

变唇口型总压畸变流场的模拟技术

南京航空学院 陈晓毛 建

【摘要】 本文对变唇口型总压畸变流场模拟技术进行了试验研究。一方面总结分析了各种唇口几何参数对总压分布谱图和总压脉动紊流度的影响,从而将这些一般的规律应用于特定总压分布谱图,总压脉动紊流度及其畸变指数的模拟。另一方面,对给定的二个不同类型的总压畸变流场进行模拟,所模拟的稳态周向总压畸变指数,平均总压脉动紊流度和最大瞬时畸变指数均能达到规定偏差的要求。并从这些特定流场模拟中,获得了具有普遍性的经验。

一、引言

在进行发动机与进气道相容性试验时,应同时考虑稳态总压畸变和动态总压畸变对发动机工作稳定性和性能的影响。所以,在模拟进气道出口总压畸变流场时,要同时模拟稳态总压畸变和动态总压畸变。一般用平均总压脉动紊流度和最大瞬时总压畸变指数代表动态总压畸变。文献[1]提出了用不同唇口形状及分布的进气唇口来模拟进气道出口总压畸变流场,该技术有可能同时模拟实际进气道的稳态和动态总压畸变,而且比较经济。但文献[1]只提出了总的方向,没有提到总压脉动紊流度和动态总压畸变指数的模拟。本文在文献[1]的基础上,进一步对变唇口模拟技术进行了大量的系统试验,掌握了各种唇口几何参数与总压分布,总压脉动紊流度等等的关系。此外,应用所归纳的一般规律与概念对二个不同类型的给定总压畸变流场进行模拟。

二、试验设备和测试仪器

图1为试验设备图,该设备为一吸气式风洞,真空泵作为吸气源,通过调节旁路阀来控制流量。中间段的长度可变,测量段装有可沿周向作任意角度转动的十字总压测量耙。在总压测量面的内壁沿周向均布8个壁面静压孔,取其平均值为测量截面上的静压值。用紫金微机进

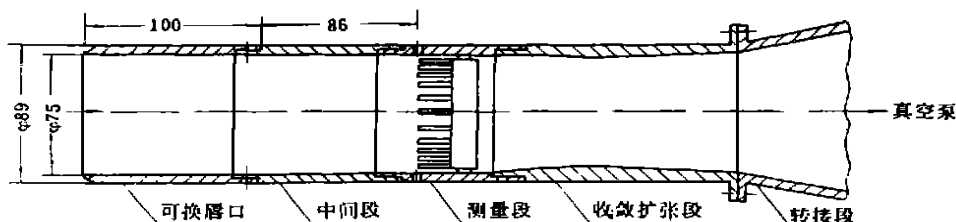


图1 试验设备图 (mm)

行稳态压力数据采集,压力测量采用国产48点压力扫描阀,从压力传感器输出的电压信号由

直流放大器放大后经 AD 模数转换器再进入微机。总压脉动测量采用美国制造的小型高频响应动态压力传感器 XCQ-080-25, 传感器装在探头内, 探头沿周向可转动任意角度, 沿径向可按总压探针的位置点移动。由动态压力传感器输出的电压脉动信号进入低通滤波器和放大器, 然后由真值 RMS 表读出总压脉动的均方根值。最大瞬时周向, 径向和混合总压畸变指数 $K_{\theta \max}$, $K_{r \max}$ 和 $K_{A \max}$ 采用文献 [2] 的方法计算。

三、试验结果与分析

1. 唇口倒角的影响: 唇口倒角可分为 5 种基本类型 (见图 2)。这里研究的都是轴对称唇口, 除平切唇口只有一种外, 其余几种唇口都可变化不同的角度和圆弧半径。分别在 $Ma = 0.4, 0.5, 0.6$, 3 个测量截面平均 Ma 数下对图 2 所示唇口进行试验, 由图 3 的 $\sigma \sim Ma$ 曲线图 (σ 为测量截面的总压恢复系数) 可以得出: 同一唇口, 总压恢复系数 σ 随 Ma 增加而减小, 这是不言而喻的。在同一 Ma 值下, 不同的唇口有不同的 σ 值, 其规律是: 内倒角的 σ 值最大, 以后依次为小圆唇口 (圆弧半径越大, σ 值越大), 内外倒角唇口, 平切唇口, 外倒角唇口 (倒角 α 越小, σ 值越小)。从不同唇口在不同 Ma 下的平均总压脉动紊流度 T_u 变化可以得出: T_u 值取决于 Ma 和唇口形状。同一唇口, T_u 随着 Ma 增加而增加。在同一 Ma 下, 不同唇口的 T_u 值不同, T_u 随各种唇口的变化规律和 σ 的变化规律是相对应的, 对于总压恢复 σ 大的唇口, 其总压径向变化梯度小, 则 T_u 值小。而对于 σ 值小的唇口, 其总压径向变化梯度大, 故 T_u 大。根据这些规律, 在实际模拟时, 可以按给定的 T_u 和 Ma 选择基本唇口的几何形状。

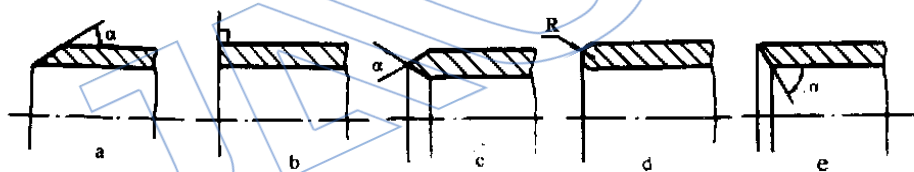


图 2 唇口几何形状 a: 外倒角唇口, ($\alpha = 15^\circ, \alpha = 60^\circ, \alpha = 80^\circ$)

b: 平切唇口, $\alpha = 90^\circ$; c: 内外倒角唇口, $\alpha = 60^\circ$; d: 圆唇口 $R = 3.5$; 内倒角唇口 e: $\alpha = 60^\circ$

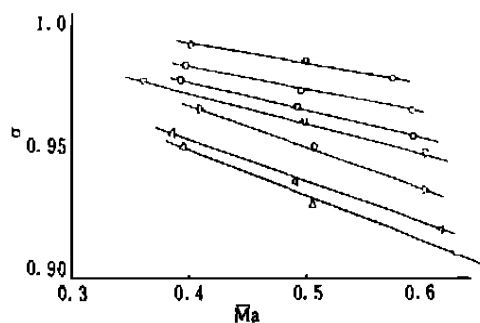


图 3 $\sigma \sim Ma$ 曲线

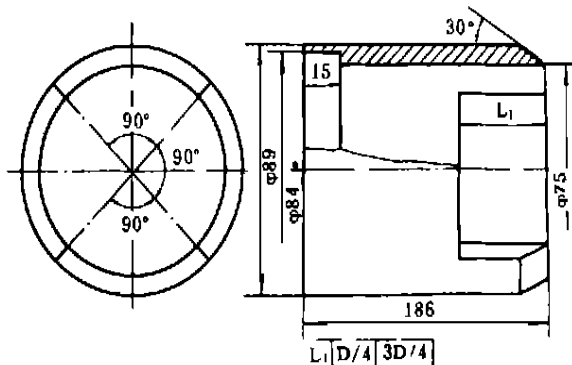


图 4 切割唇口几何图

2. 唇口切割深度的影响: 图 4 为切割唇口几何图, 切割深度 L_1 有 2 个值, 即 $L_1 = D/4$, $3D/4$ (D 为唇口内径)。图 5a 是 $L_1 = D/4$ 唇口在测量截面总压恢复分布图, 其左右两侧低压

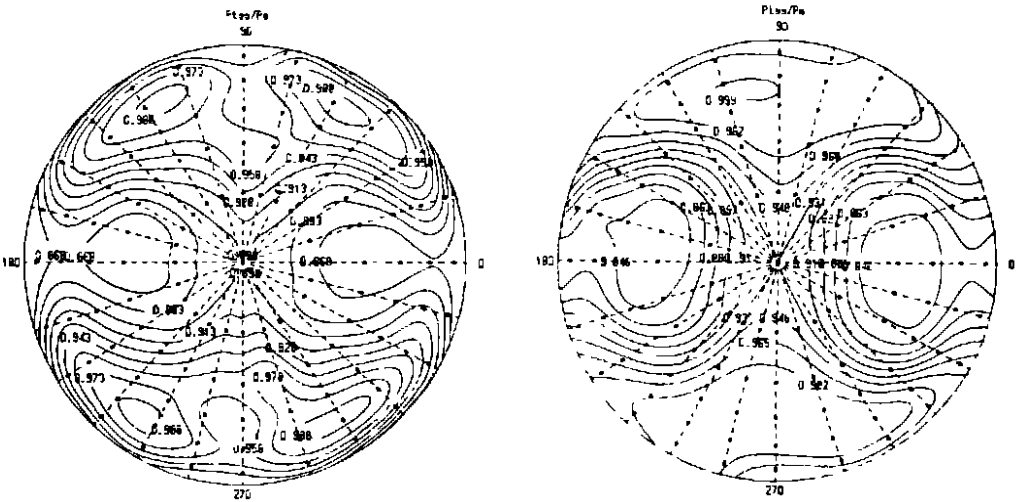


图 5 σ 分布图

区是切割唇口产生的。上下两侧高压区是未切割唇口（尖唇口）产生的。图 5b 为 $L_1=3D/4$ 唇口的 σ 分布图，与图 5a 相比，有以下区别：（1） L_1 从 $D/4$ 增加到 $3D/4$ 时，低压区范围变大，其总压值变小，高压区范围和总压值都增大， σ 值有所提高，高压区和低压区之间的压力梯度增大。（2）如表 1 所示， L_1 增加，稳态周向总压畸变指数 DC_{60} 上升， Tu 几乎不变。（3） $L_1=D/4$ 时，未切割部分的圆弧弧长 $S=\pi D/4$ ， $L_1/S=1/\pi$ ，由尖唇口产生的高压区在靠近两切割边处形成二个更高压区，尖唇口圆弧中间的总压反面较低。从唇口流谱图（图 6a）可以分析这个现象，在未切割部分两边处，有气流横向流入，形成二次流，起初基本上顺着主流方向流动，在流过切割深度后就在切割边附近形成旋涡。在未切割部分中间，二次流深度达不到的地方，几乎很大一个区域都是倒流，这是尖唇口自身造成的分离区。所以，在两边附近无分离，气流总压高，而在中间有分离，总压就比较低。当 L_1 增加到 $3D/4$ 时， $L_1/S=3/\pi$ ，从该唇口流谱图 6b 看到，两边气流横向流入深度已达到未切割宽度一半，二边的二次流在中间汇合后再分别形成二个涡，倒流区大大减小，故整个未切割唇口部分的总压基本相同。

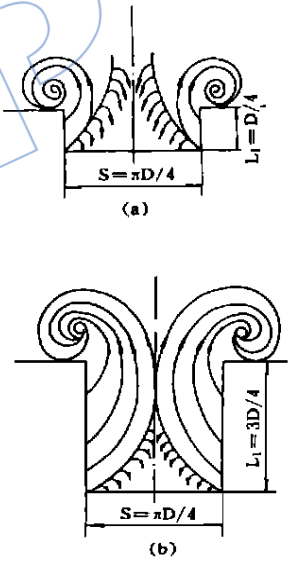


图 6 切割唇口流谱图

表 1 参数表

参 数 L_1	$\bar{M}a$	σ	DC_{60}	Tu
$D/4$	0.535	0.930	0.31	0.033
$3D/4$	0.54	0.936	0.45	0.030

3. 唇口切割圆周角度的影响：图 7a 和 7b 是二个左边尖唇口（外倒角 30° ）圆周角不同的唇口，由其所得的 σ 分布图如图 8a 和 8b 所示， $\bar{M}a=0.58$ 。唇口（a）左尖唇口圆周角大于唇口（b），其左边高压区的范围较大。另外，由于唇口（a）的切割圆周角比唇口（b）的小，

其低压区总压值比唇口(b)的要高些,但二者的低压区范围相差很小。虽然二唇口右边尖唇口圆周角相同,但由于左边高压区范围不一样,右边的高压区范围和总压值也有差别。表 2 列出上述二个唇口的参数值。图 9a 和 9b 分别为唇口(a)和(b)的总压脉动紊流度 Tu 分布图,将各自的 σ 分布图和 Tu 分布图对比可以看出,压力梯度大的区域,尤其是周向压力梯度大的区域, Tu 值高,而压力梯度小的区域, Tu 值低。

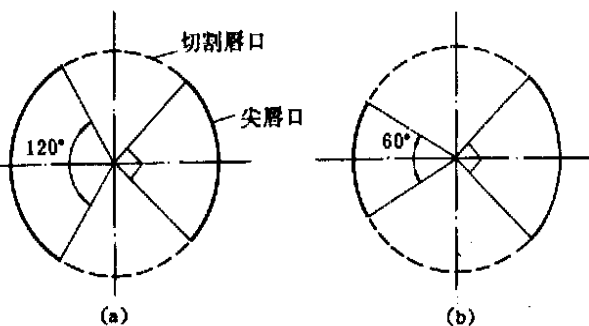


图 7 不同切割圆周角的唇口示意图

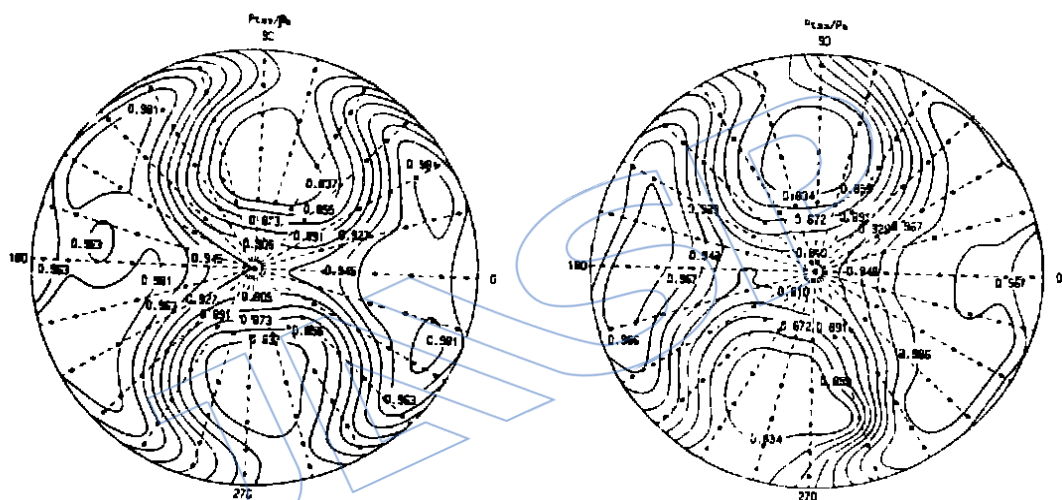


图 8 σ 分布图

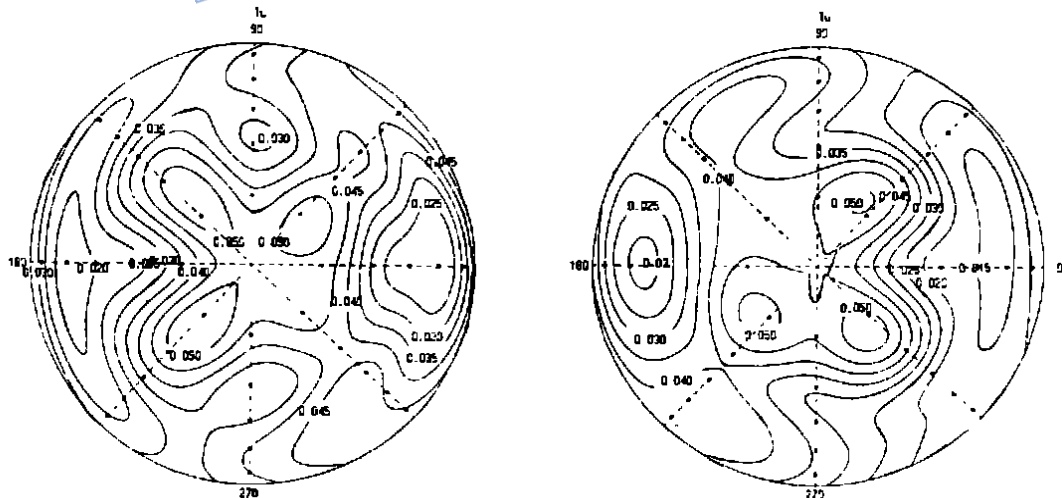


图 9 Tu 分布图

表 2 参 数 表

参 数 类 型	$\bar{M}a$	σ	DC_{60}	$\bar{T}u$
唇口 (a)	0.581	0.926	0.40	0.037
唇口 (b)	0.582	0.931	0.43	0.035

4. 唇口到测量截面距离的影响: 图 10 为一尖唇口, 后圆和切割组成的唇口示意图, 变化该唇口前缘到测量截面距离 L 做实验, 从 $L/D=2.5, 3.8$ 和 5 的 σ 分布图和参数对比表 3 可以看出, 随着 L/D 的增加, 流动损失增加使 σ 下降, 总压分布趋向均匀, 因而 DC_{60} 减小。此外, 随着 L/D 增加, 压力梯度减小, 从 Tu 分布图可以看到, Tu 分布也趋向均匀, Tu 值几乎不变。

表 3 参 数 表

参 数 L/D	$\bar{M}a$	σ	DC_{60}	$\bar{T}u$
2.5	0.587	0.937	0.532	0.035
3.8	0.569	0.923	0.317	0.034
5.0	0.562	0.915	0.236	0.032

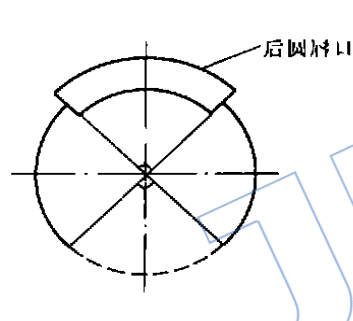


图 10 后圆加切割唇口示意图

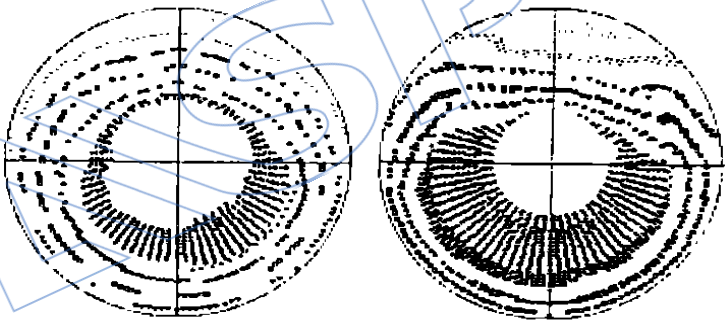


图 11 σ 分布图

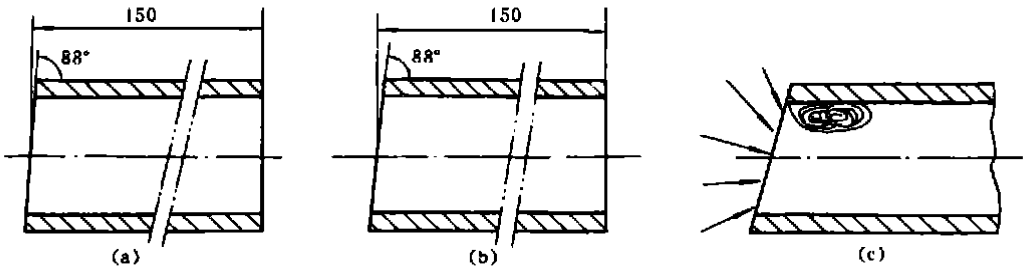


图 12 斜切唇口示意图

5. 唇口斜切角度的影响: 图 11a 和 11b 所示的 σ 分布图是图 12 中的唇口 (a) 和 (b) 试验得到的结果。由 σ 分布图可看出, 唇口轴向最高点附近为高压区, 轴向最低点附近为低压区。如图 12c 所示, 斜切口类似于以一向下攻角对着气流的管道, 在上侧壁产生分离区, 在下侧壁出现高压区。斜切角度越小, 高压区越大, 低压区的径向范围增大, 其压力值减小, DC_{60} 大大增加 (见表 4)。

表 4 参 数 表

参 数 类 型	$\bar{M}a$	σ	DC_{60}
唇 口 (a)	0.372	0.972	0.19
唇 口 (b)	0.379	0.973	0.445

6. 斜插板的影响: 由前面的试验表明, 唇口切割使进气流场形成分离流的低压区。增加切割深度对压力场影响不太大, 当 $\bar{M}a=0.54$ 时, L_1 从 $D/4$ 增加到 $3D/4$, 低压区总压值仅减小不到 3%。为了增加流场内高低区之间的总压梯度, 将切割唇口以一斜板与等直圆管相连, 即装一斜插板, 形成一个护张通道, 使流过斜插板唇口的气流分离区范围增大。图 13 是一个带有斜插板的唇口示意图, 下面为 25 斜插板, 上面为切割唇口, 左右是外倒角 30 尖唇口。图 14 是该唇口在测量截面 ($L/D=3.8$) $\bar{M}a=0.55$ 时, σ 分布图。从图中可得出以下二点: (1) 斜插板造成的低压区压力比切割唇口的低压力值小得多, 二侧面受下面低压区的影响大, 使高压区移向上方。这时 $DC_{60}=0.56$ 。如将斜插板扩张角变为 35° , 下面的低压区总压更低, 范围更大。当 $\bar{M}a=0.5$ 时, $DC_{60}=0.78$ 。(2) 由于低压力值下降多, 最小 σ 值下降到约 0.75, 但高压区总压下降较少, 因此压力梯度增加, Tu 大大增加。对于 25 斜插板, 当 $\bar{M}a=0.55$ 时, $Tu=0.053$ 。对于 35 斜插板, 当 $\bar{M}a=0.50$ 时, $Tu=0.056$ 。

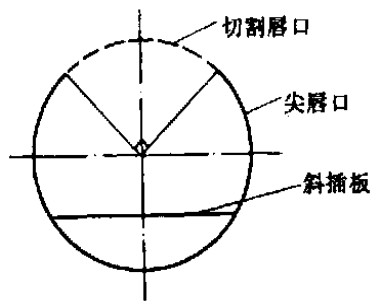
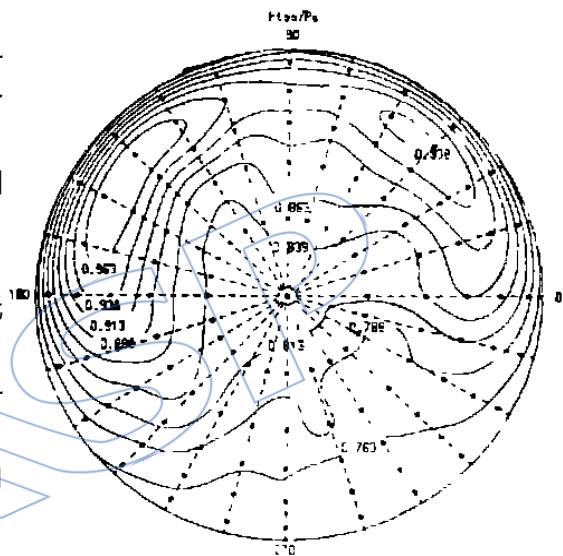


图 13 唇口示意图



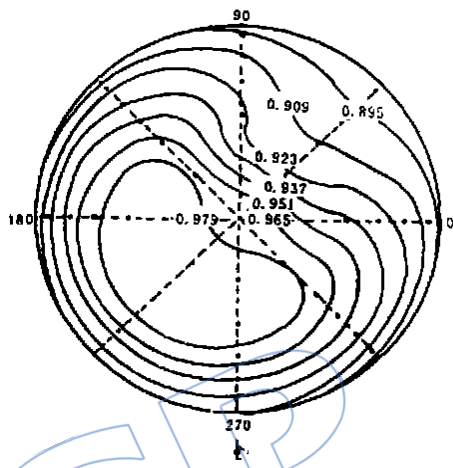
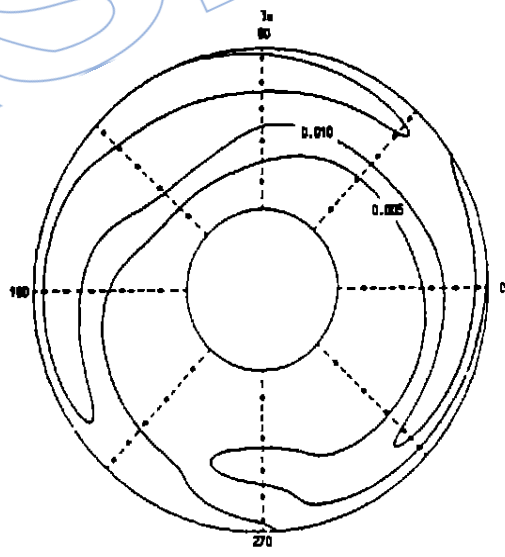
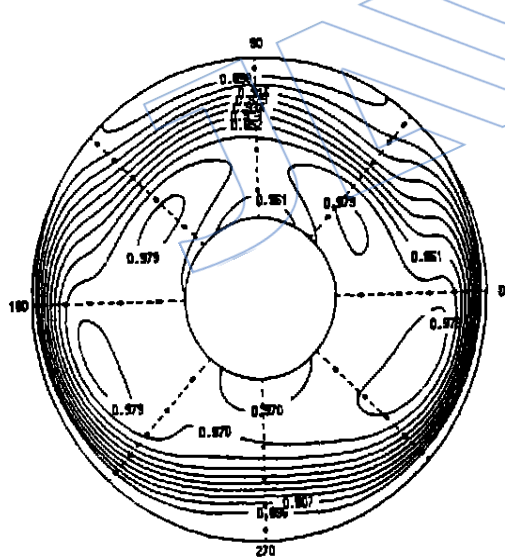
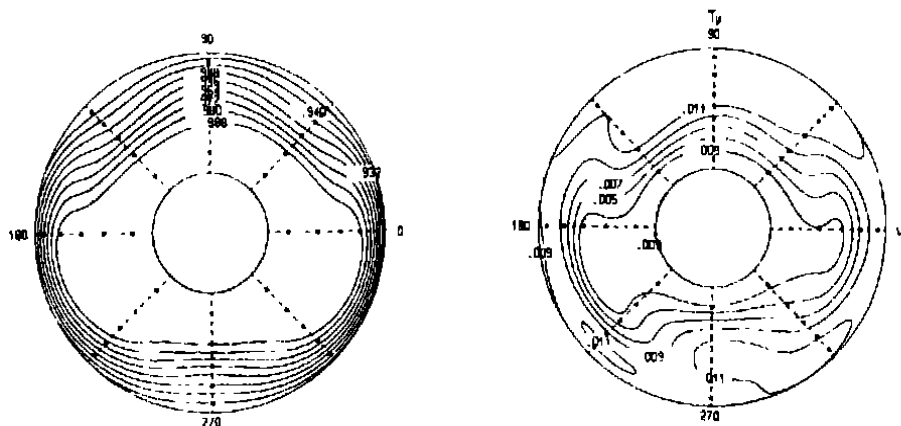


图 15 给定 (a) 与模拟 (b) 的 σ 分布图

图 16 给定 σ (a) 和 Tu (b) 分布图

2. 实例2总压畸变流的模拟: 图16a和16b是该流的 σ 和 Tu 分布图。其 σ 分布的特点是: 上下边为低压区, 尤其是上边低压区的周向和径向范围较大, 左右两边接近壁面处的压力梯度很大, 中心区是高压区, 上面较小, 下面较大, 呈左右展开。给定的各参数列在表6中。首先根据 Ma 和 Tu 值选定基本唇口形状。然后采用切割唇口的方法, 通过改变轴对称基本唇口的上面和下面唇口切割的圆周范围和深度, 做到既能控制上下边低压区的周向范围

图 17 模拟 σ (a) 和 Tu (b) 分布图

大小, 又能控制其径向范围大小。图 17a 和 17b 为模拟流场的 σ 和 Tu 分布图, 模拟的各参数也列在表 6 中, 二者的 σ 分布图很相似, 模拟参数和畸变指数均能达到规定偏差的要求。

表 6 参 数 表

参 数	$\bar{M}a$	$DC\omega$	$\bar{T}u$	$K\theta_{max}$	K_{rmax}	K_{Amax}
给 定 值	0.497	0.0796	0.0068	0.079	0.189	0.250
模 拟 值	0.50	0.083	0.0079	0.093	0.157	0.227
偏 差	+ 0.003	+ 4.3%	+ 0.0011	+ 17.7%	- 16.9%	- 9.2%
要求偏差	± 0.01	$\pm 5\%$	± 0.005	$\pm 20\%$		

五、结 论

1. 归纳了唇口各几何参数变化对 σ 分布和 Tu 影响的关系, 并从气流流动谱图分析其原因, 为真实总压畸变流场的模拟提供方法和概念。

2. 从试验得到多种不同几何形状轴对称唇口 σ 和 Tu 随 $\bar{M}a$ 变化的关系, 为真实总压畸变流场的动态畸变参数模拟而选择基本唇口几何形状。

3. 对二个不同类型的总压畸变流场进行了稳态和动态总压畸变指数的模拟, 所模拟的各参数都能达到给定的偏差要求。

4. 根据给定总压畸变流场的 $\bar{M}a$, Tu 和 σ 分布图的特点, 选择轴对称唇口形状作为基本唇口是行之有效和比较经济的模拟方法。此外, 该模拟技术是用不同唇口形状造成唇口有无分离区和不同分离区的大小, 分离区内的紊流结构与真实进气道在作大攻角和大侧滑角机动飞行时, 唇口出现分离的情况是相一致的。

参 考 文 献

- [1] Jean Rene Bion, "Steady and Unsteady Distorted Inlet Flow Simulation for Engine Ground Tests", AIAA 84-1490, 1984.
- [2] 梁德旺、张世英, "进气道出口最大瞬时畸变值的预估", 工程热物理学报, Vol. 10, No. 1, 1989.

GEAR VIBRATION CONTROL WITH VISCOELASTIC DAMPING MATERIAL IN AEROENGINE

Ren Xingmin, Xu Ming, Gu Jialiu
(*Northwestern Polytechnical University*)

ABSTRACT

A research on gear vibration control with viscoelastic damping material has been completed. A technique for determining the optimum damping material distribution for some particular modes of vibration has been developed. The damping work expressions have been set up by modal analysis, and the optimum damping material distribution has been obtained by calculating the individual mode of the structural. The proposed method features: firstly, it takes into account the influence of loading frequency and the environment temperature; secondly, it cuts down computer time. The experiments have been done for the gear model without and with the damping material. The results show that the response of the gear with the damping material is decreased and the damping ratios are increased. It is also testified that the results of the vibration control are satisfactory.

THE BEHAVIOR OF MAIN BISTABLE OPERATION IN FLEXIBLE ROTOR-SQUEEZE FILM-DAMPER SYSTEM WITH CENTRALIZING SPRINGS

Zhu Changsheng (*Zhejiang University*)

ABSTRACT

Based on theoretical analyses and experiments of flexible rotor-squeeze film damper system with centralizing springs, this paper presents the investigation of the main resonant bistable operation occurred near the main resonant speed of the system, and deals with the regularity of occurrence of the bistable operation and the influence of system parameters on the behaviors of the bistable operation. The calculated results and the experimental data are in a good agreement. It is found that the main resonant bistable operation is characterized by the sudden change of rotor vibration amplitude and by the transposition disc mass center. The reasons of the difference between theoretical analyses and experiments are discussed.

TECHNIQUE OF VARYING-LIP SIMULATING TOTAL PRESSURE DISTORTED FLOW FIELD

Chen Xiao, Mao Jian (*Nanjing Aeronautical Institute*)

ABSTRACT

A technique of varying-lip simulating total pressure distorted flow field has been investigated experimentally. The effects of the various geometric parameters of the lip on the total pressure distribution and the turbulence of the total pressure fluctuation are analysed, some rules have been obtained. The relations of the total pressure recovery and the mean turbulence to the mean Mach number for the axisymmetrical lip of various shapes are also presented. Therefrom the approach and the concept for simulating the real total pressure distorted flow field are deduced. Moreover, two kinds of the real total pressure distorted flow fields are simulated. As a result, the simulated total pressure distortion index DC_{60} , the

mean turbulence Tu and the maximum instantaneous distortion indexes ($K_{\theta_{\max}}$ or $K_{r_{\max}}$) meet the requirements of tolerances and some general experience is obtained from the simulation of the specific flow fields. The results show that it is an effective and inexpensive simulative technique to select an axisymmetrical lip shape as a primary lip according to the mean Mach number, the mean turbulence and the total pressure distribution of the given total pressure distorted flow field.

A NUMERICAL CALCULATION OF TURBULENT FLOW IN GENERAL NON-ORTHOGONAL CURVILINEAR COORDINATE SYSTEM

Li Yiguang, Yan Chuanjun, Wang Hongji

(Northwestern Polytechnical University)

ABSTRACT

The expressions of the governing equations of turbulent flow with contravariant physical velocity components in a general non-orthogonal curvilinear coordinate system are derived by means of tensor theory. A numerical method and a computer program for turbulent recirculating flow in the general non-orthogonal curvilinear coordinate system are developed. Since the velocity and the displacement vectors are decomposed into their contravariant components, the method has the main advantages of its obviousness in physical meanings, easiness in treatment of boundary conditions and the suitability to the numerical calculations of turbulent flow in various complex geometries. The flow fields in some kinds of complex geometries are calculated.

THEORETICAL RESEARCH ON THE RESPONSE OF AN AXIAL COMPRESSOR TO INLET PERIODIC DYNAMIC DISTORTION

Feng Qi, Zhuang Huimin *(Nanjing Aeronautical Institute)*

ABSTRACT

A flow model of flow field is formulated for axial compressors under periodic dynamic distortion. The frequency response of the flow field model is analysed. A computer program for problems of various types of periodic dynamic distortion has been written according to the flow field model and the numerical method. The flow fields of a two-stage L. P. compressor under inlet total pressure periodic dynamic distortion were simulated. The results of computation and experiments are shown in good agreement either in the amplitude or in phase of total pressure fluctuation. The characteristics of propagation of dynamic distortion through the compressor are analysed, sensitivity of compressor to some frequency is found according to the results of computation.