

进气总压畸变对某型涡扇发动机性能的影响

程邦勤, 王旭, 陶增元
(空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

摘要:基于多扇区平行压气机理论,对采用俄罗斯的可移动扰流板畸变试验的涡扇发动机,进行了气动稳定性及性能的数值模拟,结果表明畸变使得发动机稳定工作裕度降低、推力下降、耗油率增加。

关键词:总压畸变;涡扇发动机;平行压气机模型;数值模拟

中图分类号:V23 **文献标识码:**A **文章编号:**1009-3516(2004)04-0004-04

研究表明,在飞机推进系统的工作过程中,进气道出口流场均存在着压力、温度、速度等在空间和时间上的不均匀性,即流场畸变。这种畸变的流场会对发动机的性能、气动稳定性和结构完整性等方面造成严重的影响。本文运用多扇区平行压气机理论^[1],对采用俄罗斯的可移动扰流板畸变试验的涡扇发动机,进行了该发动机的气动稳定性及性能的数值模拟。

1 多扇区平行压气机模型的描述

根据试验测得的流场分布,将发动机的轴流压气机划分为4个扇区(非均匀分布):一个高压区A(基本上为均匀进气),3个低压区(B、D为过渡到低压区,C为完全低压区),将这些子扇区看成假设的流管,从进口通过压气机顺着流路一直到出口。通常,气流进入和离开压气机不是在同一周向位置,而是扭转一定角度,其扭转角同叶片安装角和转子转速有关,每一子扇区的流量由其边界条件以及该子扇区内均匀进气压气机特性确定。

对单轴涡喷发动机而言,出口边界条件为压气机出口静压相等,对双轴涡喷(涡扇)发动机的低压压气机(风扇)出口,此条件不成立。因低压压气机(风扇)级数少,畸变衰减较慢,加之出口环形空间太小,其后的高压压气机必然对低压压气机(风扇)出口参数有强烈影响,所以低压(风扇)出口不仅仍存在总压、静压畸变,还生成了总温畸变。本模型由流量连续原理,通过迭代方法考虑了高低压转子间的匹配,求出低压压气机(风扇)出口参数的周向分布。

本模型还假定:①各子压气机相互独立,在压缩过程中没有气流的相互掺混;②各子压气机都在均匀进气条件下工作;③各子压气机的出口气流排入一个共同的容腔内;④当某一子压气机的压比到达稳态失速压比时,就认为整台压气机进入不稳定工作状态。

2 畸变进气的某涡扇发动机数值分析

2.1 计算模型

依据平行压气机理论,利用均匀进气涡扇发动机共同工作方程求解方法,就可对具有畸变进气下的涡扇发动机气动稳定性及性能^[2-3]进行计算,计算模型见图1。其中A为均匀进气的子压气机,B、C、D为畸变进

收稿日期:2003-12-05

作者简介:程邦勤(1971-),男,安徽怀宁人,讲师,博士,主要从事航空发动机稳定性及气动热力研究;

王旭(1957-),男,陕西武功人,教授,主要从事计算流体力学研究;

陶增元(1936-),男,湖北武汉人,教授,博士生导师,主要从事航空发动机性能、稳定性、可靠性等研究。

气子压气机。各子压气机彼此独立,没有周向掺混。高压子压气机 A 以低压子压气机 A 的出口条件为进口条件(其余子压气机类同)。在各高压子压气机出口,假想存在一个混合室,从各子压气机流出的总压、速度不同的气流,在混合室内,混合成均匀流。然后流过燃烧室,涡轮,加力燃烧室,尾喷管,完成热力循环。

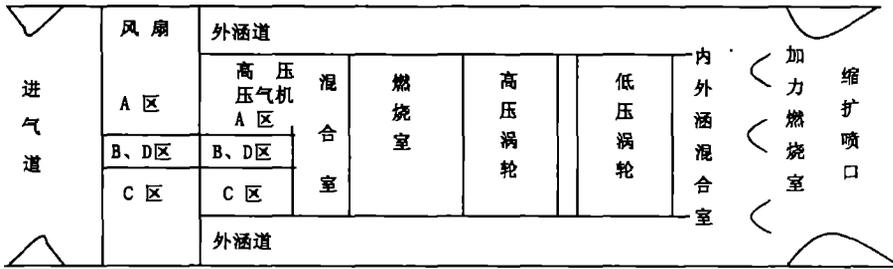


图1 畸变进气的涡扇发动机计算模型

2.2 计算方法

畸变条件下涡扇发动机性能及气动稳定性计算的已知条件:①压气机进口畸变谱;②涡扇发动机各部件特性;③涡扇发动机调节规律。

高压压气机进口条件为风扇出口的核心发动机部分。外涵道出口流场均匀。

从计算模型图可以看出,畸变进气计算与均匀进气计算的主要区别在于子压气机的计算,由原来的一个压气机分成四个平行子压气机,在压气机后假想有一个混合室。其余部件的计算已在均匀进气模型中描述过^[4],因此,下面仅以压气机和混合室的计算为例。高、低压压气机计算方法类似,这里以低压压气机为例。

低压压气机的进口条件由扰流板畸变试验测得的流场分布确定,各子压气机的进口气流参数便已知。各子压气机的计算与均匀进气压气机相同,根据给定的低压转子的相对换算转速 $\bar{n}_{L,cor}$,进口温度 T_2^* ,各子压气机试取的增压比 $\pi_{KL,A} \sim \pi_{KL,B} \sim \pi_{KL,C} \sim \pi_{KL,D}$,即可求出各子压气机的出口参数: $P_{22,i}^* \sim T_{22,i}^* \sim P_{22,i} \sim T_{22,i} \sim m_{a22,i}$ 。整个低压压气机的工作状态由各子压气机的工作状态联合确定。本文采用质量平均方法确定整台压气机的工作状态的。实际低压压气机出口参数可确定如下:

$$\text{流量: } m_{a22} = m_{a22,A} \left(1 - \sum_{i=1}^3 \theta_i/360\right) + \sum_{i=1}^3 (m_{a22,i} \theta_i/360);$$

$$\text{总压: } (P_{22}^* = P_{22,A}^* m_{a22,A} \left(1 - \sum_{i=1}^3 \theta_i/360\right) + \sum_{i=1}^3 (P_{22,i}^* m_{a22,i} \theta_i/360)) / m_{a22};$$

$$\text{总温: } T_{22}^* = (m_{a22,A} \left(1 - \sum_{i=1}^3 \theta_i/360\right) + \sum_{i=1}^3 (T_{22,i}^* m_{a22,i} \theta_i/360)) / m_{a22}。$$

高压压气机计算与低压压气机不同之处在于各高压子压气机进口条件是对应低压子压气机出口条件。试选参数为各子压气机增压比 $\pi_{KL,A} \sim \pi_{KL,B} \sim \pi_{KL,C} \sim \pi_{KL,D}$,按质量平均原则可确定出口流量 m_{a3} ,总温 T_3^* ,总压 P_3^* 及各子压气机出口静压 $P_{3,i}$ 。

对混合室计算假设:①各子压气机气流进入混合室时,流动方向平行,并且在进口截面上各自均匀分布,静压相等;②气流在混合室出口截面完全混合;③混合室是等截面的(对于变截面混合室,可认为先在等截面混合,然后扩张或收缩);④不计混合时的散热和摩擦损失。

混合室计算有如下方程:

$$\text{连续方程: } m_{a3,A} + \sum_{i=1}^3 m_{a3,i} = m_{a3};$$

$$\text{能量方程: } m_{a3,A} h_{a3,A} + \sum_{i=1}^3 m_{a3,i} h_{a3,i} = m_{a3} h_{a3};$$

$$\text{动量方程: } P_{3,A} F_{3,A} + \sum_{i=1}^3 P_{3,i} F_{3,i} + m_{a3,A} V_{3,A} + \sum_{i=1}^3 m_{a3,i} V_{3,i} = P_3 F_3 + m_{a3} V_3。$$

式中: h_a 为气体的焓, F 为各子压气机的截面积, V 为各子压气机出口速度。求得出口参数 P_3^* 、 T_3^* 、 m_{a3} 。

至此,畸变进气模型从进口到出口即可逐步计算。试取参数由均匀进气的5个变为11个,高、低压压气机增压比变为 $\pi_{KL,A} \sim \pi_{KL,B} \sim \pi_{KL,C} \sim \pi_{KL,D} \sim \pi_{KH,A} \sim \pi_{KH,B} \sim \pi_{KH,C} \sim \pi_{KH,D}$ 。检验方程由5个也变为11个,在原来的基础

上,增加的6个检验方程为:

$$m_{aH,A} - m_{a22,A} = 0; m_{aH,B} - m_{a22,B} = 0; m_{aH,C} - m_{a22,C} = 0。$$

$$P_{3,A} - P_{3,B} = 0; P_{3,A} - P_{3,C} = 0; P_{3,A} - P_{3,D} = 0。$$

由 $N + 1$ 残量法求解该非线性方程组,即可得到畸变进气条件下涡扇发动机的共同工作点。

2.3 进气畸变对涡扇发动机性能与气动稳定性的影响

本文模拟计算了畸变扇形角为 169° (A 区为 191° , B 区为 35° 和 C 区为 30° , D 区为 104° , 各区角度范围与图 1 的示意相似), 综合畸变指数 $W = 7.16\%$, 进气畸变对某涡扇发动机稳态共同工作线及性能与气动稳定性的影响, 并与均匀进气下的相应参数进行了比较。

图 2 和图 3 分别表示了畸变及均匀进气下, 涡扇发动机稳态共同工作线在风扇和高压压气机特性图上的分布位置(图中点划线表示畸变进气, 实线表示均匀进气)。从图中可以看出, 畸变进气使得压气机稳定工作范围缩小, 工作线左移, 压气机的喘振裕度和效率下降, 发动机工作稳定性变差。

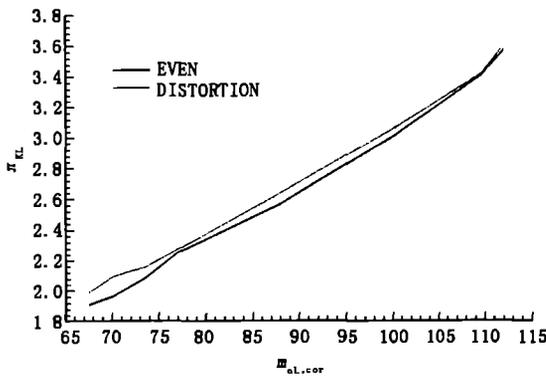


图 2 低压转子共同工作线随换算流量的变化

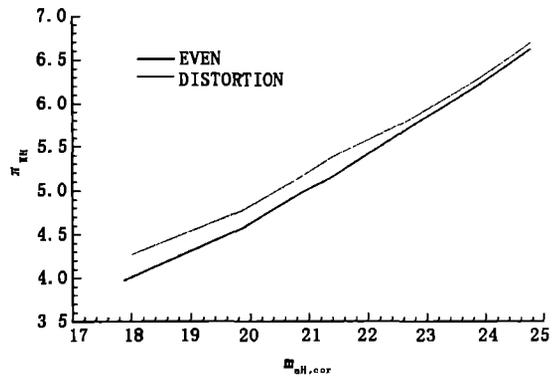


图 3 高压转子共同工作线随换算流量的变化

图 4 和图 5 分别表示了均匀进气及畸变进气发动机稳态性能参数随低压转子相对转速的变化。由图可知, 畸变进气后, 发动机的推力减小, 燃油消耗率增大。这主要是因为实际空气流量及增压比减小, 导致推力总是低于均匀进气时的值, 而涡轮前温度增加, 致使燃油消耗率总是高于均匀进气时的值。

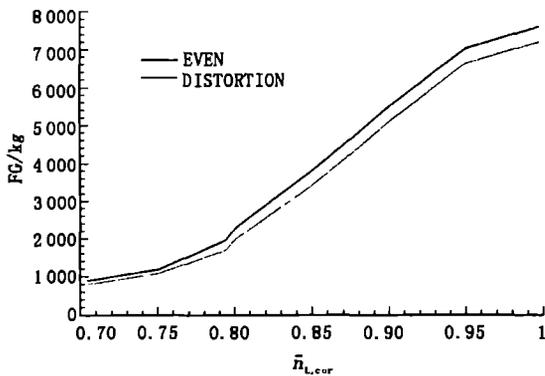


图 4 推力随换算转速的变化

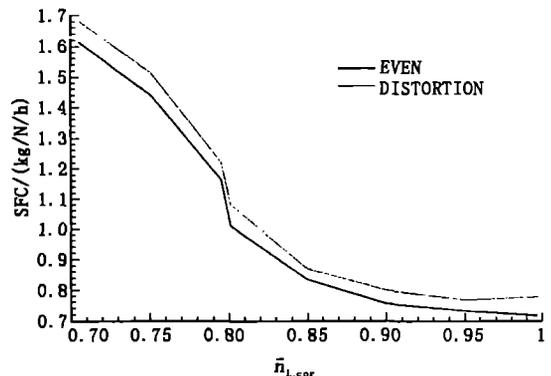


图 5 燃油消耗率随换算转速的变化

表 1 为相对转速 $\bar{n}_{L,cor} = 85\%$, 90% 和 95% 状态, 畸变角为 169° , 综合畸变指数 $W = 7.16\%$ 时, 风扇喘振裕度损失的数值模拟值与试验值的比较。由表 1 可见, 模拟值与试验值趋势一致, 与试验结果^[5] 基本相符, 但存在一定的误差, 且模拟值皆偏大, 这说明压气机提前失速, 模拟结果有些保守。这主要是由于模拟假设条件的限制, 采用改进的多扇区平行压气机模型可提高模拟的精确度。

表 1 风扇喘振裕度损失 (%)

	$\bar{n}_{L,cor} = 85\%$	$\bar{n}_{L,cor} = 90\%$	$\bar{n}_{L,cor} = 95\%$
试验值	9.666	13.246	7.948
模拟值	10.152	13.953	8.652
误差	5.03	5.37	8.85

3 结论

通过对畸变进气与均匀进气下某涡扇发动机性能及气动稳定性的数值模拟,可得到如下结论:

- 1)分析了进气总压畸变对某涡扇发动机的气动稳定性影响:高、低压转子共同工作线左移,喘振裕度降低,喘振裕度损失增大。
- 2)分析了进气总压畸变对某涡扇发动机的性能影响:流量减小,推力下降,耗油率增加。
- 3)模拟值与试验转速下的喘振裕度损失相比较,有些偏大,模拟结果偏于保守。

参考文献:

- [1] Mazzawy R S. Multiple Segment Parallel Compressor Model for Circumferential Flow Distortion[R]. AGARD CP - 177, 1976.
- [2] Mazzawy R S, Banks G A. Circumferential distortion Modeling of the TF30 - P3 Compression System[R]. NASA CR - 135124, 1977.
- [3] Bobbala GA. Effect of Steady - State Pressure Distortion on Stall Margin of a J85 - 21 Turbine Engine[R]. NASA - TM - 79123, 1979.
- [4] 程邦勤. 某涡喷与涡扇发动机进气总压畸变实验研究与数值模拟[D]. 西安: 空军工程大学工程学院, 2000.
- [5] 张百灵, 李 军, 李晓勇. 某型涡扇发动机稳定性试验[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2003, 4(6): 14 - 16.

(编辑: 姚树峰)

Effect of Inlet Total Pressure Distortion on the Performance of a Certain - type Turbofan Engine

CHENG Bang - qin, WANG Xu, TAO Zeng - yuan

(The Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an, Shaanxi 710038, China)

Abstract: A distortion generator with a moveable sliding board generates a distorted flow field. The inlet total pressure distortion tests are completed on a dual - spool turbofan engine. Based on multiple segment parallel compressor model, the numerical simulation of the aerodynamic stability and performance of turbofan engine are conducted. The results show that the distortion makes the steady operation range of the turbofan reduce, the engine's thrust decrease, and the specific fuel consumption increase.

Key words: total pressure distortion; turbofan engine; parallel compressor model; numerical simulation