

文章编号: 1000-8055(2001) 04-0390-04

某型加力涡扇发动机变几何扩稳优化模拟

吴 虎, 廉小纯, 沈韶瀛

(西北工业大学 七系, 陕西 西安 100083)

摘要: 本文基于级特性和级叠积模型, 发展了涡扇发动机风扇压气机导叶、静叶调节扩大发动机稳定裕度的计算模型, 并将其与某型加力涡扇发动机共同工作计算模型相结合, 建立了低函道比加力涡扇发动机风扇和压气机变几何调节扩稳的模拟方法及相应的计算模拟程序, 并对发动机变几何的调节方案进行了初步的优化分析, 结果表明合理的发动机变几何调节可使发动机性能和稳定裕度获得最佳匹配。

关键词: 涡扇发动机; 变几何; 稳定性分析; 优化

中图分类号: 235. 13

文献标识码: A

1 引 言

随着新一代飞机机敏性的进一步提高及其飞行包线范围的进一步扩大, 其推进系统进口流场的不均匀程度更加突出。这严重影响发动机性能尤其是其稳定工作范围。因此新一代发动机设计中广泛采用多变量(风扇、高压压气机、高、低涡轮导向器、尾喷管喉部面积等) 可调。美国第四代战斗机 F-22 的 F119 发动机、苏-27 飞机的 AJI-31Φ 等低函道比加力涡扇发动机多变量变几何调节设计, 显著提高了发动机稳定工作范围, 同时也扩大了飞机的飞行包线范围。为进一步从理论上探索新一代发动机压气机系统变几何调节规律, 本文基于级特性和级叠积方法, 初步建立了低函道比加力涡扇发动机风扇变几何扩稳模型与方法, 以期为我国新机变几何扩稳调节提供理论基础。

2 模型与计算方法

文献[1~3] 的计算与试验结果比较表明, 基于级特性, 采用级叠积(stage-stacking) 方法模拟压气机叶排安装角的改变对压气机总特性影响是相当可靠的。因此, 本文也采用了相同的计算模型。该模型的关键是计算压气机各个级转子出口的流动参数。由级进口流动参数计算级出口(位于

转子下游静子出口) 流动参数。首先由已知的级进口总压 P_0^* , 总温 T_0^* , 质量流量 $\dot{m}$, 流动角 α , 迭代计算进口马赫数 Ma_0 , 其计算关系如下:

$$T_0 = \frac{T_0^*}{1 + \frac{k-1}{2} Ma_0^2} \quad (1)$$

$$P_0 = P_0^* (T_0/T_0^*)^{k/(k-1)} \quad (2)$$

$$V_{a0} = \dot{m} R T_0 / (P_0 A_0) \quad (3)$$

$$Ma_0 = \frac{V_{a0}}{\cos \alpha_0} \cdot \frac{1}{k R T_0} \quad (4)$$

式中 α_0 为绝对气流流动角。由动量方程、能量方程以及级转子进、出口平均半径处速度三角形关系, 迭代计算出转子出口马赫数 Ma_3 , 轴向流速 V_{a3} , 即:

$$\alpha_3 = \tan^{-1} (u_3 / V_{a3} - \tan \alpha_0) \quad (5)$$

$$c_p \Delta T^* = u_3 V_{a3} \tan \alpha_3 - u_0 V_{a0} \tan \alpha_0 \quad (6)$$

$$P_3^* = P_0^* \left(1 + \eta_k \frac{\Delta T^*}{T_0^*} \right)^{k/(k-1)} \quad (7)$$

$$T_3^* = T_0^* + \Delta T^* \quad (8)$$

$$T_3 = \frac{T_3^*}{1 + \frac{k-1}{2} Ma_3^2} \quad (9)$$

$$P_3 = \frac{P_3^*}{(T_3/T_3^*)^{k/(k-1)}} \quad (10)$$

$$V_{a3} = \dot{m} R T_3 / (P_3 A_3) \quad (11)$$

收稿日期: 2000- 10- 24; 修订日期: 2001- 02- 20

基金项目: 航空科学基金资助项目(98C53023)

作者简介: 吴虎(1963-), 男, 西北工业大学七系教授, 博士

$$Ma_3 = \frac{V_{a3}}{c_0 s \alpha_3} \cdot \frac{1}{kRT_3} \tag{12}$$

非设计条件下压气机级效率 η 与其流量系数关联关系采用文献[1] 给出的大量试验结果得出的通用效率曲线计算之。

最后由以上迭代计算结果, 计算出级出口总压、总温:

$$P_4^* = P_0^* \left(1 + \eta_s \frac{\Delta T^*}{T_0^*} \right)^{k/(k-1)} \tag{13}$$

$$T_4^* = T_3^* \tag{14}$$

以上计算关系式中的下角标“0”, “3”和“4”分别表示级进口、转子出口和级出口站的下标。

对于第 i 级重复上述计算, 最终可叠积出多级压气机总特性。

关于多级压气机不稳定工作边界点的确定, 本文采用了作者在文献[4] 所给出的方法。将以上模型与发动机共同工作计算模型相结合, 对某型低函道比加力涡扇发动机变几何扩稳进行了数值模拟。具体采用的发动机共同工作计算模型与方法与文献[6] 相类似。

3 计算结果与分析

图 1 为基于级特性与级叠积模型计算的某涡扇发动机风扇压气机在 $\bar{m}_{cor} = 0.75$ 下, 不同导叶安装角下的压气机特性。可见随着导叶安装角的减小, 等换算转速线向左下方移动, 其不稳定边界点上的压比和换算流量也相应减少, 这与文献[1]

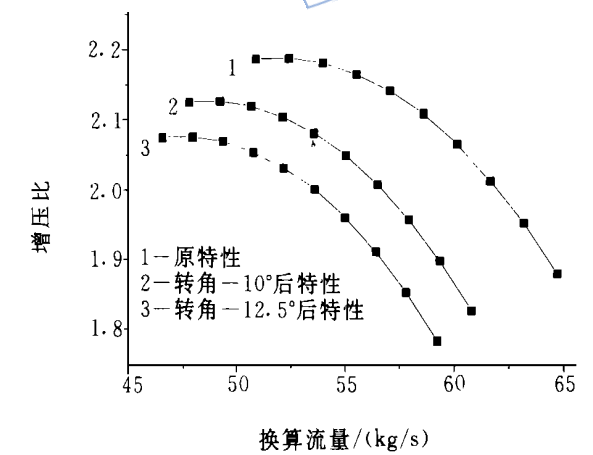


图 1 风扇变几何对其总特性的影响

给出的计算结果相符合。图 2 为风扇导叶安装角改变分别为 0° 、 -10° 、 -12.5° 三种情况下发动机共同工作线的变化。图中变几何后压缩系统的稳定工作边界点的确定采用了文献[4] 的方法。由图

可见风扇变几何调节后, 对发动机共同工作线影响不大, 正是由于变几何后风扇不稳定边界的改变使其稳定工作范围随之变化。图 3 给出风扇不

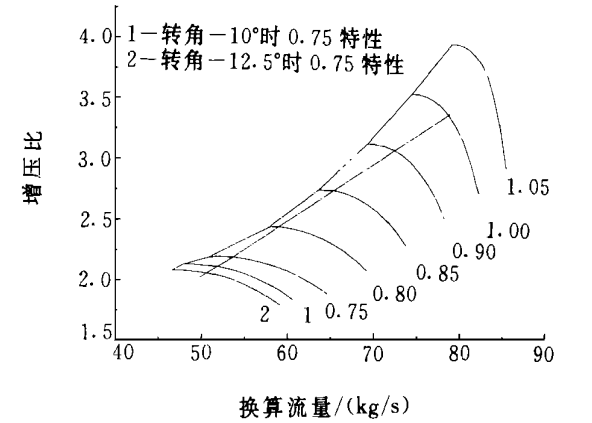


图 2 风扇变几何对发动机共同工作影响

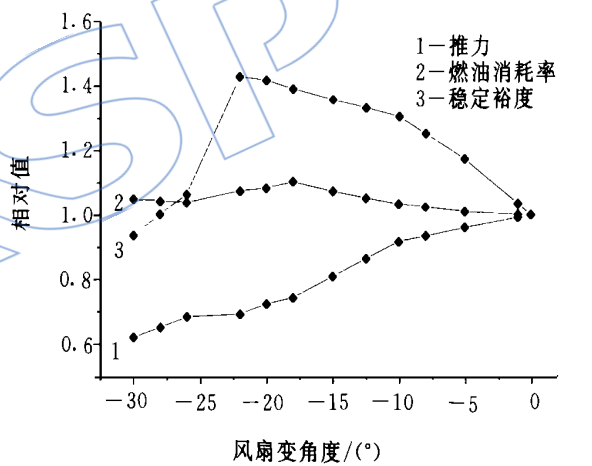


图 3 风扇变几何对发动机性能与稳定性影响

同变几何角度下, 发动机风扇压气机稳定裕度、发动机推力、单位燃油消耗率的相对值变化。可见, 随着风扇导叶安装角的减小, 风扇稳定裕度迅速增加, 达到最大值后, 又逐渐减小。这是因为随着安装角的减小, 压气机等换算转速线变平, 如图 1 和图 2 所示, 相应的稳定工作边界点上的压比也明显减小; 当变安装角减小到一定值时, 稳定工作边界点上的压比与换算流量之比反而开始减小, 但工作点的压比与换算流量之比变化不大, 故按稳定裕度之定义可知, 其稳定裕度减小。因此随着几何角度的变化, 稳定裕度出现峰值是明显的。正因为如此, 现代发动机设计变几何扩稳调节方案均为当相对换算转速低于某一值时, 其变几何调节角度保持一恒量, 如俄罗斯的 AJI-31Φ 发动

机。采用风扇和压气机导向器角度调节,在给定的飞行条件下发动机节流时,推力不断减小而燃油消耗率先减小后增加有一个极小值,但其极小值仍高于未调角度下的耗油率。这表明,采用改变导叶或静叶安装角扩稳时,必定伴随着发动机性能的损失。文献[5]指出,与仅调节风扇和压气机的导向器角度相比,混合加力涡扇发动机,当风扇压气机、混合室进口冷热流面积比和尾喷管共同组合优化调节时,发动机节流到同样的推力可使耗油率下降 7%~10%。本文对飞行马赫数和高度 $Ma, H = 0$, 条件下的发动机节流进行了组合调节优化模拟,具体的稳定裕度和耗油率计算结果如图 4 和图 5 所示。图中状态 1 对应发动机未作任

8%, 尾喷管面积 $A_{cr} = (1.072)$, 即放大 7.2%; 状态 3 对应发动机进行风扇—尾喷管进行组合优化调节情况, 优化后参数 $\Delta\gamma = 4^\circ; A_{cr} = (1.056)$ 。

可见在状态 2 和状态 3, 发动机稳定裕度均明显提高, 而其单位燃油消耗率也明显降低, 且状态 2 更优于状态 3。这表明, 发动机多变量变几何设计中, 多变量变几何调节明显优于单变量或双变量调节。本文所得到的结果与聂恰耶夫在文献[5]所给出的结果定性符合。此外, 比较图 3 与图 4 可见组合变几何优化调节时, 风扇导叶安装角改变为正值, 而仅采用风扇变几何调节时, 该值为负值, 表明二者调节方向是相反的。这可望为新一代发动机多变量变几何扩稳设计提供理论指导。

4 结 论

(1) 所建立的级叠积模型用于分析发动机压气机变几何扩稳是可行的。

(2) 仅应用风扇变几何扩大发动机稳定裕度的同时, 会带来发动机性能的明显损失。

(3) 发动机节流时, 变几何组合优化调节可使发动机性能和稳定裕度获得最佳匹配, 变几何调节的变量越多, 其最佳匹配程度越优。

(4) 组合变几何扩稳时, 其风扇变几何调节方向可能与仅采用风扇变几何调节的调节方向相反。

参考文献:

- [1] Muir D E, et al. Health Monitoring of Variable Geometry Gas Turbines for the Canadian Vavy[J]. ASME J. of Eng. for Power, 1989, 111: 244- 250.
- [2] Lakshminarasimha, et al. Modeling and Analysis of Gas Turbine Performance Deterioration[J]. ASME J. of Eng. for Power, 1994, 116: 46- 51.
- [3] Diakunchak I S. Performance Deterioration in Industrial Gas Turbines[J]. ASME J. of Eng. for Power, 1992, 114: 161- 168.
- [4] 吴虎等. 多级轴流压气机喘振边界预估的一种新方法[J]. 推进技术, 1997, 18(2): .
- [5] 聂恰耶夫. 航空动力装置控制与特性[M]. 北京: 国防工业出版社, 1999.
- [6] 吴虎等. 改善双轴发动机加速性的变喷管调节分析[J]. 推进技术, 2000, 21(6): .

(责任编辑 杨再荣)

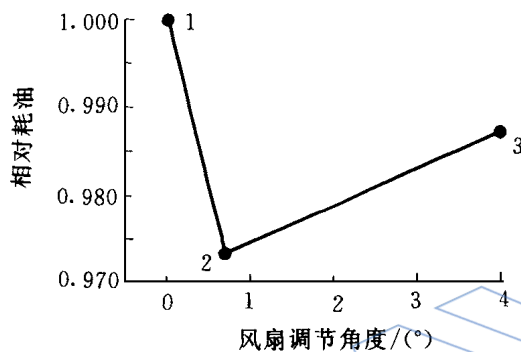


图 4 组合调节对发动机相对耗油率影响

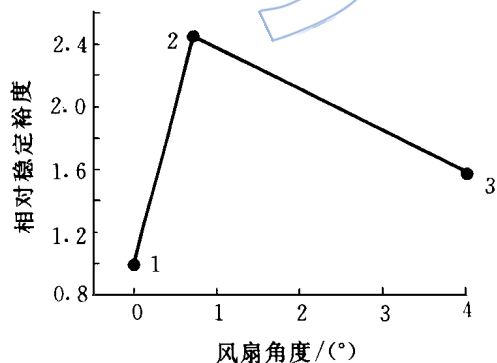


图 5 组合调节对发动机相对稳定裕度影响

何变几何调节情况, 状态 2 对应发动机风扇—混合室—尾喷管进行组合优化调节, 其优化后参数分别为风扇安装角改变 $\Delta\gamma = 0.7^\circ$; 热流面积减少

A Study of Enlarging Surge Margin and Optimization of Variable Geometry for Afterburning Turbofan Engines

WU Hu, LIAN Xiao-chun, SHEN Shao-ying

(7th Dept. , Northwest Polytechnic University, Xi'an 710072, China)

Abstract: A general model for predicting the thermodynamic performance of variable geometry axial compressors has been developed, based on stage-stacking model. The model is combined with the method, with which off-design operating points of gas turbine engines can be predicted. The simulation program is established for predicting variations in engine surge margins. An example on the use of the model and method is given to prove their validity. The optimization is obtained to predict the effects of combined variable geometry of fan inlet guide vane, mixer and nozzle area on the performances and surge margins of the engine.

Key words: turbofan engine; variable geometry; aerodynamic stability; optimization

(The Chinese text of the following abstract is printed in PP386– 389)

Experimental Investigation on Impingement Heat Transfer from Rib Roughened Surface

ZHANG Jing-yu, CHANG Hai-ping

(2th Dept. , Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Impingement heat transfer is one of the useful cooling methods for high temperature gas turbine blades and/or guide vanes in aeroengines. After the cooling jet impinges on the leading edge of the turbine blade and/or guide vane, it flows downstream and turns to be the initial crossflow for the aft row of impinging jet. The process of impingement heat transfer is quite complicated, especially when the target surface is rib roughened. In this paper, Impingement heat transfer from rib roughened surface with two-dimensioned arrays of circular jet with initial crossflow has been investigated experimentally. Through the thousands of experimental data, the effect of the several flow parameters ($Re_l=7000\sim15000$, $G_c/G_j=0\sim0.5$) and geometric parameters ($X_n=5\sim15$, $Z_n=1.5\sim5$, $p/e=5\sim12$, $e/d=0.5\sim1.5$) on heat transfer characteristics has been studied. It would be useful for the cooling analysis and design of gas turbine hot section.

Key words: impingement cooling; heat transfer; experiment