

高效亚音轴流压气机级几何参数最佳选择

海军工程学院 陈林根 孙丰瑞 彭义恒

【摘要】 将亚音速轴流压气机级的设计问题表述为气动力学损失和重量为极小化、压气机喘振边界极大化的多目标非线性数学规划问题。求优中考虑了多种气动与机械约束条件。介绍了压气机级性能估算的模型,给出了最大效率、最小重量、最大喘振边界以及效率、重量、喘振边界三者权衡最优条件下的算例。此方法可推广用于多级轴流压气机中。

主题词: 亚音速轴流压气机 效率 重量 喘振边界 最优设计

分类号: TH453 O224

1 压气机级性能估算模型

已有一些文献讨论了压气机级的最优设计问题,包括叶型的优化、通流部分平均截面参数的优化和叶片扭曲规律的优化^[1~4]。本文提供的方法中,建立了亚音速轴流压气机级性能估算模型,考虑了多种气体动力学和机械强度约束条件,兼顾了热效率、尺寸重量和喘振裕度三个性能指标进行多目标优化。

本文采用 Casey 的方法^[5]估算压气机级性能,利用经验公式和试验曲线计算有关参数。有关分析是基于均方根当量半径 $r = [(r_t^2 + r_n^2)/2]^{0.5}$ 进行的, r_t 、 r_n 分别为叶顶和轮毂半径。

冲角、偏转角和运行范围。参考冲角根据 $i_{ref} = i_0 + n\varphi$ 计算, φ 是叶片弯曲角, i_0 为 $\varphi = 0$ 时的冲角, i_0 和 n 是进气角、叶片最大厚度 t 和稠度 σ 的函数。 i_{ref} 下的出口气流偏转角 δ_{ref} 由叶片安装角 θ 和 σ 计算, $\sigma = C/S$, C 为弦长, S 为节距。偏转角为 $\delta = \delta_{ref} + (i - i_{ref})(d\delta/di)_{ref}$, 式中 $(d\delta/di)_{ref}$ 由 NASA TN D-7345 给出公式计算。叶栅运行范围为 $\delta\beta = \delta\beta_i(\delta\beta/\delta\beta_i)_{Ma}$, $\delta\beta_i$ 为 δ 、 φ 和动叶进口几何角 β_i' 的函数; 当马赫 $Ma < 0.2$ 时, $(\delta\beta/\delta\beta_i)_{Ma} = 1$, 否则有 $(\delta\beta/\delta\beta_i)_{Ma} = 10^4 A$, $A = -2.5(Ma - 0.2)^{4.4}$, 本文 $\delta\beta$ 计算式成立的范围为 $30^\circ \leq \beta_i' \leq 70^\circ$ 。

叶栅的叶型损失系数为 $\omega = (\omega' \omega)_{Re} (\omega' \omega)_{ix} (\omega' \omega)_{ma}$, 式中 ω 为当量半径处参考冲角下的叶型损失系数, 后面三项分别为雷诺数和表面粗糙度修正因子、冲角修正因子和马赫数修正因子。 ω 为当量扩压因子 D_{eq} 、 σ 和进、出口气流角(不同于叶片几何角)的函数。 $(\omega' \omega)_{Re} = Ma_x [(C_D/C_{D_{ref}})_{Re}, (C_D/C_{D_{ref}})_{ra}]; (C_D/C_{D_{ref}})_{Re} = (Re/Re_{cr})^n$, $Re_{cr} = 2 \times 10^5$, 当 $Re \leq Re_{cr}$ 时, $n = -0.5$, 否则 $n = -0.166$; $(C_D/C_{D_{ref}})_{ra}$ 与 R_a/C 有关, R_a 为表面粗糙度。 $(\omega' \omega)_{ma} = 1.0 + 0.1667x + 0.833x^2$, $x = |i - i_{ref}| / (\delta\beta/2)$ 。 $(\omega' \omega)_{Ma} = 1.0 + 2(Ma - Ma_{1c})$, Ma_{1c} 为临界马赫数, 与气流绝对速度周向分量 C_{1u} 、 C_{2u} , 相对速度 W , 气体等熵指数和 t 有关。

端壁损失。不计端壁损失时的级效率为 $\eta_{pro} = 1 - \{\omega W^2 + \omega C^2 / [2u(C_{2u} - C_{1u})]\}$, ω 、 ω 为动、静叶叶型损失系数, u 为圆周速度, 则考虑端壁损失的级效率为 $\eta = \eta_{pro}(1 - 2\delta^*/h) / (1 -$

$2\pi/h)$, h 为叶高, δ^* 和 τ 分别为端壁边界层平均位移厚度和平均切向力厚度, 根据叶顶间隙 ϵ 、级的平均安装节距 g 和与喘振的接近程度 $\Omega = C_p / C_{p\max}$ 计算, C_p 为 Koch 定义的有效级静压升系数^[6], $C_{p\max}$ 为发生喘振时的 C_p 值。

喘振预测。用焓等效静压升系数^[6] 表征压气机级的喘振边界, $C_p = \Delta P / [\rho(W^2 + C^2)/2]$, ΔP 为级压升。喘振时的 C_p 值为 $C_{p\max} = C_{pD}(C_p/C_{pD})_{Re}(C_p/C_{pD})_{\epsilon}(C_p/C_{pD})_{\Delta z}$, 式中 C_{pD} 是扩压器的最大静压升系数。后三项分别为雷诺数、顶隙和叶片排轴向间隙修正因子。 C_{pD} 与 L/g^2 有关, 总长度 L 以动、静叶进气压头为权系数由动、静叶中弧线长计算得到, g^2 为动叶栅出口处安装节距。 C_{pD} 、 $(C_p/C_{pD})_{Re}$ 和 $(C_p/C_{pD})_{\epsilon}(C_p/C_{pD})_{\Delta z}$ 的计算曲线见文献[6]。

重量分析。压气机级的重量 G 由动叶和静叶叶片重量、机匣重量、内壁重量和轮盘重量组成, 由简化方法计算各部分重量。叶片按直叶片处理, 由母型叶片拟合得到横截面积与弦长平方的关系, 乘叶高得叶片体积、重量。机匣和内壁重量按等厚圆桶壁计算。根据等应力分布原则, 轮盘厚度沿半径按指数规律变化, 由此沿半径积分即得到轮盘的重量解析式。设各部件用相同材料。所用重量分析模型并不十分正确, 但用以分析参数变化规律仍是很有用的。

2 优化问题的描述

优化变量。选取 8 个参数为最优设计变量, 即 $X = [D_h, h, C_r, C_s, S_r, S_s, \alpha, \beta]^T$, 分别为轮毂直径、叶高、动静叶弦长、节距和出气角。

目标函数。本文选取级效率 η 最大(气动损失 $(1 - \eta)$ 最小)、级重量 G 最小和级静压升系数 C_p 最大为目标函数。即求

$$\text{Min}[F_1 = 1 - \eta(X), F_2 = G(X), F_3 = 1 - C_p(X)] \quad (1)$$

并可组成一个统一的目标函数 $\text{Min} F = k_1[1 - \eta(X)]G_0/(1 - \eta_0) + k_2G(X) + k_3[1 - C_p(X)]G_0/(1 - C_{p0})$ 。式中 η_0 、 G_0 和 C_{p0} 为原始方案的效率、重量和静压升系数, 引入系数 $G_0/(1 - \eta_0)$ 和 $G_0/(1 - C_{p0})$ 使得 3 个目标具有可比性。 k_1 、 k_2 和 k_3 分别为 3 个目标的加权系数, 且有 $k_1 + k_2 + k_3 = 1$, $k_i \in [0, 1]$, $i = 1, 2, 3$ 。 k_i 可在这一限制内按照不同需要选取, 常用的有二种, 一为等量加权法, 即 $k_1 = k_2 = k_3 = 1/3$; 二为二项系数法, 按照重要程度效率 > 重量 > 喘振边界的排序, 有 $k_1 = 0.5$, $k_2 = k_3 = 0.25$ 。因此可构成如下两种组合目标:

$$\text{Min} F_4 = [F_1G_0/(1 - \eta_0) + F_2 + F_3G_0/(1 - C_{p0})]/3 \quad (2)$$

$$\text{Min} F_5 = 0.5F_1G_0/(1 - \eta_0) + 0.25F_2 + 0.25F_3G_0/(1 - C_{p0}) \quad (3)$$

约束条件。从气动特性、材料特性和计算模型适用性角度出发, 考虑以下 18 类(共形成 46 个不等式)约束条件: (1) 动叶顶部圆周速度在某一上、下界内; (2) 动、静叶的叶高与弦长比在一定值内; (3) 动、静叶的节距与弦长比在一定值内; (4) 轮毂直径在一定值内; (5) 径高比在一定值内; (6) 轴向气流速度在一定值内; (7) 级当量半径处反动度在一定值内; (8) 静叶出口绝对气流角(等于动叶进口绝对气流角)在一定值内; (9) 动叶进、出口相对气流角和出口绝对气流角在一定值内; (10) 级根部反动度大于某一值(按等 α 扭曲规律估算); (11) 动、静叶当量扩压因子小于某一值; (12) 级静压系数大于一定值; (13) 动叶进、出口相对气流马赫数在一定值内; (14) 动、静叶叶片数在一定值内; (15) 动叶进口叶片角在一定值内; (16) 动、静叶进口叶片角不小于出口叶片角; (17) 动、静叶中雷诺数在一定值内; (18) 动、静叶根部最大总拉伸应力小于允许值。

约束(5)为保证一元流分析的可行性; 约束(11)、(12)为喘振性能提供双重保证; 约束(13)

为保证亚音速分析的可行性(没有计入激波损失);约束(15)为保证计算模型中运行范围的准确性。

3 优化问题的求解方法和数值算例

求解方法。本文的问题实际上是一个多变量、有约束非线性多目标数学规划问题。将多目标优化问题用线性加权和法表示为单目标优化问题。为此采用外点法罚函数法将有约束问题处理为无约束问题,再用 Sargent-Powell 方法借助于抛物线拟合一维搜索得解。

Mckenzie 级^[7]的计算结果。该级原设计方案 $D_t/D_h=1.25$,采用 C5 叶型, $t/C=0.1$,动、静叶采用相同叶片, $\varphi=40^\circ$; $\theta=50^\circ$, S/C 有不同的设计值,本文以 $S/C=0.941$ ($Z=60$) 方案作为原始数据寻优。除 8 个设计变量外其余热力和结构参数同原方案。求优中给定的约束界限值见表 1(计算中均以上限值为基准无因次化)。效率优化(F_1)、重量优化(F_2)、喘振边界优化(F_3)以及三者的等量加权优化(F_4)和二项系数法加权优化(F_5)结果见表 2。计算表明,本文的方法是有效的,优化效果是显著的。多目标优化得到了不同于单目标优化的兼顾各指标的综合性能最优方案。权系数的不同取值得到不同的综合优化结果。

表 1 数值算例的约束条件

$400 \geq U_i \geq 40$	$400 \geq C_s \geq 50$	$C_p \geq 0.45$	$\alpha_2' \geq \alpha_1'$
$9 \geq h/C_r \geq 2$	$0.9 \geq R_m \geq 0.1$	$0.7 \geq M_{w1} \geq 0.1$	$\beta_1' \geq \beta_2'$
$9 \geq h/C_s \geq 2$	$80 \geq \alpha_1 \geq 5$	$0.7 \geq M_{w1} \geq 0.1$	$1.0 \times 10^7 \geq R_{cr} \geq 1.0 \times 10^4$
$1.0 \geq S_r/C_r \geq 0.4$	$80 \geq \beta_1 \geq 5$	$90 \geq Z_r \geq 15$	$1.0 \times 10^7 \geq R_{cs} \geq 1.0 \times 10^4$
$1.0 \geq S_s/C_s \geq 0.4$	$R_h \geq 0$	$90 \geq Z_s \geq 15$	$80 \geq \alpha_2 \geq 5$
$1 \geq D_i \geq 0.1$	$2.0 \geq D_{eqr}$	$70 \geq \beta_1' \geq 30$	$6.9 \times 10^8 \geq \sigma_r$
$10 \geq D_h/h \geq 4$	$2.0 \geq D_{eqs}$		$6.9 \times 10^8 \geq \sigma_{ts}$

表 2 最优方案的比较

性能	原方案	F_1	F_2	F_3	F_4	F_5
$\eta(\%)$	87.24	88.47	85.43	82.02	87.56	88.02
C_p	0.516	0.464	0.520	0.577	0.552	0.545
$G/G_0(\%)$	100.0	94.3	43.7	95.8	51.5	64.6

参 考 文 献

1 陈林根. 最近十年叶轮机械最优设计的一些进展. 热能动力工程, 1992, 7(2)

2 陈乃兴. 关于压气机级的最佳设计. 舰船透平锅炉, 1975, (1)

3 Gu C, Miao Y. Blade design of axial-flow compressors by the method of optimal control theory. J. Turbomachinery, 1987, 109(1)

4 刘波等. 轴流压气机可控扩压叶型的数值优化设计. 航空动力学报, 1991, 1(6)

5 Casey M V. A mean line prediction method for estimating the performance characteristics of an axial compressor stage Proc. IMechE, Turbomachinery Efficiency Prediction and Improvement, 1987

6 Koch C C. Stalling pressure rise capability of axial flow compressor stages. J Engng. Pow., 1981, 103(4)

7 Mckenzie A B. The design of axial compressor blading based on tests of a low speed compressor. Proc. IMechE, 1980, 194 (6)

Boundary layer

RELATIONSHIP BETWEEN BLADE FLUTTER AND LEAKAGE VORTEX OF COMPRESSOR ROTOR

Li Kejian, Zhang Yangjun, Tao Deping

(4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT

By using the Tip Vortex Method (TVM) and the Center Tip Vortex Method (CTVM) with the deforming disk method of flutter prediction respectively, the relationship between the tip leakage vortex and the blade aeroelastic stability has been studied. The results show that the tip leakage flow vortex has a great effect on the blade aeroelastic stability and large tip leakage vorticity may restrain blade flutter. The calculational results are consistent with the experimental data.

Key words Compressor Rotors Aeroelastic dynamics stability

OPTIMIZATION OF GEOMETRICAL PARAMETERS FOR A SUBSONIC AXIAL FLOW COMPRESSOR STAGE

Chen Lingen, Sun Fengrui, Peng Yiheng

(Naval Academy of Engineering, Wuhan 430033)

ABSTRACT

Design of a subsonic axial flow compressor stage has been formulated as a nonlinear multiobjective mathematical programming problem in which minimizing the aerodynamic losses and the weight of the stage, and maximizing the compressor stage stall margin are selected as the objectives. Aerodynamical and mechanical constraints are considered in the problem formulation. A model for estimating the performance of the compressor stage is also presented. Three objective functions, eight design variables and forty-six constraint conditions are involved in the optimization. A numerical optimization is given for a subsonic axial compressor stage with maximum efficiency, minimum weight, maximum stall margin, in which weighted optimum relationship between efficiency, weight and stall margin has been obtained.

Key words Subsonic flow Axial compressor stages Optimum design

NUMERICAL SIMULATION FOR MIXING FIELD OF TWO INCOMING STREAMS IN A DCR

Ma Jihua, Zhang Fan, Wu Bin

(4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT

The flux vector splitting method is adopted to solve the 2-D Euler equations and a numerical simulation is conducted for the division-flow inlet of Dual Combustor Ramjet (DCR) as well as the cold-mixing flow field of both flows from a dump combustor and from a supersonic inlet. The computational results provide a clear shock construction of the whole flow field and physical pictures of the two mixing high-speed streams in the supersonic combustor. The numerical results of the research can be available for reference to the ignition and combustion of the DCR.

Key words Numerical simulation Mixing Flow fields