

文章编号:1000-8055(2009)01-0122-05

一种多级轴流压气机特性预测的工程方法

吴 虎, 张 亮, 冯维林

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 基于多级轴流压气机部件设计点气动参数与相应几何尺寸, 发展了一种计算发动机高、低压压气机部件特性近似方法, 完成了相应的计算程序编制, 并将其应用于三个多级轴流压气机部件特性预测. 计算结果与实验数据比较表明, 该方法作为一种近似方法具有可接受的工程精度, 尤其适合于预测发动机压气机部件小转速特性, 为涡扇/涡喷发动机起动过程分析与计算提供模型基础.

关 键 词: 涡扇发动机; 轴流压气机; 部件特性; 模拟

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

An engineering method for predicting off-design performance of multistage axial compressors

WU Hu, ZHANG Liang, FENG Wei-lin

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: An analytical model for simulating the component characteristics of axial flow fan and high-pressure compressors was established based on their geometry, high speed characteristic maps and design point aerodynamic parameters of the engines. A computer program was fulfilled and three numerical examples were given. Comparison between the computed results and experimental data shows that these models and methods are practicable, and could be used in the engineering applications. It is remarkable that the model and method can be used to predict low speed characteristics of axial compression system component during simulation of start-up process of turbofan or turbine jet engines.

Key words: turbofan engine; axial flow compressor; component characteristics; simulation

现代航空发动机要求新型的轴流压气机具有超/跨声速、压比高、效率高的特点, 所以设计新型、高效和宽稳定工作范围的轴流压气机对于提高整台发动机的性能具有重要意义. 轴流压气机的特性可以用台架实验测量或用分析方法估算出来. 在实验台上直接测量可以得出相当可信的非设计点性能; 然而, 在新型压气机设计中, 有必要知道其在整个工作范围内的非设计点性能, 这样, 在正式制造压气机之前, 才有可能弥补其在设计

上的不足, 以确保其在所要求的工作范围内有效工作. 因此非设计点性能计算作为压气机设计和调整的一个重要步骤和依据, 是提高压气机设计性能的一个主要途径^[1-3].

近年来, 随着计算流体动力学的快速进步, 应用准三维或全三维 N-S 方程实施多级叶轮机设计或预测其非设计点性能也已得到迅速发展^[4-6]. 但对于军用涡扇发动机在起动期间发动机高、低压压缩系统特性计算, 由于其工况远偏离设计工

收稿日期: 2007-10-17; 修订日期: 2008-10-29

作者简介: 吴虎(1963 -), 男, 安徽合肥人, 教授, 博士生导师, 研究领域为叶轮机气动热力学.

况,缺乏可靠的湍流模型限制了全三维 N-S 方程应用.而可靠、快速的起动过程对保证军机的作战效能至关重要^[7-10],这表明发展相应的涡扇发动机起动模拟技术显得尤为重要.因此发展一种多级轴流压气机部件特性的快速计算方法,预估发动机转动部件的小转速特性在这一研究领域十分重要.基于所述背景,本文开展了多级轴流压气机部件特性工程预测方法研究,并已取得了初步进展.

1 模型方程

本文基于文献[11],发展出了一种风扇、高压压气机部件特性近似计算方法.对于风扇(低压)压气机,其部件特性计算过程为

1) 根据已知的相对换算转速 $\bar{n}_{\text{cor}} = 1.0$ 特性数据,找出最大效率点,此点对应参数作为“参考点”参数.基于文献[11],把设计点的压比、效率和换算流量作为相应的参考点值,即

$$\pi_{k,p} = \pi_{k,\eta_{k,\max}}, \eta_{k,p} = \eta_{k,\max}, W_{a,\text{cor},p} = W_{a,\text{cor},\eta_{k,\max}}$$

2) 计算参考点上的其它有关参数

(1) 进、出口总温比

$$\tau_{k,p} = 1 + (\pi_{k,p}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1) / \eta_{k,p} \quad (1)$$

(2) 进口的 $q(\lambda_e)_p, \lambda_{e,p}$

$$q(\lambda_e)_p = \frac{W_{a,p}}{A_{2,p} p_{t2} K} \sqrt{T_{t2}} \quad (2)$$

(3) 出口的 $q(\lambda_{e.5})_p, \lambda_{e.5,p}$

$$q(\lambda_{e.5})_p = q(\lambda_e)_p \frac{A_2}{A_{2.5}} \frac{\sqrt{T_{k,p}}}{\pi_{k,p}} \quad (3)$$

3) 计算给定相对换算转速 $\bar{n}_{\text{cor}} = \text{const}$ 线上的最大效率 $\eta_{k,\max}$, 计算过程为

(1) 由已知的若干条高转速特性参数,可作成 $\bar{\eta}_{k,\max} = \frac{\eta_{k,\max}}{\eta_{k,p}} = f(\bar{n}_{\text{cor}}, \pi_{k,p})$ 的关联曲线.

(2) 对于本文所研究的某型涡扇发动机的风扇部件,其关联曲线如图 1 所示.

(3) 给定一系列 $\bar{n}_{\text{cor}} = \text{const}$ 线 ($\text{const} = 1.0, 0.9, 0.8, 0.7, 0.6, \dots, 0.1$)

(4) 计算相应 $\bar{n}_{\text{cor}} = \text{const}$ 线上的 $\bar{\eta}_{k,\max}$, 则 $\eta_{k,\max} = \bar{\eta}_{k,\max} \cdot \eta_{k,p}$

(4) 计算给定 $\bar{n}_{\text{cor}} = \text{const}$ 线上与 $\eta_{k,\max}$ 相对应的压比 $\pi_{k,\text{opt}}$

(5) 计算给定 $\bar{n}_{\text{cor}} = \text{const}$ 线上相对流量系数 $\bar{C}_{a,\text{opt}}$ (相应 $\bar{n}_{\text{cor}}$ 下与 $\eta_{k,\max}$ 对应点的流量系数与 $\bar{n}_{\text{cor}} = 1.0$ 下 $\eta_{k,\max}$ 对应点流量系数比值)

(6) 计算给定 $\bar{n}_{\text{cor}} = \text{const}$ 线上与 $\eta_{k,\max}$ 对应点

的风扇进口 $q(\lambda_e)_{\text{opt}}$. 这可分别由 $\bar{n}_{\text{cor}} = 1.0$ 上 $\eta_{k,\max}$ 对应点和给定 $\bar{n}_{\text{cor}} = \text{const}$ 线上对应 $\eta_{k,\max}$ 点上应用风扇进、出口流量连续方程得到

$$\frac{q(\lambda_{e.5})_{\text{opt}}}{q(\lambda_e)_{\text{opt}}} = \frac{A_2}{A_{2.5}} \frac{\sqrt{T_{k,\text{opt}}}}{\pi_{k,\text{opt}}} \quad (4)$$

$$\lambda_{e.5,\text{opt}} \lambda_{e,\text{opt}} = \lambda_{e,p} \lambda_{e.5,p} \bar{n}_{\text{cor}}^2 \bar{C}_{a,\text{opt}}^2 \frac{\sqrt{T_{k,p}}}{N_{T_{k,\text{opt}}}} \quad (5)$$

由式(4)和(5)联立求解出 $\lambda_{e.5,\text{opt}}$ 和 $\lambda_{e,\text{opt}}$. 式中 $\lambda_{e,\text{opt}}$ 和 $\lambda_{e.5,\text{opt}}$ 分别为在给定 $\bar{n}_{\text{cor}} = \text{const}$ 线上对应于最大效率点的风扇部件进、出口速度系数, $q(\lambda_e)_{\text{opt}}$ 和 $q(\lambda_{e.5})_{\text{opt}}$ 分别为对应的无量纲密流气动函数.

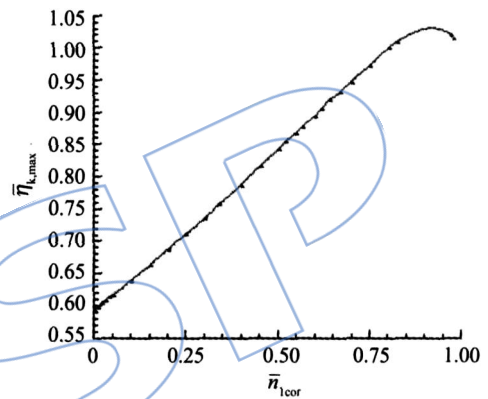


图 1 某 4 级风扇部件 $\eta_{k,\max}$ 与其相对换算转速关联

Fig. 1 Relationship between relative maximum efficiency and corrected rotor speed for a 4-stage axial fan

7) 给定 $\bar{n}_{\text{cor}} = \text{const}$ 线的计算

(1) 给定一系列 $\bar{n}_{\text{cor}} = \text{const}$ ($\text{const} = 1.0, 0.9, 0.8, 0.7, 0.6, \dots, 0.1$);

(2) 在每一 $\bar{n}_{\text{cor}} = \text{const}$ 线上,取一系列离散点 $\bar{C}_a$ (相应相对换算转速 $\bar{n}_{\text{cor}}$ 线上任一点流量系数与该 $\bar{n}_{\text{cor}}$ 线上最大效率点对应的流量系数之比值);

(3) 计算 $\bar{l}_k = l_k / l_{k,\text{opt}}$ (相应 $\bar{n}_{\text{cor}}$ 线上任一点风扇压缩功与该 $\bar{n}_{\text{cor}}$ 线上最大效率点对应的风扇压缩功之比)

(4) 计算离散点 $\bar{C}_a$ 对应的流动损失系数 ξ_k , 本研究采用了文献[11]所给出的 ξ_k 与 $\bar{C}_a$ 关联曲线,获得 ξ_k 后,该点对应的效率为

$$\eta_k = 1 - \xi_k (1 - \eta_{k,\max}) \frac{\bar{C}_a^2}{l_k}$$

(5) 进一步由下式计算对应点的压比

$$\pi_k = [1 + \bar{l}_k (\pi_{k,\text{opt}}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1) \frac{\eta_{k,\max}}{\eta_k}]^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \quad (6)$$

(6) 对应点的温度比 τ_k 为

$$\tau_k = [1 + (\pi_k^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1) / \eta_k]$$

(7) 与式(4)和(5)相类似,计算对应点的进、出口 $q(\lambda_k)$ 和 $q(\lambda_{k.5})$, 即

$$\frac{q(\lambda_{k.5})}{q(\lambda_k)} = \frac{A_2}{A_{2.5}} \frac{\sqrt{T_k}}{\pi_k} \quad (7)$$

$$\lambda_{k.5} \lambda_k = \lambda_{k.p} \lambda_{k.5.p} \frac{\bar{n}_{cor}^2}{C_{a,opt}^2} \sqrt{\frac{F_{k.p}}{T_k}} \quad (8)$$

(8) 由 $q(\lambda_k)$, 进口总压、总温及流道面积, 计算风扇进口流量

$$W_a = K \frac{p_{02} A_2 q(\lambda_k)}{\sqrt{T_{02}}} \quad (9)$$

对于风扇或压气机部件系统各相对换算转速 $\bar{n}_{cor} = \text{const}$ 线上的不稳定工作点判别, 本文采用了 Howell 和 Calvert 模型^[12], 即是在全台多级压气机中寻找最先达到 $(\eta H)_{\max}$ 的点, 此点即为压气机系统可能发生的不稳定工作点。

对于高压压气机, 其部件特性可按与上述相类似方法进行。

2 计算及其结果分析

图2和图3分别为预测的某型涡扇发动机风扇部件两个高转速下压比特性、效率特性及其与实验数据比较。可见, 部件特性变化规律预测值与实验值符合还是比较好的, 尤其是设计转速下的喘点压比预测值与实验值吻合得相当好, 虽设计转速下的堵点预测值偏高, 但偏高程度也很小(相对误差为0.8%), 效率特性预测值大都低于实验值; 在95%换算转速下, 其堵点预测值与实验值吻合较好, 但从堵点开始至喘点, 压比和效率预测值均低于实验值。这主要是由于在特性计算中的流动损失预测计算采用了文献[11]所给出的

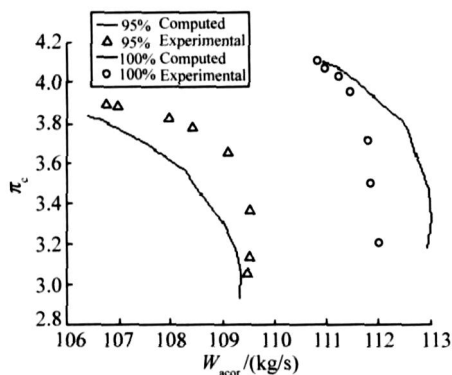


图2 某4级风扇两个高转速压比特性预测及与实验值比较

Fig. 2 Comparisons between pressure ratio performance predictions and experimental data for a 4-stage axial fan under high rotor speed conditions

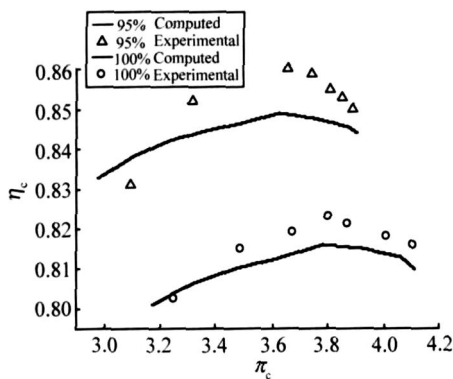


图3 某4级风扇两个高转速压比-效率特性预测及与实验值比较

Fig. 3 Comparisons between efficiency performance predictions and experimental data for a 4-stage axial fan under high rotor speed conditions

流动损失系数 ξ 与相对流量系数 c_a 的经验关联关系所致。可能该文献给出的关联关系过高估计了本例风扇部件压缩过程流动损失, 根据本算例风扇高转速特性数据对该损失关联关系作修正后得到新的预测结果如图4和图5所示, 很显然, 模型预测结果有了明显改进。为使模型更具通用性, 在其后两个算例计算中, 仍直接应用文献[11]关联关系。图6和图7分别为预测的某A型双轴涡喷发动机高压压气机三个换算转速下压比特性、效率特性及其与实验数据比较。

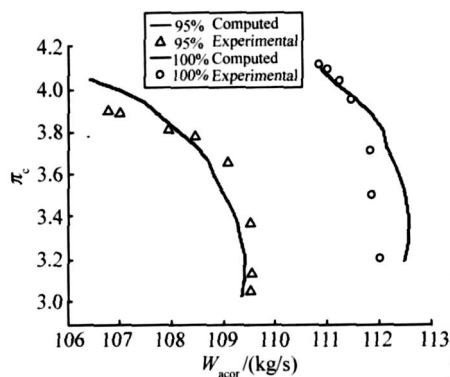


图4 改进损失关联后风扇两个高转速压比特性预测与实验值比较

Fig. 4 Comparisons between pressure ratio performance predictions and experimental data for a 4-stage axial fan under high rotor speed conditions with improved loss model

可见, 部件特性变化规律预测值与实验值符合也是比较好的, 与非设计转速特性相比, 设计转速下部件特性预测值与相应实验值符合最好; 与前一个风扇算例预测结果的变化规律相类似, 虽

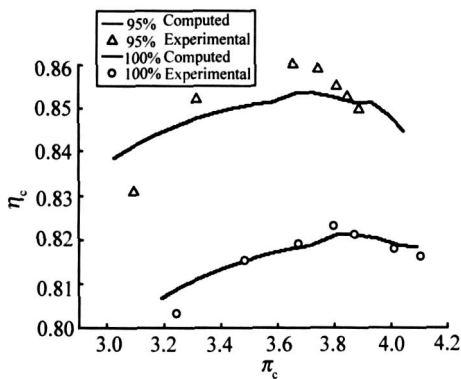


图 5 改进损失关联后风扇两个高转速压比-效率特性预测与实验值比较

Fig. 5 Comparisons between efficiency performance predictions and experimental data for a 4-stage axial fan under high rotor speed conditions with improved loss model

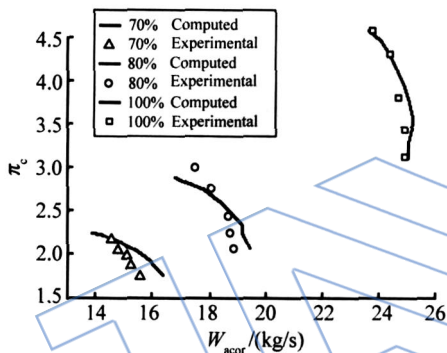


图 6 某高压压气机压比特性预测及与实验值比较

Fig. 6 Comparisons between pressure ratio performance predictions and experimental data for a high pressure axial compressor

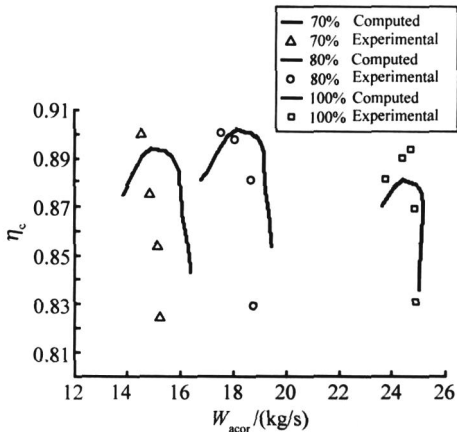


图 7 某高压压气机效率特性预测及与实验值比较

Fig. 7 Comparisons between efficiency performance predictions and experimental data for a high pressure axial compressor

然设计转速下压比特性预测较准,但效率特性预测值也大多偏低于相应的实验值;这也进一步表明了依据具体算例改进文献[11]关联关系的必要性.图 8 和图 9 给出某 B 型双轴涡喷发动机低压压气机三个换算转速下压比特性、效率特性及其与实验数据的比较.可见,对于压比特性,在设计转速状态下,预测值与实验值符合较好,尤其是喘点符合的相当好;但偏离设计转速时,喘点预测值偏差较大,表明 Howell 和 Calvert 模型通用性差,有待于进一步改进.而对于效率特性,预测值总变化趋势还是与实验值比较符合的,但在 100 %转速和 70 %转速状态下,效率预测值明显偏低;而对于 85 %转速状态,效率预测值又偏高,这就充分证实了对于具体多级压气机算例,不仅需要输入该压气机设计点几何及气动参数,而且还需要充分整理部件高转速特性线综合损失关

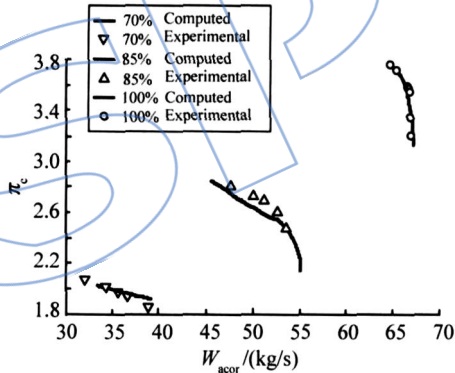


图 8 某低压压气机压比特性预测与实验值比较

Fig. 8 Comparisons between pressure ratio performance predictions and experimental data for a low pressure axial compressor

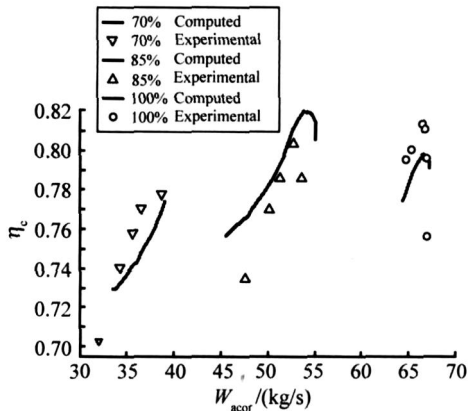


图 9 某低压压气机效率特性预测与实验值比较

Fig. 9 Comparisons between efficiency performance predictions and experimental data for a low pressure axial compressor

系,才有可能进一步提高本模型预测的可靠性.图10和图11为应用本模型和方法预测出的第1个算例风扇部件在非常低转速下的压比和效率特性,可见预测出的小转速特性的变化规律还是比较合理的.

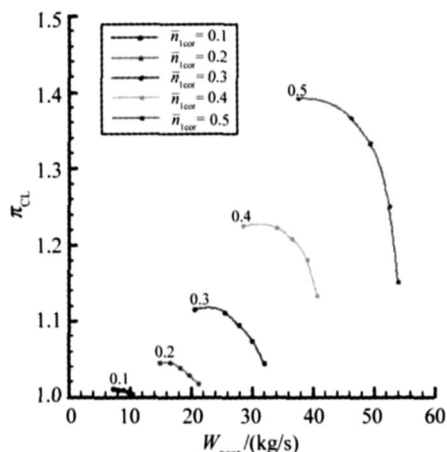


图10 计算的风扇小转速压比特性

Fig. 10 Predictions of pressure ratio performance for a 4-stage axial fan under very low rotor speed conditions

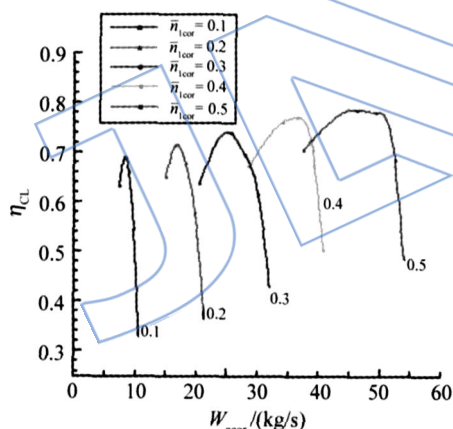


图11 计算的风扇小转速效率特性

Fig. 11 Predictions of efficiency performance for a 4-stage axial fan under very low rotor speed conditions

3 若干结论

- 1) 建立的一种预测多级轴流压气机部件特性工程方法,能够给出部件特性比较合理的计算;
- 2) 本算法不仅适用于超声速风扇部件特性计算,而且也能用于高压压气机部件特性计算;

3) 本方法预测出的多级压气机部件压比特性较准,而效率特性预测精度取决于本方法所依赖的损失模型精度,这一方面研究工作有待于进一步完善和改进;

4) 本方法可用来预测发动机高、低压压气机非常低转速下的部件特性,可为涡扇/涡喷发动机地面或空中起动模拟分析提供模型与技术支持;

5) 虽然在高转速状态下,本模型预测精度不如准三元和全三元 N-S 模型,但它能够比较合理预测出发动机高、低压压气机非常低转速下的部件特性,这正是本模型独有优势所在.

参考文献:

- [1] Boyer K M. An improved streamline curvature approach for off-design analysis of transonic compression systems [D]. Blacksburg, VA: Mechanical Engineering Dept. Virginia Polytechnic Institute and State University, 2001.
- [2] Bloch G S, Copenhaver W W, O'Brien W F. Development of an off-design loss model for transonic compressor design [R]. AGARD-CP-571, 1996.
- [3] Dunham J. Compressor off-design performance prediction using an endwall model [R]. ASME Paper No. 96-GT-62, Birmingham, UK: 1996.
- [4] Korakianitis T, Zou D. Through-flow analysis for axial-stage design including streamline-slope effects [R]. ASME Paper 93-GT-56, 1993.
- [5] Hah C, Wennerstrom A. Three-dimensional flow-fields inside a transonic compressor with swept blades [J]. J. of Turbomachinery, 1991: 241-251.
- [6] LeJambre C R. Development and application of a multi-stage N-S solver-Part II: Application to a high pressure compressor design [R]. ASME Paper 95-GT-343, 1995.
- [7] Mohonmmad H Z. Mini-turbojet engine test stand for starting test [R]. AIAA-2002-4052, 2002.
- [8] Morita M S M, Torisaki T. Restart characteristics of turbofan engines [R]. ISABE 89-7127, 1989: 1200-1206.
- [9] Chappell M A, McLaughlin P W. An approach modeling continuous turbine engine operation from startup to shut-down [R]. AIAA-91-2373, 1991.
- [10] O'Brien W F, Peter S K, Wing F N. A method of turbofan engine starting by varying compressor surge valve bleed [R]. Blacksburg Virginia: [s. n], May 14, 2001.
- [11] 聂怡耶夫. 航空燃气涡轮发动机原理 [M]. 姜树明, 译. 北京: 国防工业出版社, 1984.
- [12] Howell A R, Alvert W J. A new stage stacking technique for axial-flow compressor performance prediction [J]. ASME, 78-GT-139, 1978.