

国外公务机发动机研制规律和途径

周 军, 陈玉洁, 沈 虹
(中国燃气涡轮研究院, 四川 成都 610500)

摘 要: 公务机市场巨大的发展潜力和商业效益,吸引了众多航空公司关注,与之密切相关的公务机动力制造业也在稳步发展。国际上几大航空发动机制造商根据公务机动力的特点,相继推出了多个系列的涡桨、涡扇发动机,基本覆盖了各类大、中、轻型公务机动力推力量级。对各个推力量级公务机发动机的性能参数、基本结构形式进行了分析和对比,并根据分析结果对公务机发动机的发展规律进行了归纳,提出了我公务机发动机研制发展建议。

关键词: 公务机;涡扇发动机;涡桨发动机;研制规律;研制途径

中图分类号: V23 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-2620 (2014) 04-0057-06

Development Rule and Approaches of Aero-Engines for Overseas Business Jets

ZHOU Jun, CHEN Yu-jie, SHEN Hong
(China Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract: The huge potential and promising profit of business jet market has attracted many airline companies. Therefore the development of aero-engines for business jet is steadily progressing. According to the features of business jet powerplants, series of turboprop and turbofan engines were developed by aero-engine manufactures, covering thrust levels for light, medium and large business aircrafts. The performance parameters and basic constructors of those aero-engines were analyzed and compared to conclude the rule and suggestions were proposed for its development in China.

Key words: business aircraft; turbofan engines; turboprop; development rule; development approaches

1 引言

目前,公务机市场主要为四个国家的飞机制造商占据:巴西(巴西航空工业公司)、加拿大(庞巴迪宇航集团)、法国(达索飞机制造公司、索卡塔公司)和美国(赛斯纳飞机公司、日蚀飞机制造公司、湾流航宇公司、豪克·比奇飞机公司、利尔喷气机公司、派珀飞机公司)。公务机按价格、航程、客舱容积等可分为轻型、中型、大型和超大型公务机四类(表1)。其动力装置大多来自普惠加拿大、GE、罗罗、威廉姆斯国际和霍尼韦尔等几大航空发动机制造公司^[1]。下面就应用最为广泛、仍在生产中的几类公务机发动机进行介绍和分析。

表1 公务机的分类
Table 1 Classes of business jets

类型	航程/km	容积/m ³	价格/万美元
轻型公务机	3 148~5 741	8.5~19.8	700~1800
中型公务机	5 741~9 260	19.8~42.5	1 800~4 200
大型公务机	>9 260	42.5~85.0	4 600~6 800
超大型公务机	-	>85	>6 800

2 涡桨发动机

涡桨发动机结构简单,油耗低,起飞推力大,用在公务机上可很好地体现其经济性;但受螺旋桨限制,飞行速度较慢,一般为800 km/h左右。表2示出了常用的PT6A系列涡桨发动机的主要参数^[2~4]。

表2 PT6A系列涡桨发动机的主要参数
Table 2 Main parameters of PT6A turboprop

发动机型号	起飞功率 /kW	起飞耗油率 /(kg/(h·kW))	功重比	适用机型(轻型)
PT6A-64	700	0.428	1.57	TBM700(4或5座,单发)
PT6A-42A	850	0.366	2.20~2.15	G160“漫游者”、“马利布·子午线”(5座,单发)
PT6A-135-A	750	0.356	2.39	豪克比奇“空中国王”C90GT(6座,双发)
PT6A-42	850	0.366	2.20~2.15	“空中国王”B200(7座,双发)
PT6A-60A	1050	0.334	2.26	“空中国王”350(8座,双发)

PT6A系列涡桨发动机,由3级轴流(个别型号4级)和1级离心组成的混合式压气机、回流环形燃烧室、单级燃气发生器涡轮、单级(个别型号为2级)自由涡轮等部件组成。采用的管式扩压器性能优良、结构紧凑,能满足气动设计要求;同时采用三维粘性程序设计,可提高压气机的稳定裕度。该发动机设计的独特之处在于:空气进口增压室位于发动机后部,涡轮和排气部分位于发动机前端。空气进入压气机后经几次气流转向依次进入燃烧室、涡轮,最后经尾喷管排出^[5]。尽管经过大量改进、改型,但PT6A各型别的基本结构和径向尺寸一直保持不变。通过对材料和热端部件进行改良,提高了发动机功率、涡轮前温度,降低了油耗。PT6A的功率覆盖范围扩大到349~1 279 kW。

以PT6A为代表的涡桨发动机曾独霸公务机市

场,但涡扇发动机的进入对涡桨发动机形成了极大挑战。涡扇公务机对涡桨公务机的最大优势,在于发动机推重比大、飞行速度快。但涡桨发动机通过不断改进,以较低的耗油率(第四代涡桨发动机的耗油率达到了0.25 kg/(h·kW)左右)和使用成本与涡扇发动机抗衡。

3 涡扇发动机

3.1 轻型公务机发动机

轻型公务机最大起飞质量在5 000~10 000 kg,多采用双发结构。发动机起飞推力在800~1 500 daN,这个推力范围的涡扇发动机基本被PW500系列及FJ44系列发动机覆盖。表3为常见几种轻型公务机用涡扇发动机的主要参数^[2~4]。

3.1.1 JT15D

JT15D是普惠加拿大公司研制的中等涵道比小型涡扇发动机(图1)。在JT15D的研制中,普惠加拿大公司利用美国普惠公司JT9D发动机上的研制经验,和该公司对高增压比离心压气机长期研究的成

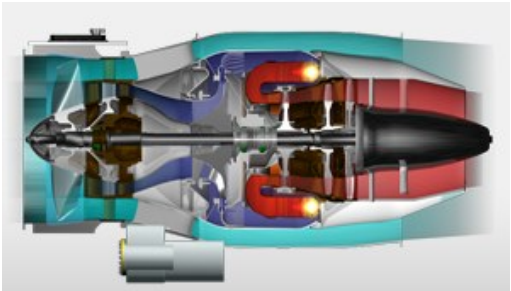


图1 JT15D剖面图

Fig.1 Section of JT15D

表3 轻型公务机涡扇发动机主要参数

Table 3 Main parameters of turbofans for light/ultra-light business jets

发动机型号	起飞推力/daN	起飞耗油率 /(kg/(daN·h))	推重比	涵道比	适用机型(轻型、超轻型)	飞机最大起飞 质量/kg
JT15D-5	1 320	0.565	4.60	2.00	豪克400XP/450XP8(6~9座,双发)	7 393
PW530A	1 334	0.484	4.30	3.92	赛斯纳“奖状喝彩”(7~10,双发)	6 713
PW535A	1 494		4.81		赛斯纳“奖状加演”(7座,双发)	7 543
PW545A	1 724	0.445	4.70	4.10	赛斯纳“奖状优秀”(4~9,双发)	9 162
PW610F	400				Eclipse“日蚀”500(5座,双发)	2 685
FJ44-1A	844	0.484	4.24	3.28	“奖状喷气”CJ1(5座,双发)	4 853
FJ44-2	1 023			3.28	CJ2(5座,双发) “首相一号”(6座,双发)	4 853 5 670
FJ44-3	1 335			3.28	CJ3(5座,双发)	4 853
TFE731-20/AR	1 557	0.467	3.91	3.10	“利尔喷气”40/45(7~9座,双发)	9 231/9 298
HF120	(额定推力)912	< 0.700	> 5.00	2.90	Honda Jet(6座,双发)	4 173

果,缩短了研制周期。为满足发动机推力提高10%左右的要求,在JT15D-1定型之前,普惠加拿大公司就开始了JT15D-4发动机的改型设计工作。改型中充分利用了JT15D-1在试验中积累的经验^[5],既增大了推力,又减少了零部件数目,并且使JT15D-1与JT15D-4两型发动机有较多的通用零部件。

JT15D的1级离心式压气机增压比可达到6,叶轮出口采用高效率的管式扩压器,效率可保持在0.777。该发动机有2级低压涡轮,第1级采用整体铸造。JT15D-5采用了无叶冠风扇、回流环形燃烧室、耐热钢外套及镍基合金联焰管。

3.1.2 PW500

PW500系列发动机是普惠加拿大公司研制的大涵道比涡扇发动机,由1级轴流式风扇(整体叶盘、宽弦钛合金叶片)、2级轴流加1级离心组合式压气机、回流环形燃烧室、1级轴流高压涡轮、2级轴流低压涡轮和固定面积尾喷管(强制混合排气)组成。PW545A采用耐磨的铝/Kevlar风扇机匣以减少叶尖间隙,高压涡轮叶片为耐高温单晶MAR-M427合金。

3.1.3 PW600

1998年,普惠加拿大公司经市场研究与潜在飞机制造商协商后得出,市场急需445~1 110 daN推力级的涡扇发动机,及利用相同核心机派生的涡桨发动机。1999年6月,PW600发动机研究开始启动。

PW600的风扇采用了先进的激波管理设计;两级压气机结构紧凑、高效、部件数量少;自由涡轮,叶片带冠;高效混合器,噪声小;双通道双余度FADEC。图2为PW610F剖面图。

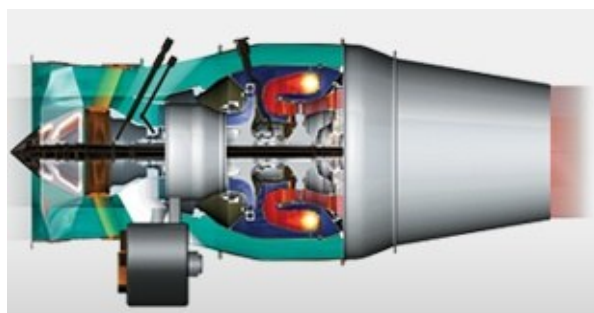


图2 PW610F剖面图

Fig.2 Section of PW610F

3.1.4 FJ44

FJ44系列发动机为威廉姆斯国际公司与罗罗公司合作研制。罗罗公司负责制造高低压涡轮盘、转子叶片和涡轮轴,威廉姆斯国际公司则负责总体

设计和其余部件的设计制造。

为降低成本并提高可靠性,FJ44设计时特别强调简化结构和减少零件数,如采用了机械加工的整體钛合金压气机转子,2级轴流式低压涡轮和1级轴流式高压涡轮均采用整体叶盘结构等措施。该发动机结构包括:环形直接进气装置、1级轴流式整体钛合金风扇、1级轴流式低压压气机和1级离心式高压压气机、折流环形燃烧室(采用甩油盘喷射燃油)、1级轴流式高压涡轮和2级轴流式低压涡轮、内外涵分开排气的尾喷管^[6]。

3.1.5 TFE731

TFE731-20是TFE731新系列中的型别。其改进包括采用尺寸更小的TFE731-5型风扇、新的高压压气机、高压涡轮和齿轮箱,加装FADEC。

3.1.6 HF120

HF120由美国GE公司和日本本田公司(GE-Honda)联合研制,以本田公司的HF118为基础。在寻求燃油效率高、耐久性好、排放低及噪声小等新标准的同时提高推力,重新设计了HF118发动机,推出了推力在445~1 557 daN之间的HF120系列发动机^[7]。HF120改进主要包括:风扇借鉴了在GE90-115B和GENx发动机上已得到验证的后掠大流量、宽弦、弯掠风扇叶片设计;对高压压气机重新设计,以增大流量和提高效率;高压涡轮采用GE公司的先进单晶材料,且涡轮叶片采用三维气动设计技术。

3.2 中型公务机涡扇发动机

中型公务机最大起飞质量在10 000~20 000 kg,多采用双发结构。发动机起飞推力在2 000~3 500 daN,该推力范围的涡扇发动机基本被PW300系列、TFE731系列及AE3007系列发动机覆盖。表4为常见几种中型公务机用涡扇发动机的主要参数^[2~4]。

3.2.1 PW300系列

PW300系列发动机为双转子、中等涵道比涡扇发动机,由普惠加拿大公司和德国MTU公司联合研制,主要针对高速、低成本、跨陆飞行的公务机。PW300系列发动机的风扇、压气机、高压和低压涡轮设计,分别参考了JT15D、PT6和PW100发动机的设计^[5]。PW306A为主要的推力增长型,加大了风扇直径,改进了热端部件的材料和喷管。

PW300系列的风扇采用了先进的激波管理技术,电子控制可调进口导流叶片和引气阀,直流燃烧室采用了TALON(先进低氮氧化物排放)技术和发散冷却技术,噪声较小的高效混合器。

3.2.2 HTF7000 系列

HTF7000 系列发动机(曾用名 AS900)是 LF500 系列发动机的后继产品,采用 4 级轴流低压压气机、1 级离心式高压压气机、多孔发散冷却燃烧室、2 级高压涡轮、3 级低压涡轮及双通道 FADEC。

3.2.3 TFE731 系列

TFE731 是霍尼韦尔公司研制的一种齿轮传动的双转子涡扇发动机,研制计划始于 1969 年。发动机核心技术来自该公司成熟的 TPE331 涡桨发动机,低压部件技术来自 GTCP660 辅助动力装置。考虑到发动机外廓尺寸、重量和复杂性等因素,总体结构上选择了齿轮传动风扇的双转子方案。为降低噪声,不采用进口导流叶片,增大了风扇转子与静子叶片间的轴向距离,选择最佳的转子与静子叶片数目搭配,并在风扇进口机匣敷设消声材料。发动机基本结构包括:皮托管式进气装置、1 级轴流式风扇、4 级轴流式低压压气机和 1 级离心式高压压气机、回流环形燃烧室(12 个径向安装气动雾化喷嘴,切向喷油)、1 级轴流高压涡轮(整体机匣)、3 级轴流低压涡轮(对开机匣、盘式转子)、固定喷口面积尾喷管。

3.2.4 AE3000 系列

AE3000 系列发动机是艾利逊公司(现并入罗罗

美国公司)研制的中小推力双转子轴流式涡扇发动机,采用:宽弦风扇叶片,Kevlar 包容系统,14 级轴流式高压压气机,T406 发动机的高耐久性、低污染设计的环形燃烧室,16 个气动雾化喷嘴,双路电容器放电点火,多孔发散冷却,3 级轴流式低压涡轮,2 级轴流式高压涡轮,双通道双余度 FADEC 系统^[8]。

3.3 大型公务机涡扇发动机

大型公务机最大起飞质量在 16 000~33 000 kg,多采用双发结构,发动机起飞推力在 2 700~6 000 daN。表 5 为几种常见大型公务机用涡扇发动机的主要参数^[2~4]。

3.3.1 PW307A

PW307A 是 PW300 系列中的一型。其燃烧室容积有所减小,但核心机流量加大,改进了高、低压涡轮和高效喷射混合器,振动和噪声减小。采用直流高热容强度环形燃烧室,降低了污染物排放。

3.3.2 CFE738

CFE738 由 CFE 公司——GE 公司和加雷特发动机公司(现霍尼韦尔公司)联合成立研制,始于 1987 年 6 月。CFE738 发动机利用了 GE 公司为美国陆军现代技术验证机发动机(MTDE)计划发展的 GE27 涡轴发动机的核心机,而 1 级风扇和 3 级低压涡轮则吸

表 4 中型公务机涡扇发动机的主要参数

Table 4 Main parameters of turbofans for medium/super mid-size business jets

发动机型号	起飞推力/daN	起飞耗油率/(kg/(daN·h))	推重比	涵道比	适用机型(中型、超中型)	飞机最大起飞质量/kg
PW305A	2 081	0.396	5.27	4.30	“利尔喷气”60(10座,双发)	10 659
PW306A	2 668	0.402	5.41	4.50	“湾流公司”G200(超中型,8-10,双发)	16 079
PW306C	2 528			4.50	赛斯纳“奖状君主”(10座,双发)	13 743
HTF7000	2 891	0.428	4.77	4.20	“挑战者”300(超中型,8座,双发)	17 622
TFE731-5BR	2 113	0.479	5.28	3.48	达索“隼”900(18座,三发洲际)	20 640
					霍克 800XP(14座,双发)	12 071
TFE731-40	1 890	0.481		2.90	湾流 G100(7座,双发)	11 181
AE3007C1	3 009	0.340	4.06	5.00	750“奖状”X(中型,12座,双发)	16 374
AE3007A1P	3 559	0.340	4.72	5.00	legacy600(超中型,8-16座,双发)	22 500

表 5 大型公务机涡扇发动机的主要参数

Table 5 Main parameters of turbofans for large business jets

发动机型号	起飞推力/daN	起飞耗油率/(kg/(daN·h))	推重比	涵道比	适用机型(大型)	飞机最大起飞重量/kg
PW307A	2 712				达索“隼”7X(19座,远程,三发)	31 297
CFE738	2 633	0.379	4.47	5.30	达索“隼”2000(19座,宽体,双发)	16 238
CF34-3B	4 099	0.353	5.52	6.20	“挑战者”604(19座,双发)	21 863
MK611-8	6 168	0.703	3.82	3.04	湾流 G300/400,(12-19座,大型,双发)	32 658/33 838
MK611-8C	6 168	0.703	3.82	3.04	湾流 G450/G350,(19座,远程,双发)	33 520/32 159

取了TFE731系列发动机的技术和经验。发动机由1级轴流式风扇、5级轴流加1级离心组合式压气机(整体叶盘结构)、环形燃烧室(15个气动雾化燃油喷嘴)、2级轴流高压涡轮和3级轴流低压涡轮组成,采用FADEC控制。

3.3.3 CF34系列

CF34是由GE公司的军用型TF34改型的大涵道比民用涡扇发动机,其总体结构与TF34发动机基本相同。为满足美国FAA适航条例要求,CF34发动机(图3)采用了:Kevlar纤维增强风扇包容环和防火的陶瓷纤维绝缘罩,单元体结构设计(8个单元体,提高了发动机的维修性)和气膜冷却技术。



图3 CF34

Fig.3 CF34

CF34-3B为CF34-3A1的改进型,正常起飞推力与CF34-3A相同,但爬升和巡航推力增加。在不提高发动机涡轮进口温度条件下提高推力,重新设计了压气机和可调进口导流叶片。此外,还改善了高压和低压涡轮的叶尖间隙控制;燃烧室为环形;火焰筒由Hastelloy X镍基合金锻件经机械加工制成,以获得低的污染和燃油消耗率。

3.3.4 泰系列

泰是英国罗罗公司研制的一种中等涵道比低噪声涡扇发动机。其核心机采用斯贝MK555的高压转子;燃烧室用Transply发散冷却材料制造,改善了燃烧组织,降低了排气污染,使冷却空气用量减少了2/3;风扇采用高效、宽弦、无凸台的叶片;低压压气机和低压涡轮部件采用RB211成熟技术设计。由于低压涡轮采用了低的级负荷和轴向速度并验证了环量分布规律,使效率增加4%。外涵、混合器和喷管都敷设有消声材料,精选了转子与静子叶片数比,加大了轴向间隙,增加了低压涡轮叶片数目,减小了叶片出口气流尾迹能量,使噪声降低了7 dB。

3.4 公务机涡扇发动机发展特点

中小型公务机发动机具有中小型涡扇发动机结构简单、紧凑等特点,普遍采用了涡扇发动机中的成

熟技术。如:小展弦比掠形风扇叶片(如HF120)、纤维增强机匣(如PW500)、高温单晶涡轮叶片(如HF120、PW500)、整体钛合金压气机/风扇转子(如TFE731、FJ44)、涡轮整体叶盘(如PW500、CFE738)、对转涡轮(如HF120)、燃油空气雾化喷嘴(如TFE731、AE3000)、发散冷却(如AE3000)、齿轮传动风扇(如TFE731)、叶尖间隙控制(如PW500、CF34)、消声材料(如泰系列)等先进技术,以提高性能、降低排放并增加可靠性和耐久性。

随着中小型涡扇发动机技术的不断革新,适当增大涵道比、采用更先进的材料和结构以提高热力循环效率,使耗油率逐步降低(AE3007的耗油率降到了 $0.34 \text{ kg}/(\text{daN} \cdot \text{h})$),在耗油率参数上已经可以与涡桨发动机一较高下。通过不断改进部件性能与结构,提高发动机功率与降低耗油率,派生出一系列发动机产品。如PW300系列发动机,功率范围覆盖了中型、超中型和大型公务机;TFE731系列发动机,功率范围也覆盖了轻型和中型公务机。

4 结束语

(1) 涡桨发动机曾独霸公务机动力市场,但涡扇发动机的进入对涡桨发动机形成极大挑战。从高端公务机开始,越来越多的公务机采用涡扇发动机,公务机发动机市场逐渐被涡扇发动机占领^[9]。近些年,涡扇发动机的投入逐渐加大,涡桨发动机的研制和生产逐渐减少,市场占有率进一步萎缩,在不远的将来极有可能会退出公务机市场。

(2) 中小型公务机发动机具有中小型涡扇发动机结构简单、紧凑等特点,普遍采用了涡桨/涡轴发动机中的成熟技术。如:轴流式和离心式组合压气机布局,回流环形燃烧室等。离心式压气机的单级增压比高,可达到6~7,大幅提高了循环效率,或在同等效率下减少了级数和质量。离心式压气机均采用回流环形燃烧室与之匹配,回流燃烧室对进口流场不敏感,并可缩短压气机和涡轮之间的轴向长度,且还具有燃烧充分、油气混合均匀及排气污染低等优点,非常适合带离心压气机的中小型公务机涡扇发动机^[10]。

(3) 公务机用中小型涡扇发动机普遍采用派生改进发展的方式。在整体结构不变的情况下,不断改进、优化部件性能,改变发动机的涵道比对推力进行调整以满足用户和市场需求。这种研制方式,降

低了研制风险,缩短了研制周期,拓宽了产品在公务机动力市场中的应用范围。

参考文献:

- [1] Alibrandi W. Aviation Gas Turbine Forecast[M]. USA: Forecast International, 2011.
- [2] 张 洋,张钟林.世界飞机手册[M].北京:航空工业出版社,2011.
- [3] 方昌德,艾 青.世界航空发动机手册[M].北京:航空工业出版社,1996.
- [4] 胡晓煜,方昌德.世界中小型航空发动机手册[M].北京:航空工业出版社,2006.

- [5] Daly M, Gunston B. Jane's Aero-Engines[M]. Coulsdon: Jane's Information Group limited, 2011.
- [6] Lieber L. Small Engine Technology(SET) Task 24 Business and Regional Aircraft System Studies[R]. NASA/CR-2003-212399, 2003.
- [7] 黄春峰,刘 麟,郭 昕,等. HF120 涡扇发动机研制及成功经验[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2011, 24(4): 56—60.
- [8] 陈 光. 支线客机用发动机综述[J]. 民航经济与技术, 1997, (183): 23—25.
- [9] 黄立生. 21 世纪涡扇发动机将成为支线公务机的主要动力装置[J]. 国际航空, 1999, 44(8): 23—25.
- [10] 陈 光. 先进技术在新型民用发动机中的应用[J]. 民航经济与技术, 1997, (186): 21—23.

(上接第 17 页)

综上所述,通过结合了时序位置调整与积叠线调整的三维时序效应,改进了 GE-E³ 两级高压涡轮,使其效率提高到了 90.89%。相比最佳时序位置下算例效率提高了 0.19%,相比原始涡轮效率提高了 0.58%。利用非定常计算结果进行分析,涡轮效率提高的原因是:叶片周向时序位置移动后,使得 R1 叶片尾迹打到 R2 叶片前缘,令相对低速的尾迹区域与叶片表面附面层混合,降低了通道中的损失;R2 叶片积叠线调整后,可改变不同叶高处吸力面尾缘附面层的流动情况,使中间叶高处吸力面尾缘变薄,从而使得尾迹范围变窄、强度减弱,使得 R2 叶片尾迹带来的损失降低,最终提高了涡轮效率。

6 结论

本文运用课题组自行开发的三维 CFD 软件 NU-AA-Turbo 进行了两级高压涡轮的非定常数值模拟,研究了三维时序效应对涡轮性能的影响,并利用非定常计算结果进行了分析,可得到以下两点结论:

(1) 对于本文计算采用的两级高压涡轮,利用二维时序调整转子时序位置,可改变 R1 叶片尾迹与 R2 叶片前缘的相对位置,最佳时序位置下涡轮效率能提高 0.39%。

(2) 利用三维时序效应,将转子时序位置调整与叶片弯曲相结合,进一步改变叶片吸力面附面层分布情况,可使涡轮效率提高 0.58%。在多级叶轮机中,合理利用三维时序效应,能有效提高涡轮效率。

参考文献:

- [1] 曾 军,王 彬,卿雄杰.某双级高压涡轮全三维计算[J].航空动力学报,2012,27(11):2553—2561.
- [2] Reinmüller U, Stephan B, Schmidt S, et al. Clocking Effects in a 1.5 Stage Axial Turbine—Steady and Unsteady Experimental Investigations Supported by Numerical Simulations[J]. ASME 2001-GT-0304, 2001.
- [3] 侯安平,周 盛.轴流式叶轮机时序效应的机理探讨[J].航空动力学报,2003,18(1):70—75.
- [4] 李红丽,乔渭阳.静叶时序对高压涡轮性能影响的数值研究[J].科学技术与工程,2012,12(17):4221—4225.
- [5] Dorney D J, Sharma O P. A Study of Turbine Performance Increases through Airfoil Clocking[R]. AIAA 1996-2816, 1996.
- [6] Timko L P. Energy Efficient Engine High Pressure Turbine Component Test Performance Report[R]. NASA CR-168289, 1990.
- [7] Chen J P. Unsteady Three-Dimensional Thin-Layer Navier-Stokes Solutions for Turbomachinery in Transonic Flow [D]. Mississippi: Mississippi State University, 1991.
- [8] Jameson A. Time Dependent Calculations Using Multigrid with Application to Unsteady Flows Past Airfoils and Wings[R]. AIAA 91-1596, 1991.
- [9] Stieger R D, Hodson H P. The Unsteady Development of a Turbulent Wake through a Downstream Low-Pressure Turbine Blade Passage[J]. ASME GT2004-53061, 2004.
- [10] 冯国泰,顾中华,王松涛.具有弯扭掠叶片流场结构分析能力的燃气涡轮三维设计体系[J].航空发动机, 2002, 28(4): 5—9.