# 涡扇发动机进气畸变计算研究

黄求原\*

#### 中国航发商用航空发动机有限责任公司,上海 200241

**摘 要:**基于经典平行压气机模型理论和某型涡扇发动机计算主程序,开发了能够模拟进气畸变对涡扇发动机稳定性和性 能影响的计算模型,研究了进气总压畸变和总温畸变对风扇压比、效率、喘振边界线以及发动机推力、油耗的影响。数值 计算结果表明,进气总压畸变和总温畸变使得风扇的压比减小、效率降低,喘振边界线下移以及发动机净推力减小、单位 耗油率上升,降低了发动机的稳定性和性能。

关键词:平行压气机模型,进气畸变,涡扇发动机,数值计算

# 中图分类号: V231.3 文献标识码: A DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2018.12.022

在航空涡扇发动机中,压缩部件是对进口气流最为敏 感的部件。在飞机飞行过程中,进口气流的畸变容易导致压 缩部件稳定性降低和发动机性能下降。因而,进气畸变对航 空涡扇发动机稳定性和性能影响的研究具有非常重要的意 义。

对于航空发动机进气畸变的分析,国内外已经开展了 较为广泛的研究,常见的计算方法有:采用插板模拟发动机 进口畸变气流,通过计算或试验获得畸变图谱<sup>[1-3]</sup>,分析畸 变对发动机压缩部件稳定性的影响,采用一些简化模型直 接模拟进气畸变对发动机各部件性能的影响,进而计算出 进气畸变对发动机推力、耗油率等性能的影响。这些简化 模型有:Pearson和McKenzie在1959年首次建立了经典平 行压气机模型<sup>[4]</sup>;Reid基于经典模型提出了"临界畸变角" 的概念<sup>[5]</sup>;Korn的模型考虑了转子叶片失速延迟的影响<sup>[6]</sup>; Melick和Mazzawy等对经典模型进行了非定常修正,建立 了多子区平行压气机模型<sup>[7-9]</sup>;Lecht提出了"有效进气角" 的概念<sup>[10]</sup>;Cousins和Davis发展的模型考虑了动态响应、复 杂畸变以及进气旋流等情况<sup>[11]</sup>;Yeh、Henderson和Moore 等发展了激盘模型<sup>[12-14]</sup>。

本文基于经典平行压气机模型理论,发展了计算模型, 以模拟稳态周向总压畸变和总温畸变对某型涡扇发动机稳 定性和性能的影响。

# 1 计算模型

某型涡扇发动机构型示意图如图1所示。



图 1 某型涡扇发动机构型示意图 Fig.1 Schematic diagram of turbofan engine

图1中某型涡扇发动机各个截面的定义见表1。

表 1 某型涡扇发动机截面定义 Table 1 Section definition of turbofan engine

截面	截面名称	截面	截面名称
0	进气道进口	5	高压涡轮进口
1	风扇进口	6	低压涡轮进口
2	风扇出口	7	低压涡轮出口
3	高压压气机进口	8	喷管出口
4	燃烧室进口		

收稿日期:2018-10-22; 退修日期:2018-11-09; 录用日期:2018-11-25

\*通信作者.Tel.:18717793769 E-mail: hqy03314@163.com

引用格式: Huang Qiuyuan. Calculation of influence of inlet distortion on turbofan engine[J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29 (12): 22-28. 黄求原. 涡扇发动机进气畸变计算研究[J]. 航空科学技术, 2018, 29 (12): 22-28.

# 1.1 物理模型

通常来说,认为径向畸变对压气机稳定性的影响比较 小<sup>[15]</sup>,因而本文发展的计算模型仅考虑稳态周向畸变的影 响,包括总压畸变和总温畸变,即假定风扇的气流沿径向是 均匀流动的。

在平行压气机模型中,根据进口周向畸变流场将风扇 分为对应均匀来流的无畸变子压气机1和对应低压力区或 高温度区的带畸变子压气机2,如图2所示。

平行压气机模型采用了以下4个基本假设:

(1) 各子压气机之间并行工作,它们的出口静压相同,

(2) 各子压气机的进气条件各不相同,不同的子压气机 相互独立工作,且无动量、质量和能量的交换,它们之间通过 出口边界的条件联系起来,

(3) 各子压气机都按均匀进气或"无畸变"的压气机特 性线工作;

(4)子压气机工作流量达到无畸变压气机的喘振流量时,认为整台压气机达到失稳点。

图 2 为平行压气机模型计算示意图。本文假定发动机 进口气流在经过进气道之后,在风扇进口处,分成两股平行 的气流分别进入无畸变的子压气机 1 和发生畸变的子压气 机 2,这两股气流相互之间没有任何物质及能量的交换,然 后在风扇出口截面混合成为一股气流,最后又分成两股气 流,一股进入外涵道,另一股进入高压压气机,各自进入下一 个对应的发动机部件。







Fig.2 Schematic diagram of parallel compressor model

#### 1.2 数学模型及求解方法

图 3 为风扇进气畸变计算的数学模型。根据平行压气

机理论,设风扇进口总面积为A,子压气机2(畸变部分)进口面积为AP\*A,则子压气机1(无畸变部分)进口面积为(1-AP)\*A。



Fig.3 Mathematical model

已知  $T_{1}^{*}, p_{1}^{*}, m_{1}, p_{1}, \text{TP}, \text{PP}$  以及风扇特性图、气体焓值 函数  $H(T^{*})$ 、流量函数  $q(\lambda)$  和 q(Ma),风扇进出口参数 计算方法及步骤如下:

1.2.1 中间参数的求法

(1) 根据总温畸变指数 TP 和总压畸变指数 PP 的定 义,可知:

$$\frac{T_{12}^* - T_{11}^*}{T_{11}^*} = \text{TP}$$
(1)

$$\frac{p_{11}^* - p_{12}^*}{p_{11}^*} = PP$$
(2)

(2) 根据流量连续方程,可得:

$$m_1 = m_{11} + m_{12} \tag{3}$$

$$m_{11} = m_{21}$$
 (4)

$$m_{12} = m_{22}$$
 (5)

(3)根据平行压气机模型理论中子压气机出口静压相等,得:

$$p_{21} = p_{22}$$
 (6)

且总静压的关系式如下:

$$\frac{p}{p^*} = \left(1 - \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \lambda^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \tag{7}$$

(4) 根据能量连续方程,可得:

$$m_{1}H(T_{1}^{*}) = m_{11}H(T_{11}^{*}) + m_{12}H(T_{12}^{*})$$
(8)

(5) 由风扇特性线,可知:

$$\pi_{11}^* = \frac{p_{21}^*}{p_{11}^*} = f_1\left(\frac{n}{\sqrt{T_{11}^*}}, \frac{m_{11}\sqrt{T_{11}^*}}{p_{11}^*}\right)$$
(9)

$$\pi_{12}^* = \frac{p_{22}^*}{p_{12}^*} = f_1\left(\frac{n}{\sqrt{T_{12}^*}}, \frac{m_{12}\sqrt{T_{12}^*}}{p_{12}^*}\right) \tag{10}$$

$$m_i = KA \frac{p_i^* q (\lambda_i)}{\sqrt{T_i^*}}$$
(11)

由风扇特性图及以上几个方程,联立可解得子压气机 1 与子压气机 2 的进、出口参数,即:  $T_{11}^*, p_{11}^*, m_{11}(m_{21}), p_{11}, p_{21}^*, T_{21}^*, p_{21} 和 T_{12}^*, p_{12}^*, m_{12}(m_{22}), p_{12}, p_{22}^*, T_{22}^*, p_{22}.$ 1.2.2 出口参数求法

由于在两平行压气机出口参数混为一股气流参数,所 以有:

(1) 总能量(总焓):  

$$m_2H(T_2^*)=m_{21}H(T_{21}^*)+m_{22}H(T_{22}^*)=C_3$$
(12)

$$m_2 V_2 = m_{21} V_{21} + m_{21} V_{22} = C_4 \tag{13}$$
  
其中:

$$V=Ma\sqrt{\gamma RT}$$
(14)

$$Ma_2^2 = \frac{C_4^2}{m_2^2 \gamma R T_2}$$
(15)

$$\frac{T_2^*}{T_2} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M a_2^2 \tag{16}$$

$$\lambda_2^2 = \frac{\frac{\gamma+1}{2}Ma_2^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2}Ma_2^2} \tag{17}$$

可求出 T<sub>2</sub>和λ<sub>2</sub>。

最后,根据流量公式、总压与静压关系,可得:

$$p_{2}^{*} = \frac{m_{2}\sqrt{T_{2}^{*}}}{KAq(\lambda_{2})}$$
(18)

$$P_2 = P_2^* \left( 1 - \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \lambda_2^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$
(19)

式中: $m_2$ 为两股气流的总流量(其值等于 $m_1$ ),R为气体常数,K和 $\lambda$ 均为常数。

这样便获得了风扇出口参数  $T_{2}^{*}, p_{2}^{*}, m_{2}, p_{2}, 并得到了新$  $的风扇增压比 <math>\pi'$ 和效率  $\eta'$ 。然后,用进口参数  $T_{1}^{*}, p_{1}^{*}, m_{1},$  $p_{1}$ 及出口参数  $T_{2}^{*}, p_{2}^{*}, m_{2}, p_{2}$ 反向推导,进而得到了风扇新 的流量特性线  $\pi_{c}^{*}$ 和效率特性线  $\eta_{c}^{*'}$ ,将它们在主程序中替 代原始流量特性线和效率特性线。这样,新的程序便可以计 算稳态周向总压畸变和总温畸变进气条件下的发动机稳定 性和性能。

# 2 算例分析

以某型涡扇发动机为例,开展了进气周向总压畸变和 总温畸变对发动机稳定性和性能的影响分析研究,以便验证 本文所发展的计算模型及计算方法。该发动机风扇原始特 性图如图 4 所示。





# 2.1 总压畸变对风扇的影响

当条件为:风扇转速为n=80%,飞行环境压力  $p_{amb}=101.325$ kPa,环境温度 $T_{amb}=303.15$ K,进口总压 $p_1^*=98$ kPa,进口总温 $T_1^*=303.15$ K,总温畸变指数TP=0,面积 畸变指数AP=0.333。其他条件保持不变,总压畸变指数 PP 从0到0.086变化时,得到风扇各个工作点压比与效率相对 损失,见表2。

#### 表 2 不同总压畸变指数下压比与效率相对损失

 Table 2
 Loss of pressure ratio and efficiency for varying total pressure distortion

PP	压比损失 ΔPR/%	效率损失 Δη/%
0	0	0
0.016	0.48	0.18
0.033	0.84	0.27
0.049	1.28	0.54
0.063	1.69	0.66
0.074	2.02	0.82
0.086	2.43	1.14

由表2可知,进气总压畸变使得风扇工作点的压比减小、 效率降低,且随着总压畸变指数的增大,压比及效率损失增大。

风扇进口条件为: *p*<sup>\*</sup><sub>1</sub>=98kPa, *T*<sup>\*</sup><sub>1</sub>=303.15K, TP=0, AP= 0.333。当 PP 从 0.01 变化至 0.08 时,得到总压畸变条件下 风扇喘振边界线变化,如图 5 所示。





Fig.5 Effect of varying total pressure distortion on fan surge line

由图5可知,总压畸变条件下,风扇喘振边界线下降, 稳定工作的范围变小,且随着畸变指数增加,喘振边界线下 降幅度增大。在不同转速下,畸变对喘振边界线的影响相差 不大,有、无畸变的两条喘振边界线近似平行。

# 2.2 总温畸变对风扇的影响

当条件为:风扇转速为n=80%,飞行环境压力  $p_{amb}=101.325$ kPa,环境温度 $T_{amb}=303.15$ K,进口总压  $p_1^*=98$ kPa,进口总温 $T_1^*=303.15$ K,总压畸变指数PP=0,面积 畸变指数AP=0.333。其他条件保持不变,总温畸变指数TP 从0到0.05变化时,得到风扇各个工作点压比与效率相对 损失,见表3。

表 3 不同总温畸变指数下压比与效率相对损失 Table3 Loss of pressure ratio and efficiency for varying total temperature distortion

TP	压比损失Δ PR/%	效率损失 Δη/%
0	0	0
0.01	0.21	0.11
0.02	0.31	0.17
0.03	0.40	0.19
0.04	0.49	0.21
0.05	0.62	0.31

由表3可知,进气总温畸变使得风扇工作点的压比下降、效率降低,且随着总温畸变指数的增大,压比及效率损失 增大。

给定风扇进口条件: *p*<sup>\*</sup><sub>1</sub>=101.325kPa, *T*<sup>\*</sup><sub>1</sub>=308.7677K, AP=0.333, PP=0。当TP从0.01变化至0.08时,得到总温畸 变条件下风扇喘振边界线变化,如图6所示。



图 6 总温畸变对风扇喘振边界线的影响

Fig.6 Effect of varying total temperature distortion on fan surge line

由图 6 可知, 总温畸变条件下, 风扇喘振边界线下降, 稳定工作的范围变小, 且随着畸变指数增加, 喘振边 界线下降幅度增大。在中高转速下, 畸变对喘振边界线 的影响较大; 在低转速下, 畸变对喘振边界线的影响较 小。

# 2.3 总压总温畸变对风扇影响比较

在给定的条件下,总压和总温畸变指数从 0.05 至 0.08 变化时,得到总压和总温畸变对风扇喘振边界线的影响对比 如图 7 所示。

由图 7 可知,当 TP、PP 分别同时取值 0.05、0.06、0.07、 0.08 时,总压畸变比总温畸变对风扇喘振边界线的影响要明 显得多,说明风扇对总压畸变较为敏感;随着流量的增加, 总温畸变导致喘振边界线下降幅度增大,而总压畸变的影响 基本不变。

# 2.4 总压总温畸变对发动机性能的影响

在海平面国际标准大气条件下,发动机处于最大推力 状态,AP=0.1。当总压和温度畸变指数为0.02、0.04、0.06、 0.08时,进气总压畸变与总温畸变各自对发动机净推力FN 和单位耗油率SFC的影响,如图8所示。





1.0

1.6

1.4

1.0

0.8

0.6

← PP=0, TP=0.02 ← PP=0, TP=0.04 ← PP=0, TP=0.06 ← PP=0, TP=0.08

0

0.2

0.4

Ма

Y

0.6

Ż

0.8

1.0

<sup>1.4</sup> %N4SV 1.2

4

■ PP=0, TP=0.02 ● PP=0, TP=0.04 ▲ PP=0, TP=0.06 ▼ PP=0, TP=0.08

0.8

×

-2.5

%<sup>-3.0</sup> NHV -3.5

-4.0

-4.5

-5.0

0

0.2

0.4

Ма

0.6

由图 8 可知,进气总压和总温畸变使得发动机净推力 FN 减小、单位耗油率 SFC 增加;随着总压或总温畸变指数 的增加,发动机净推力和单位耗油率的变化幅度均逐渐增 大;随着飞行马赫数的增加,净推力和单位耗油率的变化幅 度均减小,说明随着飞行马赫数增加,风扇抵抗畸变的能力 增强。

#### 2.5 计算结果与试验结果对比

为了考核本模型的计算精度,将计算结果与风扇畸 变模拟板试验结果进行了对比分析。畸变模拟板试验的 状态点如图9所示,这些试验状态均在发动机工作包线范 围内。

由图 10 可知,在相同的飞行高度、飞行马赫数以及畸 变指数等条件下,与试验结果相比,大部分计算结果的偏 差在 3% 以内。其中,发动机净推力 FN 最大相对误差约 为 4.5%,单位耗油率 SFC 最大相对误差约为 4.7%,低压涡 轮进口总温 T<sub>6</sub> 最大相对误差约为 2.0%,进气道进口流量







图 10 计算结果与试验结果对比 Fig.10 Comparison of calculation and test data

*m*<sub>0</sub>最大相对误差约为4.8%。由此可见,计算结果与试验 结果的相对误差在正常偏差范围内,可认为本模型的畸变 进气计算结果与试验结果是相符合的,其计算精度是可靠 的。

# 3 结论

基于平行压气机模型理论,建立了某型涡扇发动机进 气畸变计算模型,计算结果表明:

(1)发展的畸变进气计算模型,其计算结果与试验结果 基本符合,计算精度可靠,能够对总温畸变、总压畸变进气条 件下的涡扇发动机进行数值计算。

(2)进气畸变使得风扇压比减小、效率降低。随着畸变 指数增加,压比及效率单调地下降。

(3)进气畸变使风扇的喘振边界线下移,发动机稳定工作的范围缩小。与总温畸变相比,总压畸变对喘振边界的影响较大,即风扇对进气总压畸变较为敏感,飞行时应尽量避免发动机进气总压畸变。

(4)进气畸变使得发动机的净推力下降、单位耗油率增加。随着畸变指数增加,净推力和单位耗油率的变化幅度均增大;随着飞行马赫数的增加,净推力和单位耗油率的变化幅度均减小,即风扇抵抗畸变的能力增强。

#### 参考文献

- [1] 刘大响,叶培梁.俄罗斯的发动机进口流场畸变评定指南[J]. 燃气涡轮试验与研究,1994,7(3):1-10.
   Liu Daxiang, Ye Peiliang. Guide of assessment for inlet flow field distortion of Russia' engine[J].Gas Turbine Experiment and Research, 1994,7(3):1-10. (in Chinese)
- [2] 马燕荣,马明明,王小峰.某型涡扇发动机扰流板进气总压畸变研究[J]. 航空动力学报,2009,24(5):1028-1034.

Ma Yanrong, Ma Mingming, Wang Xiaofeng. Investigation of disturbed board total pressure distortion on a certain turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24 (5) : 1028–1034. (in Chinese)

[3] 杨权, 叶巍, 陆德雨, 等. 航空发动机稳定性评定试验装置的选择[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2001, 14 (4):16-21.

Yang Quan, Ye Wei, Lu Deyu, et al. A selection of testers for aero-engine stability assessment[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2001, 14 (4): 16–21. (in Chinese)

- [4] Pearson H, McKenzie A B. Wakes in axial compressors[J]. Journal of the Royal Aeronautical Society, 1959, 63 (3): 42– 47.
- [5] Reid C. The response of axial flow compressors to intake flow distortion[R]. ASME Paper, 69–GT–29, 1969.
- [6] Korn J A. Compressor distortion estimates using parallel compressor theory and stall delay[J]. Journal of Aircraft, 1971, 11 (9): 584–586.
- [7] Mazzawy R S. Multiple segment parallel compressor model for circumferential flow distortion[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines & Power, 1977, 99 (2) : 288–296.
- [8] Melick H C. Analysis of inlet flow distortion and turbulence effects on compressor stability[R]. NASA CR 114577, 1973.
- [9] Song W Y, Li M. Multiple-sector parallel compressor model for flow field calculation under distortion[J]. Journal of Aerospace Power, 1997, 12 (2): 155–158.
- [10] Lecht M. Improvement of parallel compressor by consideration of unsteady blade aerodynamics[R]. AGARD CP-400, 1986.
- [11] Cousins W T, Davis M W. Evaluating complex inlet distortion with a parallel compressor model. Part 1 Concepts, theory and

limitations[R]. ASME2011-GT-45067, 2011.

- [12] Yeh H. An actuator disc analysis of inlet distortion and rotating stall in axial flow turbomachines[J]. Journal of Aerospace Sciences, 1959, 26 (11): 739–752.
- [13] Henderson R E, Shen I C. The influence of unsteady rotor responds on distortion flow field[R]. ASME Paper, 81–GT–185, 1981.
- [14] Moore F K, Greitzer E M. A theory of post-Stall transients in axial compression systems: Part I Development of equations[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines & Power, 1986, 108 (1): 68-76.
- [15] GJB/Z224—2005 航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定指 南[S]. 北京:国防科学技术工业委员会, 2005.
  GJB/Z 224—2005 Guide of stability design and assessment for aircraft gas turbine engine [S]. Beijing: Commission of Science, Technology and Industry for National Defence, 2005. (in Chinese)

#### 作者简介

黄求原(1983-) 男,硕士,工程师。主要研究方向:航空发 动机总体性能设计。 Tel:18717793769 E-mail:hqy03314@163.com

# Calculation of Influence of Inlet Distortion on Turbofan Engine

### Huang Qiuyuan\*

AECC Commercial Aircraft Engine Co. Ltd., Shanghai 200241, China

**Abstract:** The calculation model of the influence of inlet distortion on turbofan engine stability and performance was developed based on the parallel compressor model and the calculation program of a certain turbofan engine. The effects of total pressure distortion and total temperature distortion on the pressure ratio, efficiency, surge line of fan and thrust, fuel consumption were studied. The results show that the total pressure distortion and total temperature distortion reduce the pressure ratio, efficiency, surge line of fan and net thrust, increase specific fuel consumption. In other words, it reduces the stability and performance of the turbofan engine.

Key Words: parallel compressor model; inlet distortion; turbofan engine; numerical simulation

 Received:
 2018-10-22;
 Revised:
 2018-11-09;
 Accepted:
 2018-11-25

 \*Corresponding author.Tel.:
 18717793769
 E-mail:
 hqy03314@163.com