

瞬时畸变极值预测的随机涡方法*

西北工业大学 吴 虎** 陈辅群

一、改进随机涡预测模型的建立及应用

对于湍流型进气畸变压力场, 文献 [1] 提出了一种随机涡模拟方法。将非定常 N-S 方程与统计学理论相结合, 将随机涡尺寸与畸变指数峰值相关联。对此, 作者在文献 [2] 中作了详细的推导、分析和预测, 发现在原模型的应用中, 存在着两个明显困难: 合理确定瞬时畸变分布; 迅速和准确确定涡核半径 $\bar{a}$ 。实验和模拟结果表明畸变分布介于正态分布与 Weibull 分布之间变化。因此, 对不同的畸变指数和瞬时均需判定和参数估计, 不仅费时且精度也不高。本文采用的方法为: 在预测周期内对若干组小样本实现算术平均。四 Liapunov 定理可知, 平均后的畸变指数分布趋高斯型, 且样本组数愈多, 逼近程度愈好。文献 [2] 分析表明, 超过十组样本便可达到足够的预测精度。本文方法是依据挡板湍流发生器的试验数据。图 1 为位于试验装置前段的挡板湍流发生器及进口压力测量简图。测点中有三点为动态总压测点, 有五点为稳态总压测点。湍流特征可用平稳过程数学模拟, 即

$$R_x(\tau) = \sigma_{\Delta p}^2 \exp(-\beta_1 \tau^2) \quad (1)$$

$$G_x(\omega) = \sigma_{\Delta p}^2 / (2 \beta_1 \pi) \exp(-\omega^2 / 4\beta_1) \quad (2)$$

式中 $\sigma_{\Delta p}^2$ 为脉动压力均方值, $G_x(\omega)$ 为双边谱密度函数。对工程及信号分析仪处理的单边谱密函数, 有:

$$S_x(\omega) = \sigma_{\Delta p}^2 / \beta_1 \pi \exp(-\omega^2 / 4\beta_1) \quad (0 \leq \omega < +\infty) \quad (3)$$

$$S_x(f) = \sigma_{\Delta p}^2 / \beta_1 \pi \exp(-f^2 / 4\beta_1) \quad (0 \leq f < +\infty) \quad (4)$$

式中, ω f 分别表示角频率和频率, 令式 (4) 中 $4\beta_1 = 4V_o^2 / \bar{a}^2$, 可得

$$S_x(f) = \sigma_{\Delta p}^2 \bar{a} / V_o \exp[-63.6(f\bar{a}/V_o)^2] \quad (5)$$

式中 V_o 为进口平均流速, $\bar{a}$ 为平均涡核半径。式 (5) 与文献 [1] 的自动率谱关系式完全相同。文献 [2] 给出了改进预测计算的详细步骤、过程和结果。本文仅给出其中有关计算方程及主要应用步骤。主要计算方程为:

$$N \cdot R_T / V_o = 0.254 / (\bar{a} / R_T)^2 \quad (6)$$

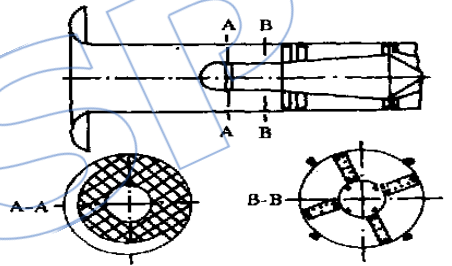


图 1 试验装置前段及测点布置

$$\nabla \theta = 1.36V_o \cdot \sigma_{(\Delta p_t/q_o)}$$

(7)

式中 N 为单位时间产生的涡数, $\nabla \theta$ 为涡强度, R_T 为发动机进口参考半径, $\sigma_{\Delta p_t/q_o}$ 为基于进口动压头的压力脉动均方根值。改进预测方法的主要步骤如下: (1) 选择逼近随机涡模型分析的湍流特征的动态测点, 分析台架挡板湍流发生器及缩尺挡板风洞实验的动态数据。由此可知, 愈靠近挡板边缘, 湍流强度愈高, 稳态总压恢复愈低, 模拟效果愈好, 选用该处测点的预测结果与实验结果的吻合程度愈高。(2) 统计分析所选择测点的动态压力信号包括统计平均参数: 自相关函数、自功率谱密度函数及均方根值。(3) 将实验测得的自相关函数和自功率谱密度函数代入式 (1) 和式 (4), 求出常数 β_1 , 并与式 (5) 相关联求出 $\bar{a}$, 并由式 (6) 和式 (7) 求出 $\nabla \theta$ 和 N 。(4) 在预测周期 T 内, 算术平均若干组小样本实现, 用近似正态分布逼近平均后的畸变分布, 且由若干组小样本均值和均方值估计总体均值及均方值。(5) 主要预测思想为: 求出 N 及 T , 则在预测时间内的总涡数为 NT 。将每个弧立涡看作产生使畸变指数 K 大于其特定值 K^* 的一个独立事件, 其概率为

$$P(K > K^*) = \int_{K^*}^{K_{max}} P(K) dK$$

(8)

式中 $P(K)$ 为畸变指数 K 的概率密度函数。则在 NT 个涡中有 m 个涡使得 K 大于 K^* 事件发生的概率由伯努利方程得:

$$Pr ob(K \geq K^* | \overset{NT}{m}) = \{ NT! / m!(NT - m)! \} \cdot P^m (1 - P)^{NT - m}$$

(9)

故在 NT 一定条件下只有一个事件发生的最大概率为

$$1/NT = \int_{K^*}^{K_{max}} P(K) dK$$

(10)

由式 (10) 最终预测出畸变极值。

二、改进预测结果及其讨论

本文利用改进方法对台架挡板湍流发生器试验不同工况及状态下的动态压力场的畸变极值进行了预测计算。从表 1 可看出, 在发动机相对换算转速 $\bar{n}= 0.87$ 和滤波器截止频率 $f_c=$

表 1 预测计算的几种工况下的随机涡特征参数

工 况	选择测点	N	$\nabla \theta / V_o$	$\bar{a}$ (cm)	$\bar{a}$ 的相对 变化率	$\bar{\sigma}_{\Delta p_t/q_o}$	$\bar{\sigma}_{\Delta p_t/q_o}$ 的相 对变化率	$\bar{a}/R_T$
$\bar{n}= 0.87 \quad f_c= 200\text{Hz}$	20	2503	6.4%	5.931	6.6%	0.047	30.3%	33.5%
$\bar{n}= 0.90 \quad f_c= 200\text{Hz}$	21	2408	9.8%	5.776	22%	0.072	42.2%	32.6%
$\bar{n}= 0.87 \quad f_c= 1\text{kHz}$	17	352356	11.5%	0.4998	7.93%	0.0842	36.8%	2.82%
$\bar{n}= 0.90 \quad f_c= 1\text{kHz}$	14	396952	12.2%	0.4499	8.4%	0.0896	33.8%	2.54%

200Hz 滤波器截止频率 $f_c= 200\text{Hz}$ 工况下, $\bar{a}$ 的相对变化率最低。而在 $\bar{n}= 0.87, 0.9, f_c= 1\text{kHz}$ 两种工况下, 平均压力脉动强度较 $f_c= 200\text{Hz}$ 工况要低得多, 且 $\bar{a}$ 的相对变化率也较低。从表 2 看出, 随着 $\sigma_{\Delta p_t}$ 的增加, $\bar{a}/V_o$ 及其相对变化率也随着提高。湍流压力场和随机涡的这些特征参数及其变化率的升降, 对用减少测点的预测计算十分重要。表 3 表示在 $\bar{n}= 0.87, f_c= 200\text{Hz}$ 工况下, 在发动机进口选择畸变最严重即接近挡板边缘的单点, 20 点, 预测结果。可看出, 用少数几个测点的预测值已达到了相当好的精度, 甚至单点预测值也具有较好的精度。

这种特点对于 $\bar{n}=0.9, 0.933, f_c=200\text{Hz}$ 工况不甚显著。因为由表 1、2 知, 在这两种工况下 $\bar{a}$ 的相对变化率达 22% 和 13.9%。因此, 有些测点的预测值偏差大是明显的。此时, 只要按前述原则选择动态测点, 用较少测点仍能得到与文献 [3] 一致性较好的预测结果^[2]。

表 2 预测计算的三种工况下的随机涡及湍流场参数

工 况	选择 测点	$\bar{a}/V_o$ (s)	$\bar{a}/V_o$ 的相 对变化率	平均脉动压力 (kg/cm ²)	$\bar{\sigma}_{\Delta p}$ 的相 对变化率
$\bar{n}=0.87 \quad f_c=200\text{Hz}$	20	3.029×10^{-4}	6.6%	0.8946×10^{-2}	30.3%
$\bar{n}=0.90 \quad f_c=200\text{Hz}$	21	3.232×10^{-4}	22%	1.136×10^{-2}	42.2%
$\bar{n}=0.933 \quad f_c=200\text{Hz}$	21	3.223×10^{-4}	13.9%	0.978×10^{-2}	39.7%

表 3 $\bar{n}=0.87, f_c=200\text{Hz}$ 工况下单个测点预测值与文献 [3] 预测值的比较

测点 选择	1	5	6	7	9	10	12	14	15	17	18	19	20	文献 [3] 值
K_θ	3.526	3.529	3.529	3.532	3.532	3.529	3.529	3.529	3.530	3.530	3.531	3.531	3.535	3.528
IDC_{25}	0.110	0.100	0.100	0.100	0.100	0.100	0.100	0.100	0.100	0.100	0.100	0.100	0.101	0.100

图 2 和图 3 为运用改进模型预测计算的 $\bar{n}=0.9, f_c=200\text{Hz}$ 工况下畸变极值与文献 [3] 的比较, 两者吻合程度较好, 对于 $f_c=200\text{Hz}$ 的其它工况, 也有类似结果。文献 [2] 研究表明, 本文方法与文献 [3] 方法最大偏差未超过 8%, 表明两种方法具有同等精度。

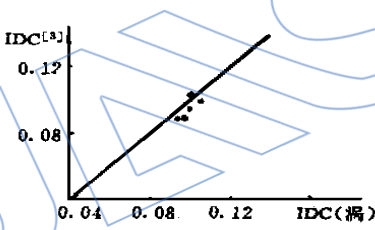


图 2 本文方法预测 IDC 与文献 [3] 预测值比较

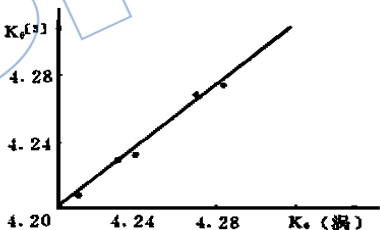


图 3 本文方法预测 K_θ 极值与文献 [3] 比较

结论 改进的随机涡模型预测方法切实可行且简单和省时。按文中方法合理选择测点, 在不影响预测精度前提下可显著减少截面的动态测点数。同时随机涡模型是 $N-S$ 方程和统计学理论相结合的结果, 其模拟效果在物理本质上更符合实际。因此在动态畸变峰值与发动机喘振裕度损失关联方面有着良好的发展前景。

参 考 文 献

[1] Melick, H. C., Ybarra, A. H. and Bencie, D. P., "Estimating Maximun Instantaneous Distortion from Inlet Total Pressure RMS and PSD Measurements", AIAA 75-1213.

[2] 吴虎、陈辅群, "进气道与发动机匹配技术研究—最大瞬时压力畸变预测", 西北工业大学硕士学位研究生论文, 1986. 3。

[3] 刘胜, "预测最大瞬时压力畸变及涡喷发动机对动态压力畸变的频响特性研究", 西北工业大学硕士学位论文, 1984. 7。

be expressed quantitatively as $MMD \propto V_a^{-1.75}$. The mechanism of the secondary atomization may be described as follows: Some of the liquid drops in the spray are gathered by the flameholder and form a fuel film in its surface, the air flow forces the wavy film to move forward to the lip of the flameholder, further the fuel film breaks up at flameholder lip under a pincer attack of high speed turbulent flow and low speed recirculation flow.

THE EXPERIMENTAL STUDY ON THE PERFORMANCE OF EVAPORATOR MODEL

Wang Hongming, Zhu Zhiwei, Chang Shunong
(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT An evaporator fitted on a model combustor is investigated to provide uniform circumferential gas temperature profile. It is shown that less fuel vapor exhausts from the primary holes with uniform outlet area along the evaporator, so that the lower gas temperature is behind these holes, and the more vapor from the final holes makes the gas temperature higher. The vapor flow is proportional to the outlet area as the evaporativity is 100% for the final holes. Uniform vapor flow and uniform circumferential temperature profile can be achieved with larger primary outlet holes and even final holes.

THE JET SCREEN IGNITION SCHEME AND ITS EXPERIMENTAL VERIFICATION

Yin Qun (*Shenyang Aeroengine Research Institute*)

ABSTRACT A jet screen ignition scheme has been developed based on the investigation of the ignition environment of the burning zone in the high-speed flow combustor. It features a short-time change of the flow pattern in the high-speed flow near the wall during the ignition period, which is caused by a thin and bend high speed gas jet. A specially-designed ignition experiment on a model of an aerogasturbine combustor verified success of the proposed scheme and showed its potentiality in enlarging the ignition range of the high-speed flow combustor.

A RANDOM VORTEX METHOD FOR PREDICTION OF MAXIMUM INSTANTANEOUS INLET TOTAL PRESSURE DISTORTION

Wu Hu and Cheng Fuqun
(*Northwestern Polytechnical University*)

ABSTRACT An improved random vortex model for predicting maximum instantaneous pressure distortion is presented based on the statistical behavior of turbulence-type dynamic inlet total field generated by plate-type turbulence generator. A new statistical method is put forward for determining the vortex core size. The numerical results show good accuracy of the prediction. This method also decreases the dynamic inlet pressure measurements. The effectiveness of the method in decreasing both cost and time is proved well.