

文章编号:1000-8055(2012)08-1914-07

航空发动机过渡态最优控制规律设计的新方法

陆 军¹, 郭迎清¹, 王 磊^{1,2}

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;

2. 中国航空工业集团公司 西安航空动力控制科技有限公司, 西安 710077)

摘 要: 针对航空发动机过渡态最优控制规律的设计问题, 提出了一种新的方法——动态稳定法: 在发动机动态特性计算模型的基础上, 通过额外提取其中所有的状态量变化率, 使其共同工作方程组的偏差趋于 0, 从而让过渡态仿真稳定下来, 此时的稳态参数值即为对应过渡态工作点的各项参数; 然后分别根据指定的物理约束条件, 通过简单的静态迭代优化即可直接建立相应的控制规律; 最后将这些控制规律通过取大/小的方式进行合并, 从而获得所需过渡态最优控制规律。以某型涡扇发动机最优加速控制规律的改进设计为例, 结果表明该方法具有设计精度高、实现简单以及快速直观等优点。

关 键 词: 航空发动机动态特性计算模型; 过渡态最优控制规律; 加速控制规律; 动态稳定法; 状态量变化率

中图分类号: V233.7

文献标志码: A

A new method for designing optimal control law of aeroengine in transient states

LU Jun¹, GUO Ying-qing¹, WANG Lei^{1,2}

(1. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Xi'an Aeroengine Controls Corporation,

Aviation Industry Corporation of China, Xi'an 710077, China)

Abstract: A new method—fixed dynamic method (FDM), which dealt with the issue of designing optimal control law of aeroengine in transient states, was proposed. Firstly, based on a detailed non-linear aerothermodynamic model, it made the errors of nonlinear equations set to zero via extracting all of state variable rates and let the model reach steady-state, which meant the parameters in this state were equal to that in transient state; secondly, according to the given limited conditions respectively, the control laws can be built directly via simple static programming method; finally, merged all of them via Max/Min selection and obtained the optimal control law. The computing results of the improved acceleration control law of some turbofan engine indicate that the FDM is accurate and effective.

Key words: detailed non-linear aerothermodynamic model;
optimal control law in transient states; acceleration control law;
fixed dynamic method; state variable rates

收稿日期: 2011-09-16

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120830.1200.201208.1914_034.html

基金项目: 中国航空科学基金(2011ZB53)

作者简介: 陆军(1981—), 男, 上海金山人, 博士生, 主要从事航空发动机控制与仿真研究。

航空发动机各种过渡态工作性能,如加速、减速、起动等过渡时间与稳定程度,是衡量发动机使用性能极为重要的指标^[1-2]。实现这些性能指标的一种有效途径是优化设计其过渡态控制规律。然而,由于航空发动机是一个高度复杂的气动-热力-机械系统,具有强非线性特质,在保证其不超出极限范围且可靠工作的情况下,找到满足要求的过渡态最优控制规律是非常困难的。通常,该要求是指在给定约束条件下,使发动机从某一个工作状态过渡到另一个工作状态的时间最小。

目前,处理该问题的解决方法主要可分为3种:①近似确定法^[2],以发动机稳定工作状态下平衡方程近似过渡态工作情况为基础来确定,但存在设计精度低、实现过程复杂等缺点。②动态规划法^[3-4],目前研究最多的一类方法,其机理是基于发动机动态特性计算模型的有约束泛函优化方法,即直接在该模型基础上建立所需性能的目标函数,通过优化算法来寻找最优过渡态控制规律。由于这类方法需要预先确定优化的起始与终止点,因此主要适用于在线动态规划,这就对优化算法的实时性与可靠性提出了较高要求。国内外学者主要研究的优化算法有约束变尺度法^[5-6]、罚函数法^[6]、二次序列规划法^[7-10]、改进二次序列规划法^[11]、遗传算法^[12]等,获得了一些有意义的研究结论,但依然存在数值方法复杂、计算量大以及鲁棒性问题等缺点使其不易工程实现。③提取功率法^[13-15],通过在发动机稳态特性计算模型的基础上额外增加转子提取功率,使其近似于过渡态情况,在同时考虑其他约束条件下,利用适当的控制规律描述形式实现过渡态最优控制规律设计。该方法具有直观、快速、有效等优点,但因忽略了容积效应以及多转子之间的动态耦合等因素影响^[15],其设计精度还可进一步提高。

本文则在借鉴功率提取法的基本思想基础上,提出一种与之相对应的动态稳定法:在发动机动态特性计算模型的基础上,通过额外提取其中所有的状态量变化率,使其共同工作方程组的偏差趋于0,从而让过渡态仿真稳定下来,那么此时的稳态参数值即为对应过渡态工作点的各项参数;然后分别根据指定的物理约束条件,通过简单的静态迭代优化即可直接建立相应的控制规律;最后将这些控制规律通过取大或者取小的方式进行合并,从而获得所需的过渡态最优控制规律。以某型涡扇发动机的最优加速控制规律改进设计为例,进行了仿真验证。

1 动态稳定法

1.1 基本原理

设航空发动机的非线性动态模型为

$$\begin{cases} \dot{x} = f(x, u) \\ y = g(x, u) \end{cases} \quad (1)$$

式中 $x \in R^n, u \in R^m, y \in R^p$ 分别为状态向量、控制向量和输出向量。

对式(1)的状态方程两边同时减去辅助向量 $z \in R^n$, 即

$$\dot{x} - z = f(x, u) - z \quad (2)$$

那么,式(1)可转化为

$$\begin{cases} \dot{\tilde{x}} = \tilde{f}(x, u, z) \\ y = g(x, u) \end{cases} \quad (3)$$

式中 $\tilde{x} = \dot{x} - z, \tilde{f}(x, u, z) = f(x, u) - z$ 。为了叙述方便,后文对该式称之为新模型,而式(1)则称之为原模型。

根据发动机原理可知:当新模型在稳态工作时(即 $\dot{\tilde{x}} = 0$), 则有

$$\dot{x} = z \quad (4)$$

显然,新模型在 $\dot{\tilde{x}} = 0$ 的稳态情况即为原模型在 $\dot{x} = z$ 的动态情况,其模型转换如图1所示。也就是说,通过处于过渡工作状态的原模型中加入能够抵消状态量变化率的辅助向量 z , 新模型就可处于稳定工作状态,而变换前后的其各项参数将保持不变。特别地,当原模型本来就处于稳定工作状态时,辅助向量 z 则为0。

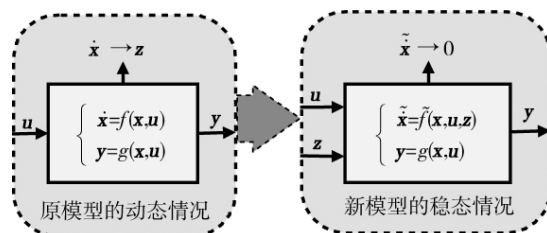


图1 模型转换

Fig. 1 Model transform

因此,动态稳定法的基本思想是:在发动机动态特性计算模型的基础上,通过额外提取其中所有的状态量变化率(包括代表转子惯性的转子加速度、代表容积效应的温度与压力变化率等所有已建模的状态量),使其共同工作方程组的偏差趋于0,从而让过渡态仿真稳定下来,那么此时的稳态参数值即为对应过渡态工作点的各项参数(包括输入、输出以及状态量变化率等)。具体处理方

法是在动态情况的原模型基础上额外增加能够抵消所有状态量变化率的辅助向量 z , 从而转换为稳态情况的新模型, 达到化“动态问题为稳态问题”的目的。

当需要获取指定约束条件下的过渡态参数时, 只要在新模型基础上进行简单的静态迭代优化即可, 如图 2 所示。

$$J(z, u) = \min[y_{\text{new}}(z, u) - y_{\text{cmd}}]^2 \quad (5)$$

其中 $y_{\text{new}}(z, u)$ 为新模型的输出向量, y_{cmd} 为发动机功率期望值以及指定约束条件。

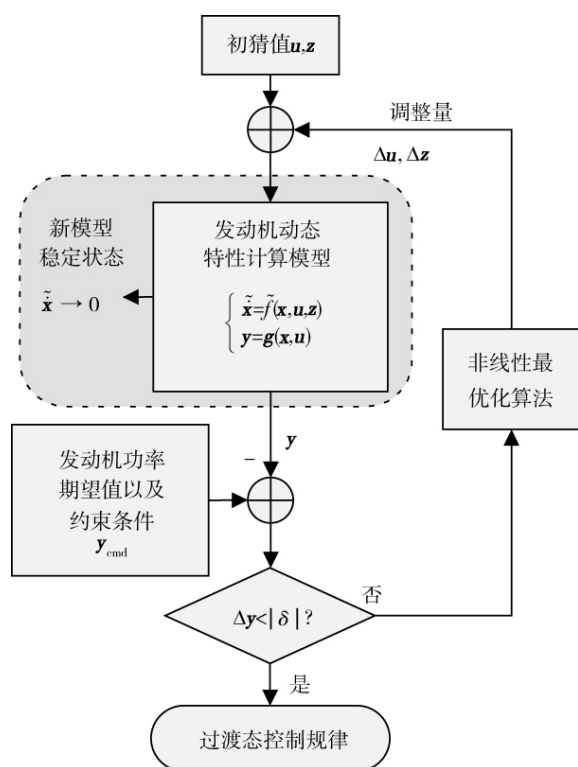


图 2 动态稳定法的基本原理

Fig. 2 Principle of fixed dynamic method (FDM)

这样, 根据解得的这些参数即可组合成所需描述形式的过渡态控制规律

$$u = p(y_i) \quad (6)$$

其中 y_i 是指输出向量中某一个或者几个参数。

此外, 需要指出以下几点: ① 由于辅助向量 z 中各参数之间存在耦合关系 (这点将在下一节详细说明), 因此只需优化其中的一个参数即可 (该参数的选取原则为保证与其他参数之间的映射具有唯一性), 其他则根据此耦合关系求得; ② 通过该优化求解得到的辅助向量 z , 即为精确满足模型转化要求、抵消各个状态量变化率的提取值; ③ y_{cmd} 的维度应等于输入向量 u 的维度加上 1, 即 $m+1$, 从数值上来说, 此处给定约束条件的个数

正好等于 m ; ④ 对于给定约束条件个数超过 m 的情况, 则需要分别建立相应的控制规律, 最后以取大/小的方式进行合并。

1.2 动态耦合关系处理

在新模型中, 辅助向量 z 的表现类型与输入向量 u 一致, 即通过改变 z 可提取不同状态量变化率情况下的发动机动态参数。但根据发动机工作原理可知, 该向量中各参数之间应互为相关, 且满足状态量变化率之间的动态耦合关系。该关系直接隐含于原模型中, 这里对其定义如下:

$$\dot{x}_i = h(\underbrace{\dot{x}_1, \dots, \dot{x}_n}_{\text{不含 } i}, u), \quad i = 1, \dots, n \quad (7)$$

那么, 对于辅助向量 z 则有

$$z_i = h(\underbrace{z_1, \dots, z_n}_{\text{不含 } i}, u), \quad i = 1, \dots, n \quad (8)$$

也就是说在采用动态稳定法进行过渡态控制规律设计过程中, 需提前已知目标控制规律所对应的动态耦合关系 h , 否则将影响设计精度。特别地, 当状态量仅为单个时, 例如不考虑容积效应的单轴涡喷发动机, 则不存在此类影响^[13]。

然而, 在实际过渡态控制规律未知的情况下, 由于发动机动态特性的复杂性, 这种假设条件并不成立。根据非线性系统理论可知, 该问题可转化为对动态耦合关系 h 的最优化求解问题, 即

$$J[h(z, u)] = \min[y_{\text{new}}(z, u) - y_{\text{old}}(u)]^2 \quad (9)$$

其中 $y_{\text{old}}(u)$ 分别为原模型的输出向量。

为此, 可通过多次迭代计算实现逐步逼近 (其迭代次数主要由设定的精度条件决定, 通常 2~3 次即可满足较高精度要求, 这在后文给出的算例中有所体现), 从而获得这些辅助向量之间的动态耦合关系。其具体过程如图 3 所示, 先以稳态工作线上已知的动态耦合关系 ($h=0$, 此时 $z_i=0$) 作为初始条件, 通过动态稳定法设计对应的过渡态控制规律, 然后将所得控制规律作用于原模型中, 从

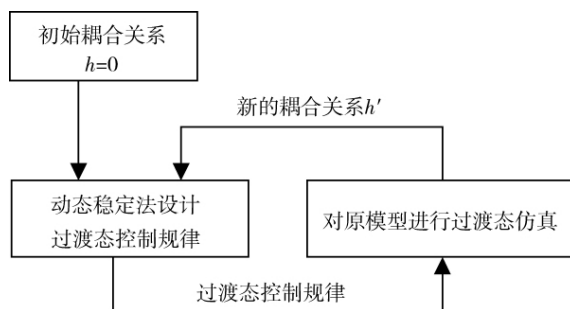


图 3 动态耦合关系处理

Fig. 3 Solution of dynamic coupling relationships

而得到新的动态耦合关系 h' , 以此再重新设计过渡态控制规律. 这样经过多次迭代后, 在得到精确动态耦合关系的同时, 也得到了所要设计的最优过渡态控制规律.

此外, 由于动态耦合关系中各状态量变化率的变化幅度较大, 这样通过其中某个参数进行插值或者拟合映射其他参数过程中易出现较大的误差, 同时存在不易编程实现的问题. 为此, 可采用其对应状态量之间的关系来代替, 比如转子加速度由转子转速代替, 其初始条件即为稳态工作线上高/低压转子之间的对应关系. 那么对于前面的静态迭代优化问题, 则仅是增加了一个新模型的转子转速输出值应等于其插值的约束条件.

2 算例与分析

以某型低涵道比、双轴涡扇发动机在地面标准条件 ($H=0\text{ km}$, $Ma=0$ 以及国际标准大气) 下从慢车到最大非加力状态 (低压转子换算转速 N_{low} 由 60% 增长到 100% , 步长为 1%) 的加速控制规律改进设计为例, 所需满足的约束条件主要有: 燃烧室富油熄火油气比 $W_{\text{far}} \leq 0.280$, 高压涡轮进口总温 $T_{41} \leq 1730\text{ K}$, 压气机稳定裕度 $S_{\text{mc}} \geq 0.12$. 对于风扇/压气机进口导叶角度、尾喷口面积等可调量, 这里采用预设的开环控制规律. 此外, 由于该型发动机动态特性计算模型中并没有对容积效应、金属吸放热效应等动态特性实现建模, 为此所提取的状态量变化率总共有 2 个: 高/低压转子加速度. 相应地, 其动态耦合关系则由高/低压转子转速之间的关系来代替.

本文方法在 MATLAB 软件环境下通过 M 函数与 Simulink 模型相结合的编程方式实现, 其中发动机动态特性计算模型由 S 函数接口技术封装 C++ 程序得到; 对高/低压转子加速度的提取主要是通过在该程序中对应的共同工作方程组上增加 2 个变量并在封装模型上引出接口, 从而作为输入向量的一部分; 最优优化算法则由 lsqnonlin 命令实现; 加速控制规律的描述形式为低压转子转速与主燃油量之间的简单形式.

2.1 动态耦合关系处理情况

针对所设定的 3 个约束条件, 采用动态稳定法分别求取其加速线, 其中对其转子转速之间耦合关系修正 3 次 (加上初始 1 次, 总共计算 4 次), 结果如图 4 所示, 限于篇幅, 仅列出油气比约束条件下的加速线及其转子转速之间耦合关系. 可以看出: 除了以稳态工作线上耦合关系作为初始条

件所求得的加速线 1 之外, 其他 3 条曲线都非常接近, 第 3 次与第 4 次几乎重合. 也就是说, 通过对转子转速之间耦合关系的不断修正, 使得计算得到的加速线趋于最终期望值, 从而有效改善设计精度.

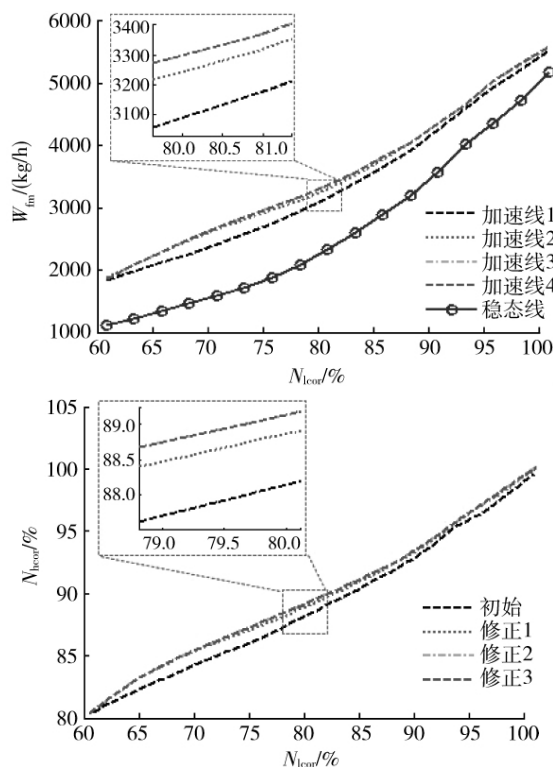


图4 在油气比约束条件下, 加速线及其转子转速之间耦合关系

Fig. 4 Acceleration control law and dynamic coupling relationships of rotor speed with limited fuel-air-ratio

为了定量验证设计精度, 将前述所设计的 3 条加速控制规律 (以第 3 次修正为准) 分别作用于新模型和原模型进行动态工作点计算. 以油气比 W_{far} 为例, 先将其加速控制规律作用于原模型得到高/低压转子转速以及 W_{far} , 然后将这些参数值代入动态稳定法中进行计算, 从而得到在相同工作状态情况下的各项参数, 其部分参数对比结果如图 5 所示, 包括压气机进口空气流量 W_{25} 、稳定裕度 S_{mc} 、进口总温 T_{25} 以及进口总压 p_{25} .

从图 5 中可见: 所有参数偏差都保持在 2% 以内, 由此说明新模型的稳态情况充分逼近了原模型的动态情况.

此外, 通过新模型计算得到的各项参数小于原模型, 这意味着加速控制规律偏保守, 其主要原因在于对动态耦合关系的处理. 在本例中, 当得到新模型的高/低压转子转速输出后, 还需通过两者

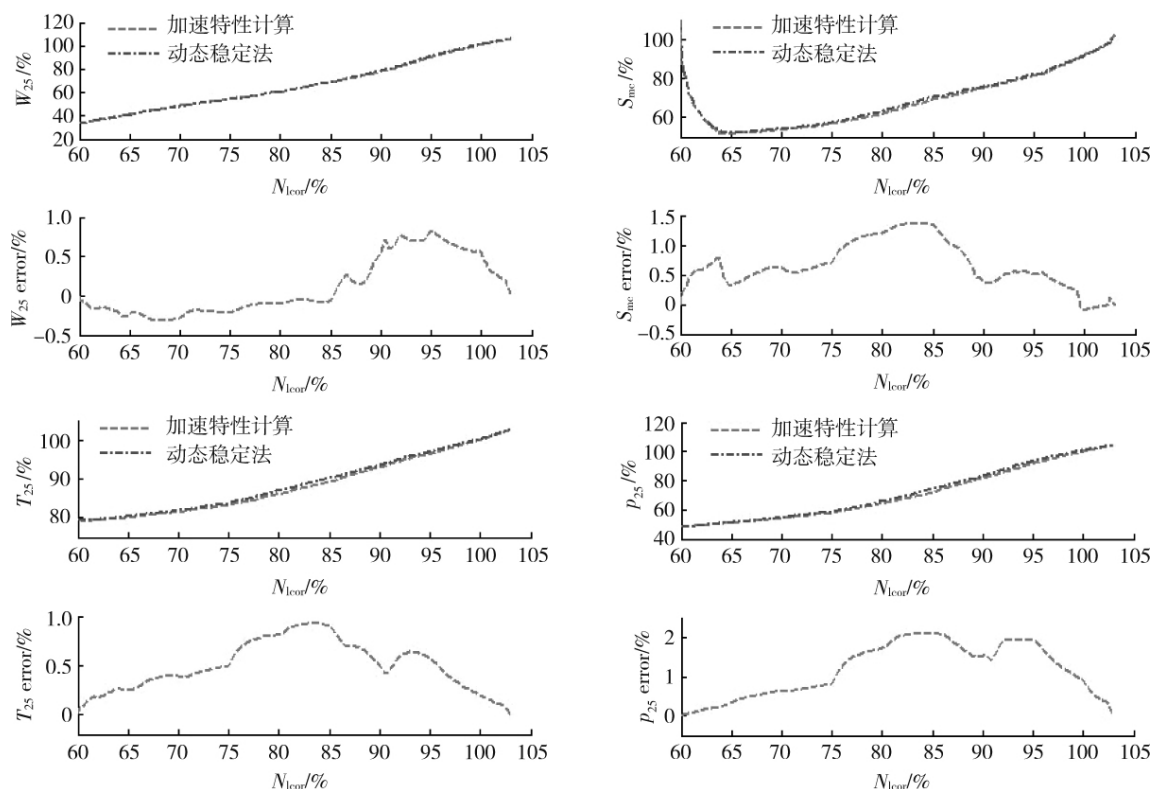


图 5 在油气比约束条件下,动态稳定法与加速特性计算的工作点参数比较

Fig. 5 Compared with parameters from fixed dynamic method (FDM) and acceleration simulation with limited fuel-air-ratio

的耦合关系由低压转子转速插值求取高压转子转速期望值,从而构建静态迭代优化的另一个约束条件.在该过程中,插值方法必然引起误差,从而导致最终优化值出现一定偏差.该问题可通过增加动态耦合关系的精度来改善.

2.2 最优加速控制规律的获得

如前所述,在分别完成对应约束条件下的加速控制规律之后,最终的加速控制规律只需以取小的方式进行合并即可.因此,本例中所得的加速控制规律从低转速向高转速的有效部分分别由 S_{mc} , W_{far} 以及 T_{41} 对应规律组成,如图 6 所示,其

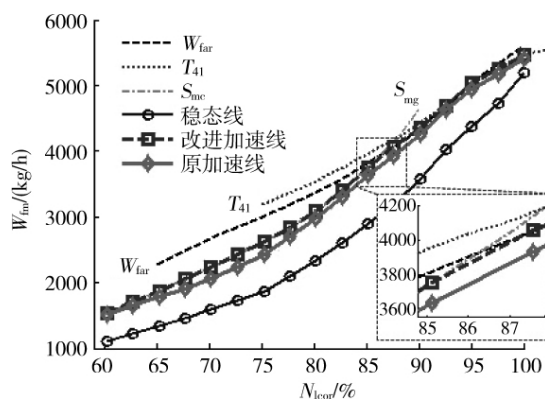


图 6 最优加速控制规律

Fig. 6 Optimal acceleration control law

中还包含了原加速控制规律.可以看出改进加速控制规律在整个转速范围内都有所提高,特别是 S_{mc} 所对应的中低转速区域段,如图 7 所示.

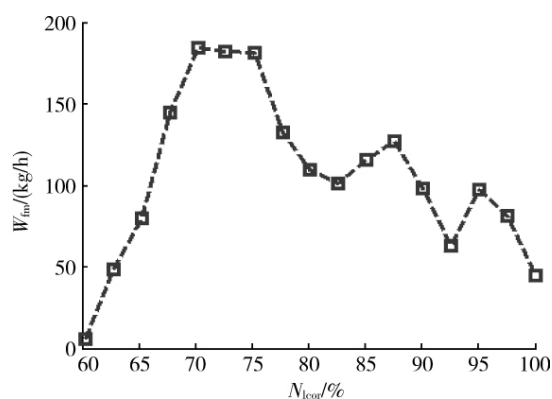


图 7 改进前后加速控制规律差值

Fig. 7 Acceleration control law deviation after improved

将图 6 中两条加速控制规律分别输入到基于计划的过渡态控制回路框架^[16]进行加速仿真,得到典型参数随时间的变化历程如图 8 所示.可以看出:采用改进加速控制规律后发动机加速性得到明显改善,由图 8(b)可以大致看出其加速时间缩短约 0.5 s(15%左右),其原因是:

1) 改进加速控制规律后, W_{fm} 变化情况明显

趋于陡峭,如图8(a)所示,使 W_{far} , T_{41} 以及 S_{mc} 的变化幅度加快,提前达到了约束值,但并没有超过,从而增加更多的涡轮剩余功率用于提升转子加速度。

2) 如图8(d)~图8(f)可见:改进加速控制规律能够保证整个加速过程中 W_{far} 最大值为

0.028, T_{41} 最大值为1730 K, S_{mc} 最小值为0.122, 且在该值附近维持时间更长。也就是说,其中除了 S_{mc} 与设计值0.12有微量偏差之外,其余两个都很好地达到了设计目标,且延长了在极限状态的工作时间,从而在最大程度上挖掘了发动机加速性能空间。

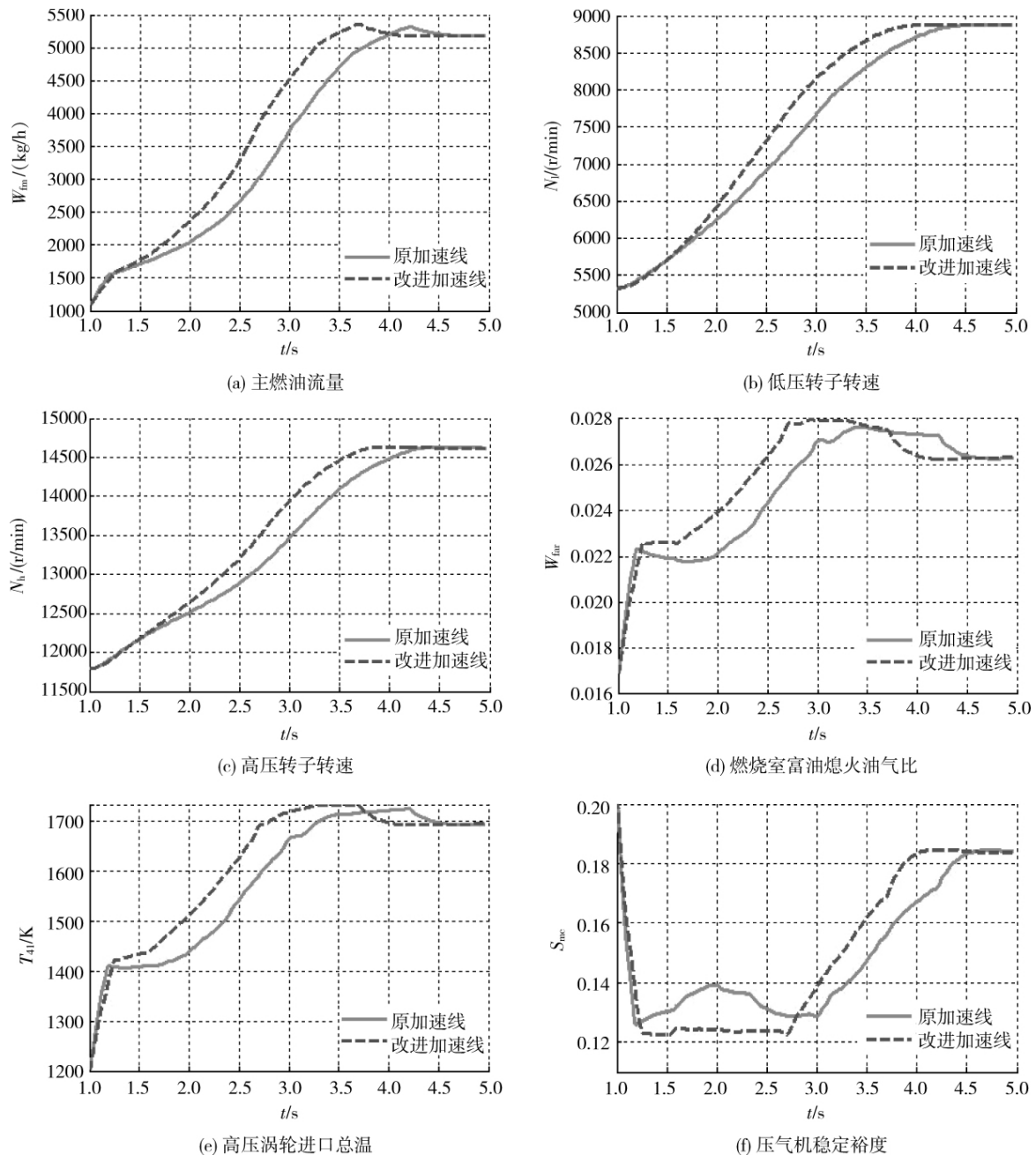


图8 改进前后加速控制规律仿真结果对比

Fig. 8 Compared with simulation results of acceleration control law

3 结论

针对航空发动机过渡态最优控制规律的设计

问题,本文在借鉴功率提取法的基本思想基础上,提出一种与之相对应的动态稳定法。以某型涡扇发动机的加速控制规律改进设计为例,结果表明

改进后的加速控制规律有效提高了该型发动机的加速性能,且始终保持在约束条件之内.因此,该方法具有设计精度高、实现简单以及快速直观等优点,为研究航空发动机的过渡态最优控制规律设计问题提供了一种新的有效途径.

参考文献:

- [1] 樊思齐. 航空发动机控制[M]. 西安:西北工业大学出版社,2008:527.
- [2] 廉筱纯,吴虎. 航空发动机原理[M]. 西安:西北工业大学出版社,2005:469.
- [3] Liang J, Walker B K. Constrained nonlinear optimal jet engine acceleration control[R]. AIAA-88-3178,1988.
- [4] Teren F. Minimum-time acceleration of aircraft turbofan engines by using an algorithm based on nonlinear programming[R]. NASA-TM-73741,1977.
- [5] 丁凯峰,樊思齐. 变几何涡扇发动机加速控制规律优化设计[J]. 推进技术,1999,20(2):17-20.
DING Kaifeng, FAN Siqi. Optimal design of accelerating control law for variable geometry turbofan engine[J]. Journal of Propulsion Technology,1999,20(2):17-20. (in Chinese)
- [6] 王旭,梁钧襄. 有约束的航空发动机加速最优控制[J]. 航空学报,1992,13(4):144-150.
WANG Xu, LIANG Junxiang. Study on optimal acceleration control of constrained jet engine based on nonlinear programming[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,1992,13(4):144-150. (in Chinese)
- [7] 陈光明,樊丁. SQP方法在航空发动机加速过程控制中的应用研究[J]. 航空动力学报,1999,14(3):313-316.
CHEN Guangming, FAN ding. Application of SQP to acceleration control of turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power,1999,14(3):313-316. (in Chinese)
- [8] 郭腊梅,樊丁,戚学锋. 涡轴发动机最优加速控制研究[J]. 西北工业大学学报,2004,22(2):137-139.
GUO Lamei, FAN Ding, QI Xuefeng. On improving control of turbo shaft engine acceleration[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University,2004,22(2):137-139. (in Chinese)
- [9] 赵琳,樊丁,陕薇薇. 航空发动机过渡态全局寻优控制方法研究[J]. 航空动力学报,2007,22(7):1200-1203.
ZHAO Lin, FAN Ding, SHAN Weiwei. A global optimization approach to aero-engine under transient conditions [J]. Journal of Aerospace Power,2007,22(7):1200-1203. (in Chinese)
- [10] 吴文斐,郭迎清,陆军. 涡扇发动机液压机械式自动加速器优化设计[J]. 航空动力学报,2010,25(10):2379-2385.
WU Wenfei, GUO Yingqing, LU Jun. Optimal design of the turbofan engine hydro-mechanical accelerator [J]. Journal of Aerospace Power,2010,25(10):2379-2385. (in Chinese)
- [11] 戚学锋,樊丁,陈耀楚,等. 基于FSQP算法的涡扇发动机多变量最优加速控制[J]. 推进技术,2004,25(3):233-236.
QI Xuefeng, FAN Ding, CHEN Yaochu, et al. Multivariable optimal acceleration control of turbofan engine based on FSQP algorithm[J]. Journal of Propulsion Technology,2004,25(3):233-236. (in Chinese)
- [12] 时瑞军,樊思齐. 基于遗传算法的涡扇发动机多变量加速寻优控制[J]. 推进技术,2003,24(4):357-360.
SHI Ruijun, FAN Siqi. Optimal acceleration control of turbofan engine with genetic algorithm[J]. Journal of Propulsion Technology,2003,24(4):357-360. (in Chinese)
- [13] 陈玉春,刘振德,袁宁,等. 一种涡轮发动机加速控制规律设计的新方法[J]. 航空学报,2008,29(2):327-332.
CHEN Yuchun, LIU Zhende, YUAN Ning, et al. A new method of acceleration control law design for turbine engines[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2008,29(2):327-332. (in Chinese)
- [14] 陈玉春,王朝蓬,黄兴鲁,等. 功率提取法在涡喷发动机启动特性模拟及控制规律设计中的应用[J]. 航空动力学报,2010,25(6):1276-1283.
CHEN Yuchun, WANG Zhaopeng, HUANG Xinglu, et al. Application of power extraction method in starting process simulation and control law design of turbojet engines[J]. Journal of Aerospace Power,2010,25(6):1276-1283. (in Chinese)
- [15] 陈玉春,徐思远,刘振德,等. 涡扇发动机加速减速控制规律设计的功率提取法[J]. 航空动力学报,2009,24(4):867-874.
CHEN Yuchun, XU Siyuan, LIU Zhende, et al. Power extraction method for acceleration and deceleration control law design of turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power,2009,24(4):867-874. (in Chinese)
- [16] Jaw L C. Aircraft engine controls: design, system analysis, and health monitoring[M]. [S. l.]: AIAA,2009.