

文章编号: 1000-8055(2010)10-2170-07

整机结构设计的评估方法——结构效率

张大义, 马艳红, 梁智超, 洪 杰
(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 从整机动力学的角度, 提出一种量化各种结构改进设计对整机性能收益的评估方法——结构效率, 其内涵应当包括发动机质量有效承载项, 模态参与项以及变形量协调项, 并建立初步分析方法. 通过某转子/支承系统的结构优化算例, 指出了结构效率在整机结构设计中的优越性, 并对结构概率的进一步研究前景和研究重点进行了论述.

关 键 词: 整机动力学; 结构设计; 振动; 间隙; 结构效率

中图分类号: V23

文献标识码: A

Evaluation method on whole engine structural design — structural efficiency

ZHANG Da yi, MA Yan hong, LIANG Zhi chao, HONG Jie

(School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: An evaluation method named structural efficiency was presented to quantify the benefit of whole engine structures according to the dynamics. The meaning of structural efficiency encompasses engine strength, modal participation and deformation coordination synthetically. Further corresponding elementary numerical method was given. The advantages of structural efficiency on whole engine design were obtained through a rotor/ supporting structural optimization case. Besides, the research prospects and research emphases were discussed in detail.

Key words: dynamics on whole engine; structural design; vibration; clearance; structural efficiency

未来 30 年航空燃气涡轮发动机是航空飞行器的主要动力装置, 但其功率负荷将大幅度提高, 进一步对结构的完整性和可靠性提出了更高要求; 而飞行器的高机动能力和高承载量要求严格控制发动机质量, 因此推质比是评估航空发动机技术水平和工作能力的重要综合指标之一. 高推质比需求使得发动机整体结构的刚性“弱化”, 各子结构之间的动力耦合程度越来越高, 航空发动机整体结构必须作为高度耦合的一个系统进行分

析和研究. 而在实践中, 航空发动机整机振动问题也确实是长期制约发动机发展的关键问题之一, 在航空发动机研制和使用过程是贯穿始终的共性问题^[1,2]. 因此开展整机动力学的理论分析与设计技术研究, 是保证在役发动机安全使用和研发发动机成功设计的迫切需要.

高负荷和高可靠性的要求, 也必然在结构设计中引入新结构、新材料, 为了达到设计目标, 各部件的设计准则和要求有时是互相矛盾的, 需要

收稿日期: 2009 09 14; 修订日期: 2009 12 14

基金项目: 航空科学基金(2009ZB51019)

作者简介: 张大义(1979-), 男, 辽宁抚顺人, 博士后, 主要从事航空发动机整机振动、叶片振动及振动控制研究.

折中考虑各种要求以达到最优化,但依据现行的结构设计准则又不能明确地得出新设计方案的收益.如何均衡各种新结构、新材料的采用对发动机整体结构性能提高的贡献成为一个重要问题.

因此,亟需从整机动力学的角度,提出一种量化各种结构改进设计对整机性能收益的评估方法,由此本文结合国外的研究动态,提出结构效率的概念^[3-5],并进一步揭示其内涵,建立结构效率的初步分析方法,并应用结构效率对某转子/支承结构的设计方案进行优化.

1 整机结构设计的重要指标

1.1 降低发动机结构质量

提高推质比是衡量航空发动机技术水平和工作能力的重要综合指标之一,目前,航空发动机减轻质量的主要措施有两种:其一是采用新结构,如掠形叶片、整体叶盘/环、双幅板涡轮盘、对转涡轮等利用结构的创新设计和优化设计简化结构和减轻质量,在大大减少发动机的零件数目的基础上提高效率、提升发动机性能;其二是采用新材料,如碳纤维增强的钛合金以及陶瓷复合材料等在关键部件的应用,大量应用高比强度的新型材料改善性能,起到减轻质量的作用.

质量作为推质比的分母项,必然作为结构效率的一部分.为了达到高推质比的要求,必须在满足强度、振动需求的基础上减轻结构的质量.

1.2 降低发动机振动灵敏度

在现代航空发动机的设计和发展过程中,不断地强调尽可能地减小整机质量和提高转子转速,导致转子系统在工作转速范围内出现低阶临界转速.针对这种情况,可以通过改变部件的刚度/质量分布,把转子的振动能量调整集中于支承位置,进而通过支承处的转子阻尼器耗散振动能量;或者通过支承刚度的优化设计把危害较大的弯曲型临界转速调整到最大工作转速以外,并保证足够的裕度.同时要使发动机能够在转子叶片脱落等意外情况引起的有害振动环境下不发生灾难性破坏.

针对上述的设计目标,航空发动机设计过程中应该进行结构在典型激励作用下整机振动的响应分析,要求结构对激励的振动灵敏度、对外物打伤灵敏度、碰摩激励的灵敏度都低于某个限定值,保证结构具有较好的稳定性.

在衡量航空发动机的结构效率时,应该充分

考虑整机系统动态应对各种力函数的敏感性,因此模态参与项应当作为结构效率中的重要一项.

1.3 转/静结构件间的变形量协调

航空发动机的工作状态在整个飞行包线内不尽相同,这将引起转/静子间的间隙变化,而间隙值对发动机气动热力效率的影响很大.据实测,叶尖间隙每增加叶片长度的 1%,效率约降低 1.5%,而效率每降低 1%,耗油率约增加 2%^[6].国产某型发动机在研制过程中振动超标长时间得不到解决,严重影响其研制进程.由于整机振动过大,引起管路振动应力过大,造成漏油等故障,使得在研制中有三分之一的发动机由于振动过大而下台架.后采取多方面综合治理措施并适当放大转/静子间隙,不得已以牺牲性能来降低发动机振动水平.

未来高推质比航空发动机为提高发动机的气动热力效率,要求更小的叶尖和级间间隙.但如果因振动、机动飞行、跨越临界转速而引起间隙丧失,会引发转/静子之间的碰摩,进而使效率更低,甚至部件损坏发生故障.

可见在整机动力设计中,由于设计要求的矛盾,以结构效率为目标来综合的量化和评定各种结构设计对整机性能的收益是有的放矢的,而转/静子的变形量协调也必须作为结构效率中的重要一项^[7].

2 结构效率的概念

航空发动机总体结构设计的最终目标是:合理安排结构,使发动机整机在工作转速范围内避免过大的振动,质量最小,并实现发动机正常工作或过临界转速时,由于转子不平衡和机动载荷引起的振动和间隙引起的效率损失均最小.

提出结构效率的概念旨在寻找一种有效的定量分析系统收益的方法^[8-9],以此来比较航空发动机设计过程中采用大比刚度和比强度结构等设计手段对整体性能提升的贡献.本文尝试给出结构效率的概念和初步分析方法及计算公式.

航空发动机结构效率是具有给定质量的发动机结构,对静载荷、振动载荷和机动飞行载荷的敏感度的量化描述.

结构效率的内涵为三项变化量之和,即 E_s —发动机质量有效承载项(engine strength), M_p —模态参与项(modal participation), D_c —变形量协调项(deformation coordination).这三项都是相

对值,在发动机结构的改进设计中,可以原型发动机的整机或部件为基准值,各项的具体数值是相对于基准值的变化量.

本文将结构效率系数数学描述为

$$I = E_s + M_p + D_c$$

(1)

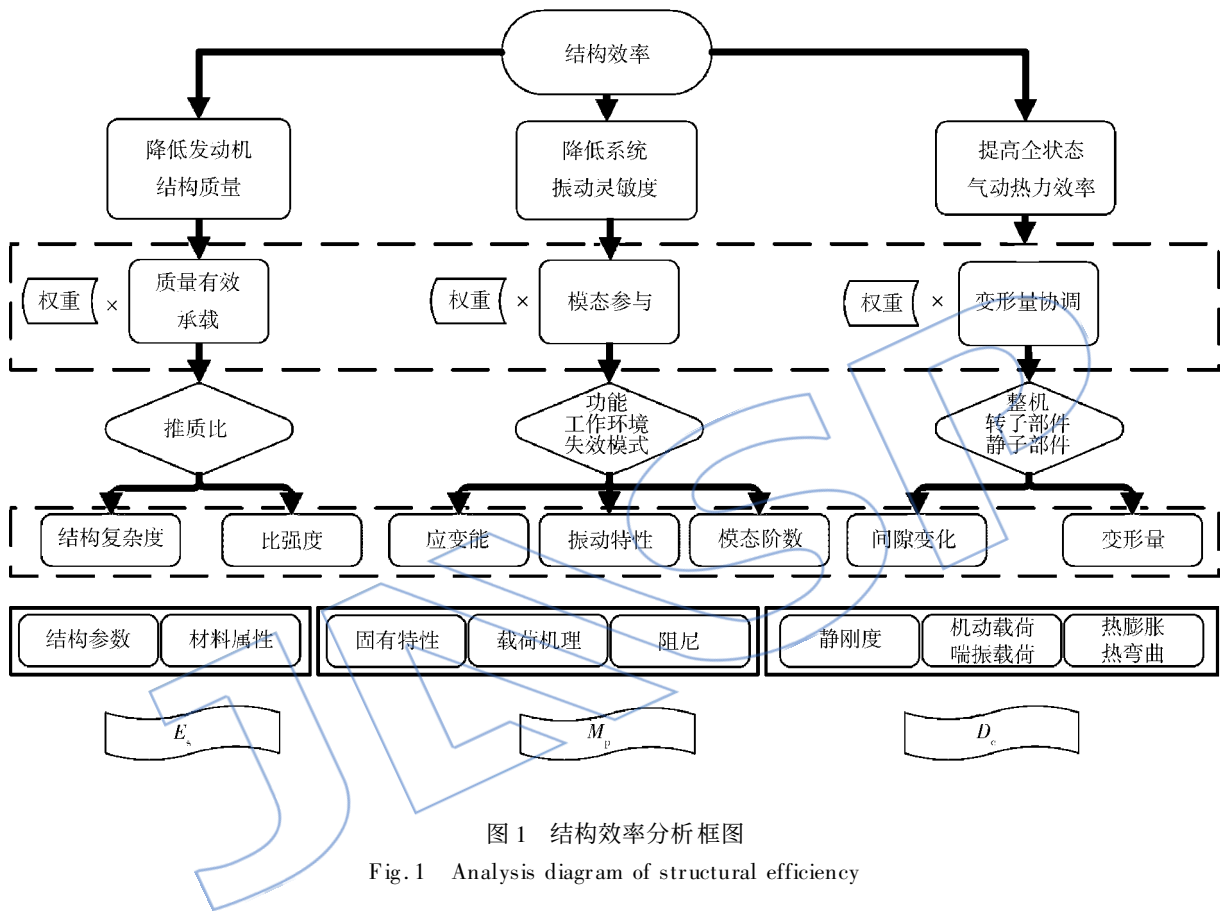
结构效率改进的百分数为

$$\Delta I = (1.0 - I/3) \times 100\%$$

(2)

3 结构效率分析方法

根据提出的结构效率内涵和分析思路,本节将结构效率的分析进一步细化,形成初步的分析方法,如图 1 所示.



3.1 发动机质量有效承载项

航空发动机大部分结构的质量是用于承受振动和静载荷所需要的强度,因而航空发动机的质量是与强度紧密相关的. 衡量航空发动机的强度可以从两个方面入手: 结构复杂度和比强度. 结构复杂度是由结构参数决定的, 新结构的采用可大大降低结构的复杂程度, 如采用整体叶片结构代替传统叶片、盘分离结构, 质量减轻可达 50% 以上; 比强度主要由材料特性决定, 高强度、高模量、低密度比的新材料在航空发动机部件中的应用, 将使得航空发动机减轻质量得以实现.

在结构效率分析中, 可在等强度的前提下比较航空发动机整机或部件的质量变化, 由于主要关心相对值的变化, 此项使用相对于基准结构的质量比值表示即可.

3.2 模态参与项

结构效率的分析对象可以是整机系统也可以是部件, 其功能、工作环境和失效模式不尽相同, 所以振动灵敏度的评价准则和定量计算方法的选择上应该充分考虑.

对于单独的转子系统, 轴本身的刚度、尤其是连接结构处的附加不平衡量对振动响应影响较大, 破坏平衡; 对于具有轴间轴承的转子系统(或级间机匣), 高低压转子间的振动耦合程度强; 对于支承结构, 由于连接结构在交变载荷作用和装配的不确定性使其支承刚度在工作过程中具有一定的分散度, 从而影响转子系统的动力特性的稳定性; 对于使用轴承及弹支的支承结构, 其支承刚性随载荷的变化(或变化率)具有非线性特征; 对于未来高推质比发动机的整机系统而言, 由于结

构刚度小、载荷大,局部结构刚度的减弱,会发生机匣,支承和转子耦合的整机振动模态。

这三种应用对象的分析应有区别,各自的目标函数及其表达的物理含义如图 2 所示。

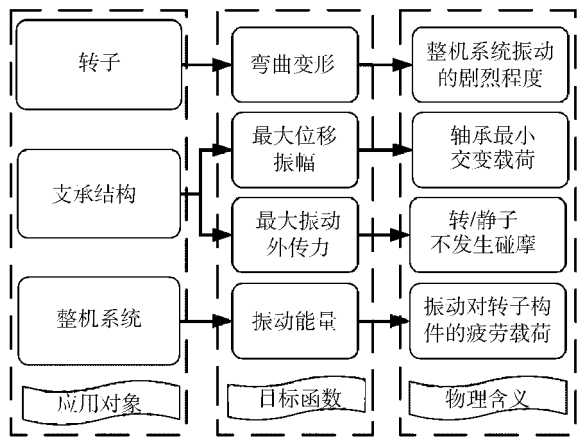


图 2 模态参与项分析框图

Fig. 2 Analysis diagram of modal participation

3.3 变形量协调项

影响整机间隙和部件变形量的因素有很多,下面列出几种主要因素。

- 1) 离心力影响: 轮盘、叶片在离心力作用下的径向伸长,在高速旋转机械中变形很大,这种变形是影响径向变形量协调的重要因素。
- 2) 机动载荷引起的变形: 飞机机动飞行过程中,由于转子的惯性和陀螺效应,发动机内部产生惯性载荷作用。这些机动载荷与振动载荷相比,其变化是缓慢的,通常看成作用在发动机上的静载荷,以此确定在机动飞行过程中转子和静子之间的变形量协调。
- 3) 喘振载荷响应: 压气机喘振不仅产生很大的轴向力,而且由于喘振流场的非轴对称而产生横向载荷,柔性转子系统对这些载荷是特别灵敏的。在喘振过程中会引起封严装置和叶片/机匣间的摩擦,导致间隙增加而降低发动机性能,因此要

考虑喘振引起的变形。

4) 转子初始弯曲和热弯曲响应: 由于加工误差、装配不良、对中不好或工作中变形等原因常导致转子有初始弯曲变形。航空发动机中的初始弯曲变形主要是转子热弯曲。热弯曲的现象发生在发动机停车/起动过程中。发动机停车后,由于热交换,发动机转子的下部比上部冷却速度要快,温度要低,因而下部纤维收缩,转子呈弯曲状态,若此时起动发动机,转子将呈初始弯曲状态工作,会产生较大的激振力。由于变形不随转速的增加而增加,所以这个激振力与转速无关。

5) 热膨胀和热变形: 在各种工作状态下,温度载荷引起的零、部件热膨胀和变形。高温下变形很大,这种变形也是影响径向间隙/级间的重要因素。

间隙问题的研究要基于临界转速和强迫响应以及机动载荷引起的变形分析。由于影响变形量的因素很多,在衡量间隙的过程中,只针对某种单一的工作状态分析是片面的,应该充分考虑各种工况的叠加,使其能够表现全状态的变形量协调程度,以此来进行定量计算^[10-11]。

4 应用算例

4.1 简介

在某转子/支承系统动力特性优化设计中,为综合考虑结构设计对整机性能的收益,应用结构效率作为整体设计的目标函数。图 3 为某型小尺寸单轴涡扇发动机转子系统的初始结构,其主要由风扇转子、压气机转子以及涡轮转子组成。共有 3 个支点,如图 3 所示,设计工作转速范围为 30000~ 36000r/min。

4.2 初始结构动力固有特性及响应分析

首先对该转子系统的动力固有特性进行分析,各支承刚度如表 1 所示,求得转子系统的临界转速为 $n_{c1} = 16\,680\text{ r/min}$, $n_{c2} = 24\,900\text{ r/min}$,两

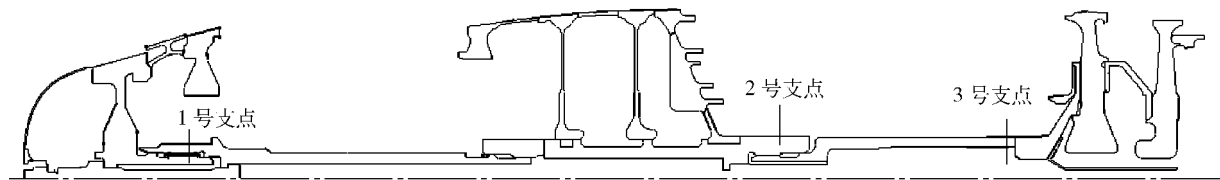


图 3 某发动机转子初始结构图

Fig. 3 Initial structure of a certain engine rotor

阶临界转速均低于工作转速.

表 1 各支点支承刚度表
Table 1 Stiffness of supportings

	1 号支点	2 号支点	3 号支点
支承刚度/ 10^8 (N/m)	1.5	1.0	0.8

在三级压气机处加 $10\text{ g}\cdot\text{mm}$ 不平衡量,求得稳态不平衡响应如图 4 所示.

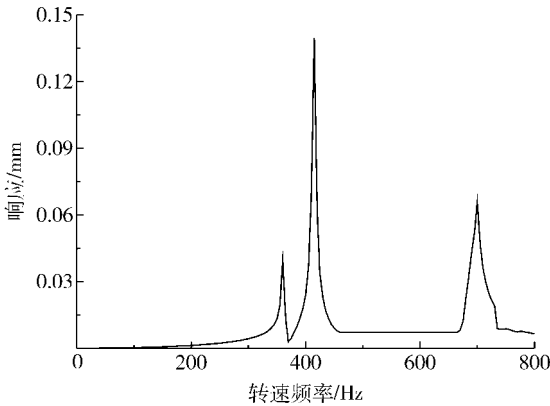


图 4 初始结构稳态不平衡响应
Fig.4 Steady response of initial structure caused by imbalance

4.3 改进结构动力响应分析

为了增加转子的刚性,在压气机前增加一个支承(1.5 号支点),如图 5 所示. 支点支承刚度设计为 $1.0\times 10^8\text{ N/m}$.

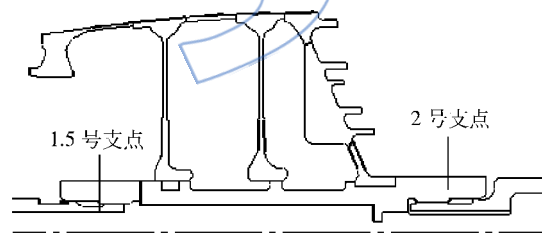


图 5 转子改进结构图
Fig. 5 Improved structure of a certain engine rotor

在三级压气机处加 $10\text{ g}\cdot\text{mm}$ 不平衡量,其他计算条件不变的前提下,求得稳态不平衡响应如图 6 所示.

4.4 结构效率分析

为了使发动机平稳地工作,在改进设计中增加了 1.5 号支点.按照传统分析方法,由稳态不平衡响应的结果可以得出肯定的结论:增加支点后,在工作转速以下的临界转速不仅减少了一阶,而

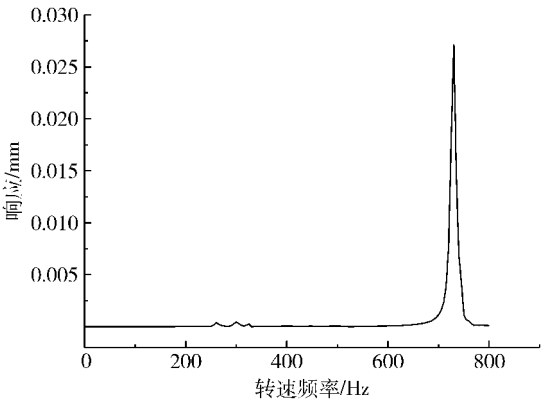


图 6 改进结构稳态不平衡响应
Fig. 6 Steady response of improved structure caused by imbalance

且不平衡响应值也减小. 但是对整机系统而言,增加一个支点却带来了质量的大幅度增加. 而采用结构效率分析就可以衡量增加这个支点给系统带来的总收益.

1) 质量有效承载项

改进结构由于增加了一个支点,因此要增加一个承力框架(中介机匣),则转子/支承系统在原 55.2 kg 质量的基础上增加 2.4 kg ,归一化得到结构效率中质量有效承载子项

$$E_s = 1 + 2.4/55.2 = 1.043$$

2) 模态参与项

由动力特性和响应的分析结果,两种结构的临界转速都避开了工作转速范围,原结构在工作转速范围以上和以下的频率裕度分别为 14% 和 18.3% ,改进后分别为 42% 和 25% ;原结构过临界转速的不平衡响应峰值为 0.14 mm 和 0.06 mm ,改进结构过临界转速的不平衡响应峰值为 $4.5\times 10^{-4}\text{ mm}$ 和 $2.7\times 10^{-3}\text{ mm}$.

下面定义本算例模态参与项的计算方法^[12].

假设基准结构工作转速以上和以下的临界转速裕度分别为 x 和 y ,施加不平衡量后某处的不平衡响应值为 m 和 n ,该模态参与子项的基准值为 $(m/x + n/y)$.进一步求得原型结构基准值为

$$\left[\frac{m}{x} + \frac{n}{y}\right] = \left[\frac{0.14}{14\%} + \frac{0.06}{18.3\%}\right] = 1.328$$

改型后值为

$$\left[\frac{m}{x} + \frac{n}{y}\right] = \left[\frac{4.5\times 10^{-4}}{42\%} + \frac{2.7\times 10^{-3}}{25\%}\right] = 0.0119$$

则求得模态参与项

$$M_p = \left[1 - \frac{1.328 - 0.0119}{1.328} \right] = 0.009$$

3) 变形量协调项

对于单独的转子或静子部件而言,是无法分析其间隙变化的.此时,部件的变形量就作为广义的间隙变化来参与分析,但由于缺少相关数据,本文不对该算例进行详细计算.针对本算例,由于支承的增加,整体刚度提高,因此可以定性分析得到变形量协调子项 $D_c < 1$,对结构效率的提升是有贡献的.在本算例中,假定 $D_c = 1$.

按照结构效率的公式: $I = E_s + M_p + D_c$, $E_s = 1.043$, $D_c = 1$, $M_p = 0.009$,求得结构效率 $I = 2.052$,结构效率提高为

$$\Delta I = (1.0 - I/3) \times 100\% = 68.4\%$$

4) 结果分析

本算例中通过增加 1.5 号支点可以使结构效率提高 68.4%,采用结构效率可以综合量化多种结构改进设计对整机性能的收益,进而从中直观的选择出最优方案.

5 结 论

航空发动机结构设计准则是目前发动机结构设计的主要参考,但是国内外缺乏对航空发动机整机结构设计的综合评价指标.本文提出的结构效率概念旨在弥补这一缺陷,试图从整机动力学的角度出发,寻求一种量化多种结构改进设计对整机性能综合收益的评估方法,主要优势如下:

1) 结构效率是一个整机结构性能综合评定指标,综合考虑了发动机强度、振动灵敏度以及气动热力效率多方面的影响,意在采用一个参数定量的对发动机结构进行全面评价.

2) 结构效率的概念充分的考虑到航空发动机整机或部件的功能、环境和实效模式的差异,在此基础上针对不同的应用对象需选取不同的目标函数进行分析.

3) 通过分析计算过程中的融合,将结构效率的最终结果量化为一个数值,可以利用该数值进行直观定量的比较和评估.

6 研究展望

本文的重点是论述航空发动机结构效率评价方法的基本概念和初步的分析方法,由于涉及到的应用对象较多,并且研究中需要依赖于多学科的理论基础,在很多细节方面没有展开论述,还没

有形成相对成熟的分析方法和研究体系.完善结构效率必须更合理和更详尽的综合考虑各因素的影响,从而达到实际工程问题的评价要求,需要在以下几个方面进行重点研究.

6.1 各子项权重的分配问题

本文假设评价结构效率的各子项权重相等,这对于航空发动机结构设计的评价是不准确的.在后续的工作中应该进行深入的研究,形成一套完整的权重拟定方案,把各子项对结构效率的贡献程度进行合理量化这样才能真实的评估航空发动机整机结构设计.

6.2 子项具体分析方法的研究

本文旨在描述清晰结构效率的概念和分析过程,对主要的应用对象进行了分类和目标函数的初步选取,而在具体分析方法上还很粗糙,进一步需要很大的完善工作,尤其是各子项分析方法的合理性上要深入研究.

以变形量协调项为例,单纯从某一种工作状态(如机动飞行)评价航空发动机变形量协调是片面的,结构效率分析中应当可以考虑发动机在整个飞行包线内的多种状态,使其成为能够满足全状态变形量协调的要求.并且结构效率的涉及对象很多,因此还有待深层次的多方面研究工作.

6.3 结构效率合理性的验证问题

由于整机问题的复杂性,很难进行相应的试验验证.因此作为一种整机结构设计的评估方法,如何对整机结构效率的合理性进行验证,是一个重要和难点问题.目前的研究思路是首先对各子项的研究结果进行试验验证,这在方法上是可行的,再通过数据融合方法的研究工作,就可以实现整机结构效率的验证.

参考文献:

[1] 刘大响,金捷. 21 世纪世界航空动力技术发展趋势与展望 [J]. 中国工程科学, 2004, 6(9): 1-8.
LIU Daxiang, JIN Jie. The development trends and prospect of world aero propulsion technology in the 21st century [J]. Engineering Science, 2004, 6(9): 1-8. (in Chinese)
[2] 陈萌,马艳红,刘书国,等. 航空发动机整机有限元模型转子动力学分析 [J]. 北京航空航天大学学报, 2007, 33(9): 1013-1016.
CHEN Meng, MA Yanhong, LIU Shuguo, et al. Rotordynamic analysis of whole aero engine models based on finite element method [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(9): 1013-1016. (in Chinese)

- [3] Storace A F. Turbine engine structural efficiency determination[R]. AIAA 89 2571, 1989.
- [4] Li S K, Cheng Y S. Solving the puzzles of structural efficiency [J]. European Journal of Operational Research, 2007, 180(2): 713-722.
- [5] Ylvinger S. Industry performance and structural efficiency measures: solutions to problems in firm models[J]. European Journal of Operational Research, 2000, 121 (1): 164-174.
- [6] 朱梓根, 李文明, 李其汉, 等. 航空涡喷、涡扇发动机结构设计准则: 第六册- 转子系统[M]. 北京: 中国航空工业总公司发动机系统工程局, 1997: 319-323.
- [7] Engin T, Gur M, Scholz R. Effects of tip clearance and impeller geometry on the performance of semi open ceramic centrifugal fan impellers at elevated temperatures[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2006, 30 (6): 565-577.
- [8] Li S K, Ng Y C. Measuring the productive efficiency of a group of firms[J]. International Advances in Economic Research, 1995, 1(4): 377-390.
- [9] Färe R, Zelenyuk V. On aggregate Farrell efficiencies[J]. European Journal of Operational Research, 2003, 146: 615-620.
- [10] Kwak J S, Ahn J, Han J C. Effects of rim location, rim height, and tip clearance on the tip and near tip region heat transfer of a gas turbine blade[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2004, 47(26): 5651-5663.
- [11] LI Wei, QIAO Weiyang, SUN Dawei. Tip clearance flows in turbine cascades[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2008, 21(3): 193-199.
- [12] Srinivasan M R, Gopal G. Structural efficiency of incomplete block designs[J]. Statistics & Probability Letters, 1996, 30(3): 211-214.