

国外飞机进气道 / 发动机  
相容性评审方法

译 文 集

航空航天工业部第六二四研究所

一九九〇年十二月

V23  
1003

## 出版说明

60年代中期，在超音速飞机采用了风扇发动机之后，发动机上出现了喘振、叶片耦合振动、压气机转子强迫振动等故障。这引起了飞机和发动机厂家高度重视。经过二十多年的研究，在80年代前后发展了一门新的学科——发动机进口总压畸变评定技术。SAE S-16航空发动机进口流场畸变技术委员会布了相应的评定标准和评定方法，要求在推进系统的各个发展阶段加以贯彻。

70年代中纳入了美国 MIL-E-87231“航空涡喷和涡扇发动机军用规范”。

为了缩短与国外的差距，在“八五”期间将发动机进口总压畸变评定技术列入发动机预研计划，配合选题和研究工作，决定出版本文集。聘请了刘大响、卢义、叶培梁、胡同等同志担任全集的审校并推荐一些有代表性的文章。特别约吴大观同志作序。我们希望这本文集能对从事这方面工作的同志有所帮助。

由于时间仓促，水平有限，文中会有不妥或错误之处。请读者批评、指正。

624所科技情报室

一九九〇年十二月



684446

# 序 言

随着飞机研制发展进程，国外飞机和发动机的设计师们吸取失败的教训，逐步对飞机推进系统的相容性在飞机、发动机研制工作中的重要地位才有所认识。

过去国外研制飞机曾经仅重视提高推力、降低油耗等指标，而未将进气道/发动机畸变容限作为推进系统的一项技术指标来验收考核。例如，60年代中期，美国投入越南战场的F—111飞机因研制阶段未认真考虑推进系统的相容性，在使用中出现了压气机严重失速，迫使F—111飞机从战场上退役，研制公司回过头来重新安排推进系统的相容性研究。据统计，美国从50—60年代共研制了11种战斗机，其中有6种型号大约55%的飞机出现了推进系统不相容性的问题。

1972年，美国和英国等16家飞机、发动机厂家和政府研究机构成立自动机械工程学会(SAE)S—16分委员会，专门负责制定推进系统相容性研究的评定标准。并于1978年出版了ARP—1420“燃气涡轮发动机进气道流场畸变指南”，1983年又出版了AIR1419“燃气涡轮发动机进气道总压畸变的评定方法”，目前这两份标准规范在美国和欧洲国家被广泛采用。美国1985年9月30日颁布的MIL—E—87231(USAF)〈航空涡喷、涡扇发动机军用规范〉中，已将这两份规范纳入该军用规范的附录A“航空涡喷、涡扇发动机手册”之中。

关于进气道/发动机相容性研究，当前国外的做法是：无论是军用飞机还是民用飞机和发动机，在定型阶段必须审查其进气道/发动机的相容性。它的评定标准是：在推进系统发展过程中，将畸变容限作为一项设计和验收指标，它的重要性和发动机结构完整性大纲(ENSIP)一样，也是要贯彻到发动机开始方案研究、初步设计、全面研制、生产定型、飞行试验、使用等6个阶段中。在发动机定型阶段，必须确定发动机的剩余喘振裕度，以最终评定飞机的机动性是否受到相容性的制约。

推进系统相容性问题，突出表现在飞机作战时，进气道流场畸变更加恶化，它引起压气机转子强迫振动和叶片的耦合振动；影响了发动机的结构完整性；影响了压气机颤振边界；增加了涡轮的热负荷和热应力；缩小了主燃烧室和加力燃烧室的点火边界；降低了推进系统的性能和稳定工作裕度；严重地影响了研制周期，威胁着飞行安全。尤其是90年代战斗机的战术技术要求更高，超常规机动性和超音速机动性要求更加突出，使得进气道流场品质进一步恶化，这就要求飞机、发动机在研制阶段要更加重视推进系统相容性评审。

民用发动机如要获得适航许可证，飞机、发动机研制单位必须提出进气道/发动机相容性的结论，证明进气道最大畸变指数是小于发动机规定的畸变指数，才能获得适航许可证。实践证明，美国AIR1419和ARP1420两份规范进行评审所研制的战斗机，投入使用以后，没有出现过推进系统的相容性故障问题。

规范AIR1419中规定：进气道/发动机相容性评审包括四个方面内容：发动机研制单位在研制过程中按照协商的畸变容限进行进气道和发动机设计、修改和试验研究；建立畸变指数与发动机喘振裕度的关系式；确定发动机研制用合格性试车的极值模拟网格(板)(据经验介绍，利用畸变模拟网格(板)，比用畸变模拟器更有效，是较经济的工具)，按确定的评审程序评定推进系统的性能和稳定性；进行全尺寸进气道/发动机相容性试验。应该特别指出的是：推进系统相容性协调贯穿在推进系统研制过程的始终。

关于推进系统相容性试验目的、试验方法和试验设备、测量方法、处理系统“规范”等都有较详细介绍。但还有些技术问题并未全部公开发表，尚处于保密状态。

本文集搜集有关进气道/发动机相容性方面的文献，是国外飞机发动机研制实践经验介绍。我们希望这些资料有助于我国“八五”计划期间研制的飞机解决进气道/发动机相容性问题，有所借鉴和帮助。

吴大观 1990年4月15日

# 目 录

## 序言

进气道 / 发动机相容性评定的新趋势	1
F-15 进气道 / 发动机试验技术和畸变方法研究(第 I 卷)	26
F-15 进 / 发试验技术和畸变方法研究(附录 J)	68
燃气涡轮发动机的进口总压畸变评定技术	78
西欧军用飞机的进气道 / 发动机相容性评定技术及其应用	93
进口畸变通过风扇时的传递	131
瞬态畸变分析过程中压气机进口平均压力变动的计算方法	146
涡轮喷气发动机试验用进气道旋流发生器的研究	161
涡扇发动机进口状态对超音速颤振的影响	185
压力和温度组合畸变方位对高涵道比涡扇发动机稳定性的影响	192
✓ 进气道动态试验的数据采集和分析系统	219
战斗机的进气道和发动机后机身设计的基本原则	238
试验确定进口气流畸变在轴流压气机的传递函数	244
具有稳态进口畸变的轴流压气机不稳定转子叶片负荷	260

# 进气道/发动机相容性评定的新趋势

作者: F. Aulehla and D. M. schmitz

## 摘 要

动态压力畸变测量需要在测试设备和数据处理方面做大量的工作。采用较简单的方法能显著地降低成本, 本文将给出这样的例子。此外, 从前一直过高地估价了动态畸变与进气道/发动机相容性的关系, 但从“狂风”所获得的经验证明: 旋流也是一个重要的相容性参数。同时, 在空中客车 A300 的辅助动力装置进气道的研制过程中, 也证明旋流是一个重要的指标。总之目前正在辩论是否在许多情况下都能放弃动态畸变的测量, 而采用旋流测量与简化方法相结合的办法, 根据稳态测量以及在一些方法中根据统计模型来预测动态畸变。

## 符号和缩写表

AIP	气动力界面
APD	幅值概率密度
APU	辅助动力装置
$A_o / A_c$	质量流量比
DC60	Rolls-Royce 压力畸变指数 $(P_{tAIP} - P_{t60min}) / q_{AIP}$
IGV	进口导流叶片
M	自由流马赫数
n	气动边界面中 Kulite 传感器数
$P_t$	总压
$P_{t60min}$	气动力界面中 $60^\circ$ 扇面内最小平均总压
PSD	功率谱密度
q	动态压力
RMS	均方根值
WAT	发动机换算质量流量
$V_o / V_c$	自由流速度/压气机进口截面速度
$\alpha$	攻角
$\beta$	偏航角
$\gamma$	前/后辅助放气门角度
$\delta_1, \delta_2$	第一/第二斜板角

$\lambda$	亚音扩压器损失系数
$\eta$	进气道压力恢复系数
$\sigma$	标准偏差
$\tau$	周向流动角
$\bar{\tau}$	在等半径处 $\tau$ 的平均值(单涡)

## 前 言

要求在所有的地面和飞行状态下必须保证进气道和发动机的相容性，特别是对高性能战斗机来说这是必然的。尽管对此众所周知，但由于在研制试验期间内未能发现决定性的不匹配问题，直到样机飞行试验时才暴露出这方面的问题，所以在过去许多飞机工程中出现了严重推迟计划的问题，从而必须进行昂贵的事后研制发展工作。

在本报告中，不相容性指的是进气道流动品质比发动机所容许的品质差。通常这将引起性能的降低和失速裕度的减少，还可能出现熄火，在严重的情况下，可能损坏压气机和进气道的结构完整性。

在早期的F-111、F14、米格25、狂风等飞机和A300辅助动力装置中都曾遇到过相容性的问题。值得注意的是：尽管按照进气道风洞试验结果已经满足了发动机制造商的技术要求，但在大多数情况下还是出现了相容性的问题。所以应分析是过去的风洞试验没能充分代表相容性问题，还是由发动机厂商规定的相容性参数没能充分描述发动机所需要的进气道流动的品质。

正像以前发表的文献(12, 18, 19)中所指出的那样，本报告再次强调：进气道旋流是较新而重要的相容性参数，特别是对无进口导流叶片的发动机更重要。然而本报告的主要目的是评价得到随时间变化的平均总压峰值畸变值的简化方法，用它来代替标准的全部动态测量，这意味着允许接受稍大一点的不确定度，所以增加了安全裕度。此外，根据简化的程度，可以节约大量的成本。

## 总压畸变的综合法

为了避免既耗费时间又昂贵的动态畸变测量，发展了一些不同的综合法(Borg, Motycka, Melick等)。所有这些方法均代替了稳态以及与时间相关的每个探头压力的测量、存储和数据处理。根据测量稳态压力和每个探头动态分量的均方根值，从测得的总压谱图来计算所需要的畸变指数。

### 1、畸变综合法综述

计算畸变指数所需要的谱图是用随机数的方法得到的：假设压力脉动分量有一个正态分布的幅值概率密度(APD)，正态分布的随机数是通过每个动态探头测得的，利用累加的幅值率概度密(APD)曲线，将这个随机数转换成一个等量的瞬时动态压力分量。每个探头的

随机动态分量和稳态分量相加,从而得到计算畸变指数所需要的随机总压谱图。这种方法对每个试验点都要重复数百次或数千次。这些谱图的最大畸变指数用随时间变化畸变的相关峰值来表示。上述方法中的主要区别是动态压力分量滤波方法的不同。

### (1) Motycka畸变综合法

Motycka (1) 所述的方法需要测量作为频率函数的脉动压力分量的均方根值,此外,还一定要测量每个探头的功率谱密度。在计算畸变指数之前,要利用数字滤波器把根据累加的幅值概率密度得到的随机压力换算成试验数据的功率谱密度。

### (2) Melick畸变综合法

Melick假设旋涡的随机分布引起了动态畸变。这些旋涡以当地流速传递到下游。旋涡的强度与测量的均方根值相关,旋涡的大小用功率谱密度来描述。不滤波和滤波的均方根数据的比较提供了功率谱密度。在给定的功率谱密度下,可将随机压力滤波到特定状态(2)(3)。

### (3) Borg畸变综合法

Borg法(4)假设功率谱密度分布相等(白噪音),所以,在转变成均方根值之前,压力脉动能够用描述具体发动灵敏度的低通滤波器滤掉。这种方法于1982年由西德梅塞施米特-伯尔布-布洛姆公司(MBB)使用,为了与试验数据比较,MBB公司做了大量的试验,正如在本报告附图中示出的那样,该综合法与试验结果有良好的一致性。在这些试验之后,它还被用于设计工作,经常用它来获得Rolls-Royce公司和通用电气公司的畸变参数。

### (4) 其它畸变综合法

由stevens、spong和oliphant(5)描述的综合法与borg法十分相似。sedlock预测法(6)也是以随机压力为基础,采用了两个数字滤波器将随机功率谱密度变为测量功率谱密度。使用了“平均图”法改进了瞬态总压谱图的计算。参考文献6和17中对不同综合法做了更详细的介绍。

## 2、减少动态测试装置的试验

应用畸变综合法,可以明显地减少试验过程中和试验后用来存储和处理数据的计算机硬件和软件。通过减少气动力界面处(AIP)动态压力传感器的数量能使试验设备进一步地简化。但计算畸变指数所需的总压谱图必须根据全部靶状排列的40(或36)个动态传感器来得到,也就是说去掉了传感器,就必须对均方根值的分布做出假设。其原因是根据每个传感器压力脉动的非相关正态分布的假设,随着安装传感器数量的增加,综合谱图将更加平滑( $n$ 趋于无穷大时畸变系数将趋于稳态畸变值),而减少传感器数量时,将增加谱图近似性,从而使畸变指数增加。但是对全部动态测量靶的几何形状必须保持一致,当增加靶的数量(传感器总数不变)时,将增加稳态和随时间变化的DC60值。

为了估算减少动态测量装置对综合的DC60的影响,与用全部动态测试设备的方法做了比较(10)。为了做这一比较,应用了borg综合法。在比例为1/7的进气道模型(TKF-18)



上测量了进气道的数据，该模型为腹部进气装有可变整流罩的具有两个纯楔型的进气道。试验是在攻角为 $0-45^\circ$ ，偏航角为 $-15-15^\circ$ 的DFVLR Brauns-Chweig低速风洞上进行的。气动力界面处的测试设备包括7个环上的84个稳态总压探针和三个环上的36个动态传感器。均方根值(RMS)被积分之前，动态信号被滤波，其截止频率为1244HZ，相当于全尺寸的178HZ。从2000个综合谱图算出了瞬态畸变参数DC60，图1和图2比较了综合的DC60，即根据减少动态传感器得到的DC60与从三个环上36个传感器的全部测试设备综合的当量DC60的比较(10)。图中示出装有12个传感器的DC60几乎没有变化，即使根据6个测量的均方根值综合也能得到可接受的结果。然而，如果仅用4个传感器差别将明显增加。在图3(14)中给出了减少了受感部后综合的DC60的平均值及其与用36个传感器的全部测量设备测得的DC60之间的标准偏差随传感器数量变化的曲线，例如用12个传感器，DC60有标准偏差是 $\pm 0.013$ ，它完全在测量精度之内。

### 3、极值分析

由于Jacocks和Kneile(7)提出的极值分析对任何畸变综合法都是个补充，其目的是减少观察时间，也就是减少被综合的谱图数。他们假定畸变指数是一个随机变量，并能通过增加采样数用渐近函数得到最大的预测值。

### 4、动态畸变评定的简化方法

在MBB由Habig发展了估算随时间变化峰值DC60的简化方法。与上述综合法比较，这个方法以气动力界面处动态信号的平均率紊流速度为基础，DC60的峰值趋近于：

$$DC60_{max} = DC60_{稳态} + 1.5RMS_{平均}$$

式中 $RMS_{平均}$ 是在气动力界面处被校准的所有传感器的均方根值的平均绝对值。根据在气动力界面处装有8个传感器的进气道模型试验，从Borg和Habig法的初步比较看出，它们之间具有良好的一致性(8)。

动态畸变评定的进一步简化是去掉气动力界面处所有的高响应的传感器。压力脉动动态分量的影响用稳态数据来计算，例如：亚音扩压器损失系数 $\lambda$ ，定义 $\lambda = (p_{t1} - p_{tAIP}) / q$

式中  $p_{t1}$  亚音扩压器进口平均总压

$p_{tAIP}$  气动力界面处平均总压

$q_{AIP}$  气动力界面处动态总压

$\lambda$ 可能是一个随着紊流速度增加而增加的系数，所以也可能是随着动态畸变增加而增加的系数。根据不同飞机结构的试验数据，Hercocock做了下述逼近

$$DC60_{max} = DC60_{稳态} + f(\lambda)$$

式中： $f(\lambda) = 0.723 * \lambda$        $\lambda \leq 0.455$

$f(\lambda) = 0.329 = \text{常数}$        $\lambda > 0.455$

Malefakis(16)用一个类似的方法关联了DC60和 $\lambda$ ，提出了下述方程

$$DC60_{max} = 0.5122 + 0.1739 * \ln(\lambda)$$

在参考文献9中提出的另一个经验方法是

$$DC60_{max} = DC60_{稳态} + 0.5 * \lambda$$

Hercocock 法完全是从亚音数据推导出来的, 在减去激波压力损失之后,  $\lambda/2$  法还被用于超音速试验数据。表 1 中列出了各种不同的方法及它们的复杂性和所需的测试设备。

表 1 简化的畸变评定方法

复杂性	方法	动态传感器数 被测动态数据	试验设备、软件	
高	1、动态测量法 ①飞行试验 ②模拟试验	40 $P_t = f(t)$	遥测技术或通过空中无线电传播存储的数据	测量、处理和存储 40 个与时间相关的信号 混合模拟计算机 峰值检测器
	2、综合法 (1)用全部测试设备 (2)减少测试设备	40 $\Delta p_{tRMS}$ $8 < n < 40$ $\Delta p_{tRMS}$	测量和存储 40 个均方根值 测量和存储 n 个均方根值	利用生成的随机谱图计算畸变指数的数字综合程序
低	3、Habig 法	$\bar{p}_{tRMS} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n$	用稳态畸变 + $f(\bar{p}_{tRMS})$ 来计算动态畸变	
	4、经验法	—————	动态畸变用稳态畸变和扩压器损失来计算 (无动态测量)	

### 5、与试验的比较

为了研究动态压力畸变评定中不同方法的可靠性, 对这些方法进行了比较, 其不同方法在测试设备和数据处理上需要不同的复杂性。本文利用了下述三种完全不同的进气道模型的试验结果:

- a) 一个具有两个纯楔型的腹部进气的进气道模型(比例为 1/7 的 TKF 模型)在 DFVLR 攻角达  $45^\circ$  的低速风洞中的试验。(参见第 2 节)
- b) 侧面进气具有双楔的进气道模型(比例为 1/6.5 的“狂风”模型)在马赫数达 1.3, 最大攻角为  $35^\circ$  的 ARA 跨音速风洞中的试验。
- c) 孤立的侧面进气双楔进气道模型(NGTE “狂风”进气道模型, 比例为 1/9)的超音速试验。

#### 1、TKF 1/7模型的静态和低速试验

TKF 的高响应测试设备包括在三个环上的 36 个传感器。试验中测量了动态畸变的 DC60。研究了 98 个试验点, 其中包括  $0 \sim 45^\circ$  攻角、 $-15 \sim 15^\circ$  侧滑角。该模型可变整流罩唇口下垂角为  $0^\circ$  (正常位置)至  $50^\circ$ 。在  $M=0$  情况下做了增加整流罩唇口厚度(“钟形”)的一些试验。在参考文献 10 中描述了 borg 综合法和根据 TKF 模型测得的畸变指数 DC60 之间的初始比较。此外, Habig、hercock Malefakis 和  $\lambda/2$  法应用了像 borg 法一样的试验数据(14), 每一种方法的结果都与全部从动态测量得到的结果做了比较。图 4 中(14)绘制了  $M=0$ 、整流罩位置为  $30^\circ$  的情况下, 不同方法的结果(DC60)随发动机进口马赫数

(即发动机质量流量)变化的曲线,并与试验数据作了比较。在上述试验条件下, Borg、Habig 和  $\lambda/2$  法提供了与试验数据极好的一致性,而 Hercok 和 Maleakis 的经验逼近分别在试验数据的上边和下边。在图 5 中(14)按与速度比的函数关系绘制了不同计算方法的结果,并在不同整流罩位置和攻角下与试验数据做了比较。在图 6 至图 9 中把不同计算方法的结果与测量的 DC60 做了比较,测量和综合的数据直接比较(左侧的图)包括所有的试验点,而右侧的矩形图不包括钟形结构的试验点。

用 borg 法对测量和综合的 DC60 进行了比较,表明二者有极好的一致性和小的离散带。但下述状态除外:

—某些静态试验点。

—整流罩在正常位置且攻角为  $45^\circ$  时,由于在这些试验点进口气流出现了严重的分离(图 6, (10)), 所以出现了测量值偏低的趋势。

整流罩位置和攻角的任何其它组合(例如整流罩在正常位置,攻角为  $30^\circ$ , 或整流罩下垂  $30^\circ$ , 攻角为  $45^\circ$ )都达到了很好的一致性,参见图 5。出现上述不一致性的原因是在综合法中假设与随机压力不相关,这对正常流动条件是正确的、而对有严重分离的状态是不适合的。通过对综合和测量之间差值的分析表明:其差值不随 DC60 绝对值的增加而增加。对于很弱的畸变,在进气畸变远低于发动机限制值时,它可以引起高的相对百分数偏差值。然而在高畸变值时,畸变值接近发动机的限制值,绝对误差还是一个量级,从而引起低的相对误差。

Habig 法给出了与 borg 综合法很相似的趋势,但因考虑了信号的关联,所以在进口气流分离的试验条件下,测量值偏低的趋势不明显图(7), ((14))。Hercok 法给出了一个相似离散带,但具有测量值偏高的趋势,特别是在高畸变值下更是如此(图 8, (14))。

与 borg 综合法比较,  $\lambda/2$  法增大了离散带,但预测的精度对气流分离不敏感(图 9, (14))。图 10, 11 和图 12( (9)) 将  $\lambda/2$  法与试验数据做了比较,与图 4 和图 5 相比较这些图涉及的整流罩的位置和攻角的变化范围更大。显然,用这种简单的方法,即使没有任何直接的动态流动方面信息,用该方法得到的 DC60 随质量流量变化的趋势,也和测得的趋势是一致的。除了两个出现强分离的试验状态之外,绝对值也具有相当好的一致性。这两个状态是:  $M=0$ , 整流罩角度为  $0^\circ$  (图 10) 和  $V_0/V_c > 0$  时,  $\alpha=45^\circ$ , 整流罩角度为  $0^\circ$  (图 11)。但这些非设计状态的误差是在允许的范围之内。

## (2) “狂风” 1/6.5 进气道模型试验

“狂风” 1/6.5 进气道模型(MC19)的高响应测试设备包括 3 个环上的 36 个传感器,研究了 280 个试验点,不同的计算方法的结果都与测得的动态畸变 DC60 做了比较。马赫数的范围从  $M=0$  到  $M=3$ , 攻角从  $-3^\circ$  到  $+35^\circ$ , 侧滑角从  $-10^\circ$  到  $10^\circ$ 。这种结构代表了早期无整流栅格的标准进气道。图 13 至图 16(14)分别绘出  $M=0.2$ ;  $M=0.4$ ;  $M=0.9$ ;  $M=1.2$  时,在不同攻角下, Borg、habig 和  $\lambda/2$  法和测得的 DC60 随发动机质量流量变化的曲线。这些比较表明在低攻角和中等攻角下,不同计算方法(borg、habig、 $\lambda/2$ )的结果和动态测量的结果具有相当好的一致性。但是在大攻角下,测量的 DC60 明显地大于 borg 和 Habig 法的 DC60。borg 和 habig 法在整个马赫数、攻角、和发动机质量流量范围内都得出很相似

的值。在大攻角下(即整流罩唇口气流分离) $\lambda/2$ 法与试验数据的一致性较更复杂的 borg 和 habig 法与试验数据的一致性要好。图 17 至图 19 (14) 给出了各种计算方法相对  $280^\circ$  个试验点的总趋势。Borg 法和 habig 法在低畸变值时与试验值有好的一致性, 但随着畸变值的增加(相当于攻角增加), 计算值与试验值的差值加大。简单的  $\lambda/2$  法的准确性基本上不取决于气流的分离(即不取决于攻角),  $\lambda/2$  法离散带比其它两种方法略宽一些, 但几乎没有试验值低于计算值的趋势(误差接近对称分布)。

### (3) “狂风” 1/9 进气道模型试验

NGTE (13) 做了  $M=1.91$  时孤立的“狂风”进气道模型试验。这些试验提供了高超音速飞行范围中可靠的畸变数据, MBB 没有这一飞行范围内的均方根值, 所以只能与  $\lambda/2$  法比较。亚音速扩压器损失系数是根据测量的进气道压力恢复和已算出的激波损失计算的 (9)。

图 20 至 22 对  $\lambda/2$  法和测量值进行了比较 (9)。图中包括整个质量流量范围内 ( $A_0/A_c$ )/ $\eta$  与质量流量成正比) 12 种不同的试验状态(三种不同的攻角, 两种不同的斜板  $\delta_2$  及有和没有整流栅格结构)。

通过比较得到了在趋势上极好的一致性和在绝对值上相当好的一致性。在  $\alpha=+5^\circ$ ,  $\delta_2=12^\circ$  时出现了最大的偏差(图 22), 在这些高有效楔角( $\alpha+\delta_1$ ,  $\delta_2$ )的情况下, 激波系统是按非粘性计算的, 所以  $\lambda$  不太准确, 这很可能是引起偏差的原因。

## 进气道旋流

参考文献 12 和 18 对进气道旋流的产生及其对进气道/发动机相容性影响进行了相当广泛的讨论。下面简述其中的一些要点。

### 1、不同类型旋流的产生

由于离心力对粘性流的作用, 在弯管中产生了众所周知的侧流(次流), 它被叫做“对涡”。同样的, 假如在进气道或靠近进气道的前缘处(即弯管的前方)气流分离, 靠近管壁的低能量空气被迫向内移动, 而高能量的空气在弯管处向外移动。假如分离区位于弯管的对称位置上, 则出现被称为单涡的整体型侧流。所以在每个弯曲的进气道中一定存在对涡, 在极端条件下被重叠成单涡(图 23) (12)。

单涡能用简单的流动矫直装置(例如用整流栅格)来有效地加以抑制。而对涡是很稳定的, 所以用简单的流动矫直方法对它几乎没有影响。“狂风”系列飞机在每个进气道中装了一个整流栅格。现已证明这种办法简单而有效, 所以从相容性观点狂风现在不受攻角和马赫数的限制。

### (2) 旋流与相容性的关系

在早期“狂风”原型机(没装整流栅格)上曾发现对涡, 在亚音速飞行中一直到中等攻角时对涡几乎无变化, 当大于某一攻角值时, 随着对涡的增强, 突然开始出现单涡, 这是由唇口气流分离引起的。以高超音速马赫数飞行时, 在大  $\delta_2$  (第二斜板角)下, 由于扩散角

太大引起分离也出现相似的现象(图24, (12))。但其转动的方向与亚音速高攻角下飞行时的转动方向相反。

当然, 两个进气道有同样的流谱, 它们是飞机对称面两侧的对称流谱。也就是说, 在两个进气道中旋流旋转的方向是相反的。在一个进气道中, 任何时候旋流相对发动机都是正转的, 而在另一个进气道中在任何情况下, 旋流相对发动机都是反转的。因此, 在危险的亚音速飞行状态下, 只有左侧的发动机喘振, 而在高超音速飞行时右侧的发动机受影响。尽管压力畸变和旋流在两个进气道中是同时增加的, 图25 (12), 但只是具有反转旋流的发动机出现喘振。

因为通常压力畸变指数根本没考虑旋流, 显然, 不能单独用这些压力畸变指数来作为RB199和其它没安装具有一定气流矫直作用的进口导流叶片的发动机的决定因子。另外一个可能更重要的因素必定是旋流, 包括旋流的大小和方向。旋流不仅能引起喘振, 而且由于压气机叶片在转动中承受周期性载荷, 还能引起叶片的振动。

按照lecht和wayer理论, 像上述涡流(对涡)那样的周向总压不均匀性“……不仅影响压气机失速裕度, 而且还引起转子叶片严重的非定常气动载荷, 因此出现或加剧叶型的振动或颤振……每一种旋流畸变都比很强的总压畸变产生的使叶片振动的力要大”(19)。在对压气机研究中的这些发现, 不仅由在接近最高飞行马赫数时, 未经改型的“狂风”的风扇叶片振动所证明, 而且还通过早期空中客车A300的辅助动力装置TSCP700—5高循环疲劳问题的研究得到证明: “在同一范围内, 随着飞机数目的增加, 在低压压气机上, 特别是第一级中出现裂纹或叶片断裂的数量增加, 在一些损坏中, 叶片的燕尾型榫头或个别盘的燕尾槽出现断裂(26), 通过叶片燕尾型榫头检查证明: 裂纹是由微振磨损产生的(18)”。通过在没改型的辅助动力装置进口处的旋流测量, 仅测出了对涡而没出现单涡, 它引起了叶片的振荡。所以在叶片和盘采用相同的材料(Ti-6Al-4v)连接时, 叶片出现微裂纹。通过简单改进, 进气道最大旋流角减少近50%(图27, (18)), 这些改进是:

一改变导流板(互相平行)的位置。

一两个导流板之间的整流装置固定在后稳压室壁上(图28, (18))。

此外, 叶片燕尾槽镀铜/镍, 以避免两个钛合金零件表面间的接触。所以这个问题成功地从两个方面得到解决: 即少气动扰动和增加畸变进气发动机的结构裕度。

### 3、利用壁面流线预测旋流谱

利用被称作“油滴技术”(oil dop technique)的方法显示进气道壁面流线是既简单又便宜。MBB在许多模型和全尺寸试验中应用了这一方法, 随后在飞行中也得到了应用。油滴的轨迹简单地用压到壁面上的纸记录下来, 业已证明, 在定量地评估流动的角度时, 用这种方法比用摄影流线法估算的流动角要好。该方法特别适用于圆柱形表面。图29 (12)对在静止状态下狂风全尺寸进气道从壁面流线得到的侧流角与1/6.5模型的旋流谱做了比较。可以看出: 测量旋流谱在靠近壁面的外插点与油流值有很好的一致性, 这表明可以忽略雷诺数的影响。

通过MBB对所有具有S型进气管道的战斗机的研究证明: 发动机前面的旋流谱由对涡和在弯管的前面出现分离时产生的单涡组成(见第1节)。但也有例外, 例如扰动是直接由在

测量截面前的栅格或类似装置产生的。

对其它进气道上述准则是否也适用，很容易在试验中用壁面流线来鉴定，并且，一定会得到如图23所示的周向旋流分布。对单涡来说，假设周向平均值与半径是线性分布的关系(整体型)，而对双涡来说，假设二者是正弦分布的关系。这样可按下述方法用壁面流线画出整个管道横截面的旋流谱图：

最大/最小旋流角可从壁面流线直接得到，所以单涡和双涡这两个分量能用下列方程计算：

$$\tau_{\max} = \tau_{\text{单涡}} + \tau_{\text{双涡}}$$

$$\tau_{\min} = \tau_{\text{单涡}} - \tau_{\text{双涡}}$$

利用上述有关径向分布的假设便求出了在整个横截面内的侧流角。图30(11)中给出了一个例子。

即使没有任何旋流测量，也就是说，既不在管道壁面测量，也不在管道内测量，假如有不同的高、低总压区(等压线不集中)，则整个横截面的定量旋流谱能根据等压谱图计算出来。最大旋流角是在管壁上，它的周向位置与低压区相重合。最小旋流角(无论正、负)位于与最大旋流角相隔 $180^\circ$ 的相反位置上。单涡分量旋转的方向是沿着最大的圆周，从高压区到低压区的方向来确定的，见图24。双涡分量的对称线位于 $90^\circ/270^\circ$ 。上述发现纯粹是经验结果，是根据不同结构的大量试验数据得出来的。

## 温度畸变

热燃气的吸入一般都引起象总压损失一样的问题，除了推力损失等于平均温升之外，由于温度分布的不均匀性还有附加推力损失。在严重的情况下引起发动机喘振和熄火。在短距垂直起落操作，使用反向推力装置，编队飞行和发射武器时都可能遇到吸入热燃气的情况。在发射武器时吸入热燃气，使得发动机必须暂时降低负荷，这意味着在短时间内发动机产生较小的推力。然而，在短距垂直起落操作中需要最大的推力，所以必须避免热燃气的吸入，六十年代许多工业和研究小组在这方面进行了综合研究。短距垂直起落比发射武器容易再现。尽管不知道出现喘振时的确切限制值，但能确定低于某一温度限制值便不喘振，超出该温度限制值可能出现喘振，也可能不出现喘振，图31中给出了一个例子(20)。

这些结果是NASA的Ames在1966年利用MBB的装有六台YJ-85-GE5发动机(喷管喉道面积约增加15%)，比例为1/2的短距垂直起落第5号飞机模型通过试验得到的。如图31所示，熄火极限可用平均温度或最大超温来表示，对于平均温度或最大超温来说，1号发动机的裕度是2号发动机的两倍。这可能是由于在飞机上不同的位置、不同发动机改装或测量误差引起的。但是该图的主要结论不受影响。

## 结 论

### 1、进气道旋流

一个较大的纯对涡(即没有单涡分量)能强迫叶片振动，从而产生严重的结构破坏。纯

单涡不能在弯曲的进气道中存在,而由于附面层使得对涡分量总是存在。假如在S型管道中存在分离,则总有一个单涡和对涡的组合。只要局部反向转动的旋流足够大,并延续到压气机前的适当的扇面内,任何单涡和对涡的组合都将引起喘振。

据“狂风”的经验表明,对于无进口导流叶片发动机的动态畸变不是唯一的相关参数。具有相同压力畸变的左、右两个进气道中,只有与反向转动(相对风扇转向)旋流组合才使发动机发生喘振。业已证明:进气道栅格是减少旋流的简单而有效的方法。这一点显然已被“狂风”证实。从相容性的观点来看,现在“狂风”不受攻角和最大马赫数的限制。

## 2、简化的畸变评定方法

Borg综合法被应用到两种结构完全不同的进气道的近400个试验点上。除了出现强分离的试验点外,综合的压力畸变指数DC60与试验值有很好的—致性,所以Borg法给出了非常乐观的值,即使动态压力传感器从36个减少到6个或8个也仅产生很小的误差。

Habig法通常与Borg法有很好的—致性。在强分离的情况下,Habig法的值趋于比测量数据低,但不明显。而Hercock法和Malfakes法分别高于和低于测量数据,具有相当大的离散带。在具有附加流动的试验条件下,简单的 $\lambda/2$ 法出人意料地给出了与测量数据相当好的一—致性,特别是在有强分离的情况下,这种方法显得比所有其它研究方法都好。

## 3、建议

建议在初步设计时取消完整的动态测量(用36个或40个传感器),支持旋流评定再加上少数均方根值的测量(即Borg和Habig法),甚至值得考虑放弃全部动态测量,用 $\lambda/2$ 法来代替,这样可大大地降低成本。表1中示出了不同方法的简化程度。为了与在本报告中给出的DC60的偏差相适应,所以必须增加—定的安全裕度。在最终设计阶段,目前还不能建议全部取消动态压力测量。对其它的试验项目,诸如锤击波或喘振相互影响试验也不能取消。

## 致 谢

作者感谢ZAMMA,NGTE和MBB允许出版这篇报告,对MBB的Herr M. Schneicler为各种简化方法比较所做的大量计算工作也表示感谢。作者所表达的观点完全是他们个人的,而不一定是MBB的观点。

## 参考文献略

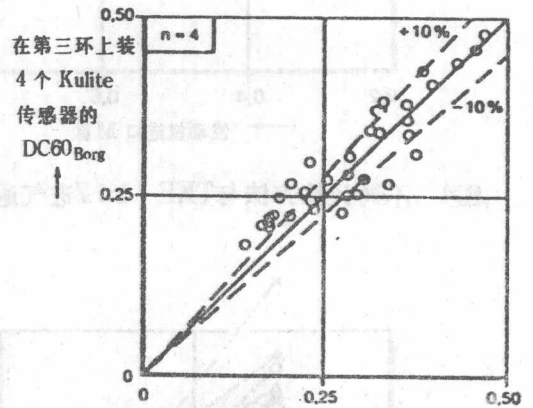
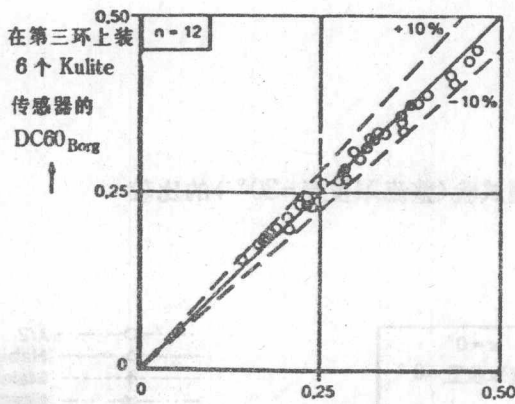
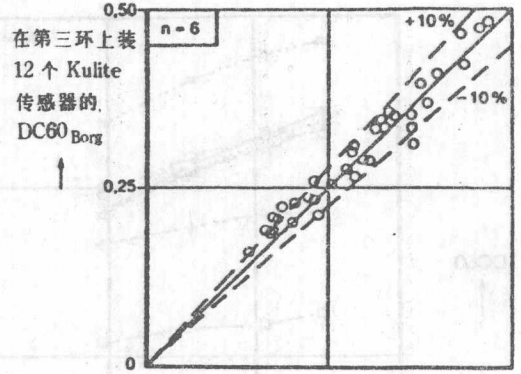
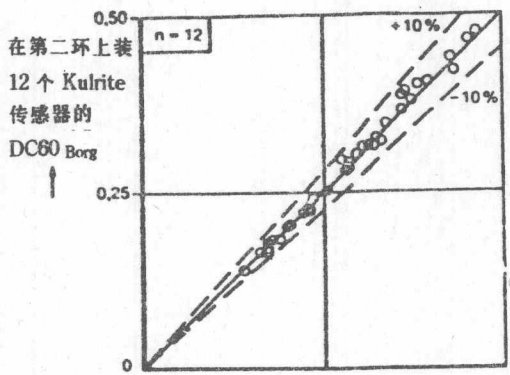
译自AGARD-CP-400,N87-24467

“New Trends IN Intake/Engine Compatibility Assessment”

翻译: 胡九生

校对: 孙春茹

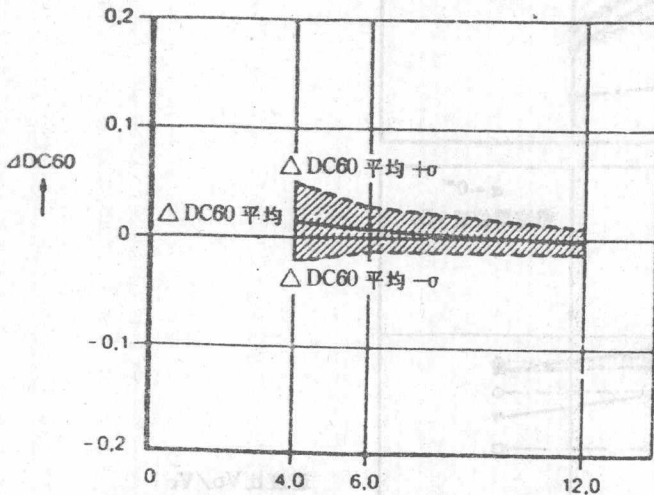
审校: 卢传义



→ 装 36 个 Kulite 传感器的 DC60<sub>Borg</sub>

→ 装 36 个 Kulite 传感器的 DC60

图1, 2 减少压力传感器的数量对综合DC60的影响



→ n = 第三环上 Kulite 传感器数

ΔDC = DC60<sub>Borg</sub>(装 n 个 Kulite 传感器) - DC60<sub>Borg</sub>(装 36 个 Kulite 传感器)

图3 减少传感器的数量引起 DC60 的平均偏差和标准偏差



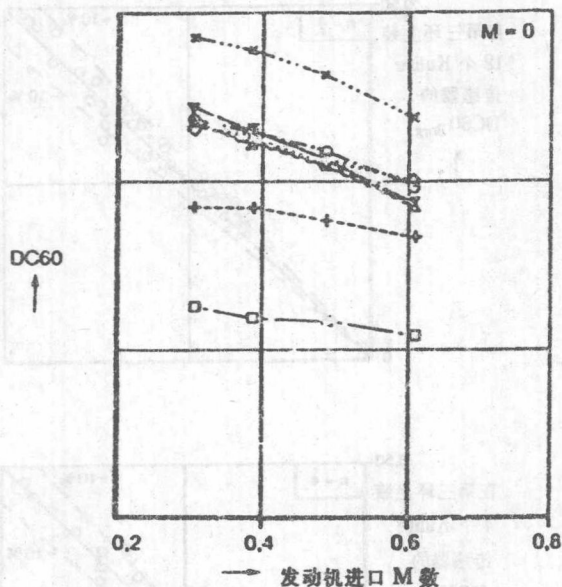


图4 不同计算方法与TKF 1:7进气道模型试验(整流罩位置=30°)的比较

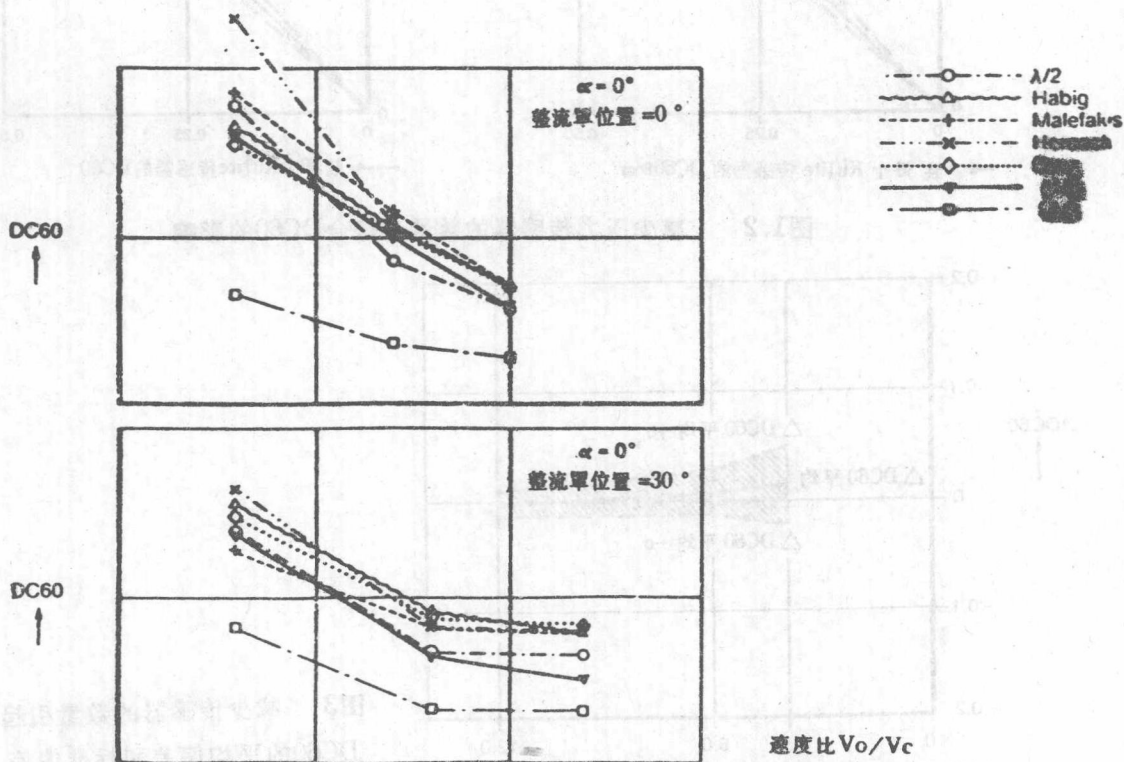


图5<sup>a</sup> 不同整流罩位置和攻角下不同计算方法和TKF 1:7低速试验的比较