

民用大涵道比涡扇发动机压气机 叶片重量估算方法

Weight Estimation Method for Compressor Blades of Civil Turbofan Engine with Large Bypass Ratio

孟祥海 于乃江 张成武 高峰 朱彬 / Meng Xianghai Yu Naijiang Zhang Chengwu Gao Feng Zhu Bin
(中航商用航空发动机有限责任公司, 上海 200241)
(AVIC Commercial Aircraft Engine Co., Ltd, Shanghai 200241, China)

摘要:

针对民用大涵道比涡扇发动机的设计特点,基于部件一维气动设计结果,分别建立高压压气机叶片(增压级、中压压气机叶片重量估算模型与高压压气机叶片相同)、风扇叶片重量估算模型;通过简化高压压气机叶片结构,采用等效厚度、气动修正因子等方法,建立了基于统计分析法的高压压气机叶片重量估算模型;通过分段简化风扇叶片结构,采用弦长、最大厚度拟合规律及分段求解体积等方法,建立了基于统计分析法的风扇叶片重量估算模型。

关键词:重量估算;大涵道比;涡扇发动机;压气机叶片;统计分析法

中图分类号:V23

文献标识码:A

[Abstract] Based on 1-D aerodynamic design, weight estimation models for high pressure compressor blade and fan blade were established separately in view of the characteristics of civil turbofan engine with large bypass ratio. Simplified structure, equivalent thickness and aerodynamic correction coefficient were used to establish weight estimation model for high pressure compressor blade based on statistic analysis. Simplified structure in subsection, chord and max thickness matching were used to establish weight estimation model for fan blades based on statistic analysis.

[Key words] weight estimation; large bypass ratio; turbofan engine; compressor blades; statistic analysis

0 引言

对于商用飞机而言,发动机重量是影响其航程和经济性的重要因素之一。因此,重量是航空发动机设计的关键技术指标之一,也是整机对各部件、系统的重要设计要求。为了尽可能减轻发动机重量、降低超重风险,发动机制造商在方案设计阶段即需要准确地估算整机及各部件、系统重量,以评估设计方案的优劣及可行性,分配重量设计指标^[1-2]。

发动机重量估算方法大致可以分为统计分析法、放缩法、经验统计法三类。其中,经验统计法是利用完全基于宏观统计数据(如推力、轮廓尺寸等)

的经验公式进行重量估算,方法简单,但是与发动机设计方案的相关性较差;放缩法是指将成熟机型中结构相似的零组件重量作为参考基准进行一定规律的缩放,得到指定零组件/部件/整机的估算重量,对设计参数的需求较低,可用于估算与参考发动机结构形式相似、尺寸相差不大的机型,但对于差别较大的机型则无法适用;统计分析法指的是将发动机分为叶片类、盘类、轴类、机匣类、燃烧室、喷管、外部附件等多类零组件,分析相关设计参数对零件重量的影响规律,结合统计数据规律,分别建立各类零件重量与相关设计参数之间的拟合函数关系。由于统计分析法估算精度高、对发动机设计参数的敏感度高,因而广泛应用于典型零件(如叶

片、盘、轴)重量估算;特殊零件(如封严件、放气机构、外部管路及附件等)则通常采用放缩法或经验统计法进行估算。

国外发动机制造商/研究机构一般拥有完整的重量估算模型(软件),如 NASA 开发的 WATE++ 软件,其整机估算误差已大致控制在 5% 以内^[3-8]。国内部分研究所、高校在军用发动机重量估算上也做了一些研究^[9-11],但是均存在以下两方面问题:一是零件类型划分较为笼统(比如压气机叶片与涡轮叶片结构差异明显,但仍采用同一估算模型),部件/零组件重量估算精度难以保证;二是重量估算与气动设计的相关性较低,难以真实反映气动设计对零组件重量的影响。因此,有必要将发动机零件类型进一步细分,根据各部件及系统的差异分别建立重量估算模型。

压气机叶片结构设计与一维气动设计结果直接相关,其重量估算结果需作为盘、轴、包容机匣等典型零件的输入,对整机重量估算精度影响较大,因此,在整机重量估算时,应优先开展压气机叶片重量估算。本文针对压气机叶片的设计特点,基于一维设计结果,建立风扇叶片、高压压气机叶片两类重量估算模型,增加重量估算与气动设计的关联性,提高部件/零组件重量估算精度。

1 压气机叶片重量估算模型

对于双转子民用大涵道比涡扇发动机,压气机可分为风扇、增压级、高压压气机;在三转子发动机中,则一般称为风扇、中压压气机、高压压气机。由于增压级叶片、中压压气机叶片与高压压气机设计特点基本相同,因此重量估算中一般将压气机叶片划分为风扇、高压压气机(包括增压级、中压压气机)两类。由于压气机叶片仅叶身部分与一维气动设计直接相关,因此,国内外相关文献对叶片的重量估算仅针对叶身部分^[13-16],榫头通常在盘的重量估算中予以考虑(按照叶身重量百分比或作为盘的一部分进行估算),而缘板可以在估算单级叶盘总重时,根据结构尺寸及经验选取的厚度单独估算重量。因此,本文对压气机叶片的重量估算也仅指其叶身部分,通过简化叶片模型,采用等效厚度、气动修正因子等方法,建立了基于统计分析法的高压压气机叶片重量估算模型;通过分段简化风扇叶片结构,采用弦长、最大厚度拟合规律及分段求解体积

等方法,建立了基于统计分析法的风扇叶片重量估算模型。

1.1 高压压气机叶片重量估算模型

1.1.1 重量估算模型思路

本文将一维气动设计的计算结果及经验选取参数作为输入,确定高压压气机叶片重量估算模型思路,如图 1 所示。

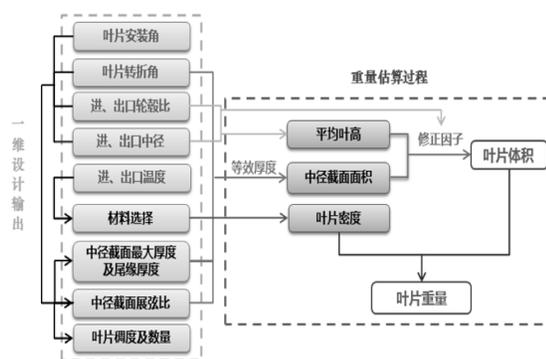


图 1 高压压气机叶片重量估算模型思路

基于重量估算模型思路,将叶片横截面简化为扇形,叶片沿叶高方向简化为柱体,如图 2 所示。叶片重量可根据式(1)计算得到。

$$M = \rho \cdot V = \rho \cdot [K_1 \times (h \cdot L \cdot t)] \quad (1)$$

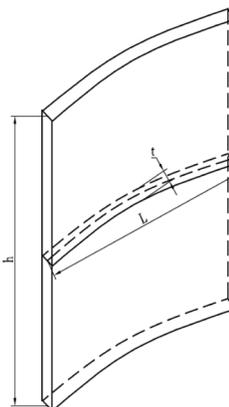


图 2 高压压气机叶片简化模型

其中, M 为叶片重量, ρ 为叶片密度, V 为叶片体积, h 为叶片高度(取进、出口叶片高度的平均值), L 为中径截面的中弧线长, t 为中径截面等效厚度, K_1 为气动修正因子。

1.1.2 中径截面中弧线长度

由于叶片中弧线一般为不规则曲线,为简化计算模型,将中弧线近似为过叶片前后缘点、与中弧线进出口处切线相切的圆弧,如图 3 所示。如此,中弧线长可根据式(2)计算得到。

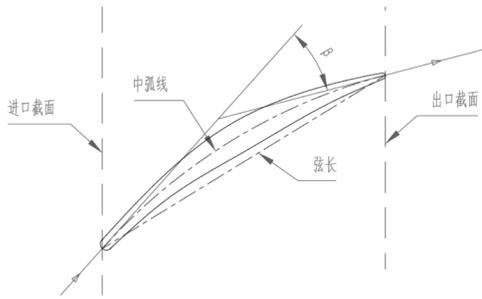


图3 叶片中径截面简化模型

$$L = (h \cdot \alpha) \cdot \beta \cdot \sin \frac{\beta}{2} \quad (2)$$

其中, α 为中径截面展弦比, β 为叶片转折角。

1.1.3 中径截面等效厚度

由图1可知,叶片一维计算后,可根据设计经验选取叶片最大厚度与最小厚度。本文取叶片尾缘处为最小厚度,将最大厚度与最小厚度之间的叶片沿中弧线区间内厚度分布规律近似为函数曲线,并结合统计数据规律,得出等效厚度的经验,见式(3)。

$$t = K_2 \cdot t_{\max} + (1 - K_2) \cdot t_{\min} \quad (3)$$

其中, t_{\max} 为最大厚度, t_{\min} 为最小厚度, K_2 为厚度分布系数。 K_2 由模拟厚度分布规律函数所确定的常数,可基于统计法确定 K_2 。

1.1.4 气动修正因子

由于真实叶片沿叶高方向的转折角、展弦比等设计参数变化较大,中径截面的面积并不能代表各截面面积的变化规律,而且叶片进出口高度不一致,靠近叶根、叶尖部分与柱体相差较大。因此,本文在图2所示的简化模型基础上,加入气动修正因子 K_1 。经过两型发动机共19级叶片数据,可以得出:叶片实际体积与简化模型体积为近似正比关系,如图4所示。因此, K_1 可近似取为常数。

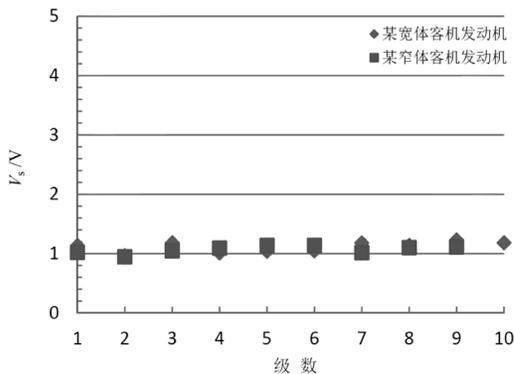


图4 叶片实际体积与简化模型体积数据比值

1.1.5 叶片密度

叶片材料主要有钛合金、高温合金两大类,一般由叶片工作环境温度所决定。现役主流民用大涵道比发动机中,增压级叶片、高压压气机前级叶片一般采用钛合金(温度不超过 500°C),高压压气机中后级则通常采用高温合金。根据经验选定材料之后,即可确定叶片密度。

1.1.6 模型验证

采用以上重量估算模型对某型发动机的10级压气机转子叶片进行重量估算验证,其流道示意图如图5所示,单个叶片重量估算最大误差为5.8%,压气机叶片总重估算误差在2%以内,如图6所示。通过与相关文献对比,此估算精度较高,可更好地满足发动机重量估算要求。

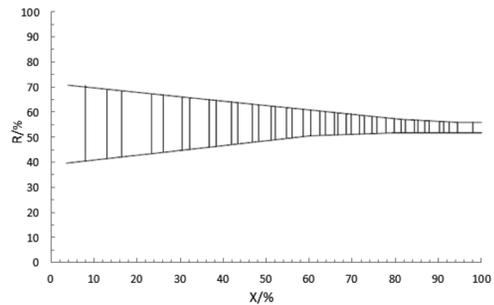


图5 某10级高压压气机子午流道示意图

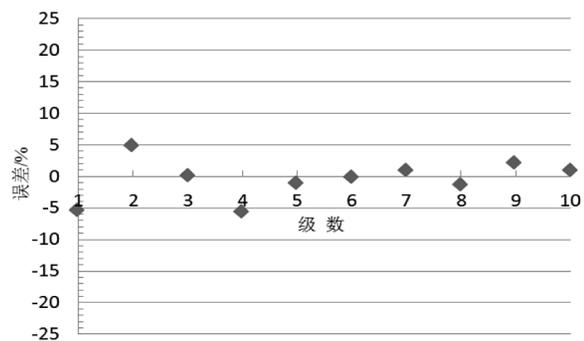


图6 某10级压气机转子叶片重量估算误差

1.2 风扇叶片重量估算模型

1.2.1 重量估算模型思路

风扇叶片是民用大涵道比涡扇发动机的核心零件之一,主要有以下两方面特点:

(1) 风扇进口直径大、轮毂比小,因而风扇叶片高度大,叶片截面沿径向变化大;

(2) 种类繁多,设计差异明显,例如现役民用大涵道比发动机中,风扇叶片按照材料分类有钛合金实心、钛合金空心、复合材料;按照气动设计可分为窄弦、宽弦(掠形)叶片。

鉴于风扇叶片的特殊性,高压压气机叶片重量估算模型显然难以适用,需要单独建立针对民用大涵道比涡扇发动机特点的风扇叶片重量估算模型。本文采用“分段式”模型,将风扇叶片按照等径向高度分割为 n 段,如图 7 所示,每个分段均简化为楔形并单独估算重量,然后将各段重量求和,得到整个叶片重量,见式(4)。

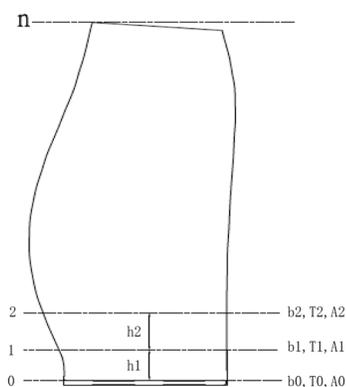


图 7 风扇叶片“分段式”模型

$$M = \rho \cdot \mu \cdot \sum_{i=1}^n (h_i \cdot \frac{A_{i-1} + A_i}{2}) \quad (4)$$

其中, h_i 为楔形高度(数值上等于叶高的 n 分之一), A_i 为上表面面积, A_{i-1} 为下表面面积, μ 为叶片空心率(对于实心叶片, $\mu = 1$), ρ 为叶片密度。

1.2.2 截面面积

由大量的成熟机型风扇截面数据得出,截面面积 A_i 近似正比于此截面的最大厚度 t_i 与弦长 b_i 的乘积,即 $A_i / (b_i \cdot t_i)$ 对于不同机型和不同风扇截面可近似等于常数,如图 8 所示。因此,可由式(5)求得截面面积 A_i 。

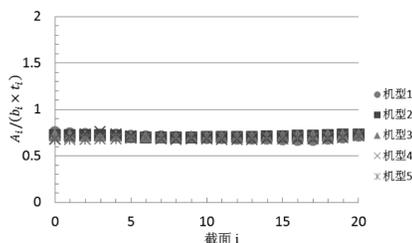


图 8 各截面面积与弦长、最大厚度乘积的比值

$$A_i = K_3 \times (b_i \cdot t_i), i = 0, 1, \dots, n \quad (5)$$

其中, K_3 为图 8 中数据所推导出的截面面积修正因子。

根据风扇造型规律及统计数据,风扇叶片各截面的弦长与叶根弦长的比值,以及不同截面的最大厚度与叶根截面处最大厚度的比值均随着径向高

度的增加而有规律地变化。而在风扇叶片的叶根处,弦长与最大厚度也存在相应的比例关系。以叶根弦长 b_0 作为输入,可由式(6)~式(9)分别得出风扇叶片各截面的弦长及最大厚度。

$$b_i = b_0 \cdot f_1(\omega_i) \quad (6)$$

$$t_i = t_0 \cdot f_2(\omega_i) \quad (7)$$

$$t_0 = K_0 \cdot b_0 \quad (8)$$

$$\omega_i = \frac{i}{n}, i = 1, 2, \dots, n \quad (9)$$

其中, ω_i 表示叶片截面的径向位置, $f_1(\omega_i)$ 、 $f_2(\omega_i)$ 分别为关于 ω_i 的多项式函数, K_0 为由统计规律得出的常数。考虑到风扇叶片的气动造型差异较大,本文根据不同类型风扇叶片(如窄弦、宽弦(掠形))的统计数据,分别得出相应的 $f_1(\omega_i)$ 、 $f_2(\omega_i)$ 、 K_0 。

1.2.3 密度

现役主流的风扇叶片主要有钛合金、碳纤维复合材料两类。作为发动机的核心部件之一,风扇叶片材料一般在方案设计之初确定,因此可根据所选材料直接得到相应密度。

1.2.4 模型验证

采用以上重量估算模型分别对如图 9 所示的某型发动机窄弦风扇叶片和某型发动机宽弦(掠形)风扇叶片进行了验证,得出:窄弦风扇叶片重量估算误差为 -1.2%,宽弦(掠形)风扇叶片重量估算误差为 7.6%。通过与相关文献对比,此估算精度可满足发动机重量估算要求。

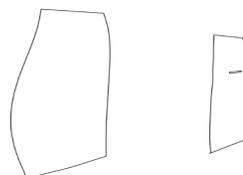


图 9 某型发动机宽弦(掠形)风扇叶片(左)及某型发动机窄弦风扇叶片(右)

2 结论

本文基于部件一维气动设计结果,采用统计解析法,分别建立高压压气机叶片、风扇叶片重量估算模型。对某型发动机高压压气机叶片进行验证,单个叶片重量最大误差为 -5.8%,叶片总重误差为 2%;对某型窄弦风扇叶片及某型发动机宽弦(掠形)风扇叶片进行验证,重量误差分别为 -1.2% 与 7.6%。本文建立的重量估算模型精度较高,满足发动机重量估算的工程应用需求。

参考文献:

[1] Walsh P P, Fletcher P. Gas Turbine Performance[M]. UK: Blackwell Science Ltd, 1998.

[2] Tong M T, Halliwell I, Ghosn L J. A Computer Code for Gas Turbine Engine Weight and Disk Life Estimation[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. ASME APRIL 2004, Vol. 126: 265-270.

[3] Sagerser D A, Lieblein S, Kkebs R P. Empirical Expressions for Estimation Length and Weight of Axial-flow Components of VTOL Powerplants[R]. NASA TM X-2406, 1971.

[4] Waters M H, Schairer E T. Analysis of Turbofan Propulsion System Weight and Dimensions[R]. NASA TM X-73, 199, 1977.

[5] Pera R J, Onat E, Klees G W, et al. A Method to Estimate Weight and Dimensions of Aircraft Gas Turbine Engines Volume 1[R]. NASA, CR135170, 1977.

[6] Franciscus L. Interrim Computer Program for Estimating Aircraft Engine Weight and Dimensions on A Component Basis [R]. NASA TM X-73404, 1976.

[7] Hale P L. A Method to Estimate Weight and Dimensions of Aircraft Gas Turbine Engines - Final Report and User's Guide [R]. NASA, CR168049, 1982.

[8] Tong M T, Naylor B A. An Object-Oriented Computer Code for Aircraft Engine Weight Estimation[J]. NASA/TM-2009-215656, 2009.

[9] 潘代锋,伏宇. 一种预估涡喷/涡扇发动机重量的方法[J]. 燃气涡轮试验与研究,2010, 23(3): 49-51.

[10] 郭淑芬,陈军,赵洪利. 涡喷与涡扇发动机重量估算方法[J]. 航空发动机,1999,2: 8-10.

[11] 郭淑芬,宋慧敏,王甫君. 涡轴与涡桨发动机特殊部件重量估算[J]. 航空发动机. 1999,4: 8-11.

[12] Sanghi V, Kumar S K, Sundararajan V. Preliminary Estimation of Engine Gas-Flow-Path Size and Weight[J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(2): 208-214.

[13] 陈光,洪杰. 航空燃气涡轮发动机结构[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社,2009.

[14] 刘长福,邓明. 航空发动机结构分析[M]. 西安: 西北工业大学出版社,2006.

[15] 陈光. 航空发动机结构设计分析[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社,2006.

[16] Tong M T, Halliwell I, Ghosn L J. A Computer Code for Gas Turbine Engine Weight and Disk Life Estimation[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. ASME APRIL 2004, Vol. 126: 265-270.

(上接第 38 页)

表 5 各因素的比较矩阵

因素	视觉可达	操作可达	实体可达	权重
视觉可达	1	1/2	1/3	0.164
操作可达	2	1	9/8	0.393
实体可达	3	8/9	1	0.443
$\lambda_{\max} = 3.1034, C.I. = 0.0517, C.R. = 0.089 < 0.1$				

表 6 维修可达性二级指标评价表

二级指标	视野距离	视野区域	维修通道	维修工具	作业空间	维修环境	人体生理
得分	85	90	80	70	60	60	70
权重	0.5	0.5	0.5	0.5	1/3	1/3	1/3
一级指标得分	87.5		75		63.33		

根据表 6 的模糊综合评价结果,采用式 1 计算 A320 飞机空调系统的流量控制活门维修可达性的评价结果为 71.88 分,表明该部件的维修可达性差,有待改善。同时航空公司也反映该部件的维修存在一定的难度,流量控制活门难以接近,拆下该活门,必须先拆下位于其下方的部分元件和管道,不但增加了维护工作量,更增加了系统风险,降低了

空调部件的可达性。

4 结论

本文以维修可达性为研究对象,对产品的维修可达性综合评价方法展开了深入研究。建立维修可达性评价体系,引入模糊综合分析法把民用维修可达性分析的定性问题转化成了定量问题,从而便于实际分析。实例分析表明本文所提出的模糊综合的民机可达性设计评价方法模型能够处理民机可达性评价的问题,本文为民用飞机维修可达性设计分析提供了一种有效的思路。

参考文献:

[1] 甘茂治. 维修性设计与验证[M]. 北京: 国防工业出版社,1996.

[2] 王莲芬,许树柏. 层次分析法引论[M]. 北京: 中国人民大学出版社,1990.

[3] 程光耀,孙厚芳,雷贺功,慈建平. CAPP 多工艺方案的模糊综合评价[J]. 北京理工大学学报,2004,24(3): 197-200.