

对转螺旋桨/桨扇差动行星齿轮机构 动力学设计方法及分析

单 鹏

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 在对转桨扇涡桨推进系统专有的外流对转桨推进器-对转减速齿轮机构-涡桨发动机的总体匹配设计问题中,给出了拖动共轴对转螺旋桨/桨扇类气动负荷的差动行星齿轮机构的一种设计与分析方法.不同于常规,该总体设计方法以机构的动力学参数为输入,诸传动比、诸半径、诸稳态传动受力等为输出,通过方程组得到了该类传动机构诸参数之间的联系.讨论了该类传动机构的设计原则,使用形式,适用的航空原动机类型.通过某当代算例给出了桨和传动机构诸参数的变化区间,变化特点,参数重要性的分析.结果表明:该方法可以快速得到一般总体设计问题中该类齿轮机构所有稳态设计参数的可行解区间与优化解,进而还可以为推进系统部件法数模的非设计点特性模拟提供计算方法.

关 键 词: 航空发动机; 涡桨; 涡轴; 共轴对转; 螺旋桨; 桨扇; 差动行星; 齿轮机构

中图分类号: V211.6

文献标志码: A

Design method and analysis of differential planetary gear mechanism for contra-rotating propellers/propfans

SHAN Peng

(School of Energy and Power Engineering, Beijing University of Aeronautics
and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: A design and analysis method of the differential planetary gear decelerating mechanism for driving the type of loading of aerodynamic turbo-machinery, especially the co-axial contra-rotating propellers or propfans, was put forward. Differing from the ordinary path, this integral performance method considered the kinetic parameters first and solved the speed ratios, radii, steady exerting forces last, then the correlations among those parameters of the transmission mechanism were established by equations. The conceivable design principles, utilizing types, suitable prime mover aero-engines of the mechanism were discussed. An analytical case of modern turboprop was provided for obtaining the variable intervals of the propfan and mechanism, the features and the importance of those design parameters. Result shows that this method can reveal the domains of feasible solution and the optimal designs of all stable parameters of the mechanism and serve as a theoretical model in the overall simulation of the off-design characteristic of a propulsion system.

Key words: aeroengine; turboprop; turboshaft; co-axial contra-rotating; propeller; propfan; differential planetary; gear mechanism

收稿日期:2015-10-26

作者简介:单鹏(1955—),男,教授,博士,主要从事压气机气动设计,发动机总体数学模型,计算流体力学研究. E-mail: PShan@buaa.edu.cn

引用格式:单鹏.对转螺旋桨/桨扇差动行星齿轮机构动力学设计方法及分析[J].航空动力学报,2017,32(4):1012-1017. SHAN Peng. Design method and analysis of differential planetary gear mechanism for contra-rotating propellers/propfans[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(4): 1012-1017.

航空对转螺旋桨/桨扇与涡桨发动机组成的高亚声速推进系统,是二战后至今人们一直在不断追求力图实现的,巡航耗油率有望最低的运输机动力形式^[1]. 该系统的实现也应该是实现对转风扇发动机^[2-6]的前奏. 当今国外实践中,为追求简单可靠、降低质量、降低成本,多数采用尽量简单的可变速差动机构来完成对转桨的差动运动功能^[7-9]. 因此,该系统常用基本型的差动行星齿轮传动机构或其变化形式来连接发动机与共轴对转桨^[10-13],因为该类机构具有输入输出共轴,体积小,质量轻,结构紧,功率大,承载高,效率高,平稳抗振的突出优点^[14-16]. 相比于中国的指南车,基本型的该传动机构的近代专利晚至 1880 年提出,在低速重型方面 20 世纪已有 26 MW 的产品^[15],现代船用燃气轮机和最大型涡扇发动机的功率已与此功率相当,但在航空燃气轮机上的应用则在缩减尺寸,减轻质量上存在着极大的困难.

该传动机构有其构造形式和几何尺寸变化所导致的自身的动力学特征,而前后对转桨推进器部件又因其独特气动布局而有其自身的空气动力学特性. 为匹配好这两者的特性,首先需要了解该分路、反向、减速三功能合一的传动机构在拖动螺旋桨类气动负荷时的设计方法,参数变化特点和可优化性. 本文对此问题拟出了一套设计与分析方法. 该方法也易于被改写以适用于该传动机构的各种变化形式.

1 差动行星齿轮对转机构的动力学方程组

差动行星齿轮对转叶轮机传动机构如图 1 所示. 本文以变量 $P, T, \eta, F, V, \omega, r, n$ 分别表示轴输入功率及桨吸收功率,扭矩,功率传动效率,轮齿受力,线速度,角速度,半径,转速. 以脚标 $m, p, f, b, front, rear$ 分别表示主动齿轮,行星齿轮,正转桨或正转行星架,反转桨或反转齿轮,前排桨,后排桨.

这里定义:从发动机向飞行前方看,任一转动件顺时针转动为正转 $\omega > 0, V > 0$. 图 1 中主动齿轮分度圆半径 r_m 所代表的主动齿轮实行正转 $\omega_m > 0$,因此称半径为 r_f 的行星架拖动的也作正向转动的桨为正转桨,简单说与主动齿轮同向转动的桨本文称之为正转桨或正桨. 图 1 示出的是在共轴对转双桨/齿轮箱/发动机的推进系统布局中正转桨被作为前排桨的情形.

建立方程组如下:

总能量方程

$$P_m = \frac{P_f}{\eta_i} + \frac{P_b}{\eta_i \eta_b}$$

即

$$\omega_m T_m = \frac{\omega_f T_f}{\eta_i} + \frac{\omega_b T_b}{\eta_i \eta_b} \tag{1}$$

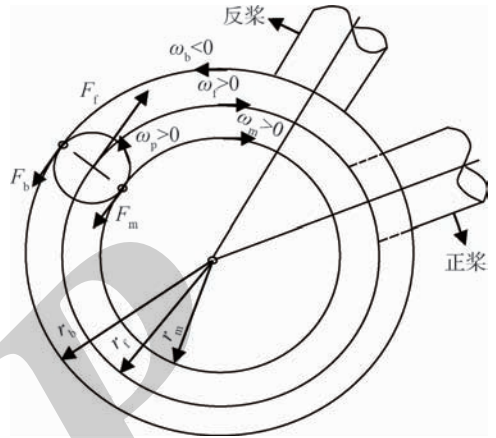


图 1 差动行星齿轮对转叶轮机传动机构示意图
Fig. 1 Sketch of the differential planetary gear mechanism for the contra-rotating turbine transmission mechanism

其中,定义了 η_i 为输入功率到中间功率的功率传动效率, η_b 为中间功率到反转功率的功率传动效率,两者都仅反映啮合损失,不含轴承摩擦损失和液力损失. 主动轮旋转角速度 $\omega_m > 0$ 为输入值,而 $\omega_f > 0, \omega_b < 0$ 为受功率、扭矩等动力学参数影响的待求值.

能量分配方程

$$\frac{P_f}{P_b} = \frac{\omega_f}{\omega_b} \cdot \frac{T_f}{T_b} \tag{2}$$

其中 $\frac{P_f}{P_b} > 0$ 为人为选择的功率比即桨吸收功率之比; T_f, T_b 分别为正、反转桨的桨矩所导致的正、反转扭矩, $\frac{T_f}{T_b} < 0$ 作为螺旋桨给予对转齿轮机构的一个接口条件,在螺旋桨一对转机构的设计反问题中,是受飞行速度等工况影响又通过桨矩角选择而取定的一个输入值,后面将看到其也成为分析正问题中的固定输入值.

运动学方程

$$\frac{V_f - V_m}{r_p} = \frac{\omega_f r_f - \omega_m r_m}{r_p} = \omega_p \tag{3}$$

$$\frac{V_b - V_f}{r_p} = \frac{\omega_b r_b - \omega_f r_f}{r_p} = \omega_p \tag{4}$$

其中行星轮的相对旋转角速度 $\omega_p < 0$ 为待求值. 将式(3)和式(4)相加后合并为

$$2r_p\omega_p - r_b\omega_b = -r_m\omega_m \tag{5}$$

几何方程

$$r_i - r_m = r_p \tag{6}$$

$$r_b - r_i = r_p \tag{7}$$

式(1)、式(2)、式(5)已构成一个三元非齐次线性方程组

$$\mathbf{A}\boldsymbol{\omega} = \mathbf{B} \tag{8}$$

其关于待求的转速矢量 $\boldsymbol{\omega} = (\omega_p, \omega_i, \omega_b)^T$ 封闭.

其中矩阵 $\mathbf{A}$, 矢量 $\mathbf{B}$ 各为

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & \eta_b \frac{T_f}{T_b} \cdot \frac{T_b}{T_m} & \frac{T_b}{T_m} \\ 0 & -\frac{T_f}{T_b} & \frac{P_f}{P_b} \\ 2 \frac{r_p}{r_m} & 0 & -\frac{r_b}{r_m} \end{bmatrix} \tag{9}$$

$$\mathbf{B} = (\eta_i \eta_b \omega_m, 0, -\omega_m)^T \tag{10}$$

由 Cramer 法则解得 $\boldsymbol{\omega}$ 为

$$\omega_p = \frac{1}{2} \left(\frac{r_b}{r_p} \omega_b - \frac{r_m}{r_p} \omega_m \right) \tag{11}$$

$$\omega_i = \frac{P_f}{P_b} \cdot \frac{T_b}{T_f} \omega_b \tag{12}$$

$$\omega_b = \frac{\eta_f \eta_b \frac{T_m}{T_b} \omega_m}{1 + \eta_b \frac{P_f}{P_b}} \tag{13}$$

因此,在形式上主要含半径比,功率比,扭矩比,转速矢量 $\boldsymbol{\omega}$ 的设计影响因素可以表为

$$(\omega_p, \omega_i, \omega_b)^T = f\left(\omega_m, \frac{r_m}{r_p}, \frac{r_b}{r_p}, \frac{P_f}{P_b}, \frac{T_f}{T_b}, \frac{T_b}{T_m}, \eta_f, \eta_b\right) \tag{14}$$

再对实现扭矩比的已知值时,图 1 的齿轮对转机构应有的几何条件或称为几何约束,进行动力学分析.当机构稳速运行时,设反桨齿轮齿,正桨齿轮架(行星架),主动齿轮齿受到沿切向的力或即分度圆上的圆周力分别为 $F_b > 0, F_f > 0, F_m > 0$.对反桨齿轮,正桨齿轮架,主动齿轮,由力矩平衡分别得

$$\sum M_1 = -T_b - F_b r_b = 0 \tag{15}$$

$$\sum M_2 = -T_f + F_f r_f = 0 \tag{16}$$

$$\sum M_3 = T_m - F_m r_m = 0 \tag{17}$$

对行星齿轮,由于从主动轴的 F_m 到 F_f 到 F_b 的功率传递过程中有功率的耗散损失,由相对质心动量矩定理得

$$\sum M_4 = -(-\eta_i F_m r_p) + \left(-\frac{F_b}{\eta_b} r_p\right) = 0 \tag{18}$$

又对行星齿轮,沿切向由质心运动定理得

$$\sum F = (-\eta_i F_m) + F_f + \left(-\frac{F_b}{\eta_b}\right) = 0 \tag{19}$$

解方程组(式(15)~式(19))得

$$\frac{T_f}{T_b} = -2 \frac{1}{\eta_b} \cdot \frac{r_f}{r_b} \tag{20}$$

$$\frac{T_b}{T_m} = -\eta_i \eta_b \frac{r_b}{r_m} \tag{21}$$

$$F_b = \eta_i \eta_b F_m, F_f = 2\eta_i F_m, F_m = \frac{T_m}{r_m} \tag{22}$$

式(20)、式(21)已经对式(11)、式(12)、式(13)的扭矩比自变量和半径比自变量的取值进行了约束,即在螺旋桨-对转机构的分析正问题中,不变的半径比就限定了双桨的空气动力学扭矩比.又由于存在几何方程式(6)、式(7),所以式(20)、式(21)的两个扭矩比只能给定一个的值.

2 对转叶轮机与对转齿轮机构参数、性能关系的一般分析与试算

由式(20)可见,对转螺旋桨的扭矩比必须依靠齿轮的半径比来实现.又由式(21)、式(20)可见,因图 1 有 $\frac{r_b}{r_m} > 1$,这必然使得该齿轮机构的每一路均为一个减速器.

式(14)、式(20)、式(21)证明,在确定的几何下,对选定的功率比和输入转速,只存在唯一一个转速矢量化解,或即转速比,而与机构当时所传递的功率值完全无关.这种唯一性是在工程和数值模拟中用桨转速比一对一控制功率比的充要基础,尤其在传递的总功率未知的条件下.

通常低速的多级齿轮减速机构的设计准则则是各齿轮轮齿等强度设计.而高速的航空差动行星齿轮机构,由于其存在着叶轮机气体动力学所给出的各齿轮功率比、扭矩比或转速比的接口条件,并且存在着很高转速的齿轮,因此其设计准则应该是各齿轮转速匹配设计.例如要求最大转速的齿轮的转速最小.

由上述方程组可推出,当 $r_m \geq 0$,则 $-\frac{T_f}{T_b} \geq 1$.

这恰是符合双级压气机或双排空气螺旋桨这类加功叶轮机械的流场加载过程的需求和总功率分配的需求的.另外,若特有 $-\frac{T_{front}}{T_{rear}} < 1$ 的需求,发现可以采用正转桨作为后排桨的方式,即倒装机构.

计算又给出了当倒装机构输出的扭矩比 $-\frac{T_{front}}{T_{rear}} < 1$ 过小,而不适合气动优化设计后的对转叶轮机扭矩比特征需求时,或者说其输出的转

速比 $\frac{\omega_{\text{front}}}{\omega_{\text{rear}}} > 1$ 过大,而不适合对转叶轮机转速比特征需求时,可以采用增加一个行星架后续变速齿轮的方法,通常是行星架后续增速齿轮,来调整它的输出. 这样显然结构的复杂度、体积、质量均增加了.

计算发现,在工程上通常可行的结构尺寸和通常可行的转速的限制下,该差动齿轮机构的每一路的减速比均至少为 4 的量级. 所以,该机构更适用于基于大型至微型涡轮螺旋桨发动机的对转螺旋桨推进系统、基于大型至微型涡轮轴发动机的对转旋翼升力系统(采用双级机构),因为该两类发动机具有高转速、小扭矩的动力输出特征. 又基本可以适用于基于大型活塞发动机的对转螺旋桨推进系统,因为该类发动机具有较高转速、较大扭矩的动力输出特征. 而基本不适用于基于微型活塞发动机的对转螺旋桨推进系统,因为该类发动机对于小微尺寸的螺旋桨来说具有转速仍不够高,减速比不能太大的动力输出特征. 微型活塞对转螺旋桨系统的传动需要另辟机构.

3 算例分析

拟定某 8000 kW 涡桨推进系统算例,按全部轴功率均由一部单级差动行星齿轮机构传动,以实现分路,反向,减速,驱动一部对转螺旋桨/桨扇推进器. 算例输入参数见表 1.

表 1 拟定的共轴对转桨扇涡桨发动机推进系统部分参数

Table 1 Prescribed relevant parameters of co-axial contra-rotating propfan turboprop engine propulsion system		
参数	数值	
发动机输出轴功率 P_m/kW	7236.1	
发动机输出轴转速 $n_m/(\text{r}/\text{min})$	8353.6	
正转传动效率 η_f	0.99	
反转传动效率 η_b	0.99	
主动齿轮半径 $r_m(20 \text{ 点})/\text{m}$	0.02~0.21	
行星齿轮半径 r_p/m	0.120	
功率比 $P_f/P_b(20 \text{ 点})$	0.70~1.65	

现在给出结果分析. 输出参数图 2~图 5 表明,正转、反转叶轮机功率比 P_f/P_b 的很大变化对于差动行星齿轮对转机构的内部参数仍然影响较小,而对于两个输出转速值影响较大. 内部参数主要受各个几何半径比的影响,由式(20)、式(21)知

这也等价于参数主要受两个扭矩比的影响. 式(22)又说明各轮齿受力的大小近似只由主动齿轮半径 r_m 和输入扭矩 T_m 简单决定.

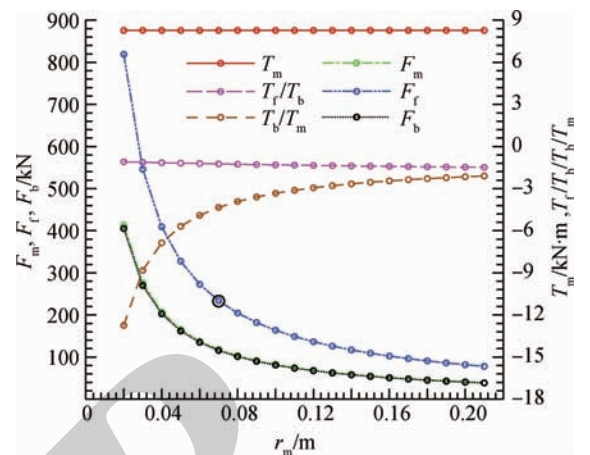


图 2 3 组齿轮的轮齿受力,两路传动的扭矩比,主动轴扭矩随 r_m 的变化

Fig. 2 Forces of 3 groups of gear teeth, torques of 2 branch drivings, prime mover shaft torque via r_m

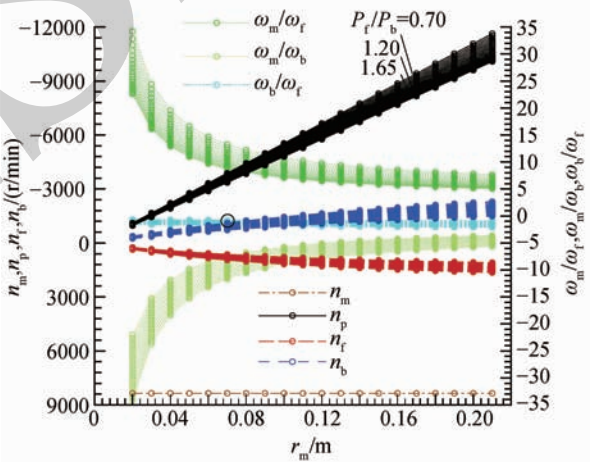


图 3 3 组齿轮和行星架的转速,3 个转速比随 r_m 的变化

Fig. 3 Rotation speeds of 3 groups of gear and carrier, 3 rotation speed ratios via r_m

图 2 是主动轴输入的扭矩,两个扭矩比,和主动、行星、反转 3 组齿轮的轮齿受力. 图中的一个空心圆是本文试选择的全部分析结果中相对较为适宜的设计点. 显见应该在受力剧增之前选择 r_m 的大小. 图 3 的 6 个曲线族中曲线的密集变化对应着正反转功率比 P_f/P_b 的连续变动. 该图也说明应该在转速比剧增之前选择 r_m , 并说明正反转的转速在 r_m 的很大变化范围内保持基本稳定,唯有行星轮转速随 r_m 增大而快速线性增大并成为机构的最大转速,应被着重加以限制. 图 4 横轴

的正反转扭矩比 T_i/T_b 是由几何半径比所导致并由此被解出, 见式(20). 该图清楚地表明了 3 组齿轮和行星架的诸半径之间的协变关系, 在扭矩比为 -1.35 的点左右恰好存在一段良好的也较小的半径分布可以选用. 还表明了诸半径随正反转扭矩比的增加而快速非线性地增大.

图 5 显示出正转桨与反转桨的设计点转速只受到主动齿轮半径和桨功率比的影响. 其重要点有三: 一是, 功率比为 1.2 左右, 反转内齿圈与正转行星架半径比为 1.50~1.80 的十列点上, 正、

反转桨转速在 500~1500 r/min 之间的点, 均较适宜作为设计点, 但要权衡选择其中的桨转速偏高和轮齿弯曲应力偏大这两种情况. 此时反转桨的转速为正转桨的 90%~120%, 即多数情况下高于正转桨的, 即不很匹配于设计高气动效率的反转桨的需求. 二是, 反转桨设计转速随半径参数变化的敏感性大于正转桨的. 三是, 因点二而导致反转桨设计转速变化的可到达总幅度也大于正转桨的. 点二、点三应该因为反转齿轮必然有较大的半径所导致. 因此, 若所述的设计矛盾之间不能很好地妥协, 就有必要增加前导或者后续减速齿轮级.

4 结 论

1) 差动行星对转传动机构的两路输出, 根据两路负载功率比的变化, 转速比或即每路的减速比做自适应变化. 桨转速比与桨功率比呈一对一关系, 而与机构所传递的功率值完全无关.

2) 若采用差动行星机构, 则共轴对转螺旋桨、桨扇、风扇等叶轮机械气动设计所得的前后叶片排设计扭矩比在设计点与非设计点上均不变. 且必应与机构的设计半径比相匹配. 否则转速比将自动偏移, 前后排叶轮机速度三角形偏离匹配, 气动加功量, 气动效率, 乃至推进效率偏移, 通常会导致叶轮机和推进系统性能下降.

3) 通常材料下单级差动行星齿轮对转机构用于由涡轮发动机、非微型活塞发动机驱动的当今叶尖线速度范围的共轴对转螺旋桨、桨扇、风扇等, 存在可行解域. 降转速应比等强度设计原则更多考虑到. 可应用前导或者后续减速级.

4) 本文方法可以用于发动机及其与螺旋桨/桨扇推进器子系统、减速器子系统的匹配与优化的总体设计问题. 可以进一步对于功率、扭矩等问题的输入参数加以考虑其含有一定频率下的振源因子和非定常阻尼指数, 各齿轮转速甚至含有其高阶响应模态. 本文未描述此类部件详细设计问题乃至可能存在的振动问题.

参考文献:

[1] GE Aircraft Engines GE36 Project Department, Full scale technology demonstration of a modern counterrotating unducted fan engine concept[R]. NASA CR-180867, 1987.

[2] 杨小贺, 多构型压缩系统一体化通流与两类对转风扇气动设计研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2011.

YANG Xiaohu. Integrative design method of multi-configuration compression system and aerodynamic investigation

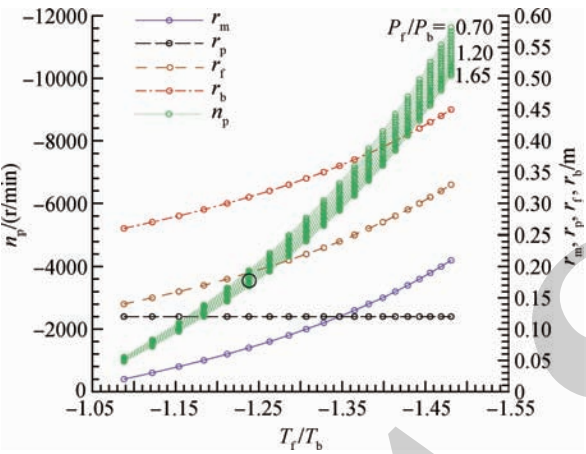


图 4 3 组齿轮和行星架的半径, 行星轮转速随解出的正、反转扭矩比的变化

Fig. 4 Radii of 3 groups of gear and carrier, rotation speed of planetary gear via torque ratio of forward to backward propeller

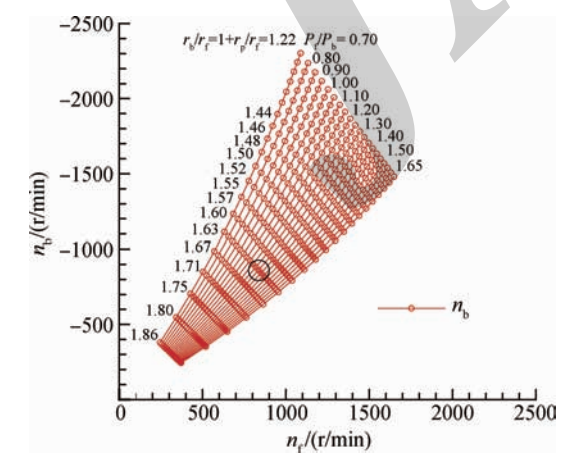


图 5 反转内齿圈与正转行星架半径比(或即 r_m) 和桨功率比对正、反转桨转速的影响

Fig. 5 Influences of propeller power ratio and radius ratio of backward gear to forward carrier (namely r_m) on the rotation speeds of forward and backward propeller

of two counter-rotating fan types[D]. Beijing:Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2011. (in Chinese)

[3] 刘波,侯为民,陈云永,等. 对转压气机转差特性试验与数值模拟[J]. 航空动力学报,2009,24(2):403-408.
LIU Bo,HOU Weimin,CHEN Yunyong,et al. Experiment and numerical simulation of rotating-speed difference effects on a dual-stage counter-rotating compressor flow field and performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2009,24(2):403-408. (in Chinese)

[4] 刘波,张国臣,巫晓雄,等. 可调弯度进口导叶在对转压气机中的应用[J]. 航空动力学报,2015,30(5):1184-1191.
LIU Bo,ZHANG Guochen,WU Xiaoxiong,et al. Application of variables-camber inlet guide vanes in counter-rotating compressor[J]. Journal of Aerospace Power,2015,30 (5):1184-1191. (in Chinese)

[5] Speak T H,Sellick R J,Kloos V,et al. Dual drive booster for a two-spool turbofan: performance effects and mechanical feasibility[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power,2015,138(2):022603. 1-022603. 9.

[6] Alexiou A,Roumeliotis I,Aretakis N,et al. Modeling contra-rotating turbomachinery components for engine performance simulations;the geared turbofan with contra-rotating core case[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power,2012,134(11):111701. 1-11701. 10.

[7] Godston J,Reynolds C N. Propulsion system integration configurations for future prop-fan powered aircraft[J]. Journal of Aircraft,1985,22(12):1027-1033.

[8] Reynolds C N. Advanced prop-fan engine technology (APET) single- and counter- rotation gearbox/pitch change mechanism [R]. NASA CR-168114,1985.

[9] Godston J,Frederick J M. Evaluation of single and counter rotation gearboxes for propulsion systems[R]. AIAA 84-1195,1984.

[10] Dominy D J,Midgley R A. A transmission for the contra-rotating prop-fan powerplant[R]. AIAA 84-1196,1984.

[11] Howe D C,Mckibbin A H. Design of a gear drive system for counter-rotating fan rotors[R]. AIAA 89-2820,1989.

[12] McCune M E. Initial test results of 40,000 horsepower fan driven gear system for advanced ducted propulsion system [R]. AIAA 93-2146,1993.

[13] Imai H,Goi T,Eng D,et al. Design and test of differential planetary gear system for open rotor power gearbox[R]. Design Engineering Technical Conferences, DETC2013-12089,2013.

[14] 库德里亚夫采夫,基尔佳舍夫. 行星齿轮传动手册[M]. 陈启松,张展,译. 北京:冶金工业出版社,1986.

[15] 许锦茂. 渐开线齿轮行星传动的设计与制造[M]. 北京:机械工业出版社,2002.

[16] 饶振纲. 行星齿轮传动设计[M]. 北京:化学工业出版社,2003.

(编辑:王碧琚)