

文章编号: 1674-8190(2024)04-050-06

桨扇发动机推进效率分析方法研究

黄兴, 李伟, 杨宇飞, 郑华雷

(中国航发湖南动力机械研究所 未来动力总体研究部, 株洲 412002)

摘要: 评估涡扇、涡桨、桨扇发动机的推进效率对中高飞行马赫数下桨扇发动机具有重要意义。基于分开排气涡扇发动机模式, 采用能量-动量方法推导、建立推进效率分析的数学模型, 形成涡桨、涡扇及桨扇发动机统一的推进效率分析方法; 选取不同外涵风扇压比、等效涵道比及不同飞行马赫数开展计算。结果表明: 在中低飞行马赫数下涡桨发动机推进效率较高, 在中高飞行马赫数下桨扇发动机推进效率较高, 在高亚声速飞行马赫数下涡扇发动机推进效率较高, 印证了现有的涡桨、桨扇及涡扇发动机优势推进效率的飞行马赫数区间分布规律, 为涡扇、涡桨、桨扇发动机推进效率研究分析提供了方法。

关键词: 桨扇发动机; 涵道比; 推进效率; 数学模型

中图分类号: V235.1

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2024.04.06

Research on analysis method of propulsive efficiency of prop-fan engine

HUANG Xing, LI Wei, YANG Yufei, ZHENG Hualei

(General Research Department on Future Propulsion Technology, AECC Hunan Aviation
Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002, China)

Abstract: It is of great significant for prop-fan engine under medium to high Mach number to evaluate the propulsive efficiency of turbofan, turboprop and prop-fan engines. The mathematical model for propulsive efficiency analysis is established by using energy-momentum method based on the model of separate exhaust turbofan engines, and a unified propulsive efficiency analysis method is formed for turbofan, prop-fan and propeller fan engines. Different external fan pressure ratios, equivalent bypass ratios and different flight Mach number are selected for calculation. The results show that the propulsion efficiency of turboprop engine is higher at medium to low flight Mach number, the propulsion efficiency of prop-fan engine is higher at medium to high flight Mach number, and the propulsion efficiency of turbofan engine is higher at high subsonic flight Mach number. The existing flight Mach number interval distribution law of the superior propulsion efficiency of turboprop, prop-fan and turbofan engines is confirmed. The study can provide a method for the research and analysis of the propulsion efficiency of turbofan, turboprop and prop-fan engines.

Key words: prop-fan engine; bypass ratio; propulsion efficiency; mathematical model

收稿日期: 2023-04-23; 修回日期: 2023-10-10

基金项目: 两机国家重大专项

通信作者: 黄兴(1983-), 男, 博士, 研究员。E-mail: huangxing831020@126.com

引用格式: 黄兴, 李伟, 杨宇飞, 等. 桨扇发动机推进效率分析方法研究[J]. 航空工程进展, 2024, 15(4): 50-55.

HUANG Xing, LI Wei, YANG Yufei, et al. Research on analysis method of propulsive efficiency of prop-fan engine[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2024, 15(4): 50-55. (in Chinese)

0 引言

桨扇发动机(Propfan Engine),又称开式转子发动机、无涵道风扇发动机,是一种兼具涡扇发动机高亚声速飞行,涡桨发动机推进效率高、耗油率低的航空发动机^[1]。桨扇发动机既可以看成安装有高性能螺旋桨的涡桨发动机,又可以看成没有外涵道罩的超大涵道比涡扇发动机,主要由燃气发生器、动力涡轮、传动装置、对转桨扇组成^[2]。桨扇发动机可以根据桨扇部件位置分为拉进式与推进式两种类型,又可以根据驱动方式分为齿轮传动与直接驱动两种类型^[3-4]。

在20世纪70年代初石油危机的大背景下,美、英、法等国纷纷开展低能耗先进航空发动机研制,桨扇发动机的研究得到充分重视。作为NASA“高能效飞行器计划”^[5](ACEE)的一部分,“先进涡轮螺旋桨(Advance Turboprop Project,简称ATP)”计划对桨扇发动机的研究起到了极大的促进作用;在20世纪80年代,桨扇发动机的研究达到高潮,通用电气(GE)公司研制出的GE36及普惠(P&W)公司与艾利逊(Allison)公司联合研制的578DX开式转子发动机均完成地面和飞行验证试验^[6-8],结果基本达到了预期目标:开式转子发动机比常规涡扇发动机节油20%~30%,在节能方面显示出巨大潜力;在20世纪80年代中后期,乌克兰的伊夫琴科设计局为安-70宽体运输机设计了桨扇发动机D-27,其对转桨扇部件采用前排8桨叶和后排6桨叶的布局,马刀形设计的桨叶大幅降低了叶尖速度,具有高起飞推力、高巡航速度、高飞行效率的特点^[9];21世纪初,世界经济逐步进入复苏阶段,油价重新突破100美元大关,让桨扇发动机再次成为航空业关注的热点之一。罗罗公司实施的“Option15-50”桨扇发动机项目,并称桨扇发动机的燃油效率可以提高25%~30%,是“真正

的游戏规则改变者”^[10];赛峰集团开展了齿轮传动开式转子发动机验证机及地面试车^[11]。在总体分析方面,2011年瑞典Larsson等^[12-13]开展了同等水平下齿轮传动涡扇发动机和齿轮传动开式转子发动机耗油率对比工作;2013年佐治亚理工学院Perullo等^[14]开展了开式转子发动机与CFM56-7B发动机和Leap-X ATF发动机在推进效率、耗油率等方面的对比研究;从2014年起法国Bellocq等^[15-19]开展了桨扇发动机与其他类型发动机的对比研究;2016年西北工业大学屠秋野等^[20]开展了开式转子发动机计算模型及调节研究;2019年西北工业大学康瑞元等^[21]开展了桨扇发动机总体建模及调节参数对比研究。在推进效率研究方面,温占永等^[22]给出了在活塞发动机、涡桨发动机、涡喷发动机及涡扇发动机中,涡扇发动机在亚跨声速下具有最高推进效率的结论;严成忠^[3]、Bellocq^[19]给出了涡桨、桨扇及涡扇发动机推进效率随飞行马赫数的变化关系,但未给出相关的理论支持。

由于涡桨、桨扇可以看成具有较小压比、较大等效涵道比且不带外罩的分开排气涡扇发动机,因此本文以分开排气涡扇发动机为研究对象,采用能量-动量形式分别对内、外涵的能量关系及动量关系进行推导,建立涡桨、涡扇及桨扇发动机推进效率分析的统一数学模型,形成涡桨、涡扇及桨扇发动机推进效率统一的分析方法;计算分析不同外涵风扇压比及涵道比下的推进效率及不同飞行马赫数小涡桨、涡扇及桨扇发动机的推进效率,以期为中高飞行马赫数下桨扇发动机所具有的高推进效率优势提供理论支撑。

1 推进效率计算模型

本文将桨扇、涡桨与涡扇发动机均按照分排式涡扇形式来分析其推进效率(不考虑安装损失),其分析对象如图1所示。

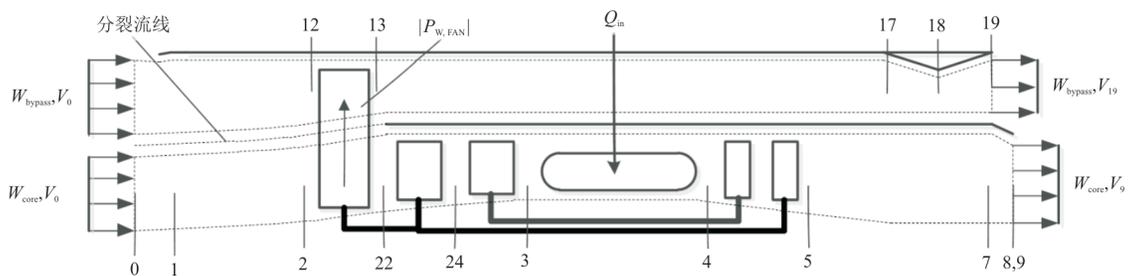


图1 分排涡扇发动机示意图

Fig. 1 Schematic diagram of divided row turbofan engine

1.1 发动机内涵功率计算模型

对于内涵气流,其能量平衡表达式为

$$-|P_{W,FAN}| + \dot{Q}_{in} + W_{core}(h_{s0} + V_0^2/2) - W_9(h_{s9} + V_9^2/2) = 0 \quad (1)$$

式中: $P_{W,FAN}$ 为风扇外涵的功; \dot{Q}_{in} 燃烧室加入热能; W_{core} 为内涵进口空气流量; h_{s0} 为进口空气静焓; V_0 为飞行速度; W_9 为内涵出口流量; h_{s9} 为内涵出口空气静焓; V_9 为内涵出口速度。

忽略燃油加入引起的总流量的变化、进气道及尾喷管损失,涡扇发动机内涵的静功率为

$$P_{W,net,core} = -W_{bypass}|\omega_{FAN}| + W_{core}(V_0^2/2 - V_9^2/2) \quad (2)$$

式中: W_{bypass} 为外涵空气流量; ω_{FAN} 为风扇单位功率。

涡扇发动机内涵单位净功率为

$$\omega_{net,core} = -\frac{W_{bypass}}{W_{core}}|\omega_{FAN}| + \frac{V_0^2 - V_9^2}{2} - \lambda|\omega_{FAN}| + \frac{V_0^2 - V_9^2}{2} \quad (3)$$

式中: λ 为涵道比。

热力循环焓—熵图如图 2 所示,涡扇发动机内涵单位净功率可以表示为

$$\omega_{net,core} = h_3 - h_{s0} + h_{s9} - h_4 \quad (4)$$

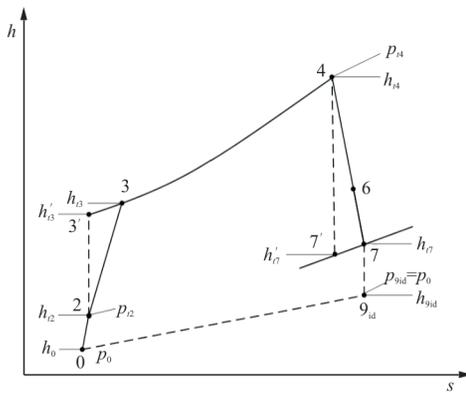


图 2 热力循环焓—熵图

Fig. 2 Enthalpy entropy diagram of thermodynamic cycle

按照部件法分析,在忽略燃油加入导致流量变化的条件下,涡扇发动机内涵单位功率为压缩过程单位功率 $\omega_{comp,core}$ 和膨胀过程单位功率 $\omega_{exp,core}$ 的和。

$$\omega_{net,core} = \omega_{comp,core} + \omega_{exp,core} \quad (5)$$

压缩过程单位功率 $\omega_{comp,core}$ 可以表示为

$$\omega_{comp,core} = \omega_{comp,core,is} / \eta_{comp,core,is} =$$

$$\frac{1}{\eta_{comp,core,is}} \frac{k-1}{k} RT_{s0} \left[\left(\frac{p_3}{p_{s0}} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right] \quad (6)$$

式中: $\frac{p_3}{p_{s0}}$ 为压气机内涵总压比。

膨胀过程单位功率 $\omega_{exp,core}$ 可以表示为

$$\omega_{exp,core} = \omega_{exp,core,is} \eta_{exp,core,is} = \eta_{exp,core,is} \frac{k'-1}{k'} R' T_4 \left[\left(\frac{p_{s9}}{p_4} \right)^{\frac{k'-1}{k'}} - 1 \right] \quad (7)$$

假设尾喷管膨胀到大气压($p_{s9} = p_{s0}$),不考虑燃烧室总压损失($p_4 = p_3$),并令 $Y_{core} =$

$$\left(\frac{p_3}{p_{s0}} \right)^{\frac{k-1}{k}}, \text{ 内涵温比 } v_{core} = T_4/T_{s0}, Z = \frac{k'-1}{k'} R' \left[\left(\frac{p_{s0}}{p_3} \right)^{\frac{k'-1}{k'}} - 1 \right] / \left[\frac{k-1}{k} R \left[\left(\frac{p_{s0}}{p_3} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right] \right].$$

则:

$$\omega_{net,core} = \frac{k}{k-1} RT_{s0} \frac{Y_{core} - 1}{\eta_{comp,core,is}} \left(1 - \frac{Z_{core} \eta_{comp,core,is} \eta_{exp,core,is} v_{core}}{Y_{core}} \right) \quad (8)$$

式中: $\eta_{comp,core,is}$ 为内涵压缩系统的等熵效率;

$\eta_{exp,core,is}$ 为内涵膨胀系统的等熵效率。

1.2 发动机外涵功率计算模型

对于涡扇发动机外涵气流,其能量平衡表达式为

$$|P_{W,FAN}| + W_{bypass}(h_{s0} + V_0^2/2) - W_{19}(h_{s19} + V_{19}^2/2) = 0 \quad (9)$$

式中: W_{19} 为外涵出口流量; h_{s19} 为外涵出口空气静焓; V_{19} 为外涵出口速度。

涡扇发动机外涵单位净功率为

$$P_{W,net,bypass} = W_{bypass}|\omega_{FAN}| + W_{bypass}(V_0^2/2 - V_{19}^2/2) \quad (10)$$

涡扇发动机外涵单位净功率为

$$\omega_{net,bypass} = |\omega_{FAN}| + \frac{V_0^2 - V_{19}^2}{2} \quad (11)$$

按照部件法分析,参考涡扇发动机内涵推导方式,按照焓熵图上的压缩与膨胀过程,获得涡扇发动机外涵的单位净功率为

$$\omega_{net,bypass} = \omega_{comp,bypass} + \omega_{exp,bypass} \quad (12)$$

压缩过程单位功率 $\omega_{comp,bypass}$ 可以表示为

$$\omega_{\text{comp, bypass}} = \omega_{\text{comp, bypass, is}} / \eta_{\text{comp, bypass, is}} = \frac{1}{\eta_{\text{comp, bypass, is}}} \frac{k-1}{k} RT_{s0} \left[\left(\frac{p_{13}}{p_{s0}} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right] \quad (13)$$

式中: $\frac{p_{13}}{p_{s0}}$ 为风扇外涵压比。

膨胀过程单位功率 $\omega_{\text{exp, bypass}}$ 可以表示为

$$\omega_{\text{exp, bypass}} = \omega_{\text{exp, bypass, is}} \eta_{\text{exp, bypass, is}} = \eta_{\text{exp, bypass, is}} \frac{k'-1}{k'} R' T_{17} \left[\left(\frac{p_{s19}}{p_{17}} \right)^{\frac{k'-1}{k'}} - 1 \right] \quad (14)$$

假设尾喷管膨胀到大气压 ($p_{s19} = p_{s0}$), 不考虑外涵流动损失 ($p_{17} = p_{13}$), 并令

$$Y_{\text{bypass}} = \left(\frac{p_{13}}{p_{s0}} \right)^{\frac{k-1}{k}}, \quad v_{\text{bypass}} = T_{13}/T_{s0}, \quad Z = \frac{\frac{k'-1}{k'} R' \left[\left(\frac{p_{s19}}{p_{17}} \right)^{\frac{k'-1}{k'}} - 1 \right]}{\frac{k-1}{k} R \left[\left(\frac{p_{s19}}{p_{17}} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}$$

则:

$$\omega_{\text{net, bypass}} = \frac{k}{k-1} RT_{s0} \frac{Y_{\text{bypass}} - 1}{\eta_{\text{comp, bypass, is}}} \left(1 - \frac{Z_{\text{bypass}} \eta_{\text{comp, bypass, is}} \eta_{\text{exp, bypass, is}} v_{\text{bypass}}}{Y_{\text{bypass}}} \right) \quad (15)$$

1.3 发动机总功率计算模型

涡扇发动机中相对核心机流量的净功率为

$$\omega_{\text{net}} = \lambda \omega_{\text{net, bypass}} + \omega_{\text{net, core}} \quad (16)$$

令 $x = \frac{\lambda |\omega_{\text{FAN}}|}{\omega_{\text{net, core}}}$, 则外涵净功率也可以表示为

$$\omega_{\text{net, bypass}} = (\eta_{\text{bypass}} + 1) \left(x \omega_{\text{net, core}} / \lambda + \frac{V_0^2}{2} \right) \quad (17)$$

式中: $\eta_{\text{bypass}} = \omega_{\text{exp, bypass}} / \omega_{\text{comp, bypass}}$, 其中 $\omega_{\text{comp, bypass}} = |\omega_{\text{FAN}}| + \frac{V_0^2}{2}$ 。

则涡扇发动机中相对核心机流量的净功率为

$$\omega_{\text{net}} = [x(\eta_{\text{bypass}} + 1) + 1] \omega_{\text{net, core}} + \lambda(\eta_{\text{bypass}} + 1) \frac{V_0^2}{2} \quad (18)$$

1.4 发动机热效率计算模型

在涡扇发动机中, 内涵单位质量空气流量的

燃料完全燃烧产生的热量为

$$q_0 = \frac{k}{k-1} R(T_4 - T_3) \quad (19)$$

按照压缩过程可以转换为

$$q_0 = \frac{k}{k-1} RT_{s0} \left(v_{\text{core}} - 1 - \frac{Y_{\text{core}} - 1}{\eta_{\text{comp, core, is}}} \right) \quad (20)$$

涡扇发动机热效率为

$$\eta_{\text{th}} = \omega_{\text{net}} / q_0 \quad (21)$$

1.5 发动机推进效率计算模型

根据式(3)与 x 的定义可知内涵排气速度为

$$V_9 = \sqrt{-2\omega_{\text{net, core}}(1+x) + V_0^2} \quad (22)$$

则内涵单位推力为

$$F_{S, \text{core}} = \sqrt{-2\omega_{\text{net, core}}(1+x) + V_0^2} - V_0 \quad (23)$$

由式(11)、 x 与 η_{bypass} 的定义可知外涵排气速度为

$$V_{19} = \sqrt{2\eta_{\text{bypass}} \left(\frac{V_0^2}{2} + \frac{x}{\lambda} \omega_{\text{net, core}} \right)} \quad (24)$$

外涵单位推力为

$$F_{S, \text{bypass}} = \sqrt{2\eta_{\text{bypass}} \left(\frac{V_0^2}{2} + \frac{x}{\lambda} \omega_{\text{net, core}} \right)} - V_0 \quad (25)$$

则涡扇发动机相对内涵的单位推力为

$$F_S = F_{S, \text{core}} + \lambda F_{S, \text{bypass}} \quad (26)$$

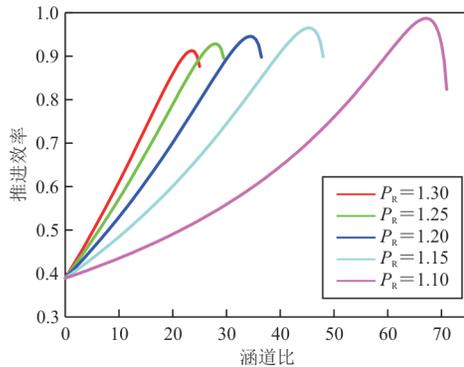
涡扇发动机推进效率为

$$\eta_p = -F_S V_0 / \omega_{\text{net}} \quad (27)$$

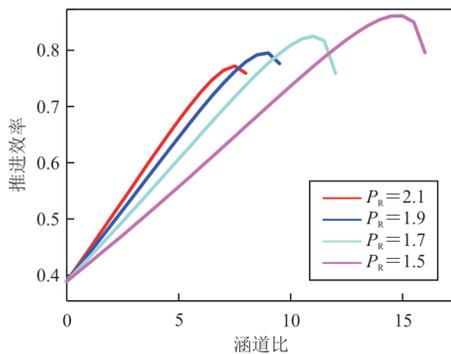
2 算例与分析

选取飞行马赫数为 0.8, 飞行高度 9 km, 内涵压缩等熵效率 $\eta_{\text{comp, core, is}}$ 与膨胀等熵效率 $\eta_{\text{exp, core, is}}$ 均取值 0.90, 发动机温比 6.95, 压气机总压比 30, 计算不同涵道比、不同风扇外涵压比 $P_R = p_{13}/p_{s0}$ 下的推进效率, 计算结果如图 3 所示, 可以看出: 风扇外涵压比一定时, 随着涵道比的增加, 推进效率表现为先增加后减小的趋势, 这是因为涵道比的增加使得外涵流量增加, 同时使得外涵出口气流速度减小, 从而导致单位推力减小, 这两者存在一种权衡。在相同外涵压比条件下, 当涵道比增加时, 首先是流量增加占优, 然后随着涵道比的进一步增加, 外涵出口气流速度减小占优, 从而使得推进效率先增加后减小; 当外涵的压比越小, 其外涵风

扇越向螺旋桨方式转变,使得外涵的气流流量越大,从而所获得的最大涵道比及最高效率所对应的涵道比越大。



(a) 外涵压比 1.0~1.3 条件下



(b) 外涵压比 1.5~2.1 条件下

图 3 不同风扇压比下推进效率随涵道比变化关系
Fig. 3 Relationship between propulsion efficiency and culvert ratio under different fan pressure ratios

针对涡桨发动机,按照涡扇模式选取螺旋桨压比 1.05,涵道比(等效)110;针对于桨扇发动机,选取第一级压比 1.13,涵道比(等效)40;对于涡扇发动机,第一级压比 1.70,涵道比 9.5,计算获得推进效率随马赫数的关系如图 4 所示。

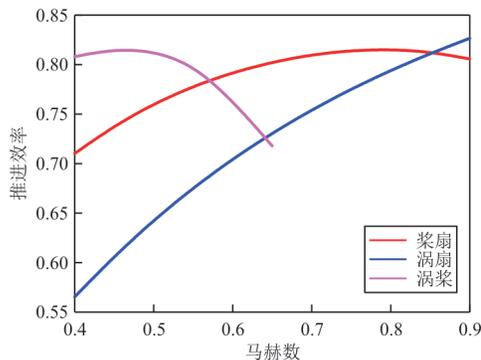


图 4 推进效率随马赫数变化关系
Fig. 4 Relationship between propulsion efficiency and Mach number

从图 4 可以看出:涡桨、涡扇及桨扇发动机的推进效率与飞行马赫数之间均呈抛物线型,其中涡桨发动机推进效率最高点所对应的马赫数约在 0.50 左右,桨扇发动机推进效率最高点所对应的马赫数约在 0.75 左右,涡扇发动机推进效率最高点所对应的马赫数约在 0.90 左右,这是由于静止状态大涵道涡扇发动机的推力主要由外涵推力决定,且涵道比越大,外涵推力所占的总推力的比例越大;外涵推力为涵道比与单位推力的乘积,且涵道比越大,单位推力越小,即外涵进出口的速度差越小,当飞行速度增加时,涵道比越大发动机的外涵进出口速度差更快接近零,随着飞行速度增加,涵道比越大,其主要的推力组成成分——外涵推力越快接近零,即随马赫数的增加,越大涵道比的发动机推进效率衰减得越快。该结论也印证目前教科书上对涡桨、涡扇及桨扇发动机推进效率之间的对比关系^[3],说明了所建立的涡桨、涡扇及桨扇发动机的推进效率统一分析方法的合理性。

目前高亚声速飞行器的飞行马赫数一般在 0.8 左右,其处于桨扇发动机推进效率的优势马赫数区间,采用桨扇发动机在动力层面具有较大优势,同时其桨扇部件产生的滑流可增加局部动压带来额外的升力收益,但由于无外涵道的遮蔽会使得噪声较大,因此需同步开展噪声、推进效率及飞发内外流一体化设计。

3 结 论

1) 本文针对涡桨、涡扇及桨扇发动机,采用分开排气涡扇发动机模式及能量—动量原理建立了适用于涡桨、涡扇及桨扇发动机推进效率计算评估的统一模型,为涡桨、涡扇及桨扇发动机推进效率对比提供了计算方法。

2) 采用本文所建立的推进效率计算模型,开展涡桨、桨扇及涡扇发动机推进效率随马赫数变化关系的计算及分析,计算结果印证了现有涡桨、桨扇及涡扇发动机优势推进效率的飞行马赫数区间分布规律,说明所建立模型的合理性,并为桨扇发动机在中高飞行马赫数下所具有高推进效率的优势提供了理论支撑。

3) 本文所建立的推进效率模型及计算结果可为飞行器的发动机选型提供建议,针对目前高亚声速客运/货用飞行器,桨扇发动机可作为其优选

动力。

参考文献

- [1] ZANTE D E V, COLLIER F, ORTON A, et al. Progress in open rotor propulsions: the FAA/GE/NASA open rotor test campaign[J]. *Aeronautical Journal*, 2014, 118: 1181-1213.
- [2] 刘红霞, 梁春华. 开式转子发动机研制与进展[J]. *国际航空*, 2010(4): 75-77.
LIU Hongxia, LIANG Chunhua. Development and progress of open rotor engine[J]. *International Aviation*, 2010(4): 75-77. (in Chinese)
- [3] 严成忠. 开式转子发动机[M]. 北京: 航空工业出版社, 2016.
YAN Chengzhong. Open rotor engine[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2016. (in Chinese)
- [4] 严成忠. 绿色动力: 开式转子航空发动机[J]. *航空科学技术*, 2013(1): 6-12.
YAN Chengzhong. Green power: open rotor engine[J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2013(1): 6-12. (in Chinese)
- [5] ZANTE D E V. Progress in open research: a U. S. perspective[R]. US: ASME, 2015.
- [6] REID C, GENERAL E C, CINCINNATI O H. Overview of flight testing of GE aircraft engines/UDF engine: AIAA-88-3082[R]. US: AIAA, 1988.
- [7] HARRIS R, CUTHBERTSON R. UDF/727 flight test program: AIAA-87-1733[R]. US: AIAA, 1987.
- [8] CHAPMAN D, GODSTON J, SMITH D. Testing of the 578-DX propfan propulsion system: AIAA-89-2804 [R]. US: AIAA, 1989.
- [9] 佳力. 惟一投入使用的桨扇发动机 D-27[J]. *国际航空*, 2004(2): 61-62.
JIA Li. The only propeller fan engine D-27 in use[J]. *International Aviation*, 2004(2): 61-62. (in Chinese)
- [10] 胡晓煜. 下一代窄体客机发动机最新进展[J]. *航空发动机*, 2010, 36(1): 59-62.
HU Xiaoyu. The latest development of the next generation narrow body airliner engine[J]. *Aeroengine*, 2010, 36(1): 59-62. (in Chinese)
- [11] BROUCKAERT J F, MIRVILLE F, PHUAH K, et al. Clean sky research and demonstration programmers for next-generation aircraft engines[J]. *The Aeronautical Journal*, 2018, 122: 1163-1175.
- [12] LARSSON L, NSTEDT T G R, KYPRIANIDIS K G. Conceptual design and mission analysis for a geared turbofan and an open rotor configuration: ASME-2011-GT-46451 [R]. US: ASME, 2011.
- [13] LARSSON L, LUNDBLADH A, GRNSTEDT T. A conceptual design study of an open rotor powered regional aircraft: ASME-2014-GT-26091[R]. US: ASME, 2014.
- [14] PERULLO C A, TAI J C M, MAVRIS D N. Effects of advanced engine technology on open rotor cycle selection and performance[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2013, 135: 071204.
- [15] BELLOCQ P, GARMENDIA I, SETHI V, et al. Multi-disciplinary assessment of the control of the propellers of a pusher geared open rotor-part I : zero dimensional performance model for counter-rotating propellers[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2016, 138: 072602.
- [16] BELLOCQ P, GARMENDIA I, SETHI V, et al. Multi-disciplinary assessment of the control of the propellers of a pusher geared open rotor-part II : impact on fuel consumption, engine weight, certification noise, and NOx emissions [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2016, 138: 072603.
- [17] BELLOCQ P, GARMENDIA I, LEGRAND J, et al. Preliminary design and performance of counter rotating turbines for open rotors-part I : 1-D methodology [R]. US: ASME, 2016.
- [18] BELLOCQ P, GARMENDIA I, LEGRAND J, et al. Preliminary design and performance of counter rotating turbines for open rotors-part II : 0-D methodology and case study for a 160 PAX aircraft[R]. US: ASME, 2016.
- [19] BELLOCQ P. Multi-disciplinary preliminary design assessments of pusher counter-rotating open rotors for civil aviation [M]. Cranfield: Cranfield University, 2017.
- [20] 屠秋野, 倪力伟, 杨祥明, 等. 开式转子发动机计算模型及调节研究[J]. *航空发动机*, 2016, 42(6): 36-43.
TU Qiuye, NI Liwei, YANG Xiangming, et al. Research on open rotor engine calculating model and control schedule [J]. *Aeroengine*, 2016, 42(6): 36-43. (in Chinese)
- [21] 康瑞元, 陈玉春, 蔡飞超, 等. 齿轮传动对转桨扇发动机总体性能建模[J]. *推进技术*, 2019, 40(11): 2428-2435.
KANG Ruiyuan, CHEN Yuchun, CAI Feichao, et al. Performance modelling of geared contra-rotating propfan engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(11): 2428-2435. (in Chinese)
- [22] 温占永, 段娅. 高空长航时飞翼无人机用涡扇发动机关键技术[J]. *航空工程进展*, 2020, 11(2): 159-166.
WEN Zhanyong, DUAN Ya. Key technologies of turbofan engine for high altitude long endurance fly-wing UAV [J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2020, 11(2): 159-166. (in Chinese)

(编辑:丛艳娟)