

文章编号: 1000-8055(2010)03-0641-06

某型飞机/发动机模拟板设计与校准

叶巍^{1,2}, 乔渭阳¹, 侯敏杰²

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;

2. 中国航空工业集团公司 中国燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 为满足某型飞机/发动机相容性试验要求, 提出了一种基于插板试验数据的半经验方法, 用于模拟板的设计. 在获得模拟板大致轮廓和阻力系数校验的基础上, 通过模型的吹风校准试验和若干次环面基元畸变指数的调整, 对比目标图谱的环面畸变强度和环面低压区大小, 确定开孔的环面、孔的数量和孔的尺寸. 结果表明, 模拟的流场可满足某型飞机/发动机试验的要求.

关 键 词: 模拟板; 畸变指数; 图谱; 校准; 总压畸变

中图分类号: V211.48

文献标识码: A

Design and calibration of a certain aircraft/engine's simulation board

YE Wei^{1,2}, QIAO Weiyang¹, HOU Minjie²

(1. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. China Gas Turbine Establishment,

Aviation Industry Corporation of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: To satisfy the requirement of a certain aircraft/engine's compatibility test, this paper put forward a half-experience method based on the test data of flashboard for the design of simulation board. On the basis of obtained rough contour of the simulation board and the verifying of resistance coefficient, the given flow field's low pressure range and distortion intensity on the annular surface were compared by the model's blow test. For umpty adjustments of the distortion index of the annular surface element, it makes sure the annular surface holed, numbers and sizes of the holes. The results show that this method is simple and effective. The simulation flow field meets the needs of the certain aircraft/engine's test requirement.

Key words: simulation board; distortion index; topographical; calibration; total pressure distortion

自上世纪 60 年代中期进气道/发动机匹配的课题被提出以来, 许多总压畸变模拟技术应运而生. 总压畸变模拟装置有几种类型, 包括模拟网、模拟板、插板和随机频率发生器等^[1]. 不同类型的畸变装置各有其特点, 因此需要根据进气道/发动机匹配试验研究中不同的目标要求来选用合适的总压畸变模拟装置. 最早得到应用的是模拟网模

拟技术^[2-4], 由于模拟网具有降低网后流场紊流度的整流效果, 因此它适用于纯稳态畸变流场的模拟. 插板能产生较大的紊流度, 但难以产生给定的畸变图谱^[5-7], 而随机频率发生器是由冲波和附面层的相互干扰产生紊流流动, 这种形式的畸变模拟装置主要用于紊流度大的进气道/发动机相容性匹配试验中.

收稿日期: 2009-03-03; 修订日期: 2009-05-09

作者简介: 叶巍(1968-), 男, 福建长汀人, 高级工程师, 博士生, 主要从事航空宇航推进理论与工程研究.

模拟板在进气道/发动机匹配中得到了广泛的应用^[8-10],这是由于其不仅可模拟进气道出口畸变图谱,还可精确模拟稳、动态畸变分量.其实质上是网格装置的发展.由于模拟板的板条宽度、厚度可以根据需要而改变,板条边缘可以做成各种形式的导角,因而板后气流的旋流尺寸比网格装置的大,能量耗散较慢,板后气流的紊流度较大.英国采用模拟鬼怪式飞机进气道出口总压畸变的模拟板与斯贝 R. SP. 5R 发动机相连在地面台和高空台进行进气道/发动机匹配试验研究,共使用了 16 种模拟板,模拟试验都是在哈克诺的尼恩吸气式风洞试验器上进行的.我国在自上世纪 80 年代末期,也先后完成了以模拟板为总压畸变装置的若干型号进气道/发动机相容性匹配试验和定型试验.由于模拟板研制过程较为复杂,过去尚无很好的数学方法来设计模拟板,需要经历小模型、中模型、全尺寸的吹风校准,耗资巨大^[11].基于此,本文根据某飞机进气道吹风结果,采用基于插板试验结果的半经验法研制了一套模拟板,并对之进行了吹风校准,经过 2~ 3 次的调整,满足了某型飞机/发动机相容性试验的要求.

1 设计方法

在设计模拟板时,首先应进行半经验的数学模拟,得到其基本轮廓,以用作模拟板的初步设计.根据已知进气道出口流场的总压分布,计算等压力线图谱、周向不均匀度、低压区范围等畸变指标,找出能产生给定流场特性的模拟板的尺寸及位置,这样可初步获得模拟板的轮廓.其次,再根据以往模拟板的吹风校准数据,对已设计的模拟板进行阻力系数的校验,调整阻塞板体的具体位置和区域.最后在风洞上进行吹风校准.

1.1 半经验模拟方法

根据某飞机恶劣使用条件下的两个进气道出口压力场,计算其畸变参数,见表 1.

表 1 中 Ma_2 , $\Delta\bar{\sigma}_0$, θ^- , $\left[\frac{\Delta p_c}{p}\right]_i$, $\left[\frac{\Delta p_r}{p}\right]_i$, $\left[\theta^-\right]_i$ 分别表示为气动力界面(AIP)马赫数、周向不均匀度、低压区角度、周向畸变基元、径向畸变基元、每一环的低压区角度.

由于板块式的结构与插板的几何特性相似,所以数学模型建立在插板的试验数据基础上应用.表 2 给出了缩尺插板的试验结果,通过对插板试验数据的回归分析,计算出模拟板相对堵塞

面积.

表 1 某飞机进气道出口畸变参数

Table 1 Distortion parameters of a certain aircraft's inlet duct's exit						
图谱号	环号	Ma_2	畸变参数			
			$\Delta\bar{\sigma}_0/\%$	$\theta^-/^\circ$	$\left[\frac{\Delta p_c}{p}\right]_i$	$\left[\frac{\Delta p_r}{p}\right]_i$
1#	1	0.5330	4.83	195.0	0.0724	0.0267
	2				0.0783	0.0326
	3				0.0516	0.0142
	4				0.0463	0.0199
	5				0.0330	0.0536
2#	1	0.4533	4.05	190.3	0.0387	0.0315
	2				0.0517	0.0180
	3				0.0507	0.0041
	4				0.0410	0.0147
	5				0.0287	0.0388

表 2 缩尺插板试验器结果
Table 2 Results of the reduced scale flashboard

h/d	Ma_2	$\Delta\bar{\sigma}_0/\%$	$\theta^-/^\circ$
1/5	0.255	0.56	154
	0.394	1.36	152
	0.495	2.35	151
	0.588	3.54	148
	0.243	0.67	166
1/4	0.407	2.13	163
	0.499	3.66	159
	0.598	5.21	152
	0.231	0.89	171
2/7	0.401	2.69	170
	0.498	4.41	167
	0.603	6.40	155
	0.228	1.07	185
1/3	0.397	3.72	175
	0.493	5.61	172
	0.597	7.9	167
	0.198	1.25	191
5/12	0.379	4.75	187
	0.481	7.49	180
	0.586	10.73	175
	0.170	1.14	207
1/2	0.385	6.39	195
	0.485	10.04	191
	0.615	15.64	186

表 2 中 h/d 表示插板插入深度与通道直径之比.

首先根据试验结果进行多项式最小二乘法将试验数据拟合成经验公式.

对表 2 的数据进行多项式拟合,周向不均匀度可近似表示为

$$\Delta \overline{\sigma}_0 = (X^3 X^2 X^1) \cdot$$

$$\begin{bmatrix} -3 & 39 & 12.09 & -5.38 \\ 8 & 61 & -15.85 & 6.28 \\ -5 & 67 & 8.16 & -2.40 \\ 0 & 93 & -1.07 & 0.28 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Ma_2^3 \\ Ma_2^2 \\ Ma_2^1 \\ \end{bmatrix}$$

式中 X 表示 h/d .

根据上式, 求解表 1 中给定的进气道出口马赫数、周向不均匀度下的插板插入深度及相对堵塞面积, 计算结果见表 3

表 3 中 $\overline{S}$ 表示插板相对堵塞面积.

表 3 模拟马赫数与插板深度的关系
Table 3 Relationship between the simulative Mach number and the depth of the flashboard

Ma_2	$\Delta \overline{\sigma}_0 / \%$	h/d	$\overline{S} / \%$
0.5324	4.83	0.2377	32
0.4364	4.05	0.303	35

根据表 1 的数据, 绘制总压流谱图, 并进行图谱的着色填充, 找出图谱的高低压位置, 并在低压区所处的位置填充板子, 整板的填充面积将依据于缩尺插板的试验及计算结果(见表 2 和表 3). 图 1~ 图 2 中 (a), (b) 分别为给定的目标图谱和填充后的等高线图谱, 从目标图谱的相对总压恢复系数值可看出, 相对总压恢复系数高于 1 的为高压区所在位置, 低于 1 的为低压区所在位置, 将高于相对总压恢复系数为 1 的区域挖空, 剩下的区域即为低压区所在的位置. 通过对缩尺插板的试验数据分析, 选择较为合适的堵塞面积, 例如由表 3 可看出, 在 $Ma_2 = 0.5324$ (模拟板号 1#) 其周向不均匀度为 $\Delta \overline{\sigma}_0 = 4.83\%$, 此时的堵塞面积为 $\overline{S} = 32\%$, 在设计模拟板时, 将依据该堵塞面积设计缩尺模拟板, 同时将缩尺模拟板的堵塞面积适当放大, 以便在试验过程中进行调整(其余模拟板的设计方法同前). 图 3 和图 4 分别为设计出来的缩尺模拟板简图.

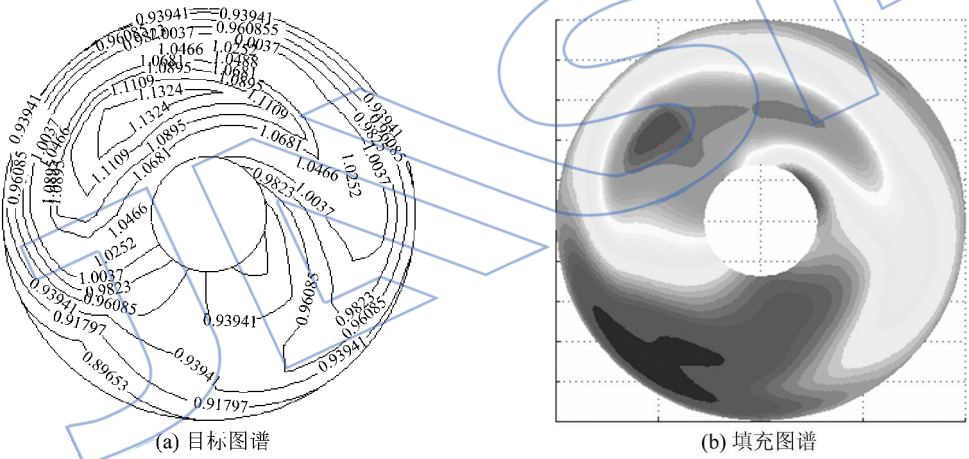


图 1 1# 图谱

Fig. 1 1# topographical

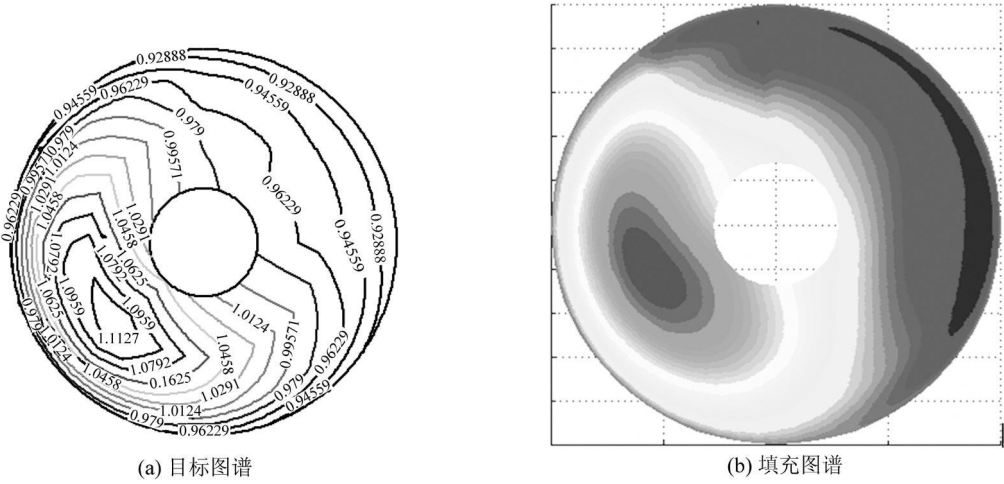


图 2 2# 图谱

Fig. 2 2# topographical

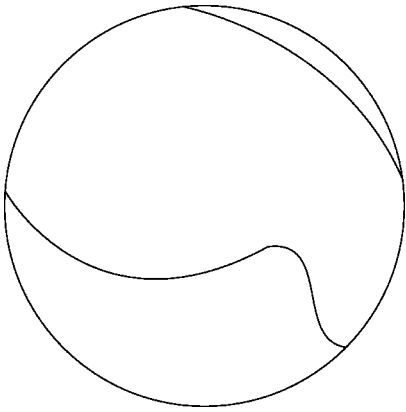


图 3 1# 模拟板结构简图
Fig.3 Structure diagram of the 1# simulation board

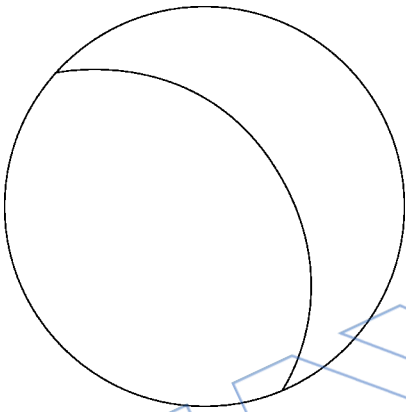


图 4 2# 模拟板结构简图
Fig.4 Structure diagram of the 2# simulation board

1.2 模拟板验证分析

将测量截面划分成若干个扇形网格, 其中周向有 24 个点, 径向有 20 个点, 在每一扇形网格中, 计算其动力阻力系数. 动力阻力系数按下式求得:

$$\xi_{i,j} = (p_h - p_{2i,j}^*)/q_{i,j}$$

其中 p_h , $p_{2i,j}^*$, $q_{i,j}$ 分别表示大气压力、气动力界面每一扇形网格单元的压力和每一扇形网格单元的动压头. $p_{2i,j}^*$ 由目标图谱插值获得.

通过计算并分析以往的某型发动机三块模拟板, 得到了动力阻力系数与模拟板板条之间的关系, 当 $\xi_j \geq 1.45$, 认为板条填充网格单元. 计算结果与图谱填充基本一致. 低压区平均动力阻力系数计算结果见表 4. 由表 4 中可看出, 低压区的平均动力阻力系数均大于 1.45, 在该范围内需填充板子.

表 4 低压区平均动力阻力系数计算结果

Table 4 Calculation results of the low pressure range's average power resistance coefficient

图谱号	低压区平均动力阻力系数 ξ
1#	1 563 2
2#	2 374 8

2 吹风校准试验

2.1 试验设备和测量布局

模拟板吹风校准试验首先是在直径 $\phi 150\text{ mm}$ 供气式风洞上进行, 试验设备空气系统原理及其测量布局参见图 5 和图 6. 试验段的测量截面在模拟板下游一倍管道直径处, 稳态总压测点由十字总压耙组成, 每只耙上由 5 点(等环分布)组成, 转动 45° 可获得 $5 \times 8 = 40$ 点流场数据, 该截面上均布 4 点动态总压, 板前、板后各均布 4 点静压, 稳压箱 2 点总压.

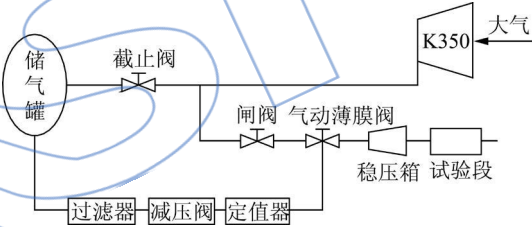


图 5 $\phi 150\text{ mm}$ 风洞空气系统原理图

Fig.5 Principle diagram of the $\phi 150\text{ mm}$ wind tunnel's air system

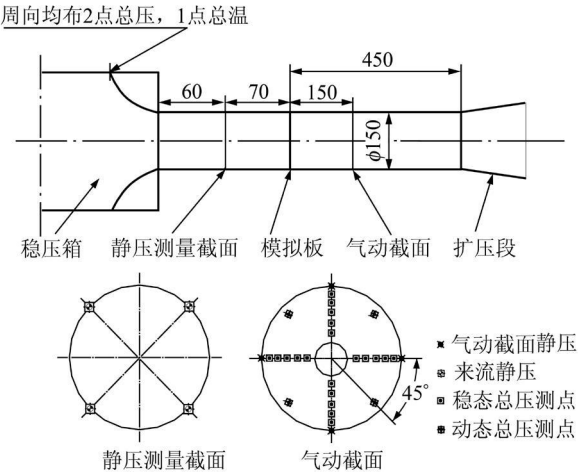


图 6 测量截面测点布局

Fig.6 Overall arrangement of the measurement section's measurement point

2.2 模拟板调整方法及其调整结果

模拟板的修改方案是根据试验吹风结果的环面基元畸变强度的大小来定. 通过对比目标流场的环面畸变强度和环面低压区大小, 而后确定在哪个环面上开孔、开孔的数量多少, 目的是为了耗散低压区的能量, 从而降低畸变指数, 以达到目标畸变强度的要求. 经过数次调整, 图 7 给出了调整后模拟板的结构简图. 该模拟板在目标马赫数下的流场图谱见图 8, 表 5 为模拟板修改后的吹风结果($\alpha_{t,av}$ 表示面平均总压恢复系数).

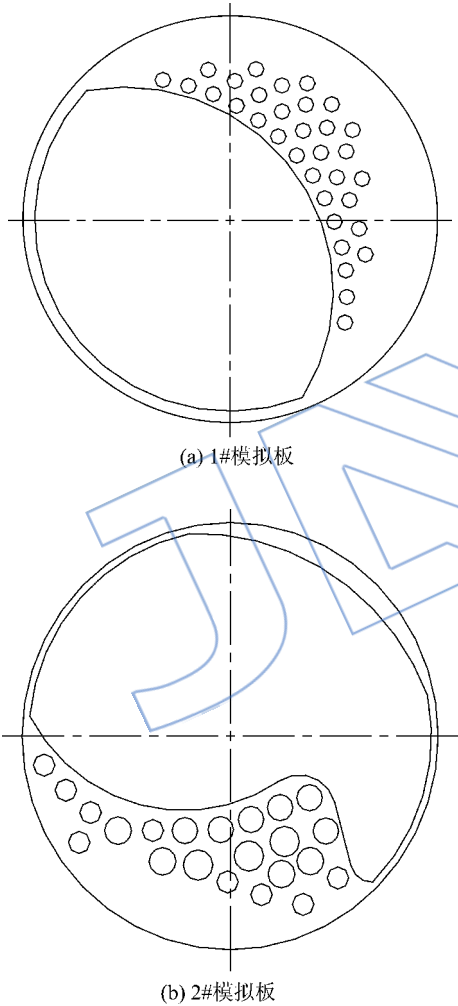
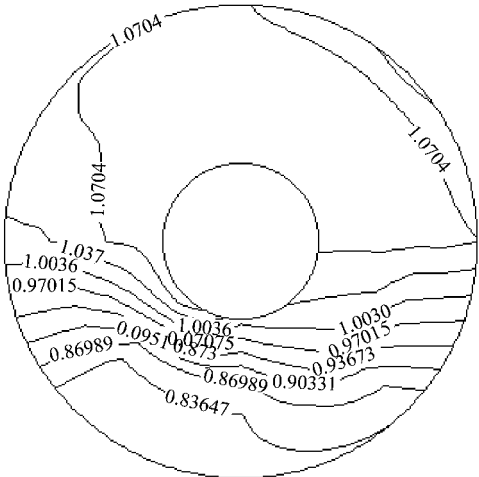


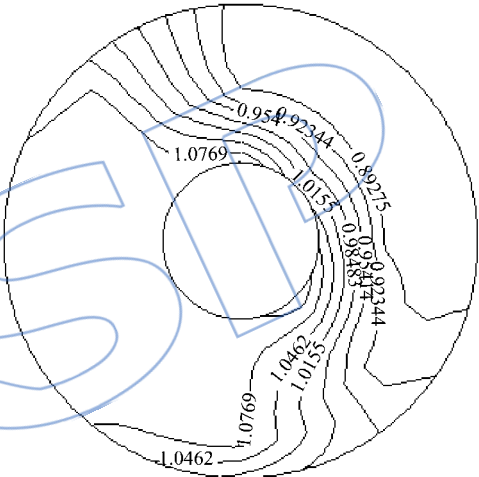
图 7 调整后的模拟板

Fig. 7 Adjusted simulation board

由调整后的畸变模拟板吹风结果可看出, 模拟图谱的压力梯度与目标图谱略有差距, 但低压区范围和畸变强度的模拟与目标图谱的要求基本一致, 畸变指数略高于要求值, 低压区范围与目标低压区范围相当, 满足某型飞机/ 发动机相容性试验的要求.



(a) 1#模拟板



(b) 2#模拟板

图 8 调整后模拟板的等压线分布

Fig. 8 Isobar distribution of the adjusted simulation board

表 5 调整后的试验结果
Table 5 Adjusted test results

板号	Ma_2	$\alpha_{t,av}$	$\Delta \bar{\alpha}_0 / \%$	$\theta / (^\circ)$
1#	0.334 2	0.985 0	2.03	186.7
	0.445 2	0.976 0	3.50	186.2
	0.514 6	0.969 1	4.17	185.0
	0.542 5	0.966 9	4.59	184.7
	0.561 5	0.964 4	4.87	184.4
	0.618 6	0.960 3	5.21	184.5
2#	0.300 0	0.983 2	2.42	194.8
	0.405 8	0.973 0	3.79	193.8
	0.432 1	0.969 1	4.03	194.0
	0.467 6	0.965 8	4.52	193.4
	0.515 0	0.960 6	5.21	192.5
	0.564 3	0.956 3	6.13	191.9
	0.610 7	0.950 5	7.05	190.1

考虑到缩尺模拟板还将在全尺寸风洞上进行校准,因此对畸变指数留有了一定的调整储备.将 $\phi 150\text{ mm}$ 缩尺模拟板按比例放大4倍,并在 $\phi 600\text{ mm}$ 吸气式风洞上校准,具体调整方法与小模型一致,小模型与大模型具有较好的相关性,具体结果参见文献[12],此处不再赘述.

3 结 论

1) 基于插板试验特性的半经验设计方法获得了模拟板的大致轮廓,可应用于模拟板的初步设计.

2) 在吹风校准试验中,通过调整模拟板环面基元畸变强度的方法,可以较好的模拟气动力界面上的畸变强度和低压区范围,满足了所需模拟参数的要求.

参考文献:

- [1] 刘大响,叶培梁,胡骏,等.航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定技术[M].北京:航空工业出版社,2004: 139-143.
- [2] Roger A W, Mahmood A, Willis M B. Performance and stall limits of an afterburner equipped turbofan engine with and without inlet flow distortion[R]. NASA TM 2X, 1947.
- [3] McCarthy J H. Steady flow past nonuniform wire grids[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1964, 19: 49-512.
- [4] 施网兴.发动机进口畸变模拟网机理研究[J].推进技术, 1994, 4: 14-21.
SHI Wangxing. An investigation on mechanism of simulating screen for flow distortion at the inlet of engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 1994, 4: 14-21. (in Chinese)
- [5] 王如根,江勇,张启发.对进气道插板试验数据的一点探讨[J].航空动力学报,2002,17(2): 170-172.
WANG Rugen, JIANG Yong, ZHANG Qifa. Analysis of distortion test data by inlet flat baffle[J]. Journal of Aerospace Power 2002, 17(2): 170-172. (in Chinese)
- [6] 程邦勤,陶增元,李军.某型涡扇发动机进气总压畸变的试验研究[J].推进技术,2003,24(1): 21-23.
CHENG Bangqin, TAO Zhenyuan, LI Jun. Aerodynamic stability analysis of inlet total pressure distortion for turbofan[J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(1): 21-23. (in Chinese)
- [7] 李文峰,马利东.某涡扇发动机压力畸变评定技术[J].西北工业大学学报,2003,21(5): 540-543.
LI Wenfeng, MA Lidong. Method and experimental facility for assessing pressure distortion of a certain turbofan engine[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2003, 21(5): 540-543. (in Chinese)
- [8] 张世英,高思延.畸变模拟板的实验与数学模拟[R].中国航空科技文献, HJB 830149, 1983
ZHANG Shiying, GAO Siyan. Investigation of experiment and numerical simulation for distortion simulator[R]. Literature of Science and Technology on China Aerospace, HJB 830149, 1983. (in Chinese)
- [9] Bion J R. Steady and unsteady distorted inlet flow simulation for engine ground test[R]. AIAA-84-1490.
- [10] 余安远,王琴芳.一种进气道流场畸变模拟装置的研究[J].航空动力学报,2001,16(2): 123-127.
YU Anyuan, WANG Qinfang. An investigation of distortion simulator for inlet flow field[J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(2): 123-127. (in Chinese)
- [11] 叶巍.畸变模拟板的设计与试验研究[J].燃气涡轮试验与研究,2001,14(2): 1-7.
YE Wei. Design and experimental investigation of simulating plates[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2001, 14(2): 1-7. (in Chinese)
- [12] 陆德雨.缩尺模拟板相关性研究[J].燃气涡轮试验与研究,2002,15(2): 12-16.
LU Deyu. Investigation of correlation between sub scale and full scale models of simulator[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2002, 15(2): 12-16. (in Chinese)