

畸变进气下压缩系统稳定性 分析的通用方法*

吴 虎 廉小纯 陈辅群 崔建勇

(西北工业大学航空动力与热力工程系, 西安, 710072)

摘 要: 基于逐级平行压缩系统模型, 发展了一种分析周向组合畸变对多级轴流压缩系统稳定性影响的通用分析方法。应用此方法对两个多级轴流压气机进行了详细的数值分析, 给出了纯压力畸变、纯温度畸变及压力-温度不同位置的组合畸变与轴流压气机喘振裕度损失之间的定量关系。

主题词: 轴流式压气机, 进气道畸变, 气动稳定性

分类号: V235.113

A GENERAL METHOD FOR PREDICTING AERODYNAMIC STABILITY IN MULTISTAGE AXIAL COMPRESSION SYSTEMS UNDER INLET FLOW DISTORTION

Wu Hu Lian Xiaochun Chen Fuqun Cui Jianyong

(Dept. of Aeroengine Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an, 710072)

Abstract: A general numerical method is developed for predicting aerodynamic stability in multistage axial compression systems with inlet combined pressure and temperature distortion based on stage-by-stage parallel compression system model. The predictions for two multistage axial flow compressors are given by using this method. The quantitative relationships between the inlet total pressure distortion, or total temperature distortion, or combined pressure and temperature distortion and the surge margin losses are obtained. It is found that the effects of aligned pressure and temperature distortion on aerodynamic stability of axial compressors are the most strong.

Subject terms: Axial flow compressor, Inlet distortion, Aerodynamic stability

1 引 言

超声速歼击机在超机动飞行过程中, 进气道出口流场极不均匀, 总压、总温组合畸变, 对发动机性能及稳定性影响甚为严重。80年代以来, 国内外广泛采用多子区加动态失速滞后的平行压气机模型来处理周向畸变情况^[1]。多子区模型需要输入经验或半经验的动态滞后常数, 使该模型缺乏通用性。文献 [2] 提出的逐级平行压气机模型采用了动态控制方程来处理稳态畸变, 无需任何动态失速滞后假设, 具有明显的优越性。本文将该模型推广应用于组合畸变情况, 并由两个算例进一步验证了逐级平行压气机模型的有效性。

* 收稿日期: 19960721, 修回日期: 19970414, 本课题为航空科学基金资助项目

2 模型方程与计算方法

采用了文献 [2] 的逐级平行压缩系统模型, 对每一子区压气机施之于非定常流量, 能量及动量平衡方程也见文献 [2]。因本文重点研究逐级平行压气机模型推广至压力-温度组合畸变情况, 故采用了文献 [3] 的数值计算方法, 即在进、出口边界运用特征线差分算法, 而在内部截面适用 MacCormack 显式二步差分算法。对于模型方程的 MacCormack 二步显示差分格式在文献 [4] 中已有表述。

3 算例及其结果分析

以一跨声4级, 另一跨声8级的两个多级压气机为算例, 其中给定的进口组合畸变流谱位置如图1所示。为进行喘点预估, 采用了文献 [5] 的在压气机出口缓慢加压的方法, 即:

$$p_s(t + \Delta t) = p_s(t) + \Delta p_s$$

图2为某4级跨声压气机在10%总压畸变条件下其喘点与均匀进气下喘点的比较。由图2可见, 压力畸变的压气机喘点压力比、换算流量均低于无畸变时的对应值。图3、图4分别为纯压力畸变、纯温度畸变条件下, 计算的3个等换算转速线及喘点与实验结果的比较。由图可见, 无论是压力畸变, 还是温度畸变, 压气机的喘振裕度均有较大的损失; 进一步比较图3与图4可以看出, 当畸变度相同时, 温度畸变引起的喘振裕度损失更严重。这一点可从图5上得到进一步证实。图5为完全重叠情况下, 压力-温度组合畸变对8级压气机稳定性的影响。图6为不同组合位置压力-温度畸变对压气机等换算转速线、喘点的影响。从该图上可看出, 压力-温度完全重叠组合畸变时, 压气机等换算转速线向左下方移动最远, 压气机的喘振裕度损失也最大。

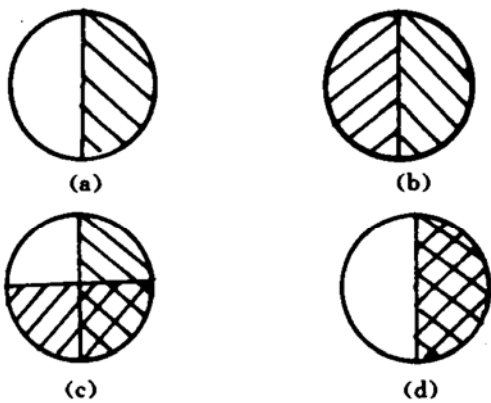


Fig. 1 Distortion and combined distortion

- (a) Pure pressure or temperature distortion (b) 180° out of phase
(c) Part overlap (d) Overlap

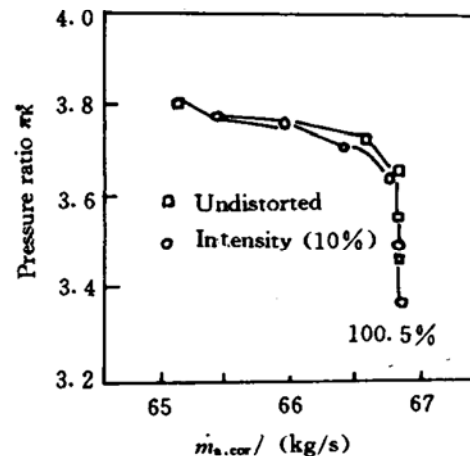


Fig. 2 Surge points comparison between with and without-pressure distortion for a four stages compressor

4 结 论

(1) 采用逐级平行压缩系统模型分析压力-温度组合畸变对多级轴流压缩系统稳定性影响是可行的;

(2) 当畸变度相同时, 与纯压力畸变相比, 温度畸变引起的压气机喘振裕度损失最严重;

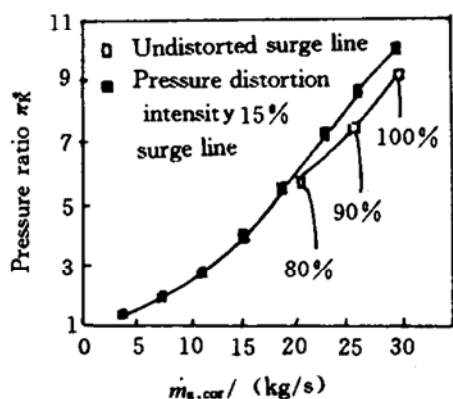


Fig. 3 Speed lines and surge lines comparison between with and without pressure distortion for a four stages compressor

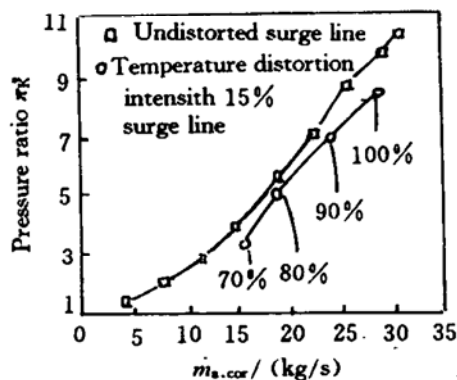


Fig. 4 Speed lines and surge points for a eight stages compressor with temperature distortion

Fig. 5 Speed line and surge point for a eight stages compressor with pressure/temperature distortion overlap, corrected speed 80%

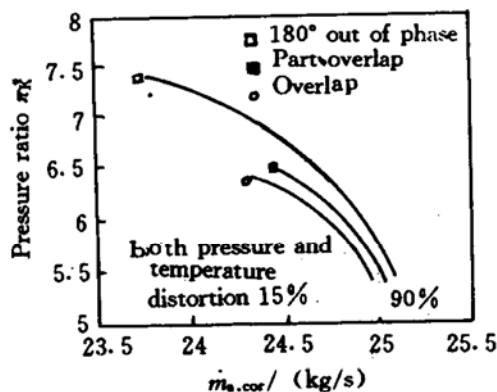
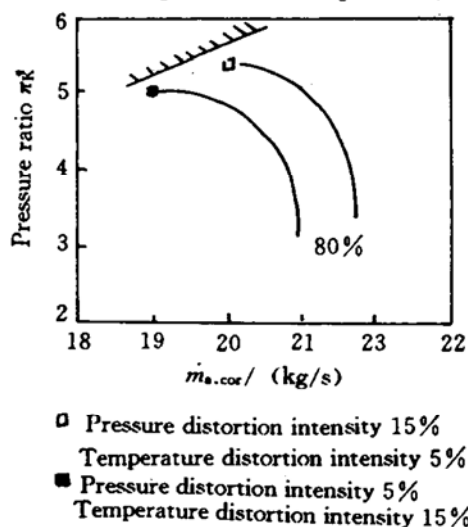


Fig. 6 Effect of different pressure/temperature combined distortion phase on compressor surge line

(3) 压力-温度完全重叠组合畸变引起压气机等换算转速线向左下方移动最多, 喘振裕度损失也最大。

参 考 文 献

- 1 刘 燕. 周向畸变下轴流压气机稳定性分析的数值分析与实验研究:[学位论文]. 西安:西北工业大学, 1985
- 2 吴 虎. 一种分析稳态压力畸变对多级轴流压缩系统稳定性影响的新方法. 推进技术, 1996, 17(1)
- 3 吴 虎. 动态温度畸变下压缩系统稳定性模型研究. 推进技术, 1994, 15(5)
- 4 吴 虎, 廉小纯, 崔建勇. 多级轴流压气机喘振边界预估的一种新方法. 推进技术, 1997, 18(2)
- 5 Gorrell S E, et al. Application of a dynamic compression system model to a low aspect ratio fan: casing treatment and distortion. AIAA. 93-1871