

齿轮传动对转桨扇发动机总体性能建模^{*}

康瑞元¹, 陈玉春¹, 蔡飞超¹, 黄 兴², 陈凤萍¹

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072;

2. 中国航发湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘 要: 为了开展齿轮传动对转桨扇发动机总体性能计算, 在双轴涡桨发动机性能模型基础上完善了减速器与对转桨扇性能计算模型, 通过构建求解方程组完成了齿轮传动桨扇发动机总体性能建模。计算表明, 本模型设计点性能计算结果与公开文献计算结果误差不高于0.1%。本模型可在控制规律设计中选择桨距角为被控参数, 且桨距角的调节对对应桨性能及转速影响最大; 选定燃气发生器某一参数作为被控参数, 再从前后桨桨距角、转速及自由涡轮转速中选取两个被控参数, 组合形成的10种三变量组合控制规律均能在本模型中完成计算。结果表明, 本模型可支持开展桨扇发动机控制规律设计与性能计算, 具有良好的适用性与收敛性。

关键词: 桨扇发动机; 差动行星齿轮; 总体性能建模; 多变量控制规律

中图分类号: V235.12

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2019) 11-2428-08

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 180576

Performance Modelling of Geared Contra-Rotating Propfan Engine

KANG Rui-yuan¹, CHEN Yu-chun¹, CAI Fei-chao¹, HUANG Xing², CHEN Feng-ping¹

(1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002, China)

Abstract: In order to research on performance of geared contra-rotating propfan engine, the model of gearbox and propfan were supplemented to the performance model of two spool turboprop, then the performance model of propfan engine were built by the introduction of new solver equation set. Through calculating, the performance parameters calculated at design point are similar with the calculation results of reference paper with the relative error no more than 0.1%. The current model can make it available that choosing pitch angles as controlled parameters of control schedule and the change of pitch angle has the biggest influence on performance parameters and rotating speed of corresponding propfan. Once one parameter of gas generator has been chosen as a controlled parameter, then selected two controlled parameters from pitch angles, rotation speeds of propfans, rotation speed of free turbine, 10 kinds of triple parameters control schedules combined all could be simulated in the model. It could be concluded that the performance model of propfan engine has good precision and convergence, which could be used to design control schedule and calculate performance of propfan engine.

Key words: Propfan engine; Differential planetary gearbox; Performance calculation model; Multivariable control schedule

^{*} 收稿日期: 2018-09-13; 修订日期: 2018-11-22。

通讯作者: 康瑞元, 博士生, 研究领域为涡轮发动机总体性能。E-mail: kry@mail.nwpu.edu.cn

引用格式: 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 Rui-yuan, CHEN Yu-chun, CAI Fei-chao, et al. Performance Modelling of Geared Contra-Rotating Propfan Engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(11):2428-2435.)

1 引言

桨扇发动机在高速时具备较高的推进效率,最佳巡航速域上限可达到 $Ma0.8 \sim Ma0.85$,是未来军民用运输机的动力选择之一;对转桨扇相对于单排桨扇具有功率吸收能力强、推力大、扭矩自平衡的优势,是目前桨扇发动机研究的主流。

国外针对桨扇发动机开展了大量研究。NASA发表了诸多研究报告,内容涵盖桨扇叶片设计^[1-2],桨扇特性^[3-4],桨扇气动稳定性^[5],飞发一体化设计^[6]等诸多方向。GE公司在1984年~1986年开展了GE36地面试验与试飞工作;PW, Allison公司联合研制的578-DX于1986年开展地面试验,1989年该发动机装配MD80进行飞行试验。其中GE36采用的是涡轮直驱式结构,578-DX采用齿轮传动结构,虽两者结构不同,但通过试验表明:两种桨扇发动机相比于当时的常规涡扇节油20%~30%,是一种经济性很好的动力。

80年代后期至今,美、苏、英等国均提出了基于桨扇发动机的运输机、客机及巡航导弹计划^[7-10]。而到目前为止,只有前苏联研制的D-27桨扇发动机装配安-70运输机投入了使用。

桨扇发动机总体性能建模与性能模拟是桨扇发动机研制的关键技术之一,克莱菲尔德大学的Bellocq, Sethi等对齿轮传动式、涡轮直驱式两种桨扇发动机的总体性能建模开展了研究,进行了两类桨扇发动机总体性能设计与特性计算^[11];沈阳航空发动机研究所的孙立业、朱大明对桨扇发动机的性能计算模型进行了初步研究,对模型进行了大量简化^[12];西北工业大学屠秋野、倪力伟等开展了桨扇发动机总体性能建模及控制叶尖转速等控制规律下发动机特性计算等方面的研究^[13];南京航空航天大学王逸维、黄向华开展了拉力式对转桨扇发动机的建模与性能评估的研究,对单排桨扇性能计算扩展至双排桨扇特性的计算方法进行了创新^[14];南京航空航天大学张帅、余雄庆开展了面向飞机总体设计的桨扇发动机建模研究,对桨扇发动机模型进行了简化处理,分析了桨扇发动机的性能收益^[15]。

综上所述,国内外在对转桨扇发动机总体性能计算领域开展了一定研究,并且对控制规律设计也进行了初步的摸索,但是由于桨扇发动机可参考资料较少、设计经验不足,所开展的发动机总体性能建模仍存在问题:(1)现在尚无完全公开的、系统的桨扇发动机总体性能模型,且部分桨扇发动机总

体性能模型自相矛盾,导致在控制规律设计与非设计点性能计算中出现了过约束的情况。(2)桨扇发动机特性缺失。虽然国外对桨扇特性进行了大量研究^[3-4,16],但是可用的桨扇特性十分有限,诸多特性存在计算不准、特性点稀少、参数不齐全的问题,使用困难。

本文针对齿轮传动对转桨扇发动机提出了一种总体性能计算模型,在现有双转子涡桨发动机基础上完善了行星齿轮减速器模型、对转桨扇特性插值与计算模型、非设计点共同工作模型,并完成了设计点与非设计点性能计算与控制规律模型适用性分析,为以后齿轮传动桨扇发动机的总体性能计算与控制规律设计的研究提供了工具。

2 计算模型

2.1 行星齿轮减速器模型

齿轮传动对转桨扇发动机采用差动行星齿轮减速器系统,图1为行星齿轮减速器的示意图,其中太阳轮直接与自由涡轮轴相连,行星架与前桨相连,其转动方向与自由涡轮方向相同,外圈的内齿圈与后桨相连,需要注意的是前后桨安装位置与桨扇发动机是拉力式还是推力式布局有关,前后桨位置可互换。

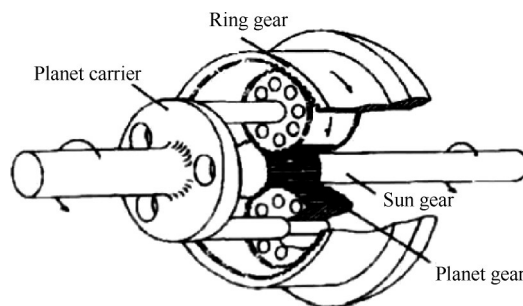


Fig. 1 Sketch map of differential planetary gearbox^[11]

北航单鹏教授对差动行星齿轮减速器系统进行了建模研究^[17],其中分别定义了太阳轮、行星轮等结构的效率,为了便于使用差动行星齿轮减速器特性图,本文将统一归纳为差动行星齿轮减速器的效率,结合运动学、力学知识可以推导出以下方程:

差动行星齿轮减速器的能量平衡方程

$$\omega_s T_s \eta_g = \omega_r T_r + \omega_c T_c \quad (1)$$

$$\frac{P_c}{P_r} = \frac{T_c}{T_r} \times \frac{N_c}{N_r} \quad (2)$$

$$P_c = P_1 \quad (3)$$

$$P_r = P_2 \quad (4)$$

差动行星齿轮减速器的运动学方程

$$2\omega_p r_p - \omega_r r_r = -\omega_s r_s \quad (5)$$

差动行星齿轮减速器的力学平衡方程

$$T_r = T_s(1 + 2r_p/r_s) \times \eta_g \quad (6)$$

$$T_p = 2T_s(1 + r_p/r_s) \times \eta_g \quad (7)$$

式中 P, T, ω, r, N, η 分别表示功率、扭矩、角速度、半径、转速及效率。下标 $g, s, p, c, r, l, 2$ 分别表示齿轮减速器、太阳轮、行星齿轮、行星架、内齿圈、前桨和后桨。

由式(1)~(7)可得

$$\frac{T_c}{T_r} = \frac{(1 + 2\frac{r_p}{r_s})}{2(1 + \frac{r_p}{r_s})} \quad (8)$$

由式(8)可知, 齿轮几何参数(节圆半径)确定的情况下, 行星架与内齿圈的扭矩比不变。

此外, 由式(2)可知, 若给定前后桨功率的比值 P_1/P_2 , 两桨的转速比 N_1/N_2 , 就可以求解出前后桨扭矩比 T_1/T_2 , 再带入式(8), 从而求解出行星轮与太阳轮节圆半径比 r_p/r_s , 可以对减速器的结构进行初步的设计与约束。

由式(1)~(7)可得

$$\omega_r = \frac{1}{(1 + 2\frac{r_p}{r_s})(1 + \frac{P_c}{P_r})} \omega_s \quad (9)$$

$$\omega_c = \frac{P_c/P_r}{2(1 + \frac{r_p}{r_s})(1 + \frac{P_c}{P_r})} \omega_s \quad (10)$$

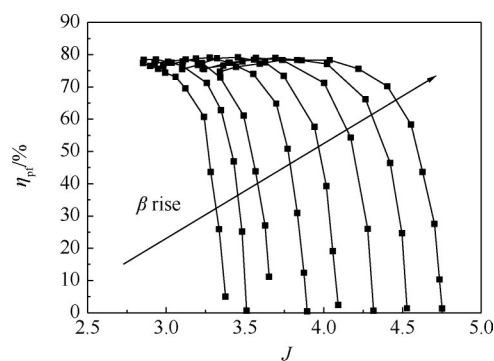
式(9), (10)揭示了太阳轮、行星架、内齿圈之间的转速关系、功率关系、轮缘半径比关系。在齿轮几何参数(轮缘半径比)、前后桨功率比 P_c/P_r 已知的情况下, 则行星齿轮减速器的各齿轮之间的转速关系就已经确定了。

2.2 对转桨扇特性

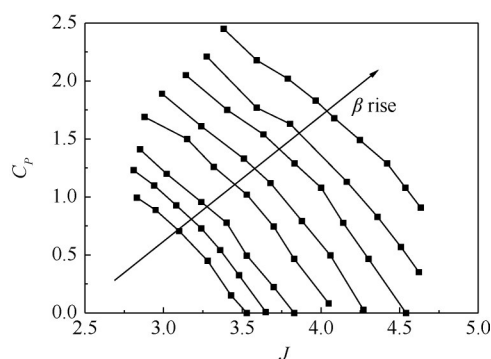
现有部分桨扇发动机性能计算模型中采用螺旋桨特性进行计算, 通过与试验数据对比等手段对特性进行修正, 由于桨扇特性具有高功率系数、高推进效率的特点, 采用螺旋桨修正特性进行计算的可靠性、准确性、普适性难以保证; 部分使用 SR-7 桨扇公开试验数据, 但该特性残缺较为严重, 特性点数稀少, 难以用于性能计算; 部分使用消去桨距角的桨扇特性, 实则内含控制规律, 无法用于指导以桨距角为被控参数的控制规律设计。

本文使用文献[18]给出的 SR-3 桨扇特性(如图

2 所示), 该特性速域为 $Ma0.45 \sim Ma0.85$, 桨距角可调节范围为 $45.5^\circ \sim 64.7^\circ$, 特性速域范围较宽, 且特性点密集。采用三元插值的方式, 根据来流马赫数 Ma , 进距比 J 与桨距角 β 求解桨扇特性。该特性与插值方法的使用可以在计算中考虑桨距角的限制, 并可开展以桨距角为被控参数的控制规律研究。



(a) Net efficiency



(b) Power coefficient

Fig. 2 Characteristic of SR-3 ($Ma0.8$)

如图 2 所示, 每条曲线表示在同一个 β 下, 桨扇效率 η_{pt} 或功率系数 C_p 随着 J 的变化情况, 其中沿箭头方向, β 不断增大。考虑轮毂比影响的桨扇特性修正方法与单排桨扇特性扩展至双排桨扇特性的计算方法可参考文献[11, 14], 本文不再详述。

2.3 发动机共同工作方程

以双轴涡桨发动机为基础构建齿轮传动对转桨扇发动机整机性能模型, 在双轴涡桨发动机燃气发生器基础上, 加装自由涡轮、行星齿轮减速器与对转桨扇, 该类发动机分为拉力式(如 D27 发动机)与推力式(如 X578-DX 发动机)。拉力式结构简图见图 3。

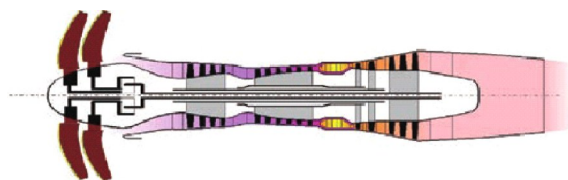


Fig. 3 Cross-section drawn of the engine^[14]

对于齿轮传动桨扇发动机而言,共有13个自由变量,本文中选用的自由变量分别是低压压气机压比比 Z_F ,低压压气机转速 N_{LC} ,高压压气机压比比 Z_C ,高压压气机转速 N_{HC} ,高压涡轮前总温 T_4 ,高压涡轮换算流量 $W_{aC,HPT}$,低压涡轮换算流量 $W_{aC,LPT}$,自由涡轮换算流量 $W_{aC,FT}$,自由涡轮转速 N_{FT} ,前桨转速 N_1 ,前桨桨距角 β_1 ,后桨转速 N_2 ,后桨桨距角 β_2 。

该发动机的平衡方程如下所示:

(1)高压涡轮流量误差

$$E(1) = W_{g4} - W_{g4C} \quad (11)$$

式中 W_{g4} 是前一截面传递的高压涡轮进口流量, W_{g4C} 是通过特性图插值出的高压涡轮进口流量。

(2)高压涡轮功率误差

$$E(2) = P_{HPT} - P_{HPTC} \quad (12)$$

式中 P_{HPT} 是高压压气机传递来的高压涡轮功, P_{HPTC} 是通过特性图插值出的高压涡轮功。

(3)低压涡轮流量误差

$$E(3) = W_{g5} - W_{g5C} \quad (13)$$

式中 W_{g5} 是前一截面传递的低压涡轮进口流量, W_{g5C} 是通过特性图插值出的低压涡轮进口流量。

(4)低压涡轮功率误差

$$E(4) = P_{LPT} - P_{LPTC} \quad (14)$$

式中 P_{LPT} 是低压压气机传递来的低压涡轮功, P_{LPTC} 是通过特性图插值出的低压涡轮功。

(5)低压压气机与高压压气机的流量误差

$$E(5) = W_{g21} - W_{g22} \quad (15)$$

式中 W_{g21} 是计算的低压压气机流量, W_{g22} 是计算的高压压气机流量。

(6)自由涡轮流量误差

$$E(6) = W_{g6} - W_{g6C} \quad (16)$$

式中 W_{g6} 是前一截面传递的自由涡轮进口流量, W_{g6C} 是通过特性图插值出的自由涡轮进口流量。

(7)喷管流量误差

$$E(7) = W_{g7} - W_{g7C} \quad (17)$$

式中 W_{g7} 是前一截面传递的尾喷管流量, W_{g7C} 是尾喷管气动热力计算得到的流量。

以上7个平衡方程为采用部件法的涡桨发动机非设计点计算模型中常见的平衡方程,不再阐述。由于增加了减速器、对转桨扇结构,新增加了3个平衡方程。

(8)减速器与自由涡轮功率误差

$$E(8) = P_{FT} - (P_{1c} + P_{2c})/\eta_g \quad (18)$$

式中 P_{FT} 是自由涡轮功, P_{1c}, P_{2c} 是通过 $N_1, N_2, \beta_1, \beta_2$ 可以求出前后桨的功率。

(9)减速器与对转桨扇之间的扭矩比误差

$$E(9) = T_r/T_c - T_{rc}/T_{cc} \quad (19)$$

由式(2)可知,可通过 N_1, N_2, P_{1c}, P_{2c} 求出一个扭矩比即 T_{rc}/T_{cc} ,而减速器的扭矩比是减速器的固有性质,只与节圆半径比有关,根据节圆半径比得到的减速器扭矩比为 T_r/T_c ,两者必须相等。

(10)减速器与对转桨扇之间的功率比误差

$$E(10) = P_1/P_2 - P_{1c}/P_{2c} \quad (20)$$

式中 P_{1c}/P_{2c} 是通过 $N_1, N_2, \beta_1, \beta_2$ 求出的功率比,根据减速器本身的扭矩比与各齿轮转速也可以求出一个功率比 P_1/P_2 ,两者必须相等。

由于自由变量为13个,而平衡方程为10个,因此,在控制规律设计时只需要给定3个被控变量就可以得到发动机的非设计点性能。

3 算例与分析

3.1 设计点性能计算

采用克莱菲尔德大学关于双轴齿轮传动对转桨扇发动机的设计参数^[11],将本模型的计算结果与其计算结果进行对比,结果如表1所示,其中 ΔT 代表温差, P_{TBL} 代表引气量, π_{LPC} 代表低压压气机压比, η_{LPC} 代表低压压气机效率, π_{HPC} 代表高压压气机压比, η_{HPC} 代表高压压气机效率, η_{HPT} 代表高压涡轮效率, η_{LPT} 代表低压涡轮效率, η_{FT} 代表自由涡轮效率, D_D 代表轮毂比, D_{pf1} 代表前桨直径, D_{pf2} 代表后桨直径, η_{pf1} 代表前桨效率, η_{pf2} 代表后桨效率, P_{pf} 代表桨扇总功率, P_{EXP} 代表提取功率, F_{pf1} 代表前桨推力, F_{pf2} 代表后桨推力, π_{NZ} 代表喷管膨胀比, F_{NZ} 代表喷管推力, F 代表总推力, sfc 代表耗油率。

由于克莱菲尔德大学所用的桨扇特性为SR-7试验特性,该特性相较于SR-3桨扇特性推进效率更高,达到了0.85,因此,为了进行对照,将SR-3桨扇特性的最大推进效率修正至0.85。

经分析,克莱菲尔德大学对发动机进气流量进行了处理,其公开数据为17.5kg/s,实际发动机流量应为13.48kg/s,公开数据是实际数据的1.3倍。该论断的依据:由于已知压气机压比与压气机效率,则燃烧室前总温 T_3 便已知,由于已知涡轮前总温 T_4 ,因此,燃烧室的油气比已经确定;通过克莱菲尔德大学所给的发动机推力与耗油率,则可以计算出发动机的燃油流量,结合燃油流量与油气比,则可以反推出真实的进气流量;另一方面,由于发动机尾喷管单位推力由尾喷管膨胀比决定,若流量为17.5kg/s,由已知的尾喷管推力反推出其尾喷管膨胀比未达到1.3;若将流

量变为 13.48kg/s,则尾喷管膨胀比吻合。因此可得出结论,克莱菲尔德大学公开数据将进气流量放大了 1.3 倍。

如表 1 所示,本模型在设计点所计算的桨扇推力、耗油率、前后桨盘面积、转速均能够与克莱菲尔德大学计算结果相吻合,最大误差不超过 0.1%。

通过计算结果可以看出,前后桨功率比为 1.409,但推力比为 1.265,后桨的功率转化能力更强,原因在于前桨的预旋作用,为后桨提供了额外的功率,这是对转桨扇相对于单排桨扇的优势之一。

3.2 非设计点特性计算模型适用性

在模型推导过程中,需要给定三个被控变量,便可以完成非设计点性能计算。但需要注意的是这三个被控变量并非随意选取,需要在燃气发生器被控变量(N_{LC}, N_{HC}, T_4 等)中选取一个被控参数,在控制规律设计中,常见的燃气发生器被控参数为高低压转子转速、高低压转子换算转速、涡轮前温度;然后在 $N_{FT}, N_1, N_2, \beta_1, \beta_2$ 选取两个被控参数,共 10 种组合。本文选取控制低压压气机百分比转速 N_{LC} 为例,分别选取不同的自由涡轮、减速器与桨扇被控参数,对不同控制规律下本模型性能计算的适用性进行分析。

3.2.1 被控参数为 N_{LC}, N_1, β_2 的控制规律

选择控制低压压气机转速 N_{LC} ,前桨转速 N_1 ,后桨桨距角 β_2 的控制规律,进行发动机高度速度特性计算。

如图 4 所示,控制规律为保持 N_{LC} 在 100%, N_1 保持在 1276r/min,当来流速度小于 $Ma0.75$,保持 β_2 在 57.3° ,当来流速度大于 $Ma0.75$ 时,调节 β_2 至 58.5° 。在发动机正常工作过程中,桨距角应连续性地变化(如图 4 中 β_1 变化所示),以保证推力的连续,本文中是为了对本模型对桨距角的可控性进行展示及研究桨距角变化的影响,令被控参数——后桨桨距角 β_2 进行了突变。图 4 中发动机的来流速度变化范围为 $Ma0.45 \sim Ma0.85$,高度变化范围为 6km~12km,图中每条线代表了相同高度下参数随来流马赫数的变化情况,沿斜线箭头方向高度依次增加 1km(下文中带箭头斜线表示同样含义)。由于后桨桨距角 β_2 的突然增大,导致其功率吸收能力突然下降。相应地,燃气发生器、减速器及桨扇等部件的工作都会受到影响, N_{HC}, N_2, β_1 都会随着 β_2 的突变而出现突变,在影响程度方面, $N_2 > N_{HC} > \beta_1$ 。其中,桨距角增加 2.09%,后桨转速最小下降 2.64%,且随着高度的上升,后桨转速的下降幅度越大;虽然 N_{HC} 在 β_2 突变增大时有所下降,但并不明显; β_1 略有上升。采用该控制规律,发动机高度速度特性如图 5 所示。

如图 5 所示,随着马赫数、高度的增大,发动机推力减小;桨扇功率随着马赫数的增大不断增大,但高度越高,功率越小。需注意的是,后桨桨距角 β_2 突然增大,导致了后桨性能的突变, P_2 虽然依旧呈上升趋势,但是在 β_2 上升处明显下降; F_{p12} 也明显下降,并且

Table 1 Calculation results comparison between Cranfield and this paper

Parameters	Cranfield	Current model	Parameters	Cranfield	Current model
H/km	11	11	η_{p1}	0.85	0.8495
Ma	0.72	0.72	η_{p2}	0.85	0.8481
$\Delta T/\text{K}$	15	15	$\beta_1/(^\circ)$	—	60.266
$W_a/(\text{kg/s})$	17.5	13.48	$\beta_{1D2}/(^\circ)$	52.86	52.86
$P_{TBL}/\%$	5.6	5.6	$\beta_2/(^\circ)$	—	57.3
π_{LPC}	4.16	4.16	N_1	1276	1275.7
η_{LPC}	0.88	0.88	N_2	1276	1275.7
π_{HPC}	4.46	4.46	P_{pf}/kW	4963	4963
η_{HPC}	0.87	0.87	P_1/P_2	58.5/41.5	58.5/41.5
T_4/K	1500	1500	P_{EXF}/kW	—	780
η_{HPT}	0.843	0.843	F_{p1}/kN	11.12	11.111
η_{LPT}	0.87	0.87	F_{p2}/kN	8.79	8.795
η_{FT}	0.93	0.93	π_{NZ}	1.3	1.29
D_D	0.425	0.425	F_{NZ}/kN	1.58	1.578
D_{p1}/m	3.56	3.56	F/kN	21.49	21.485
D_{p2}/m	3.39	3.3904	$sfc/(\text{kg}/(\text{N}\cdot\text{h}))$	0.05371	0.05372

在 β_2 为 58.5° 时,随来流马赫数增大,推力的下降幅度更大。由于伴随着 β_2 的变化, $N_{\text{HC}}, N_2, \beta_1$ 等参数也会相应改变,从而导致了 P_1, F_{pt} 等性能参数发生改变,但变化幅度均没有受到直接影响的后桨的性能参数变化明显。

3.2.2 被控参数为 $N_{\text{LC}}, \beta_1, \beta_2$ 的控制规律

选择控制 $N_{\text{LC}}, \beta_1, \beta_2$ 的控制规律,进行发动机高度速度特性计算,控制规律如图6所示。

如图6所示,控制规律为控制 N_{LC} 保持100%;来流速度小于 $Ma0.6$ 时保持 β_1 为 57.3° ,在来流速度大

于 $Ma0.6$ 时 β_1 调节至 60.3° ;来流速度小于 $Ma0.75$ 时保持 β_2 为 57.3° ,在来流速度大于 $Ma0.75$ 时 β_2 调节至 58.5° 。如上文所述,在发动机正常工作过程中,桨距角应连续性地变化,以保证推力的连续,本文中是为了对本模型对桨距角的可控性进行展示及研究桨距角变化的影响,令被控参数——前后桨桨距角进行了突变。与上文相似,在前后桨桨距角突然增大的时候,相对应的桨的转速下降比较明显,且由于 β_1 变化较剧烈, N_1 的下降幅度更大;此外, N_{HC} 也出现了明显波动。

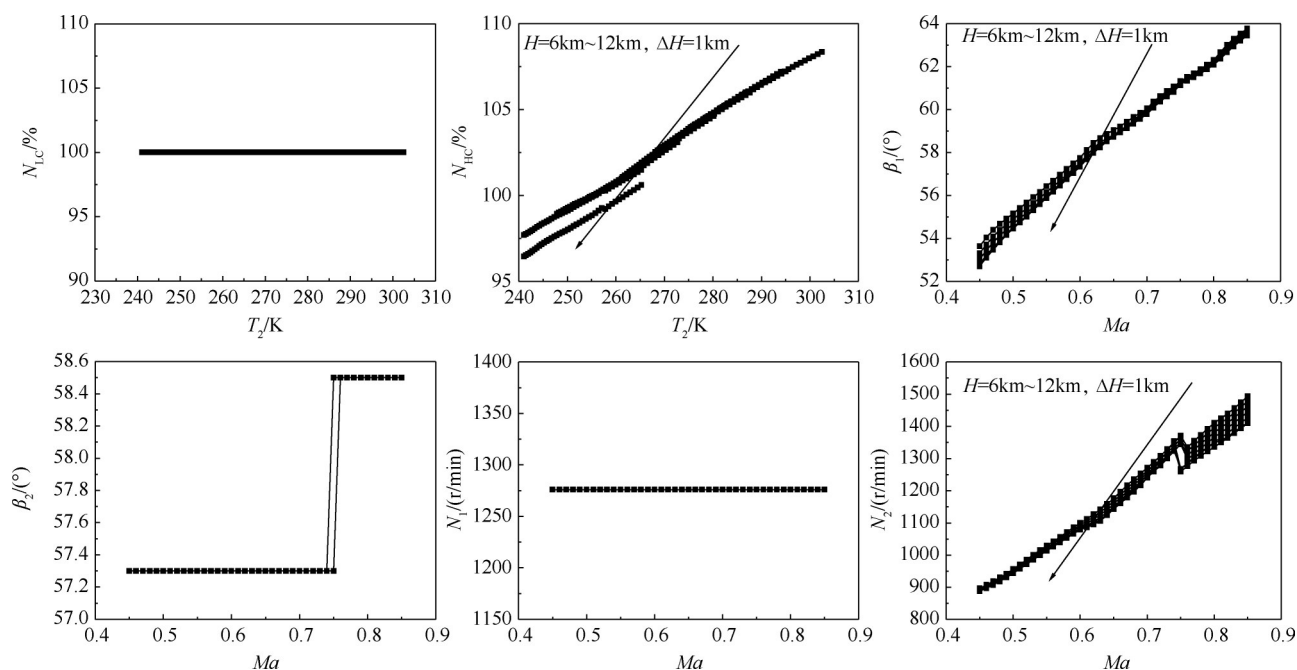


Fig. 4 Control schedule 1: $N_{\text{LC}}, N_1, \beta_2$ are controlled

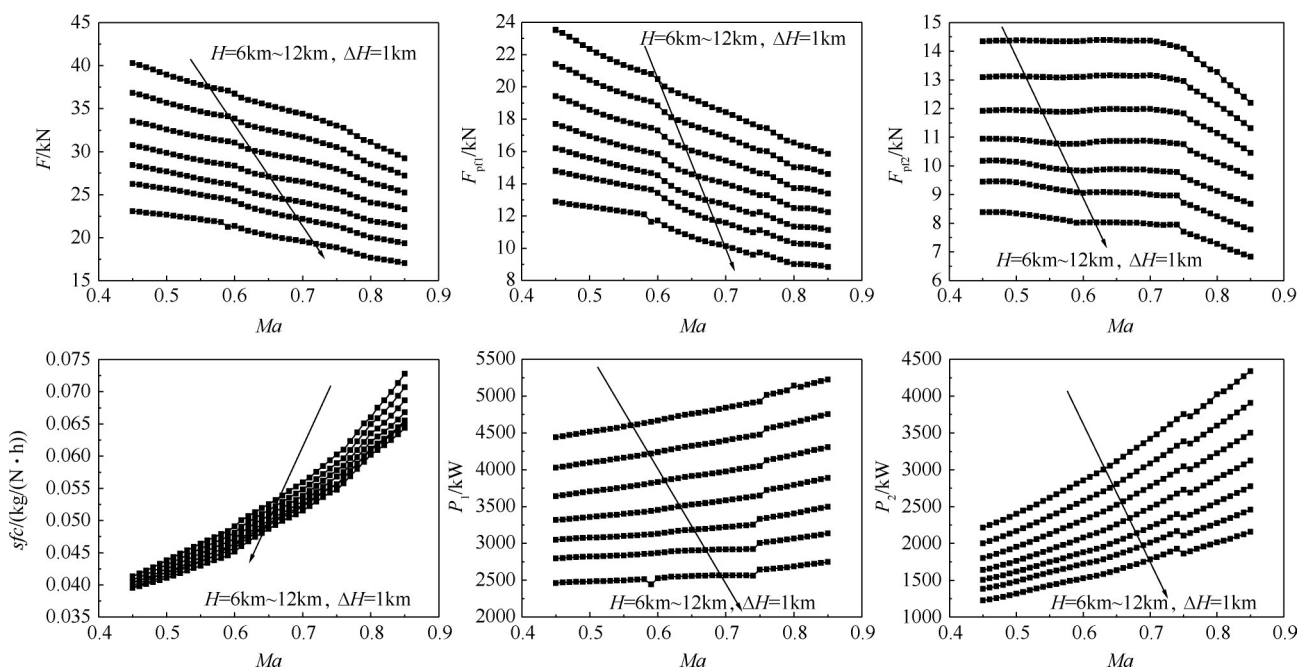


Fig. 5 Height velocity characteristics of control schedule 1

在此控制规律下的发动机高度速度特性计算结果见图7。

如图7所示,发动机性能参数随高度、速度的变化趋势与采用 N_{LC}, N_1, β_2 控制规律的计算结果相同;在前后桨距角突然增大的情况下,相应的桨的功率与推力都明显下降,发动机耗油率与总推力也呈现了明显的阶跃。

燃气发生器被控参数选择 N_{LC} ,选取减速器、桨扇中5个被控参数中的任意2个,通过计算,得出本模

型的控制规律适用性如下。

如表2所示,在燃气发生器被控参数均为风扇百分比转速 N_{LC} 时,其余控制参数为 $N_{FT}, N_1, N_2, \beta_1, \beta_2$ 中的任意两个,共10种三变量控制规律,本模型均能采用这些控制规律完成性能计算。由于减速器、桨扇的性能计算仅与自由涡轮的转速与输出功率有关,与燃气发生器无直接气动联系,因此,无论燃气发生器的控制参数为 N_{HC}, T_4 等参数中的任何一个,本模型都能够实现计算。

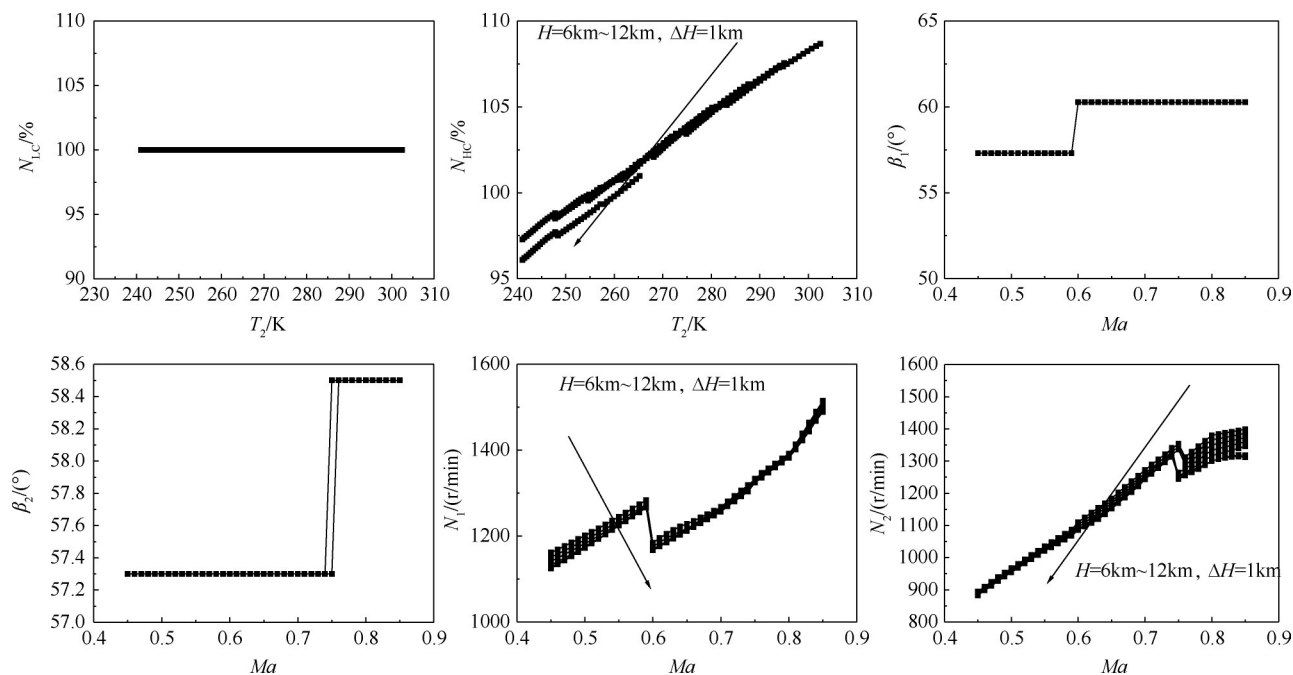


Fig. 6 Control schedule 2: N_{LC}, β_1, β_2 are controlled

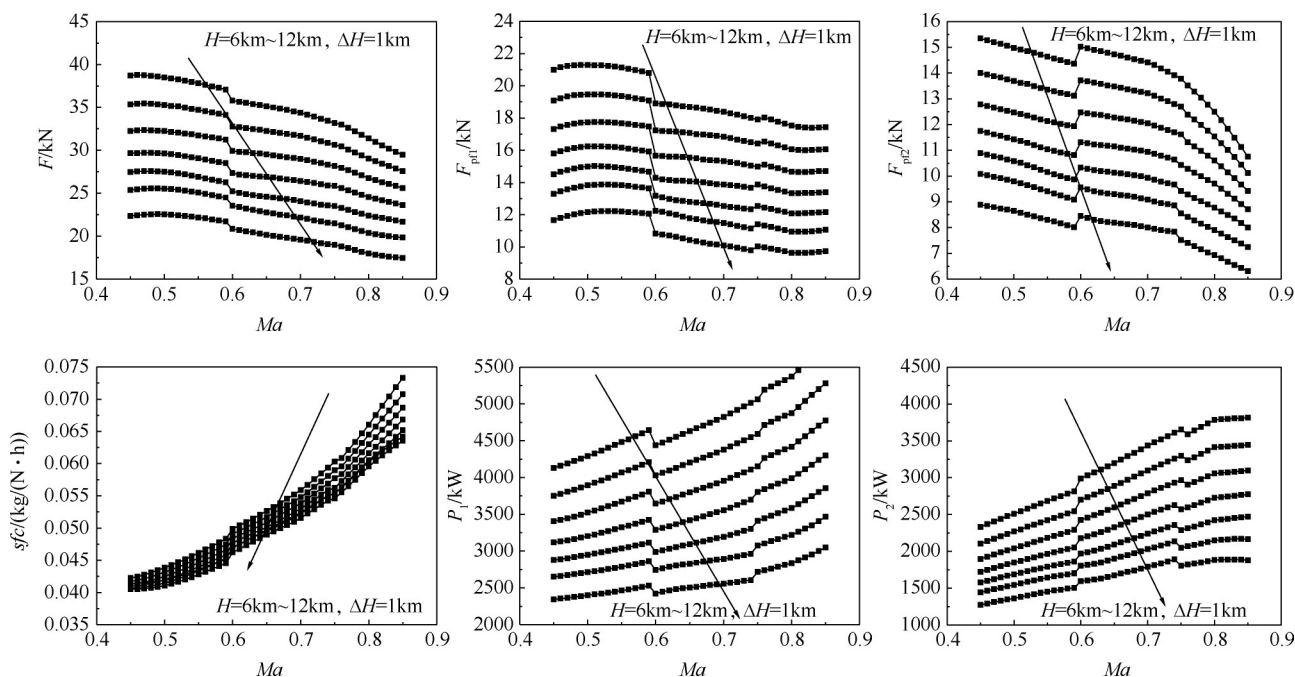


Fig. 7 Height velocity characteristics of control schedule 2

Table 2 Applicability of performance model with variable control schedule

Controlled parameter			Suitable or not
N_{LC}	N_{FT}	N_1	Suitable
N_{LC}	N_{FT}	N_2	Suitable
N_{LC}	N_{FT}	β_1	Suitable
N_{LC}	N_{FT}	β_2	Suitable
N_{LC}	N_1	N_2	Suitable
N_{LC}	N_1	β_1	Suitable
N_{LC}	N_1	β_2	Suitable
N_{LC}	N_2	β_1	Suitable
N_{LC}	N_2	β_2	Suitable
N_{LC}	β_1	β_2	Suitable

4 结 论

通过本文的计算分析,可以得出以下结论:

(1)SR-3 桨扇特性速域较宽,特性点密集,适宜用于桨扇发动机总体性能计算,结合考虑桨距角的三元特性插值方法可以在控制规律设计中选择桨距角作为被控参数。

(2)桨距角是重要的调节参数,其变化不仅影响相应桨的转速及性能,还会影响减速器及燃气发生器工作状态,从而影响发动机整机性能,但变化最明显的仍然是对应桨的转速与性能参数。

(3)所建立的发动机总体性能模型具有良好的适用性。在从燃气发生器中高低压转子转速,高压涡轮前温度等参数中选定一个被控参数的情况下,再从前后桨桨距角、前后桨转速或自由涡轮转速中选取两个被控参数,共组合形成的 10 种三变量控制规律均能在本模型中完成计算。

参考文献:

[1] William E S, Jay E T, John A V. Large-Scale Advanced Prop-Fan (LAP) Blade Design[R]. NASA-CR-174790, 2000.

[2] Mikkelsen D C, Blaha B J, Mitchell G A, et al. Design and Performance of Energy Efficient Propellers for Mach 0.8 Cruise[R]. NASA-TM-73612, 1977.

[3] Mitchell G A. Experimental Aerodynamic Performance of Advanced 40°-Swept 10-Blade Propeller Model at Mach 0.6 to 0.85[R]. NASA-TM-88969, 1988.

[4] Jeracki R J, Mikkelsen D C, Blaha B J. Wind Tunnel

Performance of Four Energy Efficient Propellers Designed for Mach 0.8 Cruise [R]. NASA-TM-79124, 1979.

[5] Smith A F, Brooks B M. Dynamic Response and Stability of a Composite Prop-Fan Model [R]. NASA-CR-179528, 1986.

[6] Chandrasekaran B. Method for the Prediction of the Installation Aerodynamics of a Propfan at Subsonic Speeds: User Manual [R]. NASA-CR-178057, 1986.

[7] 严成忠. 绿色动力:开式转子航空发动机[J]. 航空科学技术, 2013, 25(1):6-12.

[8] 强十思. 桨扇发动机及其在巡航导弹上的应用[J]. 推进技术, 1992, 13(6): 19-25. (QIANG Shi-si. Propfan and Its Application in Cruise Missiles [J]. Journal of Propulsion Technology, 1992, 13(6): 19-25.)

[9] 刘菊艳. 先进桨扇发动机巡航导弹[J]. 飞航导弹, 1991, (8): 1-6.

[10] 胡晓煜. A320/B737 客机 2020 年后换代, 开式转子发动机显露希望[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2009, 22(3): 60-62.

[11] Bellocq P, Sethi V, Cerasi L, et al. Advanced Open Rotor Performance Modelling for Multidisciplinary Optimization Assessments [C]. Glasgow: ASME Turbo Expo 2010: Power for Land, Sea, and Air, 2010.

[12] 孙立业, 朱大明. 桨扇发动机性能仿真建模与初步分析[J]. 航空科学技术, 2011, 23(5): 25-27.

[13] 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.

[14] 王逸维, 黄向华. 拉力式对转桨扇发动机的建模与性能评估[J]. 推进技术, 2018, 39(2):241-250. (WANG Yi-wei, HUANG Xiang-hua. Modeling and Performance Estimate of Pull Type Propfan Engine [J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(2):241-250.)

[15] 张 帅, 余雄庆. 面向飞机总体设计的开式转子发动机分析模型[J]. 航空动力学报, 2012, 27(8):1801-1808.

[16] Stefko G, Jeracki R. Porous Wind Tunnel Corrections for Counter-Rotation Propeller Testing [R]. AIAA 88-2055.

[17] 单 鹏. 对转螺旋桨/桨扇差动行星齿轮机构动力学设计方法与分析[J]. 航空动力学报, 2017, 32(4): 1012-1017.

[18] Rohrbach C, Metzger F B, Black D M, et, al. Evaluation of Wind Tunnel Performance Testings of an Advanced 45° Swept 8-Bladed Propeller at Mach Numbers from 0.45 to 0.85[R]. NASA-CR-3505, 1982.

(编辑:梅 瑛)