

变循环压缩系统的一体化通流设计方法

刘宝杰^{1,2,3}, 贾少锋¹, 于贤君^{1,2,3}

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

2. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院

航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191;

3. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 以双外涵和三外涵两款典型的涡扇发动机的变循环压缩系统为研究对象发展了一个基于流线曲率法的一体化通流设计方法, 以期简化变循环压缩系统的设计流程, 缩短设计周期。通过一个三外涵变循环压缩系统的设计实例, 验证了方法的正确性和程序的功能完整性, 得到了以下主要结论: ①第 1, 2 外涵道的连通使压缩系统各部件之间的气动关系变得复杂, 正确处理各部件之间的匹配关系是一体化设计的关键; ②流线曲率法适用于变循环压缩系统的通流设计, 其流量边界条件可方便地用于模拟前可调面积涵道引射器的调节功能; ③第 1, 2 外涵道的掺混过程对上游叶片区域的流场影响微弱, 采用简单的掺混模型能够满足计算需求。

关 键 词: 变循环; 压缩系统; 一体化设计; 通流; 流线曲率法

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Integrated throughflow design method of variable-cycle compression system

LIU Bao-jie^{1,2,3}, JIA Shao-feng¹, YU Xian-jun^{1,2,3}

(1. School of Energy and Power Engineering,

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

2. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine

Aero-thermodynamics, School of Energy and Power Engineering,

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

3. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: Targeting the two typical variable-cycle compressor system of turbofan engines, double-bypass engine and triple-bypass engine, an integrated throughflow design method based on streamline curvature method was proposed for simplifying the design process of a variable-cycle compression system and shortening the design cycle. By solving the flow field of a triple-bypass variable-cycle compression system, the feasibility of the method and the capability of the code was proven. Three main conclusions were drawn: (1) The connection of the first and second bypasses complicates the aerodynamic correlations of the components and correctly reflecting the correlations is the key of an integrated design method. (2) Streamline curvature method is suitable for variable-cycle compression system design and its mass flow boundary conditions can be used for modeling the function of the

收稿日期: 2015-04-30

基金项目: 国家自然科学基金(51376014, 51476004)

作者简介: 刘宝杰(1971—), 男, 黑龙江齐齐哈尔人, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事叶轮机气动力学研究。

front area-variable bypass injector. (3) The mixing process of the first and second bypasses flow will not influence the upstream blade flow field, and simple mixing model can meet the requirements for simulation of such a process.

Key words: variable-cycle; compression system; integrated design; throughflow; streamline curvature method

低成本、智能化是未来先进高性能航空发动机的发展趋势^[1],变循环技术是其主要技术途径之一^[2-4].变循环发动机能够通过调节发动机流量和单位推力从而实现任意飞行速度和高度点的最大效率,满足多任务飞行平台对燃油效率的要求,增大航程和空中待机时间.以变循环技术为基础研制的通用核心机,可共享于军用运输机、侦察/监视飞机、无人机等不同的飞行平台^[2],从而大幅降低发动机的研发成本.此外,变循环发动机为智能控制提供了丰富的自由度.美国空军基于变循环技术发展的自适应循环发动机被认为是航空涡轮发动机发展史上又一个重大里程碑,其意义相当于涡喷发动机向涡扇发动机的跨越^[4].

美国、英国、法国和日本等对变循环技术开展了广泛的研究,当前发展最为深入、最具潜力的变循环方案是 GE 公司提出的双外涵变循环发动机 (DBE) 和美国空军提出的自适应循环发动机 (ACE),见图 1^[5] 和图 2^[3].相较于常规涡扇发动机,它们最大的不同之处在于压缩系统,灵活可调的压缩系统是其性能优势的一个主要来源.变循环涡扇发动机通过在压缩系统中增加旁路通道和调节机构,实现了对流量分配(涵道比)的控制.但增加的旁路通道使得压缩系统各部分之间的匹配关系发生了改变,气动耦合更强,各部件设计参数的选择与优化需要兼顾其他部件的工作状态.

变循环压缩系统复杂的匹配关系使得现有的

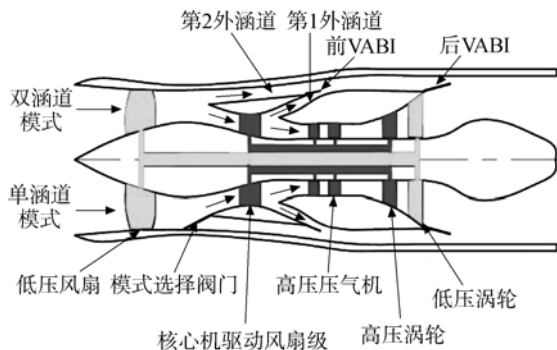


图 1 双外涵发动机^[5]

Fig. 1 Sketch map of DBE^[5]

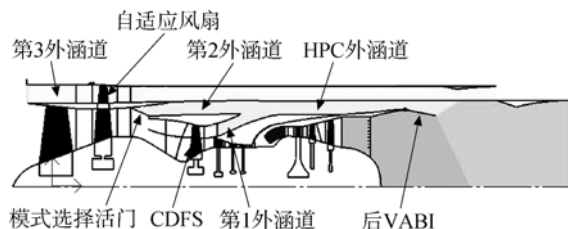


图 2 自适应循环发动机^[3]

Fig. 2 Sketch of ACE^[3]

轴流压气机设计方法难以直接应用.现有的压气机的设计方法成熟较早,针对固定循环的压缩系统而发展,通常将风扇、增压级和高压压气机分别单独设计,有时为了考虑分流机匣的影响,也会将风扇、增压级和外涵道做一体化设计^[6-9].将这些常规的设计工具用于变循环压缩系统时,需要将压缩系统划分为 3 个双涵道结构进行设计,并且需要进行通流与通流之间的迭代,此外还需要一个能够计算第 1, 2 外涵道混合流动的独立程序.考虑到通流结果尚需与三维分析和实验进行多次迭代,常规的设计方法用于变循环压缩系统的设计时过程繁杂,方案调整极其不便.

目前,国内对于变循环涡扇发动机的研究工作主要集中于总体性能和结构设计方面^[10-19],关于压缩系统的研究较少^[5-20],并且也都是基于现有的设计工具对关键部件设计技术的探索.为了简化变循环压缩系统的设计流程、缩短设计周期,本文提出了变循环压缩系统的一体化设计思路,并开发了与之相应的一体化设计程序,旨在为变循环压缩系统的设计提供更为合理的方法.

1 一体化通流设计方法

基于流线曲率法的变循环涡扇发动机压缩系统一体化通流设计程序,可以正确模拟各部件之间的匹配关系,通过一次计算就得到进气道、低压风扇、核心机驱动风扇级 (CDFS)、高压压气机 (HPC) 和 3 个外涵道相互匹配的流场信息,从而避免了通流与通流之间的人工迭代,能够简化设计过程,缩短设计周期.鉴于基本的流线曲率通流计算方法已经发展得非常成熟^[21],相关论述可参

第1外涵道和第2外涵道连通的双外涵结构是变循环涡扇发动机的最大特点,两个外涵道的连通使整个压缩系统各部件之间的气动关系变得复杂,对匹配关系的正确模拟是一体化设计的关键。

键. 第 1, 2 外涵道的气流在分流环尾缘交汇, 之后共同进入 HPC 外涵道. 在交汇处, 两路流体满足静压平衡, 流量之间存在一定关系: 当指定一个涵道的流量时, 另一个涵道的流量可以根据静压平衡约束计算得到. 由于第 1 外涵道的气流经过 CDFS 增压后, 总压远大于第 2 外涵道, 静压平衡后, 第 1 外涵道容易出现堵塞, 此时若指定第 1 外涵道的流量, 可能导致计算不稳定. 因此, 计算中指定了第 2 外涵道的流量, 第 1 外涵道的流量根据静压平衡关系计算得到.

通常在第 1 外涵道和第 2 外涵道的交接处以及 HPC 外涵道出口处设计可调面积涵道引射器 (VABI), 用于调节第 1 外涵道与第 2 外涵道的流量比. 前 VABI 通过改变两个涵道的流通面积比, 配合后 VABI 的调节可实现对两个外涵道流量的分别控制. 换言之, 在设计了前 VABI 的方案中, 第 1 外涵道和第 2 外涵道的流量是两个独立的可控参数, 因此可以利用流线曲率法的流量边界条件来模拟前 VABI 的调节功能.

本文将前 VABI 模化成如图 7 所示的活动隔板, 通过调节其俯仰角度来控制两个外涵道的流通面积比, 从而实现流量的调节. 通流计算时, 将计算域 4 和 6 的出口站设置在分流环尾缘, 计算域 8 的进口站设置在前 VABI 的尾缘, 前 VABI 活动区域不设置计算站. 计算收敛后, 下游滞止流线与分流环尾缘点的连线近似代表了前 VABI 的位置.

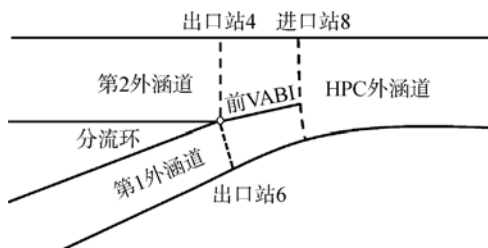


图 7 前 VABI 模型

Fig. 7 Front VABI model

1.4 HPC 外涵道中掺混流动的计算

在前 VABI 的尾缘, 来自计算域 4 和 6 的两部分流体尚未掺混, 气流的总焓、熵和角动量各自保持不变, 本文采用重叠在一起的两条滞止流线 (如图 8 所示) 分别表征两路流体的性质进行静压平衡计算. 前 VABI 尾缘之后, 两部分气流交汇形成混合层流动, 由于两部分气流的总温、总压、速度等均不相等, 混合层中存在较高的径向梯度, 气

流参数不同的重叠滞止流线能够在一定程度上表征该高梯度特征.

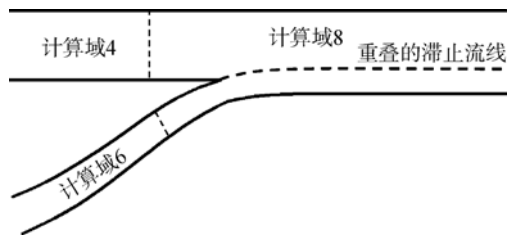


图 8 混合流动计算模型

Fig. 8 Mixed-flow computational model

混合层中的掺混流动过程非常复杂, 很难准确预知流动当地总温、总压等参数的变化. 程序中采用 Casey 等^[27]的径向掺混模型对混合层的掺混过程进行模拟, 本文对图 8 所示的环管模型考察了掺混对上游流场的影响. 计算域 4 进口为标准大气, 计算域 6 进口气流的参数按照 CDFS 压比为 1.5, 等熵效率为 0.89 计算. 计算中指定了计算域 4 的流量, 计算域 6 的流量根据分流环尾缘的静压平衡计算得到, 计算得到的静压沿程分布如图 9 所示. 流场结果表明, 掺混效应所产生的流量相对误差为 0.04%; 计算域 4 中距离分流环尾缘一倍流道高度的上游处 (图 8 中虚线所示位置) 子午速度相对误差为 0.01%, 计算域 6 中对应位置的子午速度相对误差为 0.05%. 掺混模型的误差可能使得高压压气机外涵道流场结果误差较大, 但该区域不包含叶片, 且对上游叶片设计所关心区域的流场影响不大. 在不考虑后 VABI 时, 采用简单的 Casey 径向掺混模型能够满足设计工作的需求.

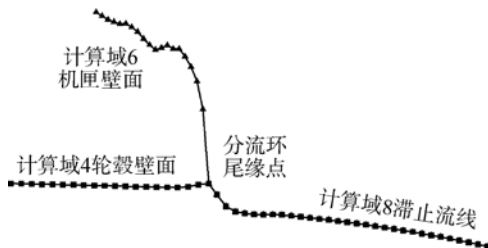


图 9 静压的沿程分布

Fig. 9 Static pressure distribution

2 算例验证

2.1 外涵道流量匹配计算方法的验证

图 10 和图 11 分别为文中第 1.4 节算例的流通计算和黏性轴对称计算的子午马赫数 (M_{am}) 分

布,除端壁区之外两个计算的流场结构基本相同,表明本文的计算方法能够正确反映第1,2外涵道的匹配特征.

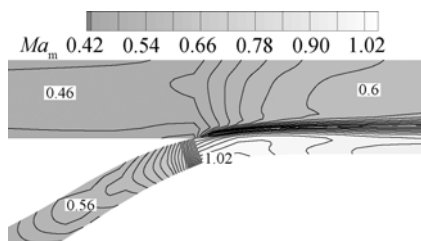


图10 通流计算结果
Fig. 10 Throughflow result

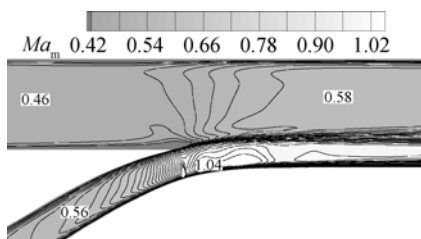


图11 黏性轴对称计算结果
Fig. 11 Viscous axial symmetry result

2.2 变循环压缩系统的设计计算

利用发展的一体化设计程序对某三外涵变循环涡扇发动机的压缩系统(如图12所示)进行了反问题计算,图13和图14所示分别为有前VABI和无前VABI的流场结果.两个算例中指定的压缩系统进口总流量和第2,3外涵道比相同,因此低压风扇以及第2,3外涵道的流场结果差别不大,如图13(a)和图14(a)所示.有前VABI方案中指定第1外涵道比为0.18,无前VABI方案根据静压平衡匹配得到的第1外涵道比为0.28,第1外涵道匹配状态的不同使得CDFS与HPC的匹配关系发生了改变,在无前VABI的方案中HPC的流量显著偏小(如图13(b)和图14(b)所示).

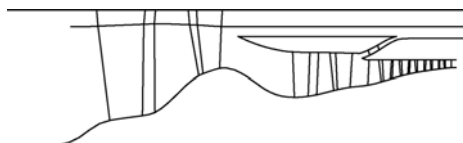
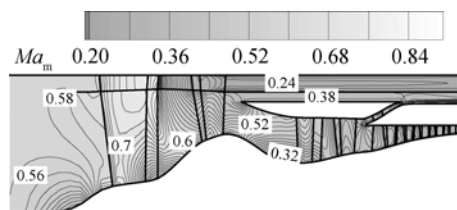
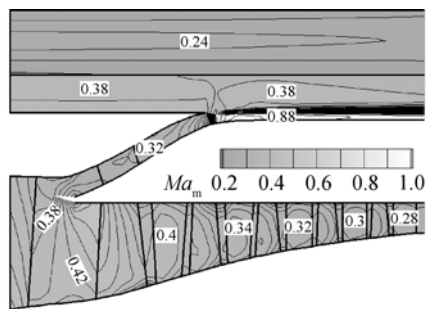


图12 三外涵变循环压缩系统
Fig. 12 Triple-bypass variable-cycle compression system

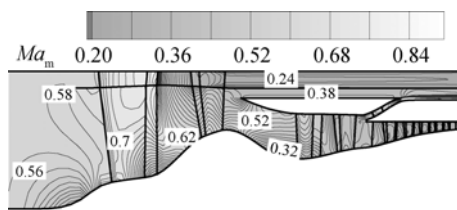


(a) 压缩系统流场

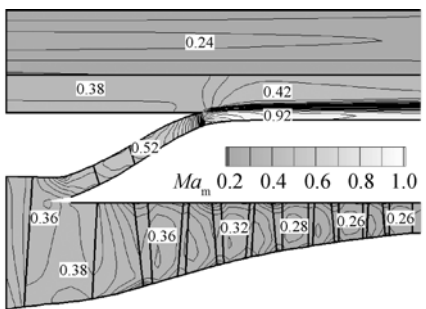


(b) HPC和第1,2外涵道流场

图13 ACE有前VABI方案的子午马赫数分布
Fig. 13 Meridional Mach number distribution of ACE with front VABI



(a) 压缩系统流场



(b) HPC和第1,2外涵道流场

图14 ACE无前VABI方案的子午马赫数分布
Fig. 14 Meridional Mach number distribution of ACE without front VABI

3 结论

基于变循环涡扇发动机的工作特点,本文建立了变循环特征的通流模拟方法,发展了一个多涵道轴流变循环压缩系统一体化通流设计程序,

利用该程序对三外涵变循环压缩系统进行了计算,验证了方法的正确性和程序的功能完整性,本文主要结论如下:

1) 两外涵道的连通使压缩系统各部件之间的气动关系变得复杂,正确处理各部件之间的匹配关系是一体化设计的关键。

2) 流线曲率法适用于变循环压缩系统的通流设计,其流量边界条件可方便地用于模拟前 VABI 的调节功能。

3) 对于第 1,2 外涵道气流的混合流动,采用重叠流线法计算可以获得较为准确的结果;下游的径向掺混对上游叶片区域的流场影响微弱,采用简单的掺混模型能够满足计算需求。

4) 变循环压缩系统的一体化设计可以简化设计流程,在一定程度上缩短设计周期。

5) 本文发展的一体化通流设计程序可用于各种轴流压缩系统设计,涵盖了单涵道、常规多涵道和变循环多涵道等结构形式。

参考文献:

- [1] 梁春华. 通用的、可承担起的先进涡轮发动机(VAATE)计划[J]. 航空发动机, 2001, 27(3): 44.
LIANG Chunhua. The versatile, advanced, affordable turbine engines program[J]. Aeroengine, 2001, 27(3): 44. (in Chinese)
- [2] 胡军. ADVENT, 涡轮喷气发动机的新里程碑[EB/OL]. [2015-04-29]. Http: // www. china-cam. cn/news/newtech/2008/9/918817. html.
- [3] 晨枫. 解读 ACE 发动机[EB/OL]. [2015-04-29]. Http: // www. afwing. com/encyclopaedia/ace-engine-2_2. html.
- [4] 胡晓煜. 美国全面实施下一代军用航空发动机技术发展计划[J]. 国际航空, 2007(12): 40-42.
HU Xiaoyu. VAATE, US' new advanced turbine engine technology development program[J]. International Aviation, 2007(12): 40-42. (in Chinese)
- [5] 张鑫. 核心机驱动风扇级的气动设计及其与下游部件的匹配[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2011.
ZHANG Xin. Aerodynamic design of the CDFS and the matching of the CDFS with downstream components[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)
- [6] 邵伏永, 杨金广, 刘振德, 等. 改进的流线曲率通流计算方法及在双涵道压缩系统设计中的应用[J]. 航空动力学报, 2008, 23(6): 1072-1076.
SHAO Fuyong, YANG Jinguang, LIU Zhende, et al. Improved streamline curvature throughflow method and its application in a bypass compression system design[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(6): 1072-1076. (in Chinese)
- [7] 杨小贺, 单鹏. 风扇与轴流离心压气机一体化通流设计方法[J]. 航空动力学报, 2010, 25(2): 443-450.
YANG Xiaohe, SHAN Peng. Integrative design method of fan and axial-centrifugal compressors[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(2): 443-450. (in Chinese)
- [8] 刘锡阳, 温泉, 赵晓路. 双涵道叶轮机 S2 流面反问题计算方法[J]. 工程热物理学报, 2006, 27(3): 417-419.
LIU Xiyang, WEN Quan, ZHAO Xiaolu. A revised program for the bypass turbomachine inverse problem of flow along S2 surface[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2006, 27(3): 417-419. (in Chinese)
- [9] 李晓娟, 金海良, 桂幸民. 风扇/增压级内外涵联算的特性数值模拟[J]. 航空动力学报, 2009, 24(12): 2719-2726.
LI Xiaojuan, JIN Hailiang, GUI Xingmin. Performance numerical investigation of double-channel fan/compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(12): 2719-2726. (in Chinese)
- [10] 王洪东. 双外涵变循环发动机性能模型研究与性能分析[D]. 北京: 北京航空航天大学, 1999.
WANG Hongdong. Double-bypass engine performance model study and performance analysis[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1999. (in Chinese)
- [11] 刘增文, 王占学, 黄红超, 等. 变循环发动机性能数值模拟[J]. 航空动力学报, 2010, 25(6): 1310-1315.
LIU Zengwen, WANG Zhanxue, HUANG Hongchao, et al. Numerical simulation on performance of variable cycle engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(6): 1310-1315. (in Chinese)
- [12] 苟学中, 周文祥, 黄金泉. 变循环发动机部件级建模技术[J]. 航空动力学报, 2013, 28(1): 104-111.
GOU Xuezhong, ZHOU Wenxiang, HUANG Jinquan. Component-level modeling technology for variable cycle engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(1): 104-111. (in Chinese)
- [13] 周红, 王占学, 刘增文, 等. 双外涵变循环发动机可变几何特性研究[J]. 航空学报, 2014, 35(8): 2126-2135.
ZHOU Hong, WANG Zhanxue, LIU Zengwen, et al. Variable geometry characteristics research of double bypass variable cycle engines[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(8): 2126-2135. (in Chinese)
- [14] 王元, 张平平, 李秋红, 等. 变循环发动机建模方法研究及验证[J]. 航空动力学报, 2014, 29(11): 2643-2651.
WANG Yuan, ZHANG Pingping, LI QiuHong, et al. Research and validation of variable cycle engine modeling method[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(11): 2643-2651. (in Chinese)
- [15] 陈仲光, 马力, 张志舒, 等. 基于常规涡扇发动机发展变循环发动机的技术验证研究[C]//探索 创新 交流: 第 5 届中国航空学会青年科技论坛论文集. 南昌: 中国航空学会, 2012: 360-364.
- [16] 苏桂英. 涡扇发动机实现变循环功能的循环参数设计[J]. 沈阳航空航天大学学报, 2014, 31(2): 30-32.
SU Guiying. Design of cycle parameters for actualizing

- VCE on the turbofan engine[J]. Journal of Shenyang Aerospace University, 2014, 31(2): 30-32. (in Chinese)
- [17] 李斌, 陈敏, 朱之丽, 等. 自适应循环发动机不同工作模式稳态特性研究[J]. 推进技术, 2013, 34(8): 1009-1015.
LI Bin, CHEN Min, ZHU Zhili, et al. Steady performance investigation on various modes of an adaptive cycle aero-engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(8): 1009-1015. (in Chinese)
- [18] 刘勤, 周人治, 王占学, 等. 三外涵变循环发动机性能数值模拟[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2014, 27(5): 1-4
LIU Qin, ZHOU Renzhi, WANG Zhanxue, et al. Numerical simulation on performance of triple bypass variable cycle engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2014, 27(5): 1-4. (in Chinese)
- [19] 刘洪波, 王荣桥. 变循环发动机总体结构和模式转换机构研究[J]. 航空发动机, 2008, 34(3): 1-5.
LIU Hongbo, WANG Rongqiao. Investigation of general structure and mode transition mechanism of variable cycle engine[J]. Aeroengine, 2008, 34(3): 1-5. (in Chinese)
- [20] 赖安卿, 胡骏, 屠宝锋. 核心机驱动风扇级气动设计方案[J]. 航空动力学报, 2014, 29(9): 2229-2238.
LAI Anqing, HU Jun, TU Baofeng. Scheme on aerodynamic design of core driven fan stage[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(9): 2229-2238. (in Chinese)
- [21] Denton J D, Dawes W N. Computational fluid dynamics for turbomachinery design [J]. Journal of Mechanical Engineering Science, 1998, 213(2): 107-124.
- [22] Cumpsty N A. Compressor aerodynamics [M]. London: Longman Scientific & Technical, 1989: 93-131.
- [23] Schobeiri M. Turbomachinery flow physics and dynamic performance [M]. Berlin: Springer, 2005: 263-286.
- [24] Smith L H. The radial-equilibrium equation of turbomachinery [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1966, 88(1): 1-12.
- [25] Denton J D. Throughflow calculations for transonic axial flow turbines [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1978, 100(2): 212-218.
- [26] Novak R A. Streamline curvature computing procedures for fluid-flow problems [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1967, 89(4): 478-490.
- [27] Casey M, Robinson C. A new streamline curvature throughflow method for radial turbomachinery [J]. Journal of Turbomachinery, 2010, 132(3): 2119-2130.

(编辑: 陈 越)