

基于非线性模型预测的航空发动机性能 寻优控制

郑前钢¹, 金崇文², 项德威³

- (1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;
2. 中国商用飞机有限责任公司 上海飞机设计研究院, 上海 201210;
3. 上海华模科技有限公司, 上海 201315)

摘 要: 提出一种基于非线性模型预测的航空发动机性能寻优控制方法, 以提升性能寻优控制的响应速度。基于风扇进口温度插值的复合推进系统动态模型建模方法建立全包线机载预测模型, 以实时估计发动机性能参数及有限时域内的未来输出; 基于非线性模型预测控制方法, 将最大推力模式、最小油耗模式、最低涡轮温度模式 3 种性能寻优控制模式转化为实时动态性能寻优问题, 并设计相应实时控制的性能指标, 提升发动机响应速度。仿真结果表明: 相比于传统方法, 所提出方法建立的机载模型在 3 种性能寻优控制模式下有较好的控制效果且响应速度提升 0.5~5 s, 在高空巡航工作点, 最大推力模式下推力提高 19.8%, 最小耗油模式下耗油率下降 3.12%, 最低涡轮前温度模式下涡轮前温度下降 17 K, 验证了控制方法的有效性。

关 键 词: 航空发动机控制; 非线性模型预测控制; 性能寻优控制; 复合推进系统动态模型; 机载模型
中图分类号: V233.7 **文献标志码:** A

Performance seeking control of aero-engine based on nonlinear model prediction

ZHENG Qiangang¹, JIN Chongwen², XIANG Dewei³

- (1. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Shanghai Aircraft Design and Research Institute,
Commercial Aircraft Corporation of China, Limited, Shanghai 201210, China;
3. China Simulation Sciences Company Limited, Shanghai 201315, China)

Abstract: To improve the response speed of aero-engine performance seeking control, an aero-engine performance seeking control method based on nonlinear model prediction control was proposed. The full envelope interpolation compact propulsion system dynamic model was used as the on-board model to estimate the engine performance parameters and the future outputs of the limited time domain. With the nonlinear model prediction control method, three typical performance seeking control modes, i.e.: the maximum thrust mode, the minimum fuel consumption mode and the minimum turbine temperature mode were changed into real-time performance seeking, and corresponding real-time control performance

收稿日期: 2021-06-08

基金项目: 国家自然科学基金(51906102, 52176009); 国家科技重大专项(J2019-II-0009-0053, J2019-I-0020-0019, 2019-III-0014-0058);
先进航空动力创新工作站项目(HKCX2020-02-022, HKCX2020-02-027);
南京航空航天大学前瞻布局科研专项(ILA220341A22, ILA220371A22)

作者简介: 郑前钢(1990—), 男, 副研究员、硕士生导师, 博士, 研究领域为航空发动机控制。E-mail: zhqg@nuaa.edu.cn

引用格式: 郑前钢, 金崇文, 项德威. 基于非线性模型预测的航空发动机性能寻优控制[J]. 航空动力学报, 2023, 38(6): 1525-1536. ZHENG Qiangang, JIN Chongwen, XIANG Dewei. Performance seeking control of aero-engine based on nonlinear model prediction[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(6): 1525-1536.

indexes were designed to improve engine response speed. The simulation results showed that compared with the traditional method, the proposed control method had better control effect under three performance optimization control modes, and the response speed increased from 0.5 s to 5 s. At the high altitude cruising working point the thrust of the maximum thrust mode increased by 19.8%; the fuel consumption rate of the minimum fuel consumption mode dropped by 3.12%; the temperature of the minimum turbine temperature mode dropped by 17 K, helping to verify the effectiveness of the control method.

Keywords: aero-engine control; nonlinear model predictive control; performance seeking control; composite propulsion system dynamic model; on-board model

随着全权限数字电子控制系统的发展以及多变量控制的日益成熟,性能寻优控制(performance seeking control, PSC)在 20 世纪 80 年代被美国国家航空航天局列为了航空发动机先进控制技术之一,目的是提升/优化飞机和推进系统的准稳态性能^[1-2]。性能寻优控制要求在不同的飞行任务段采用不同的控制模式,在飞机爬升或加速工作状态时,采用最大推力模式,为飞机提供最大有效推力,以实现最快爬升或加速^[3];在巡航工作状态时采用最小油耗模式,在保证推力不变的同时减小油耗,增加航程^[4];采用最低涡轮前温度模式,在保证发动机性能的情况下,可以保护涡轮叶片,增加发动机寿命^[5]。

20 世纪 90 年代,美国 NASA 基于 PSC 进行了大量的研究^[6-8]及飞行试验^[1,9-12]。试验结果表明在亚声速飞行状态发动机在基于 PSC 控制模式下推力提高 15%,降低涡轮前进口温度达 50 K,可降低单位耗油率 1%~2%^[9-10];超声速飞行试验结果表明在超声速飞行状态发动机基于 PSC 控制模式下推力提高 9%,降低涡轮前进口温度达 48 K,降低单位耗油率约 8%^[1,11-12]。进入 21 世纪,国内也逐渐开始进行航空发动机性能寻优控制相关研究。袁春飞等^[13]将线性规划应用于 PSC,试验结果表明推力增加 9%,耗油率降低 1.5%。朱之丽等^[14]采用综合优化方法改善了变几何涡扇发动机推进系统的性能,提高了飞机的作战能力。文献^[15-16]提出用非线性序列二次规划(sequential quadratic programming, SQP)算法提高了优化效果。朱玉斌等^[17]针对收敛于局部极小值的问题和非线性方法计算量大的问题提出了基于 LP(linear programming)和 MAPS(model-assisted pattern search)混合优化方法,结果表明该方法可减少计算量。任新宇等^[18]采用序列线性规划的方法进行包括进气道和发动机在内的推进系统的性能寻优,并进行了硬件在回路仿真试验。王健康等^[19]提出

了一种通过相似理论建立了发动机复合稳态模型,该方法实现在保证优化效果前提下提高发动机在线性能寻优的实时性。孙丰勇等^[20]提出采用进气道放气,风扇与压气机导叶角,燃油流量,尾喷管喉道面积五变量优化方案,进一步提高了性能优化的效果。王元等^[21]提出一种分散迁移优化算法(DMOM),该算法具有良好的全局寻优能力,验证表明该算法相比于其他优化算法具有更强的跳出局部最优的能力。杨旦旦^[22]基于 Fibonacci 搜索方法对涡喷发动机总体计算模型进行 3 种典型的性能寻优。彭靖波等^[23]提出了一种改进遗传算法与可变容差算法相结合的在线分层优化算法,克服遗传算法收敛速度慢的问题。聂友伟等^[24]提出了一种基于序列二次约束二次规划算法的性能寻优控制算法,从而减少算法的迭代次数。李勇等^[25]提出了一种基于遗传算法-序列二次规划优化算法,由于该算法的优化控制无需人为设置初始解,在保证优化控制效果的前提下大幅提高了优化实时性。

传统的性能寻优控制结构如图 1 所示。飞行员通过飞行控制器给出飞行指令,性能寻优控制器需判断发动机是否处于稳定的工作状态,基于机载稳态模型以及发动机与飞机传感器得到的数据进行非实时优化计算,待优化计算完毕,进而修改控制指令,将发动机的工作状态由一个稳态工作点过渡至另一个稳态工作点。传统性能寻优控制为准稳态优化,优化耗时较长,导致发动机响应滞后。图中 HIDEDEC 为高度综合数字电子控制。

因此,本文提出基于非线性模型预测的航空发动机性能寻优预测控制方法,将上述 3 种性能寻优控制模式转化为实时动态性能寻优问题,通过模型预测控制的思路,将性能寻优的性能指标设计为适合于实时控制的形式,在满足约束条件的情况下,每一个控制周期内都计算得到最优的控制量,以克服传统性能寻优控制响应滞后问题。

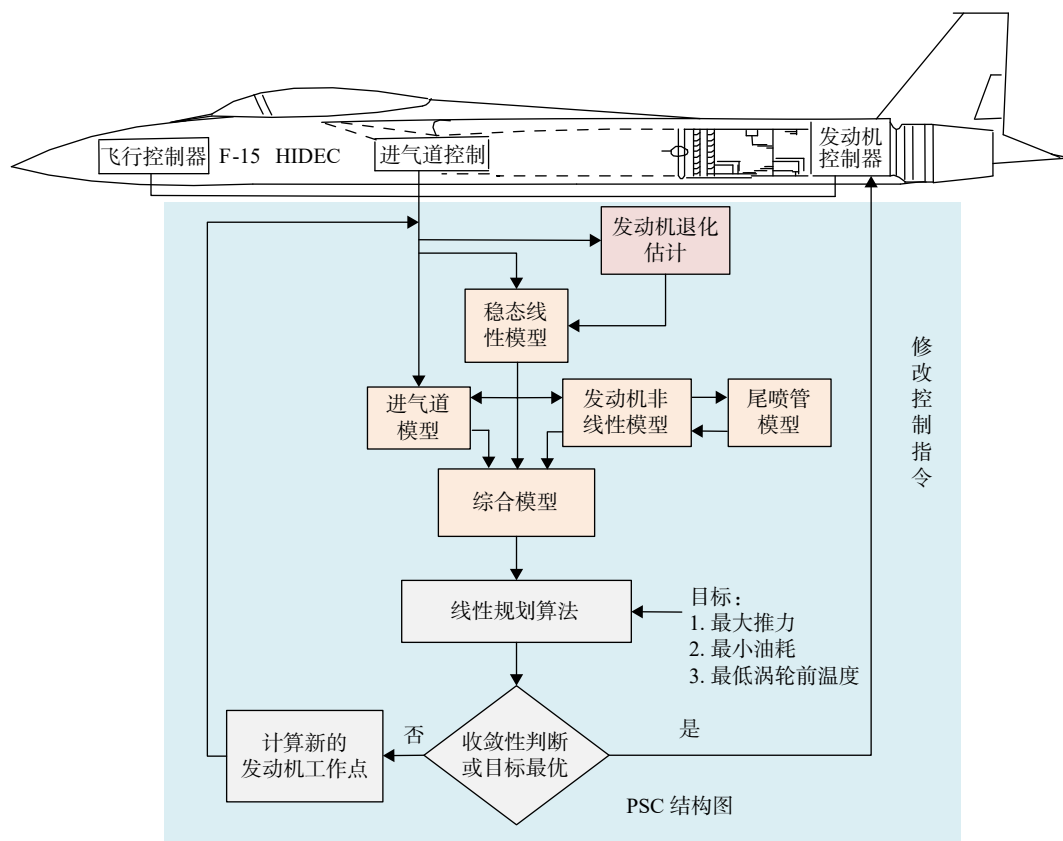


图1 传统的PSC结构

Fig. 1 Traditional PSC structure

1 预测模型

复合推进系统模型基于物理机理和分段线性插值相融合进行建模。其主要由卡尔曼滤波器、进气道模型、核心机模型、尾喷管模型以及非线性模型组成。复合推进系统动态模型结构如图2所示。卡尔曼滤波器通过将发动机部件的退化因子添加到状态变量中,根据发动机可测参数的偏离量,在线估计出发动机各部件的退化量。基于物理方程建立进气道、尾喷管等非线性模型;基于分段线性化方法建立核心机模型。

复合推进系统动态模型的详细建模方法在文

献[26]中已经进行详细说明,这里提出基于风扇进口总温 T_{12} 插值的复合推进系统动态模型建模方法,以建立全包线机载预测模型。

由于航空发动机核心机部分的工作状态代表发动机的工作状态,因此核心机模型的建立需要基于一定数量的基点数据。根据高空工作点实际工作数据可以发现,传统基于相似准则推广至飞行包线的方法仅仅在小范围内具有较好的精度,而在高空工作点,折合推力的精度出现大幅下降,无法准确估计耗油率、喘振裕度等当前一些工作参数,从而对推力等性能控制以及优化控制产

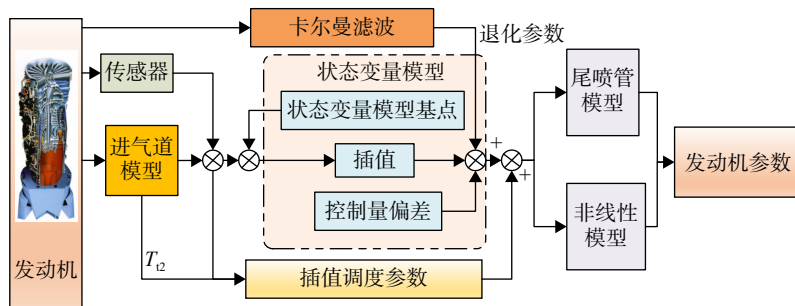


图2 复合推进系统动态模型结构

Fig. 2 Structure of compact propulsion system dynamic model

生不小的影响。因此,需要通过采集更多的基点以建立更为精确的全包线模型。

事实上,航空发动机热力学模型中,热力学参数如比定压热容 c_p , 绝热指数 k 等实际上是与温度相关的函数,下标 i 表示发动机不同截面,即可以把绝热指数 k 写成如下形式:

$$k_i = f_{cp}(T_i) \quad (1)$$

而温度 T_i 可以写成如下形式:

$$T_i = T_{i,cor} T_{t2} \quad (2)$$

其中 $T_{i,cor}$ 为折合温度。

因此,绝热指数可以写成如下形式:

$$k_i = f_{cp}(T_{i,cor}, T_{t2}) \quad (3)$$

由式(3)可知, T_{t2} 变化会引起绝热指数的变化,而绝热指数的变化会引起热力学循环的变化。因此,随着 T_{t2} 变化,发动机状态参数的精度可能会随之下降。同时也可得出当 T_{t2} 变化很小时,发动机状态参数则可以保证较高的精度。故可以依次在几条不同的等温度线上选择一个点对发动机工作状态进行采集,从而得到相应的 T_{t2} 下的一组基点参数。图 3 为等 T_{t2} 温度线图,图中 H 为高度, Ma 为马赫数。

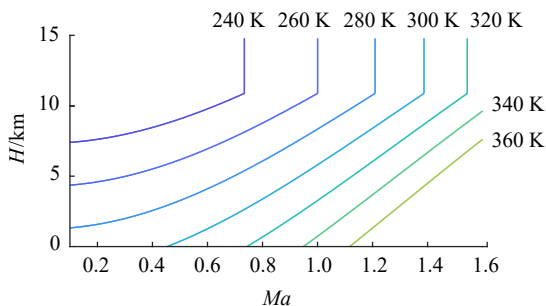


图 3 等 T_{t2} 温度线图

Fig. 3 Temperature contour of T_{t2}

小涵道比涡扇发动机的工作包线内的 T_{t2} 范围大约为 250~400 K,为了保证机载模型在包线范围内具有较高的精度,因此选取包括典型地面工作点在内的 10 个典型工作点进行基点数据采集。除了典型地面工作点,分别选择了高空亚声速巡航工作点以及高空超声速巡航工作点,选取的原则为 1,航空发动机典型工作点 2,保证风扇进口截面总温较为均匀地分布在包线内。该 10 个典型工作点如表 1 所示。

如图 4 所示,当发动机工作点落在典型工作点的等 T_{t2} 温度线上时,其直接通过相似变换得到折合参数转换至该等温线上的基点处,由于等温

表 1 10 个典型工作点

Table 1 Ten typical working points

高度 H/km	马赫数 Ma	风扇进口总温 T_{t2}/K
0	0	288.15
9	0.8	259.045 2
9	0.9	266.853 3
9	0.99	274.666 0
9	1.05	280.287 8
9	1.2	295.789 2
9	1.3	307.271 7
9	1.4	319.672 8
9	1.6	347.230 8
9	1.9	395.457 3

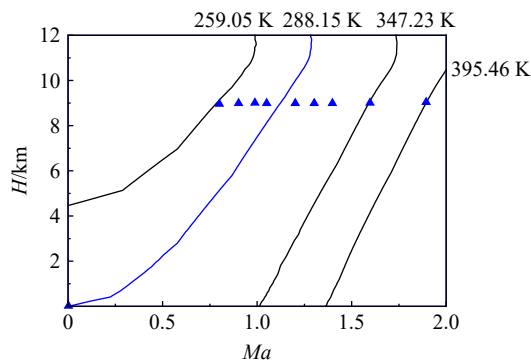


图 4 等 T_{t2} 温度线上的典型工作点

Fig. 4 Typical working points in the temperature contour of T_{t2}

度线上的热力学参数变化很小,因此在一定程度上保证了模型的精度;当发动机工作点落在典型工作点的等 T_{t2} 温度线外时,搜索相邻的两条等温度线,以及相应温度线上的基点数据,对 T_{t2} 、 P_{t3} 、 P_{t6} 进行三维插值,插值方法为线性插值。

2 基于模型预测的性能寻优控制原理

鉴于发动机的工作范围之广,工作状态变化之大,同时需要保证发动机在最恶劣的工作点都能够安全稳定地运行,传统航空发动机控制系统在设计时往往会保留较大的安全裕度,这使得发动机在很多非恶劣工作点、飞行任务段下无法充分发挥性能。因此,根据飞机/发动机综合控制要求并参考美国国家航空航天局(NASA)的研究方向,研究对象为 3 种典型性能寻优控制模式。由于发动机本身具有很强的非线性,性能寻优控制中的控制目标和参数的非线性度更高,采用传统的线性预测控制方法可能会大打折扣,因此,本文采用非线性优化控制方法,控制结构如图 5 所示。图中 k 代表第 k 时刻, u 为发动机控制变量, y 为发动机输出, Y_1 为发动机约束

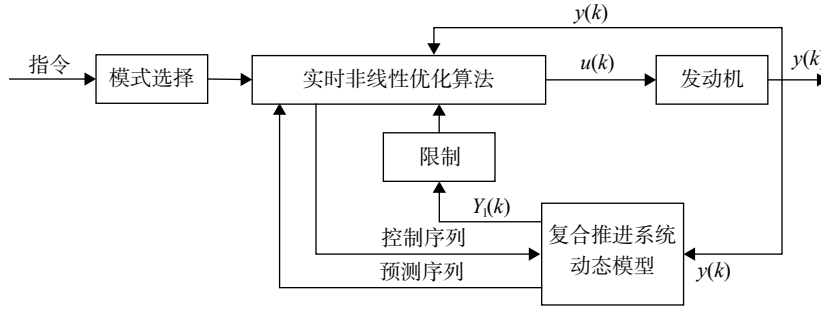


图 5 实时 PSC 结构

Fig. 5 Structure of real-time PSC

对于性能寻优 3 种典型的控制模式, 可以假设性能指标为如下形式:

$$\begin{aligned} \min_u J &= Y(u) \\ \text{s.t. } F(u) &\leq 0 \\ G(u) &= 0 \end{aligned} \quad (4)$$

根据实时控制需求, 将上述性能指标修改为如下形式:

$$\begin{aligned} \min_u J &= Y(u) + u^T R u + H(u) = \\ &= \sum_{n=1}^{N_p} k_n y_n + \sum_{j=0}^{N_u-1} u_n^T r u_n + H(u) \\ \text{s.t. } F(u) &\leq 0 \\ G(u) &= 0 \end{aligned} \quad (5)$$

其中 $H(u)$ 为相关惩罚项, n 表示控制周期。

2.1 最大推力模式

飞机在爬升、水平加速等任务段需要发动机提供尽可能大的安装推力, 从而提升飞机的机动性能, 在短距离快速起飞、追击敌机、逃脱等特殊工作情况下对推力有很高的要求, 此时发动机需要在约束范围内提供潜在的最大推力。该模式下通过减小尾喷管喉道面积 A_8 提高发动机压比 E_{pr} , 增加主燃油流量 W_b 进而提高发动机推力。但与此同时, 发动机的高低压压气机的喘振裕度也会减小, 同时过高的涡轮前温度将严重影响涡轮叶片的寿命。因此, 在增加发动机推力的同时需要保证发动机满足不超温、不超转等约束条件。

在实际控制过程中, 由于执行机构的限制, 需要在约束条件中增加控制量的变化量限制。同时由于机载模型无法做到和实际发动机/发动机模型完全相同, 总是存在一定的误差, 由于该误差的存在, 使得当发动机状态接近限制边界时, 容易在限制边界线附近来回震荡, 从而引发不稳定的情况。因此, 将性能指标写作如下形式:

$$\begin{aligned} \max_u J &= K \Delta F + du^T R du = \sum_{n=1}^{N_p} k_n y_f(k+n) + \\ &= \sum_{j=0}^{N_u-1} du(k+j)^T r_n du(k+j) \end{aligned} \quad (6)$$

$$\begin{aligned} \text{s.t. } &\begin{cases} u_{\min} \leq u \leq u_{\max} \\ N_{c,\min} \leq N_c \leq N_{c,\max} \\ N_{f,\min} \leq N_f \leq N_{f,\max} \\ S_{mf} \geq S_{mf,\min} \\ S_{mc} \geq S_{mc,\min} \\ T_{t4} \leq T_{t4,\max} \end{cases} \end{aligned} \quad (7)$$

其中 $u = [W_{fb} \ A_8]$, du 为 u 的变化量, F 为推力的变化量并进行了相应的归一化。

在原来的优化指标中, 增加了控制量变化量的惩罚项, R 为可调节参数, 且为负值。该惩罚项的作用为当发动机工作状态到达限制边界线时, 减少控制量变化程度, 进而使得工作状态趋于稳定。

在此给出最大推力模式的优化原理示意图, 如图 6 所示。发动机工作点往往位于距离喘振边界线、涡轮温度限制边界线以及转子转速边界线有一定距离的安全工作点上, 此时需要增加燃油质量流量 W_{fb} , 减小尾喷管喉道面积 A_8 , 发动机工作点逐渐靠近各

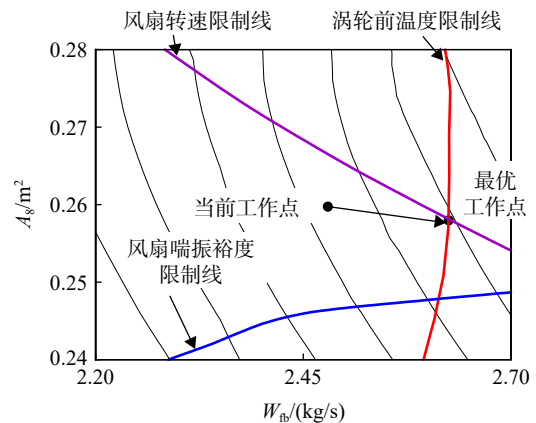


图 6 最大推力模式原理示意图

Fig. 6 Schematic diagram of maximum thrust mode principle

限制边界线。根据本文的模型数据与各边界线的设定,发动机若从地面 $H=0, Ma=0$ 设计点出发,将首先触碰涡轮温度 T_{t4} 限制线,后沿着该限制线逐渐靠近低压压气机喘振裕度限制线,最终达到涡轮温度限制线与低压压气机喘振裕度限制线的交点处,此时到达满足各约束条件的推力最大工作点。当然,对于其他工作点而言,其推力最大工作点未必为涡轮温度限制线与喘振裕度限制线的交点处,可能为其他约束边界线的交点处,也可能在某一边界线上或未达到约束边界。

2.2 最小耗油模式

在飞机处于巡航状态时,最小耗油模式需保

$$\min_u KS_{fc} + du^T Rdu + P\Delta F^2 = \sum_{n=1}^{N_p} k_n y_{S_{fc}}(k+n) + \sum_{j=0}^{N_u-1} du_j^T(k+j) + \sum_{n=1}^{N_p} p_1 [-\min\{y_f(k+n) - y_{f,\min}(k+n), 0\}]^T [-\min\{y_f(k+n) - y_{f,\min}(k+n), 0\}] + \sum_{n=1}^{N_p} p_2 [\max\{y_f(k+n) - y_{f,\max}(k+n), 0\}]^T [\max\{y_f(k+n) - y_{f,\max}(k+n), 0\}] \quad (8)$$

$$\text{s.t.} \begin{cases} F_{\text{initial}} - \Delta F_{\text{max}} \leq F \leq F_{\text{initial}} + \Delta F_{\text{max}} \\ u_{\min} \leq u \leq u_{\max} \\ du_{\min} \leq du \leq du_{\max} \\ N_{c,\min} \leq N_c \leq N_{c,\max} \\ N_{f,\min} \leq N_f \leq N_{f,\max} \\ S_{mf} \geq S_{mf,\min} \\ S_{mc} \geq S_{mc,\min} \\ T_{t4} \leq T_{t4,\max} \end{cases} \quad (9)$$

其中 ΔF_{max} 为最大允许推力变化量; $u = [W_{b0} \ A_8]$ 。

如式(9)所示,在性能指标中加入控制量变化量的惩罚项与推力偏移量的惩罚项。加入控制量变化量惩罚项以保证控制过程最终趋于稳定,当耗油率无法进一步减小时,为了使得性能指标进一步减小,从而减小控制量的变化量以保证控制过程最终趋于稳定状态。由于实际过程中很难保证发动机的推力保持不变,因此设置了推力偏移量的最大值,从而形成以初始推力为中心的推力带,为了使得发动机推力的变化尽量小,增加推力偏移量的惩罚项,使得发动机推力的变化尽量小。

图 7 为最小油耗模式的寻优路径。从图中可以看出该模式下为了保持发动机的推力不变,优化路径需要严格沿等推力线进行,根据实际情况,其优化路径可以沿着指定的允许推力带,到达相应全局最优点。约束边界的交点通常不会是全球最优点,全局最优点往往是在控制量可行域内的耗油率全局最低点,也就是说,在最小油耗模

证发动机推力在优化前后保持恒定以维持飞机的巡航状态。

由于本章的以主燃油流量 W_{b0} 与尾喷管喉道截面面积 A_8 作为主要控制变量,因此讨论在该模式下 A_8 对优化结果的影响,在其他变量保持不变的情况下,增加 A_8 将使得发动机的压比 E_{pr} 减小, E_{pr} 减小会导致推力有一定的减小,同时增大 A_8 又可以增加发动机进口空气换算流量,以保证发动机推力恒定。

同样的,实时动态优化问题仅由该性能指标与约束条件无法保证发动机的稳定控制,因此,该优化问题仍需要进行如下修改:

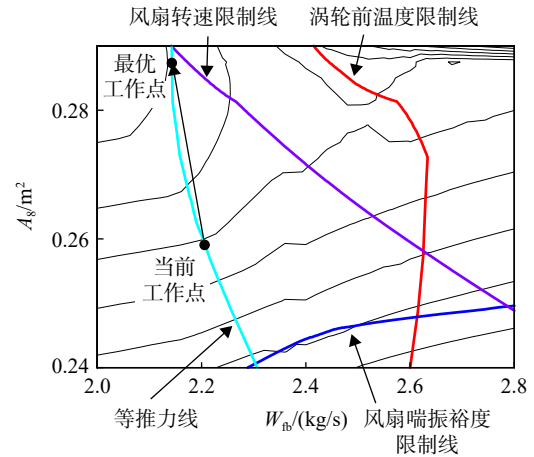


图 7 最小耗油模式原理示意图

Fig. 7 Schematic diagram of minimum fuel consumption mode

式的优化路径上并不容易触碰约束边界,即除了推力约束边界,其余约束边界往往不起作用^[27]。

2.3 最低涡轮温度模式

涡轮的第一级静子叶片是发动机温度最高的部件之一,因此,涡轮叶片寿命是决定涡轮工作寿命的关键因素之一。该模式的目的在于保证发动机推力恒定的前提下降低涡轮前温度,从而延长涡轮的寿命。影响涡轮前温度的主要因素为主燃油流量 W_{b0} ,降低燃油流量,可以使得涡轮前温度降低,但同时导致推力减小,通过增大尾喷管面积 A_8 ,可以某种程度上抵消推力的减小,可以看出最低涡轮温度模式和最小耗油率模式有着相似优化的过程。同样的,由于需要保证发动机控

制系统的稳定, 需要将该优化问题修改为以下形式:

$$\begin{aligned} \min_u T_{41} + du^T R du + P \Delta F^2 = & \sum_{n=1}^{N_p} k_n y_{T_{41}}(k+n) + \sum_{j=0}^{N_u-1} du_j^T(k+j) r_j du_j(k+j) + \sum_{n=1}^{N_p} p_1 [-\min\{y_f(k+n) - \\ & y_{f,\min}(k+n), 0\}]^T [-\min\{y_f(k+n) - y_{f,\min}(k+n), 0\}] + \sum_{n=1}^{N_p} p_2 [\max\{y_f(k+n) - y_{f,\max}(k+n), 0\}]^T \cdot \\ & [\max\{y_f(k+n) - y_{f,\max}(k+n), 0\}] \end{aligned} \quad (10)$$

$$\text{s.t.} \begin{cases} F_{\text{initial}} - \Delta F_{\text{max}} \leq F \leq F_{\text{initial}} + \Delta F_{\text{max}} \\ u_{\min} \leq u \leq u_{\max} \\ du_{\min} \leq du \leq du_{\max} \\ N_{c,\min} \leq N_c \leq N_{c,\max} \\ N_{f,\min} \leq N_f \leq N_{f,\max} \\ S_{mf} \geq S_{mf,\min} \\ S_{mc} \geq S_{mc,\min} \end{cases} \quad (11)$$

其中 ΔF_{max} 为最大允许推力变化量; $u = [W_{fb} \ A_8]$ 。优化的原理与最小油耗模式非常接近, 因此不多加赘述。图 8 为某典型工况下的发动机最低涡轮温度寻优路径图。

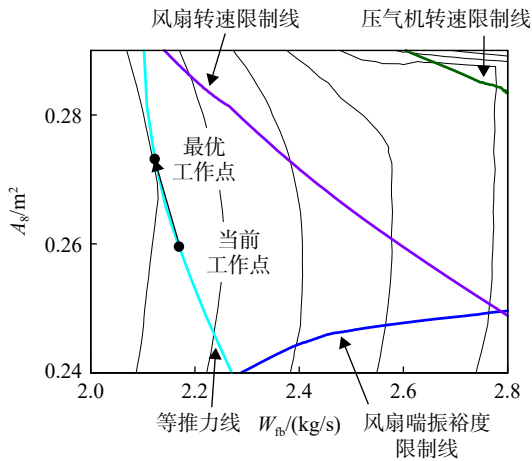


图 8 最低涡轮温度原理示意图

Fig. 8 Schematic diagram of minimum turbine temperature principle

3 仿真分析

性能寻优控制是基于模型的控制方法, 采用复合推进系统动态模型作为寻优模型, 寻优算法采用非线性规划算法序列二次规划(SQP), SQP 算法针对中小型非线性规划问题, 具有收敛性好、计算效率高、边界搜索能力强的特点, 适合于动态寻优控制。寻优变量为 W_{fb} 和 A_8 , 寻优模式分别为最大推力模式、最小油耗模式和最低涡轮前温度模式等 3 种经典模式。

为了突出动态寻优控制的优势, 本文与传统性能寻优控制方法进行对比, 通过线性规划的方

法得到优化后的控制指令, 闭环回路的控制律为 PI 控制。本文模型在 Windows 10 家庭中文版的操作系统环境中运行, CPU 是主频为 2.80 GHz 的 Intel(R) Core(TM) i5-8400, 内存为 8 G, 运行软件为 MATLAB2015b。

性能寻优控制需要满足相应的约束条件限制, 包括控制变量以及发动机各个参数, 具体约束条件如表 2 所示, 其中 N_f 和 N_c 分别为风扇转速和压气机转速, S_{mf} 和 S_{mc} 分别为风扇喘振裕度和压气机喘振裕度, T_4 为涡轮前温度。

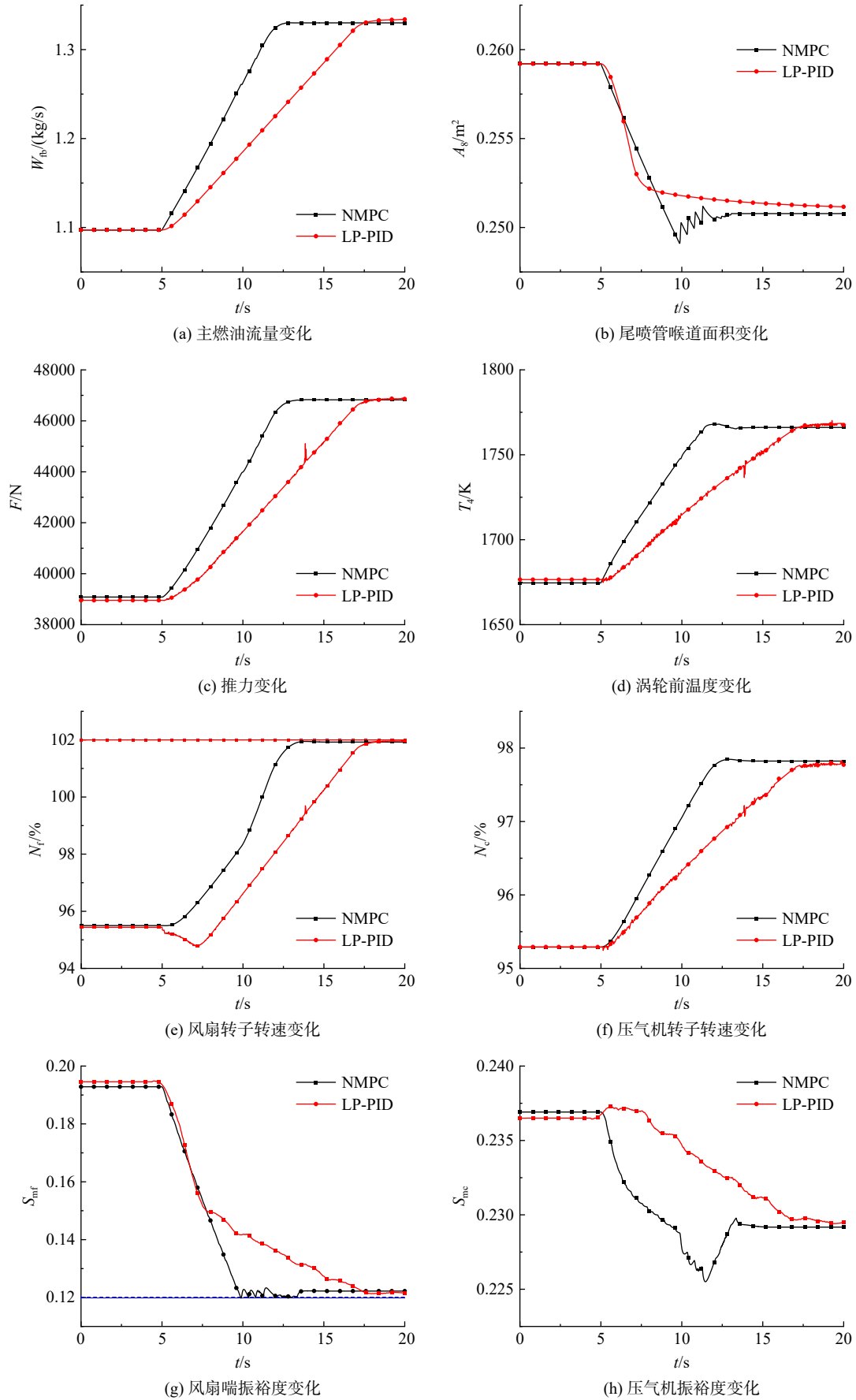
表 2 PSC 约束

Table 2 Constraints of PSC

约束变量	下约束边界	上约束边界
$W_{fb}/(\text{kg/s})$	2.8	0.45
$dW_{fb}/(\text{kg/s}^2)$	-0.02	0.02
A_8/m^2	0.24	0.32
$dA_8/(\text{m}^2/\text{s})$	-0.005	0.005
$N_f/\%$	102	102
$N_c/\%$	102	102
S_{mf}	0.12	
S_{mc}	0.12	
T_4/K		1 870

3.1 最大推力模式

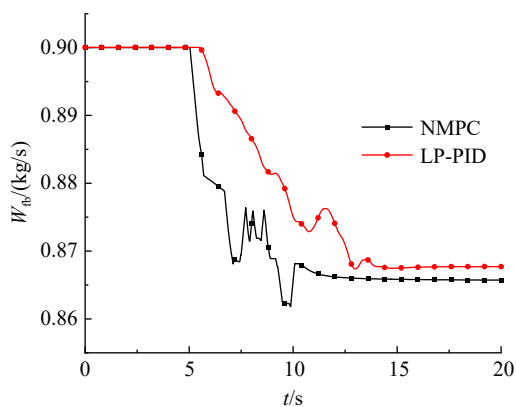
最大推力控制模式应用于飞机爬升加速过程。仿真测试在 5 s 时进入最大安装推力模式。图 9 给出了在高空巡航状态点 $H=9 \text{ km}$, $Ma=0.8$ 的动态仿真结果图, 其中 NMPC 为本文所提出的性能寻优控制方法, LP-PID 为传统的性能寻优控制方法。从图 9 中可以看出燃油流量从 1.097 kg/s 增加到了 1.33 kg/s, 尾喷管面积由 0.259 m² 减小至 0.251 m², 推力从 39 083 N 提高至 46 822 N, 提高了约 19.8%。从动态寻优过程可以看出, 发动机通过增加燃油流量并减小尾喷管喉道截面面积, 使得涡轮前温度提升, 风扇和压气机喘振裕度大幅减小, 发动机首先达到最大涡轮前温度限制线, 而尾喷管喉道截面面积不再减小, 发动机工作点沿着该限制线往喘振裕度限制边界前进, 最终到达了喘振裕度限制线和涡轮前温度限制线的交点处。

图 9 $H=9$ km, $Ma=0.8$ 最大推力仿真Fig. 9 The maximum thrust mode simulation at $H=9$ km, $Ma=0.8$

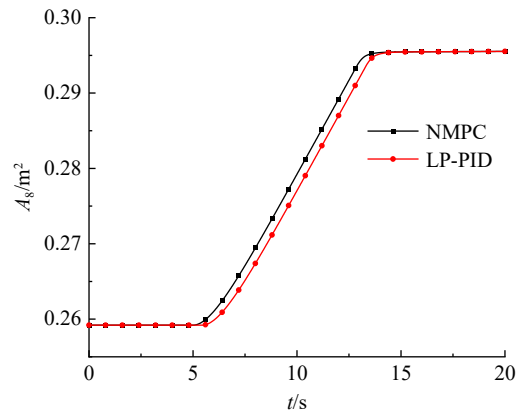
3.2 最小油耗模式

最小油耗模式常用于飞机巡航等过程, 为了保证飞行状态不发生改变, 需要保证推力保持恒定, 实际上机载模型存在一定的建模误差, 且环境存在扰动, 无法完全满足等式约束条件, 将推力限制在某个范围之内较为合理, 因此根据实际情况设定 0.7% 的推力误差带。仿真测试在 5 s 时进入最小油耗模式。图 10 给出了在高空巡航状态点 $H=9\text{ km}$, $Ma=0.8$ 的动态仿真结果图。从图

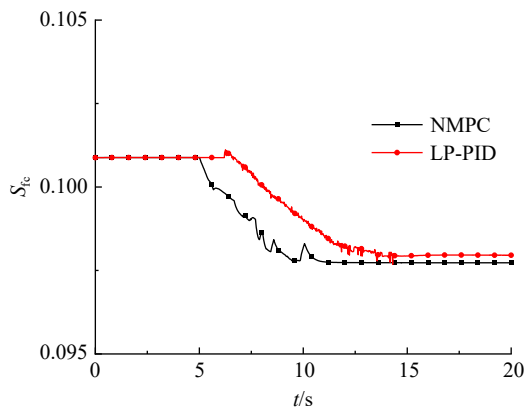
中可以看出燃油流量从 0.9 kg/s 减小到了 0.866 kg/s , 尾喷管截面面积由 0.2592 m^2 增加至 0.2957 m^2 , 耗油率减小了 3.123%, 推力降低了 0.7%。从动态寻优过程可以看出, 发动机通过大幅增大尾喷管面积, 增加空气流量, 以弥补燃油流量减小所带来的推力损失, 同时使得涡轮前温度下降, 发动机飞行工作点最终落在了推力误差带的下界。整个工作过程并未触碰其他参数限制边界, 即满足不超温、不超转、不喘振的发动机安全要求。



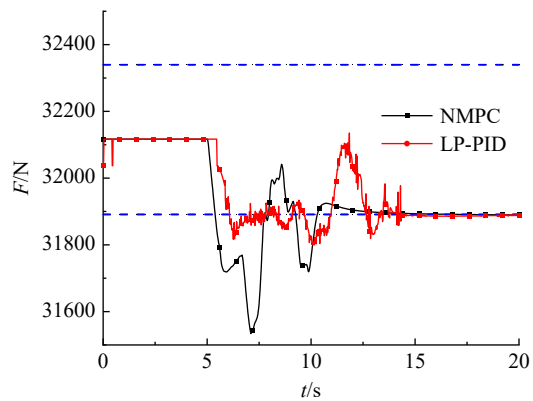
(a) 主燃油流量变化



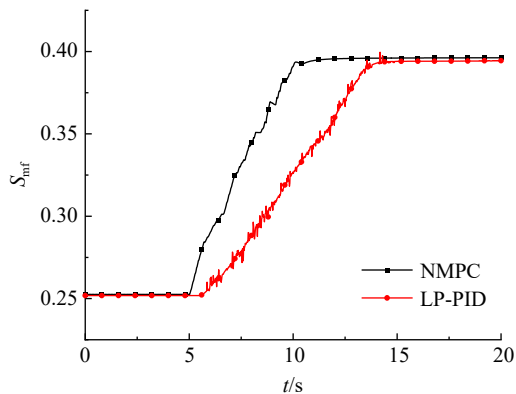
(b) 尾喷管喉道面积变化



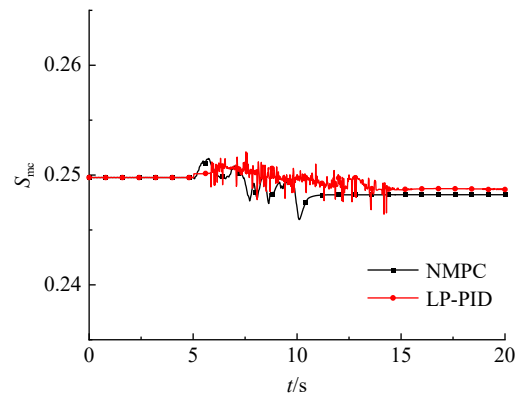
(c) 耗油率变化



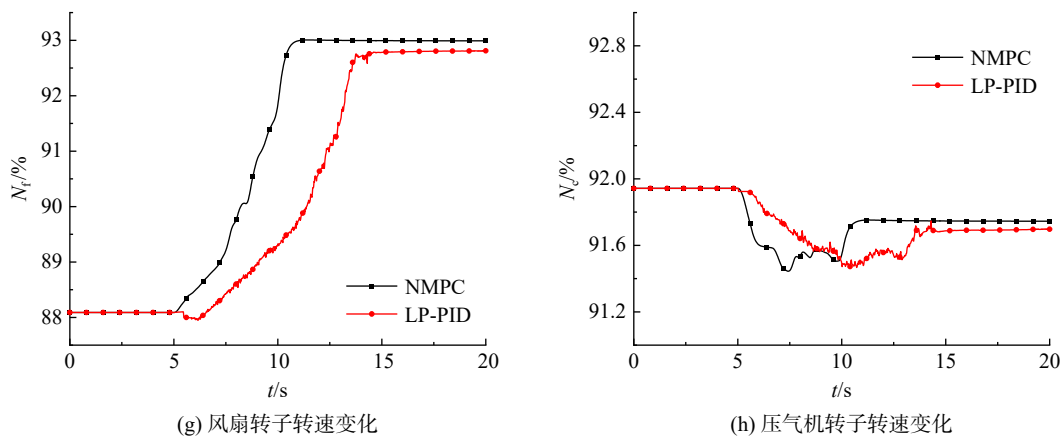
(d) 推力变化



(e) 风扇喘振裕度变化



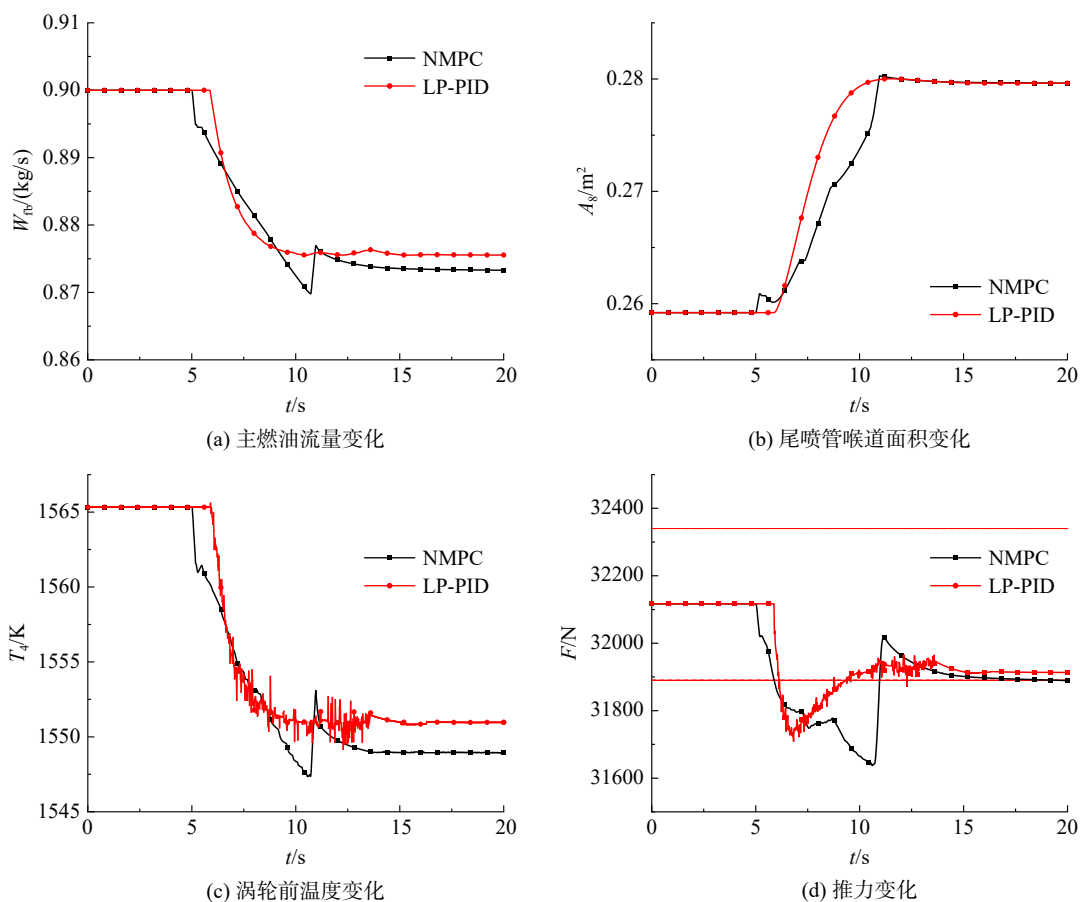
(f) 压气机喘振裕度变化

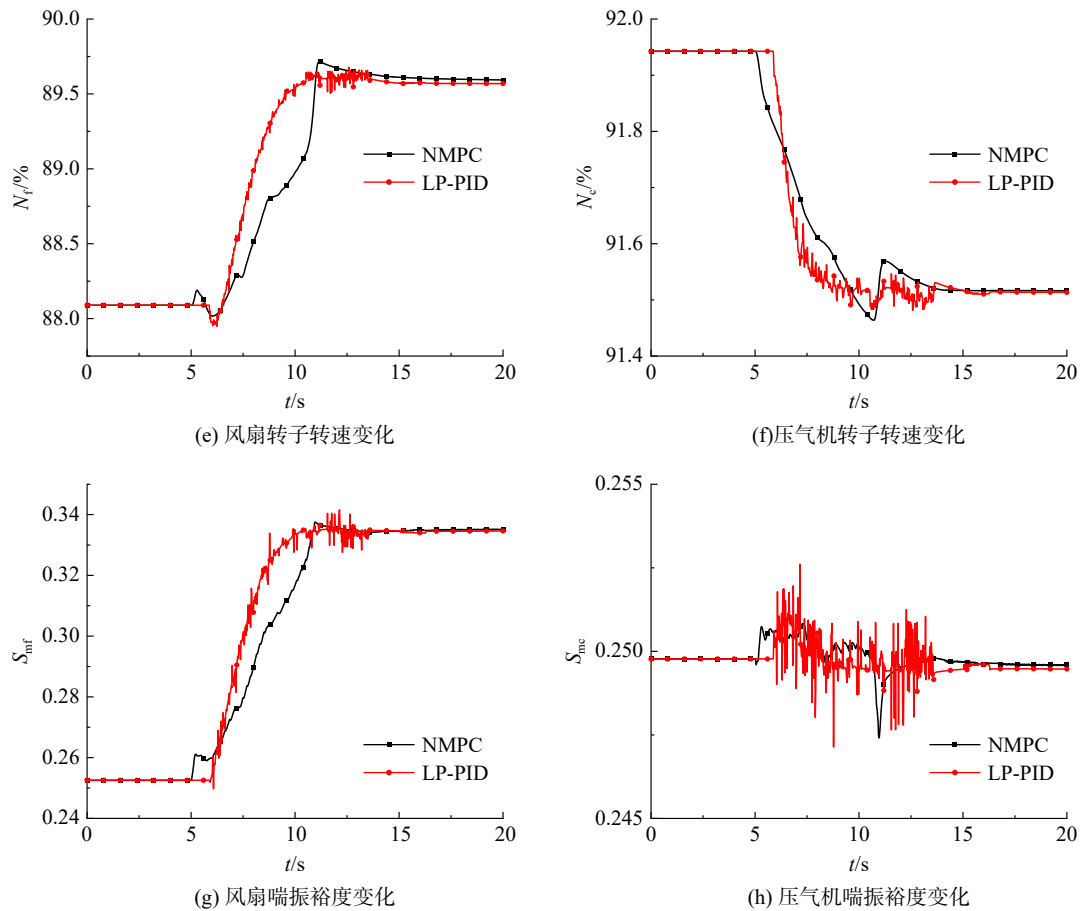
图 10 $H=9$ km, $Ma=0.8$ 最小耗油模式仿真Fig. 10 The minimum fuel consumption mode simulation at $H=9$ km, $Ma=0.8$

3.3 最低涡轮前温度模式

最低涡轮前温度模式常用于飞机巡航等过程,因此在发动机高空巡航点 $H=9$ km, $Ma=0.8$ 进行发动机最低涡轮前温度模式仿真。与最小油耗模式相同,为了保证飞行状态不发生改变,设定 0.7% 的推力误差带。仿真测试在 5 s 时进入最小油耗模式。图 11 给出了在高空巡航状态点 $H=9$ km, $Ma=0.8$ 的动态仿真结果图。从图 11 中可以看出燃油流量从 0.9 kg/s 减小到了 0.874 kg/s,

尾喷管截面面积由 0.259 2 m² 增加至 0.28 m², 涡轮前温度减小了 17 K, 推力降低了 0.72%。从动态寻优过程可以看出,最低涡轮前温度模式和最小油耗模式有着相似的控制规律与原理,由于发动机机载模型建模误差,最终工作点超出推力误差带下界 0.02%。整个工作过程并未触碰其他参数限制边界,即满足不超温、不超转、不喘振的发动机安全要求。



图 11 $H=9\text{ km}$, $Ma=0.8$ 最低涡轮前温度模式仿真Fig. 11 The minimum pre-turbine temperature mode simulation at $H=9\text{ km}$, $Ma=0.8$

4 结 论

1) 提出基于非线性模型预测的航空发动机性能寻优控制方法。建立全包线复合推进系统动态模型, 设计了3种典型的实时动态性能寻优控制, 根据不同的控制模式制定相应的性能指标, 在每一个运行周期计算得到最优的控制量, 从而实现实时性能寻优控制。其优势在于响应速度较快, 将约束条件融合于最优控制问题中, 更好地处理约束问题并发挥更好的性能。

2) 仿真结果表明, 相比于传统方法, 所提出方法在不同模式和工况下, 调节时间减小了0.5~5 s, 具有更快的响应速度。在高空巡航工作点, 3种性能寻优分别提升推力19.8%, 降低耗油率3.123%, 降低涡轮前温度17 K。验证了控制方法的有效性。

3) 本文所设计的实时性能寻优控制方法其优化求解范围较小, 容易陷入局部最优, 如最大推力模式中, 本文方法在地面工作点得到的优化控制结果并没有达到理论上的全局最优解, 仍有

提升的空间。

参考文献:

- [1] STEWART J. Integrated flight propulsion control research results using the NASA F-15 HIDECA flight research facility[R]. AIAA-1992-4106, 1992.
- [2] WURTH S, MAHONE T, HART J, et al. X-35B integrated flight propulsion control fault tolerance development[R]. AIAA-2002-6019, 2002.
- [3] ORME J S, NOBBS S G. Maximum thrust mode evaluation[R]. N95-33017, 1995.
- [4] ORME J S, NOBBS S G. Minimum fuel mode evaluation[R]. N95-33015, 1995.
- [5] ORME J S, NOBBS S G. Minimum fan turbine inlet temperature mode evaluation[R]. N95-33016, 1995.
- [6] GUO T H, LITT J. Resilient propulsion control research for the NASA integrated resilient aircraft control (IRAC) project[R]. AIAA-2007-2802, 2007.
- [7] GUO T H, LITT J. Risk management for intelligent fast engine response control[R]. AIAA-2009-1873, 2009.
- [8] CSANK J, CHIN J, MAY R, et al. Implementation of enhanced propulsion control modes for emergency flight operation[R]. AIAA-2011-1590, 2011.
- [9] GILYARD G, ORME J. Subsonic flight test evaluation of a performance seeking control algorithm on an F-15 airplane[R]. AIAA-92-

- 3743, 1992.
- [10] ORME J, GILYARD G. Subsonic flight test evaluation of a propulsion system parameter estimation process for the F100 engine[R]. AIAA-92-3745, 1992.
- [11] ORME J, GILYARD G. Preliminary supersonic flight test evaluation of performance seeking control[R]. AIAA-93-1821, 1993.
- [12] ORME J, CONNERS T. Supersonic flight test results of a performance seeking control algorithm on a NASA F-15 spacecraft[R]. AIAA-94-3210, 1994.
- [13] 袁春飞, 孙健国, 熊智, 等. 飞/推综合控制模式亚声速半物理仿真试验[J]. *推进技术*, 2003, 24(4): 353-356.
YUAN Chunfei, SUN Jianguo, XIONG Zhi, et al. Subsonic semi-physical simulation test of integrated flight/propulsion control mode [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2003, 24(4): 353-356. (in Chinese)
- [14] 朱之丽, 王晓波. 高推重比涡扇发动机性能寻优分析研究[J]. *航空动力学报*, 1999, 14(3): 260-264.
ZHU Zhili, WANG Xiaobo. Analysis and research on performance optimization of high thrust-to-weight ratio turbofan engine[J]. *Journal of Aerospace Power*, 1999, 14(3): 260-264. (in Chinese)
- [15] 何黎明, 樊丁. 利用 SQP 控制涡扇发动机加速过程的多目标最优研究[J]. *航空动力学报*, 2001, 16(2): 179-181.
HE Liming, FAN Ding. Multi-objective optimization research of turbofan engine acceleration process controlled by SQP[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2001, 16(2): 179-181. (in Chinese)
- [16] 孙丰诚, 孙健国. 基于序列二次规划算法的发动机性能寻优控制[J]. *航空动力学报*, 2005, 20(5): 862-867.
SUN Fengcheng, SUN Jianguo. Optimization control of engine performance based on sequential quadratic programming algorithm[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2005, 20(5): 862-867. (in Chinese)
- [17] 朱玉斌, 樊思齐, 李华聪, 等. 航空发动机性能寻优控制混合优化算法[J]. *航空动力学报*, 2006, 21(2): 421-426.
ZHU Yubin, FAN Siqi, LI Huacong, et al. Hybrid optimization algorithm for aeroengine performance optimization control[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2006, 21(2): 421-426. (in Chinese)
- [18] 任新宇, 杨育武, 樊思齐. 推进系统综合性能寻优控制研究[J]. *推进技术*, 2010, 31(1): 61-64, 81.
REN Xinyu, YANG Yuwu, FAN Siqi. Research on optimization control of propulsion system[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2010, 31(1): 61-64, 81. (in Chinese)
- [19] 王健康, 张海波, 孙健国, 等. 基于复合模型及FSQP算法的发动机性能寻优控制试验[J]. *推进技术*, 2012, 33(4): 579-590.
WANG Jiankang, ZHANG Haibo, SUN Jianguo, et al. Engine performance optimization control test based on compound model and FSQP algorithm[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2012, 33(4): 579-590. (in Chinese)
- [20] 孙丰勇, 张海波, 叶志锋, 等. 航空发动机超声速巡航性能寻优控制研究[J]. *推进技术*, 2015, 36(8): 1248-1256.
SUN Fengyong, ZHANG Haibo, YE Zhifeng, et al. Research on supersonic cruise performance optimization control of aeroengine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(8): 1248-1256. (in Chinese)
- [21] 王元, 李秋红, 黄向华. 基于DMOM算法的航空发动机性能寻优控制[J]. *航空动力学报*, 2016, 31(4): 948-954.
WANG Yuan, LI QiuHong, HUANG Xianghua. Aeroengine performance optimization control based on DMOM algorithm[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2016, 31(4): 948-954. (in Chinese)
- [22] 杨旦旦. 基于Fibonacci搜索方法的航空发动机性能寻优[J]. *航空动力学报*, 2016, 31(6): 1441-1449.
YANG Dandan. Aeroengine performance optimization based on Fibonacci search method[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2016, 31(6): 1441-1449. (in Chinese)
- [23] 彭靖波, 田少男, 姚凯翔. 基于GA-FTA算法的航空发动机性能寻优控制研究[C]//中国航空学会. 探索·创新·交流(第7集)——第七届中国航空学会青年科技论坛论文集(上册). 北京: 中国科学技术出版社, 2016: 432-436.
- [24] 聂友伟, 李秋红, 王元, 等. 基于SQCP算法的变循环发动机性能寻优控制[J]. *北京航空航天大学学报*, 2017, 43(12): 2564-2572.
NIE Youwei, LI QiuHong, WANG Yuan, et al. Optimal control of variable cycle engine performance based on SQCP algorithm[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2017, 43(12): 2564-2572. (in Chinese)
- [25] 李勇, 韩非非, 张昕喆, 等. 基于遗传算法-序列二次规划的涡扇发动机最低油耗性能寻优控制[J]. *推进技术*, 2020, 41(7): 1638-1648.
LI Yong, HAN Feifei, ZHANG Xinze, et al. Optimal control of minimum fuel consumption performance of turbofan engine based on genetic algorithm-sequential quadratic programming[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(7): 1638-1648. (in Chinese)
- [26] 金崇文, 郑前钢, 张海波, 等. 基于复合推进系统动态模型-状态变量模型的航空发动机直接推力预测控制[J]. *推进技术*, 2022, 43(1): 354-363.
JIN Chongwen, ZHENG Qiangang, ZHANG Haibo, et al. Predictive control of aero-engine direct thrust based on dynamic model of compound propulsion system-state variable model[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(1): 354-363. (in Chinese)
- [27] 王健康. 基于机载复合模型及SQP的发动机性能寻优控制研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
WANG Jiankang. Research on engine performance optimization control based on airborne composite model and SQP[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)

(编辑: 张 雪)