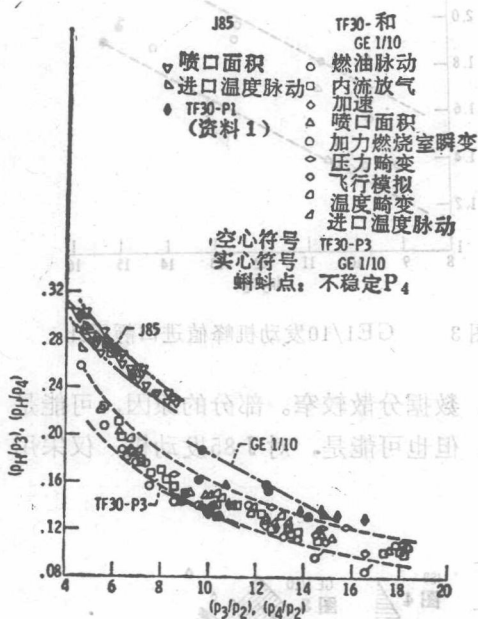


图6 峰值进口与压气机出口压比对压气机压比的关系

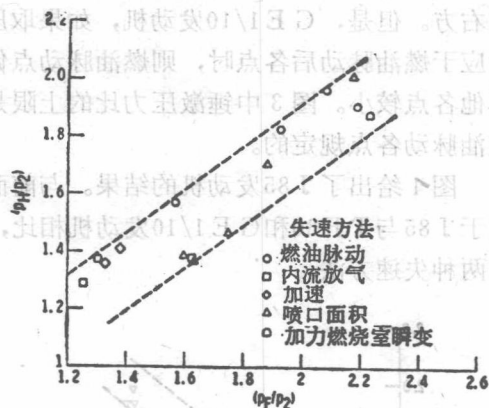


图7 GE 1/10发动机锤激压比对风扇通道与发动机进口静压比的关系

图7给出了GE 1/10发动机另外的一种关系。图中示出了锤激静压比对风扇通道与发动机进口静压比的关系。可以看出,数据分散度与图3相比减小了。但对TF 30发动机,用这种关系则没有什么改进。

锤激波的特性及其与发动机进口M数的依赖关系

当使锤激波两侧的静压比与发动机进口M数建立关系时,如果锤激波后侧的气流速度为零,比较锤激波两侧的测量和计算的压比是有趣的。有时,也用孤立的数据点做这种比较^[11~13],但结果常是有矛盾的。

可以导出流动停止时锤激波传播速度和压比的简单关系式。应用跨过锤激波的一元质

量、动量和能量平衡方程:

$$\rho_2(V_2 + V_p) = \rho_s V_p$$

$$p_2 + \rho_2(V_2 + V_p)^2 = p_s + \rho_s V_p^2$$

$$C_p T_2 + (V_2 + V_p)^2/2 = C_p T_s + V_p^2/2$$

结果是

$$V_p = a_2 \{ (1 + [M_2(\gamma + 1)/4]^2)^{1/2} + M_2((\gamma + 1)/4 - 1) \} \quad (1)$$

$$(p_s/p_2) = 1 + \gamma M_2 \{ (1 + [M_2(\gamma + 1)/4]^2)^{1/2} + M_2(\gamma + 1)/4 \} \quad (2)$$

这里 V_p 指向上游。

图 8 示出了由方程 (2) 计算的 (p_s/p_2) 值与测量的锤激压比 M 数的关系。计算的锤激压比正好可作为实验数据的上边界, 尤其在较高的 M 数是如此。

可以看到, 前面在图 2 中注出的四个燃油脉动后数据点 (蝌蚪点), 现在是在其他数据点的范围之内。这表明, 锤激压比数据与进口 M 数建立关系有实际的优点。

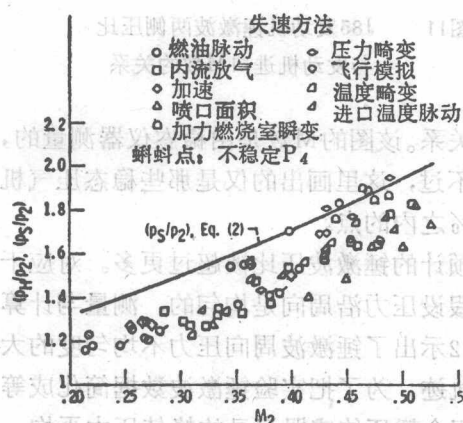


图 8 TF30 发动机锤激压力比与发动机进口 M 数的依赖关系

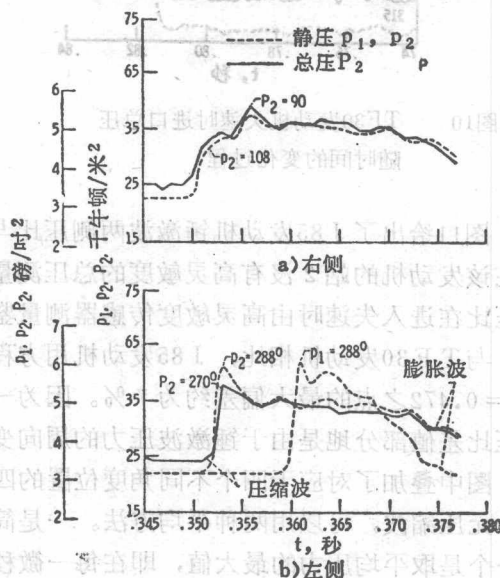


图 9 TF30 发动机锤激波中总压和静压的变化

图 9 给出了对应于图 8 中 $M_2 = 0.444$ 的燃油阶梯式脉动失速过程中, 发动机进口大约相隔 180° 的两个静压和两个总压随时间的变化过程。注意到, 进气道一侧的静压超过了总压, 这表明进气道这一部分的气流是倒流的。但是, 不论管道哪一侧, 静、总压之差比起锤激中的压力升高总是小的, 这就说明为什么一元理论给出较好的结果。图 9b 示出的是在站 1 周向 288° 位置的静压。站 1 在站 2 上游 2.17 米 (7.125 呎) 处, 而在图 9 中两个压力轨迹之间的迟后时间约为 7.8 毫秒。锤激波传播速度是 298 米/秒 (980.2 呎/秒), 这接近于由方程 (1) 求得的 292.5 米/秒 (959.6 呎/秒) 的数值。由图 9 获得的传播速度, 可推断管道 90° 一侧超前 270° 一侧的锤激波大约 50.8 厘米 (1.66 呎)。

通过整个进气管道后, 压缩波由喇叭口进口的常压边界反射为膨胀波。如图 9 所示, 这种膨胀波可首先在站 1, 而后又在站 2 见到。

从图 10 中还可得到锤激波特性的另外一些情况。图 10 中示踪的是内流放气失速时八个周向位置上总压随时间的变化过程。图中的总压是与其失速前大约 200 毫秒各自的数值相比的。

图10中的直线表示相应的压力峰值轴向移动了一段时间，这段时间可粗略地取为风扇转过所比较的任意两个压力轨迹之间的角度的时间。

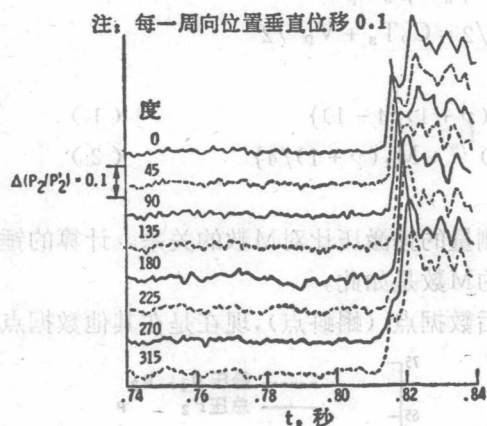


图10 TF30发动机失速时进口总压随时间的变化过程

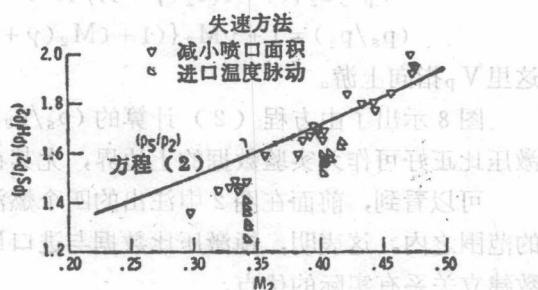


图11 J85发动机锤激波两侧压比与发动机进口M数的关系

图11给出了 J 85 发动机锤激波两侧压比与 M 数的关系。该图的 M 数是由稳态仪器测量的，因在该发动机的站 2 没有高灵敏度的总压测量仪器。不过，这里画出的仅是那些稳态压气机静压比在进入失速时由高灵敏度传感器测量鉴定在 3 % 之内的点。

与 T F 30 发动机相比，J 85 发动机用方程 (2) 预计的锤激波压比被超过更多。对应于 $M_2 = 0.472$ 之点的最大偏差约为 7 %。因为一元理论假设压力沿周向是均匀的，测量与计算的压比差值部分地是由于锤激波压力的周向变化。图12示出了锤激波周向压力不均匀度的大小，图中叠加了对应于四个不同角度位置的四条静压轨迹。为了把实验锤激波数据简化成等效一元压缩波，可以用两种平均方法。一是简单地取四个静压传感器记录的峰值压力平均；另一个是取平均压力的最大值，即在每一微秒平均四个压力，而后选取最大压力。图13表明，当用第一种平均方法时，图11中曲线上的各点，现在则低于或稍高于曲线，而用第二种平均方法时所有各点都落在曲线的下方。所以，至少基于后者，计算的流动停止时的压比仍保持为极限压比。

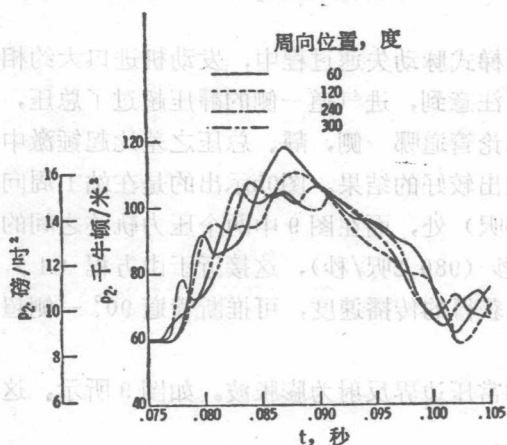


图12 J85发动机失速时发动机进口叠加压力随时间的变化过程

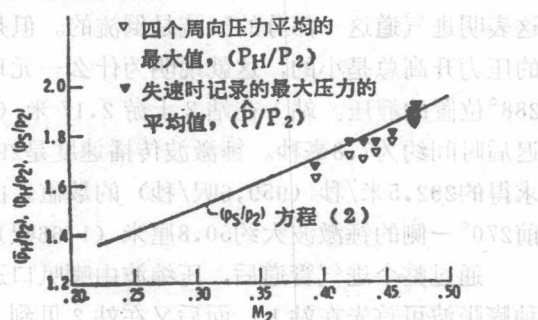


图13 压力平均方法对J85发动机锤激压比的影响

图14给出了GE1/10发动机的结果。可以看到,有几个点大大高于由方程(2)计算的零流动锤激波压比曲线。取两个静压最大值平均时,则有两个点相当靠近曲线,而另外三个点则变化不大。为了说明这种偏离的原因,图15示出了对应于 $M_2 = 0.397$,燃油脉动时两个邻近发动机进口的成对静压和总压曲线。两个总压测点径向地靠近管道壁面,即位于风扇叶尖区。可以看出,与图9中TF30发动机相比,GE1/10发动机静压超出总压很大。这说明GE1/10发动机风扇叶尖区的倒流比TF30发动机更为显著。考查发动机其他站压力轨迹表明,发动机核心气流出现任何失速征兆之前,风扇叶尖区就已建立了倒流。因此,这就可能在锤激开始时风扇轮毂区的气流流动方向为正,而在风扇叶尖区则方向为负。

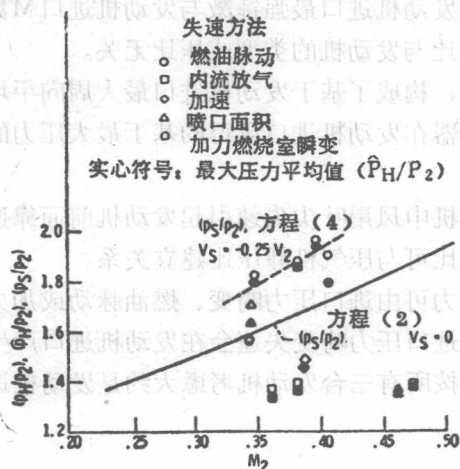


图14 GE1/10发动机锤激压比与发动机进口M数的关系

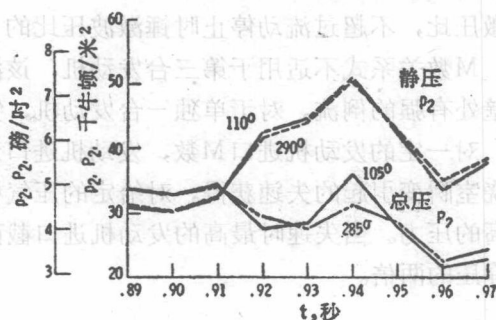


图15 GE1/10发动机失速时发动机进口总压和静压的变化

基于平均概念,锤激中倒流的出现也可用一元理论说明。方程(1)和(2)可化为锤激波后任意气流速度的通用形式:

$$V_p = \{a_2^2 + [(V_2 - V_s)(\gamma + 1)/4]^2\}^{1/2} + (V_2 - V_s)(\gamma + 1)/4 - V_2 \quad (3)$$

$$(p_s/p_2) = 1 + \gamma \left(\frac{V_2 - V_s}{a_2} \right) \left\{ \left(1 + \left[\left(\frac{V_2 - V_s}{a_2} \right) \left(\frac{\gamma + 1}{4} \right) \right]^2 \right)^{1/2} + \left(\frac{V_2 - V_s}{a_2} \right) \left(\frac{\gamma + 1}{4} \right) \right\} \quad (4)$$

从图14可以看到,由方程(4)用 $V_s = -0.25 V_2$ 计算的锤激波压比曲线正好通过平均锤激波强度最高的三点。

应注意到,图14中出现的偏差部分也可能是由于精确测定有效M数的困难。与其他两台发动机不同,GE1/10发动机没有装长子弹形的进口整流锥。因此,站2是在气流面积急剧变化的区域里。

就J85发动机来说,图14中的M数是由稳态测量仪器测得的。由于GE1/10发动机上大多数数据是在有一些筛网畸变的情况下取得的,两个动态测量器并不能足够概括气流面积以

得到代表性的平均M数。仅画出了那些进入失速时稳态压气机的静压比是动态静压比3%之内的点。

用发动机进口M数表示,前面得到的有关失速方法造成最强锤激波的结论要做一些修改。对仅考虑失速方法的TF30和GE1/10发动机,图8和14都表示出加力燃烧室瞬变或燃油脉动失速造成最强的锤激。对TF30发动机,图8所示还要加上进口压力畸变失速。

结 论

一台涡扇和一台涡喷发动机的实验数据表明,使发动机进口最强锤激与发动机进口M数相关是较好的。对一个给定的M数,可望峰值锤激压比与发动机的类型或压比无关。

按发动机进口M数计算的停止流动所需锤激压比,构成了基于发动机进口最大周向平均压力所观察到的锤激压比的上边界。由任一压力传感器在发动机进口录得的基于最大压力的锤激压比,不超过流动停止时锤激波压比的7%。

M数关系式不适用于第三台发动机,该涡扇发动机中风扇叶尖失速引起发动机前面靠近管壁处有强的倒流。对于单独一台发动机,锤激波压比可与压气机静压比建立关系。

对一定的发动机进口M数,发动机进口最大的压力可由进口压力畸变、燃油脉动或加力燃烧室瞬变引起的失速获得。对给定的压气机压比,进口压力畸变失速会在发动机进口产生最高的压力。当失速时最高的发动机进口截面静压,按所有三台发动机考虑大约是发动机进口静压的两倍。

参 考 资 料

1. Bellman, D.R. and Hughes, D.L., "The Flight Investigation of Pressure Phenomena in the Air Intake of an F111A Airplane" AIAA Paper 69-488, Colorado Springs, Colo., 1969.
2. Choby, D.A., Burstadt, P.L., and Calogeras, J.E., "Unstart and Stall Interactions Between a Turbojet Engine and an Axisymmetric Inlet with 60-Percent Internal-Area Contraction," TMX-2192, 1971, NASA.
3. Morriss, D.P. and Williams, D.D., "Free-Jet Testing of a Supersonic Engine/Intake Combination," Aeronautical Journal, Vol. 74, March 1970, pp. 212-218.
4. Mitchell, G.A. and Johnson, D.F., "Experimental Investigation of the Interaction of a Nacelle-Mounted Supersonic Propulsion System with a Wing Boundary Layer," TM X-2184, March 1971, NASA.
5. Marsnall, F.L., "Predictions of Inlet Duct Overpressures Resulting from Engine Surge," Journal of Aircraft, Vol. 10, May 1973, pp. 274-278.
6. McAulay, J.E. and Abdelwahab, M., "Experimental Evaluation of a TF-30-P-3 Turbofan Engine in an Altitude Facility: Afterburner Performance and Engine-Afterburner Operating Limits," TND-6839, July 1972, NASA.
7. Braithwaite, W.M., Dicus, J.H., and Moss, J.E., Jr., "Evaluation with a Turbofan Engine of Air Jets as a Steady-State Inlet Flow Distortion Device,"

TM X-1955, Jan.1970, NASA.

8. Braithwaite, W. M., "Experimental Evaluation of a TF30-P-3 Turbofan Engine in an Altitude Facility; Effect of Steady-State Temperature Distortion," TMX-2921, Nov.1973, NASA.
9. Straight, D.M and Mehalic, C.M., "Performance Characteristics of an Afterburning Turbofan Engine with Steady-State Inlet-Flow Distribution," TM X-1898, Aug.1970, NASA. Confidential, Title(U).
10. Mehalic, O. M. and Lottig, R.A., "Steady-State Inlet Temperature Distortion Effects on the Stall Limits of a J85-GE 13 Turbojet Engine." TMX-2990, Feb.1974, NASA.
11. Armentrout, K.C., "Development of a High-Frequency-Response Pressure-Sensing Rake for Turbofan Engine Tests," TMX-1959, Mar.1970, NASA.
12. Alford J.S. and Victor, I.W., "Dynamic Measurements of Forward Case Expansion During High Speed Stall of Jet Engines," SAE Paper 650840, Los Angeles, Calif., 1965.
13. Mays, R.A., "Inlet Dynamics and Compressor Surge," Journal of Aircraft, Vol.8, April 1971, pp.219-226.

南航 郭荣伟译自 J.of Aircraft, 1975.4, P.198~204

李永熹 校对

飞机进气道中锤激压力的评述*

摘 要

涡轮发动机失速引起的锤激压力决定了高速飞行器进气道的结构设计。发动机失速引起的起始脉动强度取决于进气道气流截流速率、发动机函道比和循环压比。进气道压力受进气道容积、面积分布以及由旁路或附面层控制放气使发动机失速脉动衰减程度的影响。目前,实验数据的不足妨碍了对锤激进行深入分析。B-1 进气道/发动机相容性试验模型装有大量的动压测量仪器。发动机失速可由进气道几何尺寸的变化和(或)发动机阶梯式燃油脉动故意造成。用阿诺德工程发展中心推进风洞试验的数据来表示通过进气道的锤激压力传播。试验数据还用来说明进气道前部瞬态压力负荷减弱的设计概念。B-1 进气道-发动机模型试验数据增强了现有理论分析和半经验的锤激预测技术。

符

号

A = 面积, 呎², 米²

A_{th} = 进气道喉道面积

A₂ = 进气道出口, 发动机进口面积

AIP = 气动力介面(风扇前框架)

BLC = 附面层控制(进气道中多孔壁面放气)

CPR = 压气机压比

ECS = 环境控制系统(具体指进气道放气气唇)

FPR = 风扇压比

FBPR = 风扇外函压比(在风扇外函管道中测量)

IDL = 进气道畸变极限(进气道出口畸变图谱因子, IDL = 1 表示压力畸变使发动机失速裕度降低40~50%的图谱)

K = 锤激强度参数(100%截流时 K = 2.3)

LSW = 下边壁(远离机翼的进气道壁面)

USW = 上边壁(邻近机翼的进气道壁面)

M = 马赫数

M₂ = 进气道出口/发动机进口 M 数

N = 发动机转速, 转/分

P = 压力, 磅/吋²

*本文作者为美国洛克威尔国际公司的 L.C.Young, W.D.Beaulieu

P_{HS} = 锤激压力

P_2 = 进气道出口静压

ΔP = 压力变化(具体指锤激压力增量)

P_{t3} = 压气机出口压力

P_t = 总压

P_{t0} = 自由流或风洞总压

P_{t2} = 发动机进口平均总压

REC = 压力恢复, P_{t2}/P_{t0}

T = 温度, $^{\circ}R$

T_t = 总温

W = 重量流量, 磅/秒, 公斤/秒

δ_t = 总压/海平面标准压力

θ_t = 总温/海平面标准温度

引言

对战术飞机,由发动机失速/管道锤激产生的压力脉动是进气道的关键压力负荷。由于缺乏指导分析这一非常复杂问题的实验数据,妨碍了对未来飞机进气道结构负荷的规定。发动机失速脉动的强度和持续时间,取决于失速触发机理、发动机进口M数、循环压比、函道比和风扇——压气机介面几何尺寸等因素。临界时进气道前部所发生的压力瞬变取决于:脉动强度、失速前流动状态、扩散段面积分布和容积以及由进气道旁路流动和进气道附面层控制装置引起的衰减量。

本文将根据公布的实验数据讨论循环变量对锤激脉动强度的影响。进气道中锤激压力的传递情况由计算机模拟和实验数据加以说明。还给出了阿诺德工程发展中心推进风洞(PWT)最近的B-1/F101进气道/发动机相容性试验数据。PWT试验包括:在控制各种进气道几何变量、发动机初始失速的条件下用大量的瞬态压力测量仪器进行35次有意的发动机失速。B-1/F101试验数据将用来说明风扇发动机失速时瞬变情况、失速前进气道流动状态的影响以及旁路放气对进气道压力的衰减情况。

背景

F-107A飞机飞行试验时遇到了发动机硬失速。飞行52次之后的检查表明,喉部斜板在作动筒连杆和后铰链之间的中点皱损,如图1所示。该图表明,斜板边缘封严破坏,但没有外物打伤发动机。在后来的飞行中,当进气道喘振导致旋转失速时,测得进气道出口压力为自由流总压的110~115%。但使进气道斜板损坏的锤激压力从未测到。

图2示出了流量突然降低时理论M数对锤激压力的关系曲线。资料1按资料2给出的理论做了各种 P_{HS}/P_t 对M数的关系曲线。本文将研究起源于进口M数为0.3~0.5叶片机器的锤激现象,及传递到进气道前部的合成压力脉动,该进气道前部的局部M数由亚音速到跨音速。

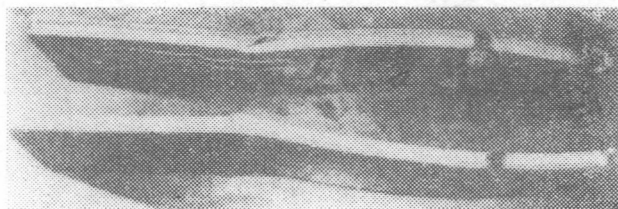


图1 F-107A锤激损坏。飞行52次之后发现喉部斜板皱损，无外物打伤，无发动机问题。飞行第74次， $M_0 = 2.04$ ，进气道喘振导致旋转失速时，在发动机进口截面管道壁面上测得的压力等于110~115% $P_{t(0)}$

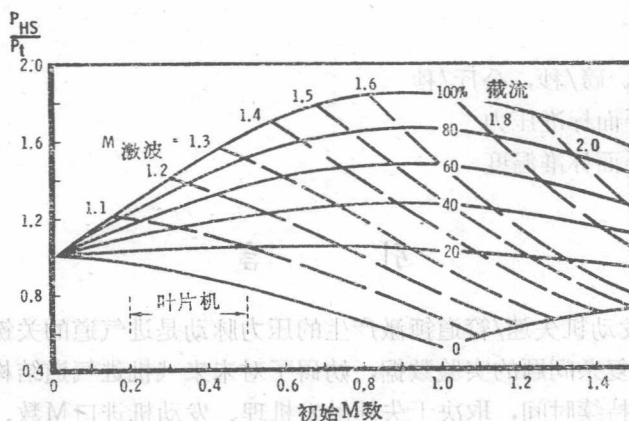


图2 理论上的锤激数据

锤激源压力变化趋向

涡扇发动机可缩减锤激源的强度和持续时间，但也使其复杂化。图3示出了起源于核心压气机的失速而后又在风扇叶根区引起的失速。另一方面，失速也可起源于风扇叶尖区或风扇的扇形区并波及到压气机。图3上注出的风扇——压气机隔离缝隙对失速敏感性和脉动强度有重要影响。大的缝隙会减少压气机对风扇畸变和函道比瞬变的敏感性。大的缝隙还将允许部分压气机失速脉动气流通过风扇外函道跑掉，从而减小风扇反压和进气道的合成锤激压力。TF30发动机有一个“T”字形的风扇——压气机安排(风扇和低压压气机是一个转子)和

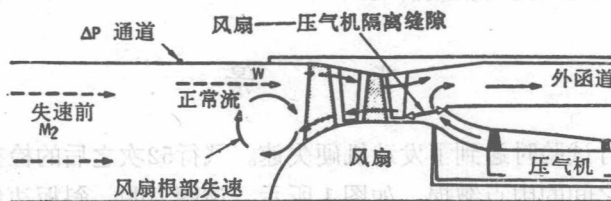


图3 发动机失速压力

注：大多数硬失速起源于压气机；风扇外函道可提供最小阻力的通路——使进气道中 ΔP 降低；风扇压气机隔离缝隙对失速频率和强度有重大影响；增加函道比——使压气机中失速流的质量减少，使降压作用的外函管道容积变大；锤激/失速理论表明， $\Delta P \approx M_2$ ——但循环压比则表示失速流的能量；失速压力波很少是均匀的，普通测量仪器不能测得 ΔP 峰值。