

基于飞行试验数据的进气道畸变 预测与试验验证

姜 健^{1,2}, 赵海刚², 李俊浩²

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710129;
2. 中国航空工业集团有限公司 中国飞行试验研究院, 西安 710089)

摘 要: 采用响应曲面的试验设计方法,构建了基于试飞数据的进气道压力畸变预测模型,进行不同飞行工况进气道畸变模型预测与飞行试验验证研究。研究表明:模型预测与飞行试验结果相比,综合压力畸变指数平均相对误差为 4.21%,稳态周向畸变指数平均相对误差为 7.99%,结果吻合良好,能够满足对该型进气道畸变预测要求;大迎角、侧滑及其组合飞行时,进气道内部附面层气流分离是造成进气道出口畸变的主要因素;进气道出口低压区的位置与飞行姿态角相对应,并在周向上向压气机的旋转方向有小范围偏转,偏转角度与发动机状态相关;采用“模型预测+飞行试验”的模式能够完整、安全高效地考核评估飞机进气道的畸变特性,具有很好的工程适用性。

关 键 词: 飞行试验; 稳态周向畸变指数; 进气道畸变; 模型预测; 发动机稳定性

中图分类号: V217.39 **文献标志码:** A

Prediction and test verification of inlet distortion based on flight test data

JIANG Jian^{1,2}, ZHAO Haigang², LI Junhao²

(1. School of Power and Energy,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China;
2. Chinese Flight Test Establishment,
Aviation Industry Corporation of China Limited, Xi'an 710089, China)

Abstract: Experimental design of response surface methodology was adopted to construct the inlet pressure distortion prediction model based on flight test data, while the inlet distortion model prediction and flight test verification were studied under different flight conditions. The results showed that, compared with the flight test results, the model prediction average relative error of the comprehensive pressure distortion index was 4.21%, and the average relative error of the steady-state circumferential distortion index was 7.99%, which were in agreement with each other and can meet the requirement of the inlet distortion prediction. At large angle of attack, sideslip and combined flight conditions, the flow separation of the boundary layer inside the inlet contributed a lot to the distortion of the inlet outlet. The position of the inlet outlet low pressure zone corresponded to the flight attitude angle, and there was a small range of deflection in the direction of the compressor rotation in the

收稿日期:2020-01-17

基金项目:装备预研航空工业联合基金(6141B05050202)

作者简介:姜健(1981—),男,研究员,博士生,从事航空动力装置飞行试验技术研究。

引用格式:姜健,赵海刚,李俊浩. 基于飞行试验数据的进气道畸变预测与试验验证[J]. 航空动力学报,2020,35(8):1706-1715.
JIANG Jian,ZHAO Haigang,LI Junhao. Prediction and test verification of inlet distortion based on flight test data[J].
Journal of Aerospace Power,2020,35(8):1706-1715.

circumference direction, and the deflection angle was related to the engine state. The model of “model prediction+flight test” can be used to evaluate the distortion characteristics of aircraft inlet completely, safety and efficiently, and it has good engineering practicability.

Key words: flight test; steady-state circumferential distortion index; inlet distortion; model evaluation; stability of engine

随着矢量推力技术与高性能涡扇发动机在新一代战斗机上的应用,使得飞机的飞行马赫数越来越高,大迎角、侧滑角等飞行机动性能更强,而造成进气道出口流场畸变强度增大,影响到发动机的工作稳定性,严重时可导致压气机失速、喘振,甚至发动机空中停车等不安全事故的发生^[1-4]。因此,飞机进气道流场畸变、压力损失系数等特性的研究成为新一代战斗机设计及试飞鉴定的关键内容,也是国内外学者高度重视的研究课题之一^[5]。

在国内,西北工业大学的吴虎、刘振侠,南京航空航天大学郭荣伟、胡骏、黄金泉等教授的课题组进行了进气道畸变特性仿真、预测及其对发动机稳定性相关影响的技术研究^[6-14]。空军工程大学、沈阳发动机研究所等单位在台架试验中利用插板形式进行了不同畸变特性的模拟及其对发动机稳定性的影响研究^[15]。中国飞行试验研究院依托系列飞机、发动机型号的设计定型试飞,进行了不同工况下的飞机进气道畸变强度测量及评估技术研究^[5]。

在国外,欧美等航空发达国家在包含畸变在内的进气道性能的仿真、测量试验方面投入了大量人力、物力开展相关技术研究,取得了巨大的研究成果^[16-21]。其中美国的 NASA 于 20 世纪 90 年代初启动了高稳定性发动机控制(high stability engine control, HISTEC)系统研究项目,该系统主要包括进气道畸变评估与发动机稳定性管理两部分内容,目的是在飞行中通过飞机的迎角、侧滑角等关键参数的测量来实时预测出进气道出口的畸变特性,作为发动机数控系统的输入变量,进行实时、量化的发动机稳定性控制与管理。

相比于国外在试飞中对进气道畸变特性的实时预测评估以及将预测结果与发动机稳定性融合控制的研究与应用,国内在飞机进气道畸变特性试飞鉴定评估中,依然采用加装全尺寸进气道测量靶进行测试评估试验理念。这种在试飞中加装进气道测量靶给飞行试验带来了安全隐患,特别是在高机动飞行中,这种介入式测量带来的气流扰动和安全隐患更为突出。

本文以某型飞机设计定型试飞为依托,结合装备预研航空工业联合基金项目,基于飞机进气道与发动机相容性科目飞行试验数据,采用响应曲面的试验设计方法,构建了进气道压力畸变特性预测模型,进行不同工况下试飞结果的预测及试飞验证评估研究,获得了较为精确的进气道畸变预测模型,探索并验证了“模型预测+飞行试验”的模式在完整、安全、高效地考核评估飞机进气道的畸变特性试飞中的可行性和合理性,为后续型号进气道流场畸变预测和相关的飞行试验提供技术参考。

1 研究方案与测量系统设计

1.1 预测的飞机进气系统介绍

某型歼击机是我国自行研制生产的重型制空战斗机,为我空军作战的主要力量。该型飞机进气系统采用翼下多元多波系外压式超声速进气道,进气道构型沿气流方向平直设计,唇口面为斜矩形,左右两侧进气道几何参数相同。为了满足在整个飞行包线范围内的进气道与发动机空气流量的匹配,该型进气道内部配备多级超声速压缩斜板,斜板板位开度由控制器根据环境温度、发动机转速等参数进行自动调节。进气道前端底部配备多级叶栅式辅助进气门,通过进气道内外压差自动调节辅助进气门的开度,以满足在飞机静止或低速滑行时、发动机中间及以上状态的较大空气流量需求。

1.2 研究方案

研究方案如图 1 所示。分为 3 步:第 1 步是对前期已有的该型号稳定平飞、爬升、盘旋等小机动工况下的进气道畸变飞行试验数据进行处理分析,并以试飞数据为基础进行进气道畸变模型构建技术研究,建立初步的进气道畸变模型;第 2 步在前期未参与建模试飞数据的基础上,加入盘旋机动、收敛转弯、俯冲拉起飞行等有限机动飞行试飞数据,进行模型预测结果的验证与修模,获得预测精度满足试飞结果评估要求的预测模型;第 3 步为针对特殊边界和半滚倒转、斤斗等高机动、大

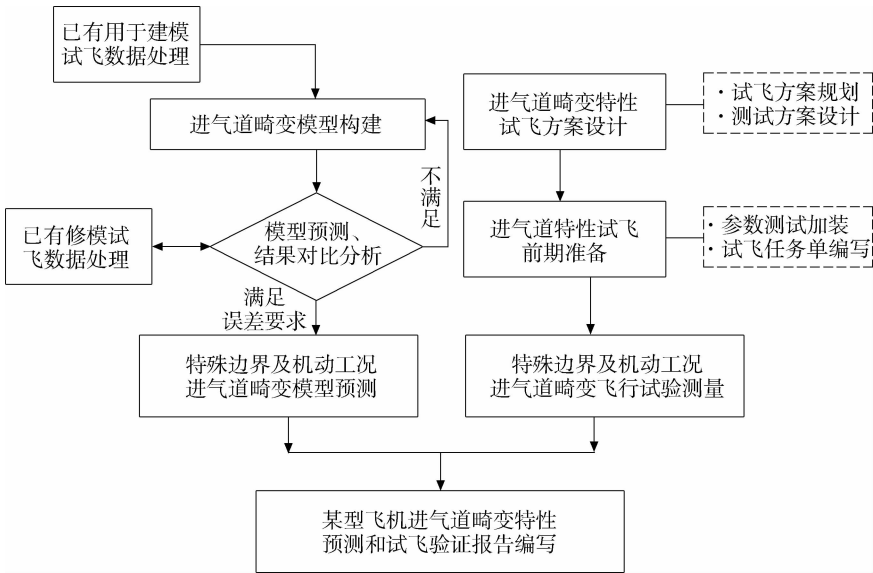


图 1 进气道畸变预测研究方案

Fig. 1 Scheme of the study for inlet distortion estimation

过载飞行等机动飞行工况,在前期包括试飞方案设计规划等技术准备以及进气道测试方案设计、加装与联校等准备工作的基础上,分别进行了该工况下的模型预测和飞行试验结果验证,进一步提高该型进气道畸变预测模型的精度和在特殊边界、大过载机动等工况的适用性和准确性。并在以上工作的基础上,完成该型飞机进气道畸变特性预测与试飞验证报告的编写。表 1 为进气道畸变特性预测与试飞验证工况规划表。

表 1 进气道畸变特性预测与飞行试验工况规划表
Table 1 Mission planning for inlet distortion estimation and flight test condition

序号	试飞工况	研究阶段
1	滑行、起飞、爬升(含爬升限)、 下滑及着陆	建模
2	典型高度速度平飞、平飞加减速, 发动机过渡态等	建模
3	典型高度、速度带迎角、侧滑角 飞行等	建模+修模
4	盘旋机动、收敛转弯、俯冲拉起 飞行等	修模+验证
5	斜板备份/手动功能检查	建模+修模
6	半滚倒转、斤斗等高机动、 大过载飞行等	验证

1.3 测试系统设计方案

本项目在试飞载机上加装了机载测试和遥测

等系统。遥测系统用于试飞中机上测试数据的实时预处理与地面监控站遥测数据交联,以便科研人员对飞机试飞关键数据进行实时远程监控。机载测试系统由传感器及信号调理单元、通用数据采集单元、机载 GPS 数据单元等组成,用于试飞中试验机测试参数的采集、记录等功能,为后续试飞数据的处理、结果评定提供数据依据。

为了在特殊边界和部分大过载试飞验证中获取该型飞机进气道出口压力畸变数据,在进气道出口截面上加装了进气道畸变测量系统,如图 2 所示。整个测量系统由 6 支周向等角度安装的测量耙和 6 个壁面静压测点组成,测量耙与壁面静压测点间隔分布。每支测量耙上等环面布置 5 个总静压测点、1 个总温测点与 1 个 $0.9R$ (R 为发动机进口截面半径)处的动态压力测点。其他测

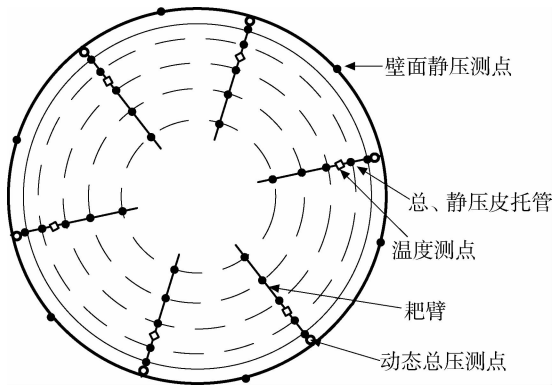


图 2 进气道畸变测量系统设计图

Fig. 2 Scheme of system for inlet distortion measurement

试参数包括进气道斜板角度、发动机各截面温度和压力、风扇及压气机转速等参数。在试验前,进行了管路气密性检查和整个测试系统的联校,确保了测试系统的测量精度。

图 3 为试飞中加装的进气道测量耙,装机前总静压受感部经过风洞试验校准,满足测试精度要求。



(a) 测量耙安装图

(b) 单支测量耙

图 3 进气道压力畸变测量耙

Fig. 3 Rake for the inlet pressure distortion characteristics measurement

2 进气道压力畸变预测建模

2.1 进气畸变强度指标与建模因子分析

采用综合压力畸变指数 W 、稳态周向畸变指数 $\Delta\sigma_0$ 、紊流度 ϵ 等 3 个参数作为建模的响应变量,具体定义如下。

综合压力畸变指数 W 由稳态周向畸变指数 $\Delta\sigma_0$ 和紊流度 ϵ 组成。即

$$W = \Delta\sigma_0 + \epsilon \quad (1)$$

稳态周向畸变指数 $\Delta\sigma_0$ 计算如下:

由于测点按照等环面布置,所以周向位置 φ 的径向平均总压为

$$p_r^*(\varphi) = \int_0^1 p^*(r', \varphi) dr' \quad (2)$$

式中 $p^*(r', \varphi)$ 是周向 φ 、径向 r' 处测得的总压。 $r' = r/r_{ti}$ 为发动机进口任一环半径与轮缘半径之比;得到径向平均总压沿周向分布曲线,对曲线上低于平均总压的低压区取平均值,公式如下:

$$p_{avl}^* = \frac{1}{\varphi_2 - \varphi_1} \int_{\varphi_1}^{\varphi_2} p_r^*(\varphi) d\varphi \quad (3)$$

再沿周向对 $p_r^*(\varphi)$ 取平均值,可得到流场的面平均总压如下:

$$p_{fav}^* = \int_0^1 p_r^*(\varphi) d\varphi \quad (4)$$

最后,稳态周向畸变指数按照下式来计算:

$$\Delta\sigma_0 = \left(1 - \frac{p_{avl}^*}{p_{fav}^*}\right) \times 100\% \quad (5)$$

紊流度 ϵ 是发动机进口截面 $r' = 0.9$ 处总压脉动方均根幅值沿周向的平均值,公式如下:

$$\epsilon = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \left\{ \frac{\left[\frac{1}{m} \sum_{j=1}^m (p_{tdi} - p_{tav})^2 \right]^{\frac{1}{2}}}{p_{tav}} \right\} \quad (6)$$

式中 n 为平均值中动态总压测点数; m 为数据样本量; p_{tdi} 为测点动态压力; p_{tav} 为测点动态压力平均值;通常影响战斗机进气畸变构型和畸变强度的因素包括飞机飞行高度、速度以及飞行姿态等。因此,在本文的预测建模中,选取飞行高度 H_p 、飞行马赫数 Ma 、迎角 α 、侧滑角 β 等 4 个表征飞行工况的参数作为畸变预测模型的影响因子。

2.2 基于响应曲面法的畸变建模方案

响应曲面法是一种解决多变量问题的统计学方法,利用合理的试验设计方法得到一定的数据,并使用多项式回归(或人工神经网络训练)得到系统自变量和响应特征之间的非线性关系^[22]。

响应曲面法解决非线性问题的主要步骤如下:①确定研究问题的合理设计空间,包括自变量的确定以及各自变量参数的变化范围;②构造多项式函数,对于大部分非线性问题,采用二次多项式逼近真实规律;③使用合理的试验设计方法,进行试验设计;④通过试验或者仿真计算等手段,得到各设计点的响应特征;⑤最小二乘法回归拟合多项式的系数,并做模型的适合性检验,在某些情况下,可能需要剔除一部分相关性较差的项,再次进行拟合^[23]。

假设某过程的相应变量 y 与多个自变量 $x_1, x_2, x_3, \dots, x_{n_0}$ 都具有函数关系

$$y = f(x_1, x_2, x_3, \dots, x_{n_0}) + \zeta \quad (7)$$

式中为 ζ 统计误差, n_0 为设计变量个数。

可以将其近似为如下二次多项式形式:

$$y^{(p)} = c_0 + \sum_i c_i x_i + \sum_{1 \leq i \leq j \leq n_0} c_{ij} x_i x_j \quad (8)$$

($p = 1, 2, \dots, n_s$)

式中 n_s 为试验次数; $x_1, x_2, x_3, \dots, x_{n_0}$ 为设计变量; $\mathbf{c} = [c_1 \ c_2 \ \dots \ c_{n_r}]^T$ 为回归系数矩阵,可由最小二乘法得到。

在求解上述二次多项式之前,需要采用合适的试验设计方法得到足够的响应变量样本。中心复合设计^[22]是响应曲面法分析中常用的试验设计方法,适用于影响因子数不大于 7 的试验,其试

验点包含中心点、顶点、轴向点 3 类。图 4 为影响因子数 $k=2$ 的复合设计方法试验点分布图。

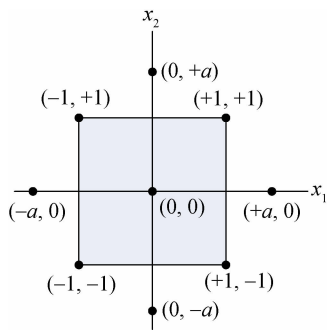


图 4 $k=2$ 的中心复合设计试验点分布
Fig. 4 Test points distribution of central composite design method with $k=2$

响应曲面生成后,需要对每一个自变量利用 P 值进行显著性检验, P 值可以简单认为是“该自变量对统计结果完全不产生影响”这一事件发生的概率,工程中一般要求 $P<0.05$ 以表明其显著性,即在 95% 的置信区间内可以认为该自变量对于模型的预测结果影响显著。

同时为判断响应面的近似程度,采用校正决定系数 R^2 对其预测能力进行评估,工程中足够的逼近模型通常要求模型的 $R^2\geq 0.8$ 。

$$R^2=1-\frac{S_{\text{se}}}{S_{\text{st}}}$$

(9)

式中 S_{se} 是误差平方和, S_{st} 是总平方和。

$$S_{\text{se}}=\sum_{i=1}^{n_s}(y_i-y_i^{(p)})^2$$

(10)

$$S_{\text{st}}=\sum_{i=1}^{n_s}y_i^2-\frac{\left(\sum_{i=1}^{n_s}y_i^{(p)}\right)^2}{n_s}$$

(11)

2.3 畸变预测模型的建立与求解

基于响应曲面法的原理与本项目畸变预测建模方案,并综合考虑模型求解难度与模型预测精度要求,对于这种非线性问题,采用以下二次多项式方程进行:

$$y^{(p)}=c_0+\sum_i c_i x_i+\sum_{1\leq i\leq j\leq n_0} c_{ij} x_i x_j$$

$$(p=1,2,\cdots,n_s)$$

(12)

求解上述 n_0 个变量的二次回归方程式,需要确定 $q=C_{n_0+2}^2$ 个系数,因此试验次数就至少不能小于 q 。在响应曲面法中,通常需要选取合适的试验方法来获取求解方程所需的样本,本文进行模型样本选取时,采用中心复合设计方法,利用该方法得到的样本点设计域如表 2 所示,设计域的设置基本涵盖了飞行包线中的所有区域,表中设计变量 x_1 、 x_2 、 x_3 、 x_4 分别对应影响因子 H_p 、 Ma 、 α 、 β 。

表 2 样本点设计域

Table 2 Design domain of sample points

设计变量	$-a$	-1	0	1	a
x_1	3	5	8	11	13
x_2	0.4	0.6	0.9	1.2	1.4
$x_3/(\circ)$	1	3	6	9	11
$x_4/(\circ)$	-5	-3	0	3	5

在设计域范围内,依据中心复合设计方法所确立的原则,本文在已有的飞机进气道/发动机相容性试飞数据中选取特定飞行高度 H_p 、飞行马赫数 Ma 、迎角 α 、侧滑角 β 及其组合条件下的稳态周向畸变指数 $\Delta\sigma_0$ 、综合压力畸变指数 W 。在取得的样本点基础上,进行二次多项式的响应曲面拟合,初次拟合的结果如表 3 所示,表中 F 表示 F 检验统计量值。

分析结果表明整个模型的显著性良好,但部分项的显著性检验 P 值大于 0.05,应予以剔除。剔除不显著项后再次进行拟合,得到的拟合结果如表 4 所示,模型及各子项均满足 $P<0.05$,模型的校正决定系数 $R^2=0.801$,也满足 $R^2\geq 0.8$ 的要求,表明该模型足够逼近原始问题,可以用来预测非试验点的响应值。

表 3 初次拟合结果分析
Table 3 Analysis of first fitting result

参数	平方和	均方值	F	P	检验结果
$y^{(p)}$	0.012	8.442×10^{-4}	4.72	0.0025	显著
x_1	1.309×10^{-3}	1.309×10^{-3}	7.33	0.0162	
x_2	1.988×10^{-3}	1.988×10^{-3}	11.12	0.0045	
x_3	2.861×10^{-3}	2.861×10^{-3}	16.01	0.0012	

续表					
参数	平方和	均方值	F	P	检验结果
x_4	-1.74×10^{-18}	-1.74×10^{-18}	-9.71×10^{-15}	1	
x_1x_2	1.562×10^{-4}	1.562×10^{-4}	0.87	0.3646	
x_1x_3	7.225×10^{-5}	7.225×10^{-5}	0.4	0.5345	
x_1x_4	0	0	0	1	
x_2x_3	2.25×10^{-6}	2.25×10^{-6}	0.013	0.9122	
x_2x_4	0	0	0	1	
x_3x_4	-1.74×10^{-18}	-1.74×10^{-18}	-9.71×10^{-15}	1	
x_1^2	1.781×10^{-5}	1.781×10^{-5}	0.1	0.7566	
x_2^2	3.063×10^{-3}	3.063×10^{-3}	17.14	0.0009	
x_3^2	1.243×10^{-3}	1.243×10^{-3}	6.95	0.0187	
x_4^2	8.291×10^{-4}	8.291×10^{-4}	4.64	0.0479	
残差	2.681×10^{-3}	1.787×10^{-4}			
失拟	2.68×10^{-3}	2.68×10^{-4}	1608.23	<0.0001	显著
纯误差	8.333×10^{-7}	1.667×10^{-7}			
总离差	0.014				

表 4剔除不显著项后的拟合结果分析					
Table 4 Analysis of fitting result excluding inapparent items					
参数	平方和	均方值	F	P	检验结果
$y^{(p)}$	0.012	1.653×10^{-3}	12.41	$<1\times10^{-4}$	显著
x_1	1.31×10^{-3}	1.309×10^{-3}	9.83	4.8×10^{-3}	
x_2	1.99×10^{-3}	1.99×10^{-3}	14.93	8×10^{-4}	
x_3	2.86×10^{-3}	2.86×10^{-3}	21.48	1×10^{-4}	
x_4	-1.7×10^{-18}	-1.74×10^{-18}	-1.3×10^{-14}	1	
x_2^2	3.052×10^{-3}	3.05×10^{-3}	22.92	$<1\times10^{-4}$	
x_2^2	1.235×10^{-3}	1.24×10^{-3}	9.27	5.9×10^{-3}	
x_4^2	8.225×10^{-4}	8.23×10^{-4}	6.18	0.021	
残差	2.93×10^{-3}	1.33×10^{-4}			
失拟	2.929×10^{-3}	1.72×10^{-4}	1033.75	$<1\times10^{-4}$	显著
纯误差	8.333×10^{-7}	1.67×10^{-7}			
总离差	0.014				

获得的预测模型包含常数项、飞行高度 H_p 、飞行马赫数 Ma 、迎角 α 、侧滑角 β 的一次项以及 Ma 、 α 、 β 的二次项。

3 畸变预测试飞验证结果分析

3.1 基于已有数据的预测模型初步验证分析

采用该型号鉴定试飞进气道数据中未参与建

模的数据点对拟合结果进行验证,验证工况点 106 个。表 5 为典型工况下模型预测与试飞数据结果对比。

结果表明:稳态周向畸变指数 $\Delta\sigma_0$ 最大预测误差为 20.58%、平均误差为 7.99%,综合压力畸变指数 W 最大预测误差为 10.16%,平均误差为 4.21%。结果吻合良好,模型预测能够满足进气

表 5 典型工况进气模型预测与飞行试验数据结果对比

Table 5 Comparison between the predicted result and flight test data in typical conditions

H_p/km	Ma	$\alpha/(^{\circ})$	$\beta/(^{\circ})$	$\Delta\sigma_0/\%$			$W/\%$		
				试飞	预测	误差	试飞	预测	误差
12.9	1.2	-0.4	0.3	0.68	0.82	20.58	1.87	2.06	10.16
13.0	0.8	5.1	5.0	1.32	1.29	2.27	2.76	2.71	1.81
8.0	0.8	0.3	-0.9	0.74	0.62	16.22	1.98	1.79	9.59
13.0	0.8	7.4	4.6	1.51	1.43	5.29	2.89	2.83	2.07
10.9	0.8	2.1	-4.6	0.92	1.00	8.69	2.15	2.25	4.65
8.0	0.8	0.5	1.4	0.97	0.92	5.15	2.11	2.12	0.47
13.0	0.8	7.7	-5.1	1.61	1.64	1.86	3.07	3.06	0.32
11.0	0.8	5.7	4.3	1.4	1.50	7.14	2.74	2.85	4.01
11.1	0.8	5.5	0.1	1.1	1.17	6.36	2.32	2.42	4.31
11.0	0.8	5.5	2.8	1.2	1.13	5.83	2.45	2.35	4.08
5.5	0.5	8.0	-0.1	3.92	3.74	4.59	5.16	5.02	2.71
5.5	0.5	5.0	-0.6	3.74	3.59	4.01	4.98	4.87	2.21

道畸变特性的鉴定要求。

本项目建立的进气道畸变预测模型以飞行高度 H_p 、飞行马赫数 Ma 、迎角 α 、侧滑角 β 作为输入参数进行建模,其模型构建中涉及的进气道气动构型是影响预测结果的关键因素,因此,该进气道预测模型适用于采用翼下二元多波系外压式超声速进气道的系列飞机进气道畸变预测评估。

3.2 畸变随飞行迎角预测及试飞验证结果分析

在飞行包线范围内,分别采用飞行试验和模型预测的方法,获得了不同飞行高度、飞行马赫数和飞行姿态下的进气道出口总压畸变数据结果。

图 5 为飞行高度 $H_p=13\text{km}$ 、 $Ma=0.46$ 、 β 接近 0° 、发动机中间状态时进气道稳态周向畸变指数 $\Delta\sigma_0$ 随飞行迎角的变化曲线,从图中可以看出,进气道出口的稳态周向畸变指数整体随飞行迎角的增大而上升,在小迎角区域, $\Delta\sigma_0$ 随迎角上升较明显,在迎角 $\alpha=8^{\circ}$ 之后又随着迎角增大缓慢上升,总体变化趋于平缓。模型预测结果与试飞测量数据计算结果变化趋势基本一致,吻合较好。

图 6(a)、图 6(b)所示为 $H_p=5.5\text{km}$ 、 $Ma=0.4$ 条件下,迎角 α 分别为 10.2° 、 17.9° 时,发动机中间状态进气道出口总压畸变图谱。比较两幅不同迎角的等压线图谱,可以看出相对于迎角 α 为 10.2° 时图谱,迎角 $\alpha=17.9^{\circ}$ 时压力均匀度变差,可知稳态畸变强度增大,但在该迎角范围内,

流场的畸变构型没有明显变化。另外,在大迎角飞行时,进气道出口截面明显产生“半月”型低压区,该低压区的形成是由于在大迎角飞行时,进气道入口下壁面区域附面层分离后,沿进气道流程逐步分离扩散,最终在发动机的进口截面下半区域形成低压区。

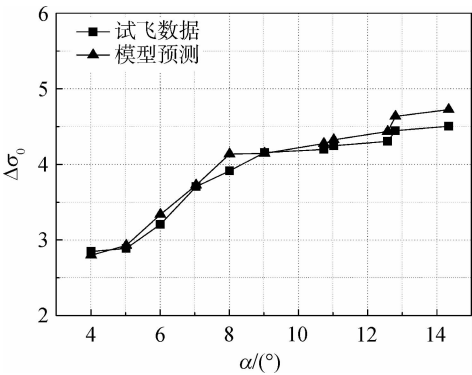
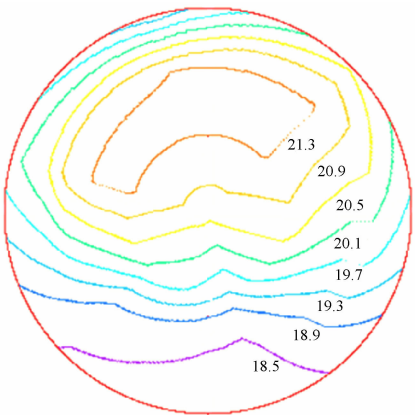


图 5 $\Delta\sigma_0$ 随飞行迎角的变化曲线

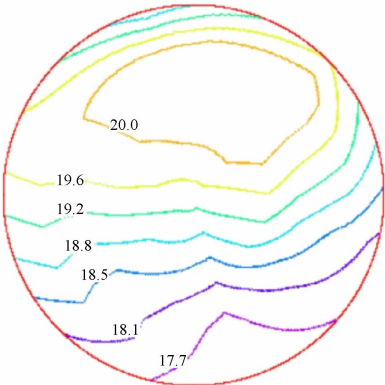
Fig. 5 $\Delta\sigma_0$ change curve with the angle of attack

3.3 畸变随飞行侧滑角预测及试飞验证结果分析

图 7 为 $H_p=6.5\text{km}$ 、 $Ma=0.46$,在小迎角区域、发动机中间状态时,进气道出口稳态周向畸变指数 $\Delta\sigma_0$ 随飞行侧滑角的变化曲线。可以看出:进气道出口的稳态周向畸变指数随飞行侧滑角的变大而增加,这是因为随着侧滑角的增大,进气道内壁面上的附面层分离导致进气条件逐渐恶劣,



(a) $\alpha=10.2^\circ$



(b) $\alpha=17.9^\circ$

图 6 典型大迎角飞行下进气道出口等压线图谱
Fig. 6 Typical isobaric profile of inlet outlet at high angle of attack

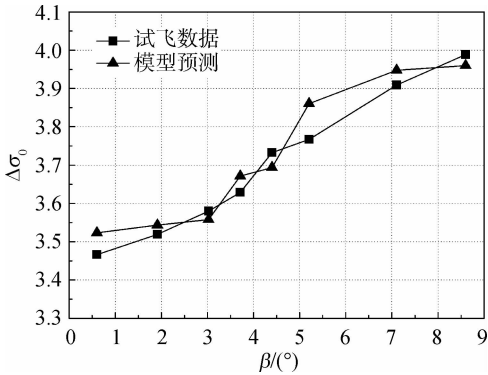


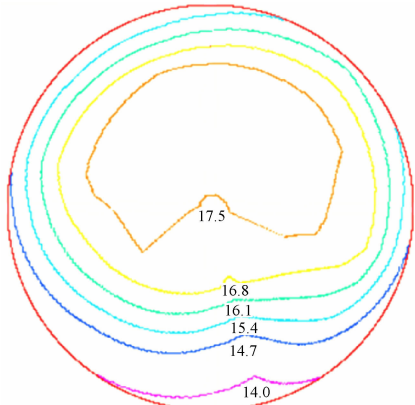
图 7 $\Delta\sigma_0$ 随飞行侧滑角变化曲线

Fig. 7 $\Delta\sigma_0$ change curve with the angle of sideslip

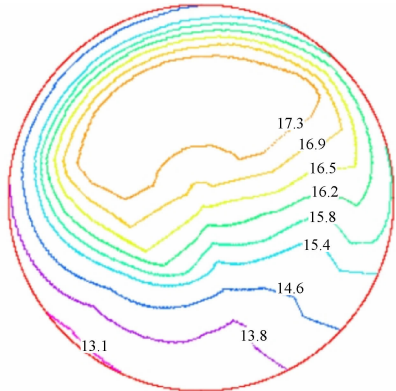
使得稳态周向畸变指数增高。模型预测与试飞测量数据计算结果变化趋势一致,结果较吻合。

图 8(a)、图 8(b)所示为飞行高度 $H_p=8\text{ km}$ 、飞行马赫数 $Ma=0.6$ 条件下,侧滑角 β 分别为 2.7° 、 10.4° 时,发动机中间状态进气道出口总压畸变图谱。可以看出:随着飞行侧滑角的增大,气流分离进一步增强,进气道截面低压区范围明显

变大,压力畸变强度增大。另外,在大侧滑飞行时,进气道出口截面上也出现了较大面积的低压区,但在侧向气流的影响下,流场内的压力梯度从左上向右下逐步变疏,呈现高、低压区向同一侧“挤压”的现象,分析可知,此时处于带迎角的收敛转弯飞行,进气道内壁面的附面层分离区位于左下方,沿进气道流程逐步分离扩散形成二次流以及在发动机抽吸作用下,最终在发动机进口截面形成“半月”型低压区,该低压区位置在压气机旋转效应影响下向右方向偏转,这也是造成进气道畸变构型图谱在风洞吹风与飞行试验相差异的地方。



(a) $\beta=2.7^\circ$



(b) $\alpha=10.4^\circ$

图 8 典型大侧滑角飞行下进气道出口等压线图谱
Fig. 8 Typical isobaric profile of inlet outlet at high angle of sideslip

图 9 为 $H_p=5.5\text{ km}$ 、 $Ma=0.46$ 、 $\alpha=12.0^\circ$ 、 $\beta=-7.8^\circ$,发动机中间状态时进气道出口等压线图谱,从图中可以看出:当迎角、侧滑角叠加时,低压区面积比单纯大迎角或侧滑角飞行时更大,且压力梯度的不均匀度提高,可知进气道出口流场总压畸变更严重。

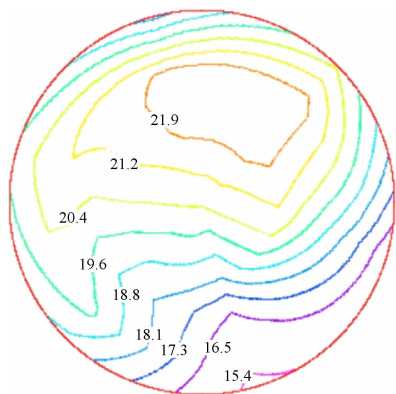


图9 典型迎角与侧滑角下进气道出口等压线图谱

Fig. 9 Typical isobaric profile of inlet outlet at high angle of attack and angle of sideslip

4 结 论

引入了“模型预测+飞行试验”的研究方案,采用基于响应曲面的试验设计方法,构建了基于试飞数据进气道压力畸变特性预测模型,进行不同飞行工况下进气道畸变特性模型预测与飞行试验研究。通过对数据的整理计算与分析,得出以下结论:

1) 所建立的进气道畸变特性预测模型与试验测量值相比,综合压力畸变指数 W 平均相对误差为 4.21%,稳态周向畸变指数 $\Delta\sigma_0$ 平均相对误差为 7.99%,结果吻合良好,能够满足对该型进气道结果的预测要求;

2) 大迎角、侧滑及其组合飞行时,进气道内部附面层气流分离是造成进气道出口畸变的主要因素;

3) 进气道出口低压区的位置与迎角、侧滑角相对应,并在周向上向压气机的旋转方向上有小范围偏转;

4) 采用“模型预测+飞行试验”的模式能够完整、安全高效地考核评估飞机进气道的畸变特性,具有很好的工程适用性。

参考文献:

- [1] 廉筱纯,吴虎.航空发动机原理[M].西安:西北工业大学出版社,2005.
- [2] 刘大响,叶培梁,赵景芸,等.航空发动机设计手册:第7册进排气装置[M].北京:航空工业出版社,2000.
- [3] 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.
- [4] 赵鹤书.飞机进气道气动原理[M].北京:国防工业出版社,1989.
- [5] 赵海刚,屈霖云,姜健,等.高机动飞行下进气道/发动机相

容性试验研究[J].航空动力学报,2010,25(9):2077-2082.

ZHAO Haigang, QU Jiyun, JIANG Jian, et al. The flight test of inlet/engine compatibility during rapidly changing aircraft maneuvers[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(9):2077-2082. (in Chinese)

[6] 杜建建,李舜酩,方立成.进气畸变与旋转失速诱导叶片振动的相关性分析[J].航空动力学报,2011,26(11):2623-2629.

DU Jianjian, LI Shunming, FANG Licheng. Correlation analysis of blade vibration induced by inlet distortion and rotating stall[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(11):2623-2629. (in Chinese)

[7] 芮长胜,吴虎.周向总压畸变条件下多级轴流压气机失速首发级预测分析[J].航空发动机,2011,37(5):49-52.

RUI Changsheng, WU Hu. Prediction analysis of first stall stage of multistage axial flow compressor with circumferential total pressure distortion[J]. Aeroengine, 2011, 37(5):49-52. (in Chinese)

[8] 刘振侠,郭东明,张丽芬,等.S形进气道流场数值模拟[J].航空动力学报,2006,21(6):2315-2319.

LIU Zhenxia, GUO Dongming, CHANG Lifan, et al. Numerical simulation of flow field for supersonic S-shaped inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(6):2315-2319. (in Chinese)

[9] 黄金泉,仇小杰,鲁峰,等.航空发动机性能恢复控制方法[J].航空动力学报,2012,27(7):1595-1604.

HUANG Jinquan, QIU Xiaojie, LU Feng, et al. Performance recovery control method for aircraft engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(7):1595-1604. (in Chinese)

[10] 王健康,张海波,陈可,等.基于喘振裕度估计模型的发动机高稳定性控制[J].航空动力学报,2013,28(9):2145-2154.

WANG Jiankang, ZHANG Haibo, CHEN Ke, et al. The high stability control of engine based on surge margin estimation model[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(9):2145-2154. (in Chinese)

[11] 陈霆昊,张海波,孙健国.基于攻角预测模型的航空发动机高稳定性控制[J].航空动力学报,2010,25(7):1676-1682.

CHEN Tinghao, ZHANG Haibo, SUN Jianguo. Aero-engine high stability control scheme design based on angle of attack predictive model[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(7):1676-1682. (in Chinese)

[12] 谢文忠,郭荣伟.腹下无隔道大偏距S弯进气道流场特性[J].航空学报,2008,29(6):1453-1459.

XIE Wenzhong, GUO Rongwei. Flow field of ventral diverterless high offset S-shaped inlet at transonic speeds[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(6):1453-1459. (in Chinese)

[13] 胡骏,赵运生,丁宁,等.进气畸变对大涵道比涡扇发动机稳定性的影响[J].航空发动机,2013,39(6):6-12.

HU Jun, ZHAO Yunsheng, DING Ning, et al. Investiga-

tion of influence of inlet distortion on high bypass ratio turbofan engine stability[J]. *Aeroengine*, 2013, 39(6): 6-12. (in Chinese)

[14] 吴斌,黄金泉,叶巍,等. 涡扇发动机进口畸变条件下的优化控制规律[J]. *航空动力学报*, 2015, 30(3): 746-753.
WU Bin, HUANG Jinquan, YE Wei, et al. Optimized control scheme for turbofan engine under inlet distortion conditions[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2015, 30(3): 746-753. (in Chinese)

[15] 江勇,陈戈,孔卫东,等. 某型航空发动机对插板式进气畸变的响应[J]. *空军工程大学学报(自然科学版)*, 2011, 12(3): 1-5.
JIANG Yong, CHEN Ge, KONG Weidong, et al. An aero-engine response to the inserted-board air flow inlet distortion[J]. *Journal of Air Force Engineer University (Natural Science)*, 2011, 12(3): 1-5. (in Chinese)

[16] MELICK H C, YBARRA A H. Estimating maximum instantaneous distortion from inlet total pressure RMS measurement[R]. AIAA 78-970, 1978.

[17] DELAAT J C, SOUTHWICK R D, GALLOPS G W. High stability engine control[R]. AIAA 96-2586, 1996.

[18] ORME J S, DELAAT J C, SOUTHWICK R D, et al. Development and testing of a high stability engine control system[R]. NASA-TM-1998-206562, 1998.

[19] DELAAT J C, SOUTHWICK R D, GALLOPS G W, et al. High stability engine control system(HISTEC) program: flight demonstration phase[R]. AIAA 98-3756, 1998.

[20] SOUTHWICK R D, GALLOPS G W. High stability engine control system (HISTEC) flight test results [R]. AIAA 98-3757, 1998.

[21] COUSINS W T, DAVIS M W. Evaluating complex inlet distortion with a parallel compressor model: Part 1 concepts, theory and limitations[R]. ASME Paper 2011-GT-45067-45068, 2011.

[22] MONTGOMERY D C. 试验设计与分析[M]. 傅钰生, 译. 北京: 中国统计出版社, 1998: 563-575.

[23] 郭勤涛, 张令弥, 费庆国. 用于确定性计算仿真的响应曲面法及其试验设计研究[J]. *航空学报*, 2006, 27(1): 55-61.
GUO Qintao, ZHANG Lingmi, FEI Qingguo. Response surface method and its experimental design for deterministic computer simulation[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2006, 27(1): 55-61. (in Chinese)

(编辑:陈 越)