

涡扇发动机加减速特性显式与隐式计算方法^{*}

宋可染¹, 陈玉春¹, 贾琳渊¹, 卜贤坤², 谭甜¹

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710129;

2. 北京动力机械研究所, 北京 100074)

摘要: 为了探索一种便于进行涡扇发动机过渡态控制规律设计的性能计算模型, 提出了基于部件法的涡扇发动机加减速的显式格式和隐式格式计算方法, 该方法通过在发动机计算模型中直接给定喘振裕度限制值、燃烧室油气比限制值和涡轮进口总温的限制值, 计算出最优的加减速特性, 进而获得发动机的最优加减速控制规律。计算模型针对不同的给定值, 选择了不同的燃烧室容积效应模型。证明了对一般的涡扇发动机, 隐式格式计算模型中, 给定压气机喘振裕度算法的解是唯一的。以某涡扇发动机在地面的加减速过程为例, 按最优加减速控制规律计算, 显式格式算法和隐式格式算法的结果误差 $<1.3\%$ 。对给定高压转子转速加速率的加速特性也进行了验算, 计算结果与最优加速过程的结果误差 $<1.7\%$ 。本文提出的加减速特性计算方法可为涡扇发动机的过渡态开环和闭环控制规律设计提供便捷的手段。

关键词: 涡扇发动机; 过渡态特性; 显式格式; 隐式格式; 加速率控制

中图分类号: V235.16 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2021) 10-2169-08

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.190787

Explicit and Implicit Methods to Calculate Acceleration and Deceleration Performance of Turbofan Engines

SONG Ke-ran¹, CHEN Yu-chun¹, JIA Lin-yuan¹, BU Xian-kun², TAN Tian¹

(1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China;

2. Beijing Power Machinery Institute, Beijing 100074, China)

Abstract: To find a performance calculation model which is suitable for turbofan engine transient control schedule design, the explicit and implicit methods for turbofan engine acceleration and deceleration performance calculation is proposed based on the component-level engine performance model. With the surge margin limit, the combustor fuel-air ratio limit or the turbine inlet total temperature limit being given as input, this method is able to calculate the optimal transient performance and control schedule. The calculation models use different combustor volume effect model for different given limits. The uniqueness of the solution of fixed compressor surge margin model in the implicit method is proved regarding to a turbofan engine. An example of the optimal acceleration and deceleration control schedule of a turbofan engine is calculated using the explicit and implicit method and the deviation is within 1.3%. The acceleration performance by n -dot control schedule of the high-pressure rotor is also checked, and the deviation between the result of the n -dot control schedule and the optimal acceleration process is less than 1.7%. The calculation method proposed in this paper can provide a convenient means for the design of open-loop and closed-loop transient control schedule of turbofan engines.

Key words: Turbofan engine; Transient performance; Explicit; Implicit; n -dot control

^{*} 收稿日期: 2019-11-13; 修订日期: 2020-02-18。

作者简介: 宋可染, 博士生, 研究领域为航空发动机总体设计。

通讯作者: 陈玉春, 教授, 博导, 研究领域为航空宇航科学与技术。

引用格式: 宋可染, 陈玉春, 贾琳渊, 等. 涡扇发动机加减速特性显式与隐式计算方法[J]. 推进技术, 2021, 42(10):2169-2176. (SONG Ke-ran, CHEN Yu-chun, JIA Lin-yuan, et al. Explicit and Implicit Methods to Calculate Acceleration and Deceleration Performance of Turbofan Engines[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(10):2169-2176.)

1 引 言

涡扇发动机的过渡态控制规律设计是发动机设计的重要环节。一般要求发动机在满足气动负荷、热负荷、机械负荷等各种负荷限制下,具有较短的加速时间和减速时间。设计出合理的发动机过渡态控制规律非常重要。针对这个问题,国内外做过很多研究,取得了许多成果。

针对过渡态控制规律设计,研究较多的是泛函优化法,这类方法是基于发动机动态特性计算模型的有约束泛函优化方法,以发动机某个参数与其目标值的差为目标函数,采用优化算法设计过渡态控制规律。主要有 SQP 方法^[1-2]、序列二次规划法^[3]、神经网络法^[4]、FSQP 方法^[5-6]、遗传算法^[7-8]等。但这类方法计算量大,数值方法复杂,使用较为不便。除此之外,陈玉春等^[9-11]提出功率提取法来设计过渡态控制规律,功率提取法要预先给定转速,在单转子发动机中应用有很好的效果,但双转子发动机过渡态的转差与稳态的转差不同,需要对转速进行多次迭代^[12],而且在计算控制规律时没有考虑部件容积效应的影响。陆军等^[13]提出与功率提取法相对应的动态稳态法,提取发动机所有状态量的变化率来模拟发动机过渡态过程,但该方法需要多次迭代各个状态量之间的耦合关系,模型较为复杂。施洋等^[14]提出了通过变换发动机非线性模型中的自变量设计最优的加减速过程的方法,但该方法无法按已有的加速度率计算加减速过程,不易对闭环控制规律进行设计和验证。

本文提出了涡扇发动机过渡态显式和隐式计算方法。这两种方法基于发动机过渡态特性模型,通过不同的自由变量组合,分别给定压气机喘振裕度、涡轮前温度和燃烧室油气比,实现了对发动机最优的加减速过程的设计。本文证明了给定压气机喘振裕度时隐式算法的解的唯一性。这两种方法直接采用过渡态特性模型计算加减速过程,自动包含转子转差、部件容积效应等过渡态效应的影响。其中隐式算法还可以实现按给定发动机转子加速度率的加速过程的计算。可以用来设计和验证过渡态闭环控制规律,为闭环控制规律设计提供支持。

2 过渡态显式与隐式算法建模方法

2.1 过渡态特性模型

本文以双轴分排带增压级涡扇发动机为例。发动机结构示意图及截面编号见图 1^[15]。

本文采用部件法建立发动机的过渡态整机性能

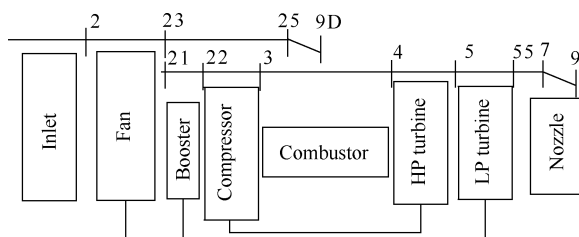


Fig.1 Stations for two-spool turbofan engine

计算模型^[15]。发动机过渡态特性模型与稳态性能模型相似,仍是构建并求解非线性方程组的过程。过渡态过程同样满足流量平衡和功率平衡,只是功率平衡要考虑转子加速功率的影响,而流量平衡要考虑容积效应的影响。

高压转子和低压转子的功率平衡的残差方程改为

$$Y = L_T - L_C - \left(\frac{\pi}{30} \right)^2 J n \frac{dn}{dt} \quad (1)$$

式中 Y 代表残差; L_T 代表涡轮功率; L_C 代表压气机功率,其中压气机功率在高压轴上为高压压气机功率,在低压轴上为风扇和增压级功率之和; J 为转子转动惯量; n 为物理转速; dn/dt 为转子加速度; 上式中最后一项为转子加速功率。

在发动机加减速时,各部件内气流的状态不断变化,处于部件容积内气体的质量和能量在不断变化。所以在过渡态计算时要考虑部件容积效应的影响。本文采用激盘-容积模型计算容积效应,即先通过部件的计算,再按出口参数计算容积效应,公式如下

$$W_{out} = W_{out_1} - \frac{V}{R} \cdot \frac{d\left(\frac{p}{T}\right)}{dt} \quad (2)$$

$$W_{out} h_{out} = W_{out_1} h_{out_1} - u \frac{d\left(\frac{Vp}{RT}\right)}{dt} - \frac{Vp}{RT} \frac{du}{dt} \quad (3)$$

式中下标 out_1 代表不考虑容积效应时部件的出口参数,下标 out 代表实际的部件出口参数, W 为流量, h 为单位质量流量的焓, V 为部件的容积, p 为总压, T 为总温, u 为气体内能, R 为气体常数, (Vp/RT) 代表此时部件内的气体质量。

本文考虑了风扇、压气机、燃烧室、涡轮、外涵道等部件的容积效应。

2.2 过渡态显式算法

涡轮发动机过渡态计算是已知 $t=t_k$ 时刻的发动机的状态,计算 $t=t_{k+1}$ 时刻发动机状态的过程。发动机在加减速过程中,涡轮功大于压气机功的部分为转子的加速功率。用 $t=t_k$ 时刻的涡轮与压气机功率

之差作为 t_k 到 t_{k+1} 过程中转子加速功率计算转子加速率,可求出 t_{k+1} 时刻的转速。因为 $t=t_k$ 时刻发动机的状态已知,加速功率也可通过转子加速功率计算获得,可直接求出 t_{k+1} 时刻的转速,不需要迭代,所以称为显式算法。 t_{k+1} 时刻的转速如下式所示。

$$n(t_{k+1}) = n(t_k) + (t_{k+1} - t_k) \frac{L_T(t_k) - L_C(t_k)}{(\pi/30)^2 J n(t_k)} \quad (4)$$

表1列出了适用于双轴分排带增压级涡扇发动机的过渡态显式算法模型的自变量、控制参数和残差方程。

显式算法的自由变量取风扇压比比 Z_F ,增压级压比比 Z_1 ,压气机压比比 Z_C ,涡轮前温度 T_4 (或燃烧室油气比 FAR_4),高压涡轮落压比 π_{HT} 和低压涡轮落压比 π_{LT} 这6个量中的5个,固定剩下的一个量作为控制规律。发动机加速过程中涡轮前温度比稳态高,容易超温,燃烧室油气比 FAR_4 偏大,易富油熄火,压气机和风扇的工作线向喘振边界移动,易喘振。在减速过程中燃烧室易贫油熄火。所以相应地固定 T_4 , FAR_4 , Z_C 或 Z_F ,剩下的作为自由变量进行迭代。

5个残差方程分别是增压级与高压压气机空气流量平衡 $\delta W_{g,22}$,高压涡轮进口与高压压气机出口流量平衡 $\delta W_{g,4}$,高压涡轮出口与低压涡轮进口流量平衡 $\delta W_{g,5}$,外涵尾喷管与风扇外涵出口流量平衡 $\delta W_{g,9D}$ 和内涵尾喷管与低压涡轮出口流量平衡 $\delta W_{g,9}$ 。本文采用多元牛顿-拉夫逊迭代法求解非线性方程。

如前文所述,转子的功率不平衡量用于计算转子的加速功率,进而结合转子的转动惯量求得转子的加速率,并将加速率带入式(4)直接求得下一步的转速。可见高低压转子转速不再作为自变量,转子的功率平衡方程也不出现在发动机非线性方程组中。

迭代过程中,当决定燃烧室状态的变量为 T_4 时(无论是固定变量还是自由变量),不能用式(3)计算燃烧室容积效应。应保持 T_4 不变,由燃油量的增加来弥补燃烧室容积内气体能量的增加,具体公式见式(5)。式(5)中 ΔW_{fb} 为由于容积效应引起的燃油量的修正, H_U 为燃油热值, η_B 为燃烧效率,等号右边为

燃烧室内气体内能的增加量。

$$\Delta W_{fb} \cdot H_U \cdot \eta_B = u \frac{d\left(\frac{Vp}{RT}\right)}{dt} + \frac{Vp}{RT} \frac{du}{dt} \quad (5)$$

当 T_4 为固定的参数或自由变量时,采用公式(5)计算燃烧室容积效应。当 FAR_4 为固定的参数或自由变量时,采用公式(3)计算燃烧室容积效应。

n_2 和 n_1 是根据上一时间步长的转子剩余功率求出的,不参与迭代。两个转子的功率平衡不在残差方程中,用于计算下一步的转速,不参与迭代。计算过渡态时,第一个点按稳态点计算,然后给定 Z_F , Z_C , T_4 和 FAR_4 中的一个,迭代获得发动机状态和剩余功率。按式(4)计算下一时刻的转速。得到 t_k 时刻转速后,给定 t_k 时刻的 Z_F , Z_C , T_4 和 FAR_4 中的一个,迭代获得发动机状态和剩余功率,计算 t_{k+1} 时刻转速。迭代时,上一个点的结果(参与迭代的自由变量)作为下一个点的初猜值。

2.3 过渡态隐式算法

过渡态隐式算法采用 $t=t_{k+1}$ 时刻的转子加速功率计算转子加速率,进而求出 t_{k+1} 时刻的转速。由于 t_{k+1} 时刻的发动机状态未知,加速功率未知,所以 t_{k+1} 时刻的转速需迭代求解。方程如下

$$n(t_{k+1}) = n(t_k) + (t_{k+1} - t_k) \frac{L_T(t_{k+1}) - L_C(t_{k+1})}{(\pi/30)^2 J n(t_{k+1})} \quad (6)$$

表2列出了适用于双轴分排带增压级涡扇发动机的过渡态隐式算法模型的自变量、控制参数和残差方程。

隐式算法中总计有8个变量,其中6个变量与显式算法相同,另外两个分别是高转转速 n_2 和低转转速 n_1 。在这8个量中选取7个自由变量使得方程封闭,给定剩下的一个量作为控制规律。隐式算法的残差方程为7个,比显式算法多两个,分别为高压转子功率平衡 δL_{h_1} 和低压转子功率平衡 δL_{l_1} 。因为转子加速功率与 t_{k+1} 时刻的转速有关,所以功率平衡也要参与迭代。隐式算法同样采用多元牛顿-拉夫逊迭代法求解非线性方程。

隐式算法中固定的变量可以选 T_4 , FAR_4 , Z_C , Z_F 来

Table 1 Transition explicit model for two-spool turbofan engine

Fixed variables	Variables	Controlled parameter	Error equations
$[n_1, n_2, T_4]$	$[Z_F, Z_1, Z_C, \pi_{HT}, \pi_{LT}]$	T_4	$[\delta W_{g,22}, \delta W_{g,4}, \delta W_{g,5}, \delta W_{g,9}, \delta W_{g,9D}]$
$[n_1, n_2, FAR_4]$	$[Z_F, Z_1, Z_C, \pi_{HT}, \pi_{LT}]$	FAR_4	$[\delta W_{g,22}, \delta W_{g,4}, \delta W_{g,5}, \delta W_{g,9}, \delta W_{g,9D}]$
$[n_1, n_2, Z_C]$	$[Z_F, Z_1, T_4, \pi_{HT}, \pi_{LT}]$	ΔSM_C	$[\delta W_{g,22}, \delta W_{g,4}, \delta W_{g,5}, \delta W_{g,9}, \delta W_{g,9D}]$
$[n_1, n_2, Z_F]$	$[Z_C, Z_1, T_4, \pi_{HT}, \pi_{LT}]$	ΔSM_F	$[\delta W_{g,22}, \delta W_{g,4}, \delta W_{g,5}, \delta W_{g,9}, \delta W_{g,9D}]$

Table 2 Transition implicit model for two-spool turbofan engine

Fixed variables	Variables	Controlled parameter	Error equations
T_4	$[n_1, n_2, Z_F, Z_1, Z_C, \pi_{HT}, \pi_{LT}]$	T_4	$[\delta W_{g,22}, \delta W_{g,4}, \delta W_{g,5}, \delta W_{g,9}, \delta W_{g,9D}, \delta L_h, \delta L_l]$
FAR_4	$[n_1, n_2, Z_F, Z_1, Z_C, \pi_{HT}, \pi_{LT}]$	FAR_4	$[\delta W_{g,22}, \delta W_{g,4}, \delta W_{g,5}, \delta W_{g,9}, \delta W_{g,9D}, \delta L_h, \delta L_l]$
Z_C	$[n_1, n_2, Z_F, Z_1, T_4, \pi_{HT}, \pi_{LT}]$	ΔSM_C	$[\delta W_{g,22}, \delta W_{g,4}, \delta W_{g,5}, \delta W_{g,9}, \delta W_{g,9D}, \delta L_h, \delta L_l]$
Z_F	$[n_1, n_2, Z_C, Z_1, T_4, \pi_{HT}, \pi_{LT}]$	ΔSM_F	$[\delta W_{g,22}, \delta W_{g,4}, \delta W_{g,5}, \delta W_{g,9}, \delta W_{g,9D}, \delta L_h, \delta L_l]$
n_1	$[n_2, Z_F, Z_1, Z_C, T_4, \pi_{HT}, \pi_{LT}]$	dn_1/dt	$[\delta W_{g,22}, \delta W_{g,4}, \delta W_{g,5}, \delta W_{g,9}, \delta W_{g,9D}, \delta L_h, \delta L_l]$
n_2	$[n_1, Z_F, Z_1, Z_C, T_4, \pi_{HT}, \pi_{LT}]$	dn_2/dt	$[\delta W_{g,22}, \delta W_{g,4}, \delta W_{g,5}, \delta W_{g,9}, \delta W_{g,9D}, \delta L_h, \delta L_l]$

控制发动机在加减速过程中不超温、不熄火、不喘振。还可以选低转物理转速 n_1 或高转物理转速 n_2 以达到按给定的转子加速率加速的目的。

控制加速率的加速过程的计算方法如下: $t=t_k$ 时刻的发动机的状态已知,给定转子加速率,由时间步长算出 $t=t_{k+1}$ 时刻的转速。给定这个转速值,其余的变量为自由变量进行迭代。目前,先进的涡轮发动机加减速过程大多采用转子加速率闭环控制规律^[16-17]。给定加速率的隐式算法为闭环加减速控制规律的设计与分析提供了便利。

隐式算法中燃烧室容积效应模型的处理方法与显式算法一致。

n_2 和 n_1 参与迭代。两个转子的功率平衡在残差方程组中。计算过渡态时,第一个点按稳态点计算,之后给定下一个点的 $Z_F, Z_C, T_4, FAR_4, n_1$ 和 n_2 中的一个,迭代计算发动机状态。迭代时,上一个点的结果(参与迭代的自由变量)作为下一个点的初猜值。

2.4 隐式算法解的唯一性

在显式算法中,发动机的转速是确定的,在给定压气机喘振裕度时,通过其余变量的迭代满足流量平衡。给定转速和喘振裕度,发动机的工作点唯一,过渡态计算的解是唯一的。而在隐式算法中,给定压气机喘振裕度时,压气机特性图上存在一条线,使得这条线上的点都满足给定的喘振裕度。某发动机稳态和喘振裕度为12%与18%时的工作线如图2所示,其中稳态的喘振裕度在22%~25%,两条定喘振裕度的工作线分别牺牲了10%~13%和4%~7%的裕度。当给定压气机喘振裕度计算过渡态时,其余的量均为迭代变量,则这条线上的每个点都可能是这一步迭代的结果,结果可能不唯一。固定转速或 T_4 或 FAR_4 的模型在稳态计算中广泛使用,解的唯一性得到验证,而固定喘振裕度的模型在稳态中没有使用过,所以按隐式算法给定压气机喘振裕度计算过渡态,存在解的唯一性的问题。

下面将讨论定压气机喘振裕度时隐式算法的解的唯一性。

以CFM56-3发动机为例,取图2中喘振裕度为18%的线,利用显式算法求得高压转子加速功率与高压百分比物理转速的关系如图3所示。

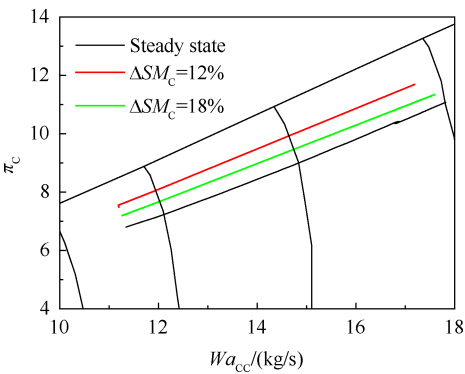


Fig. 2 Work line of steady state and $\Delta SM_c=12\%, 18\%$

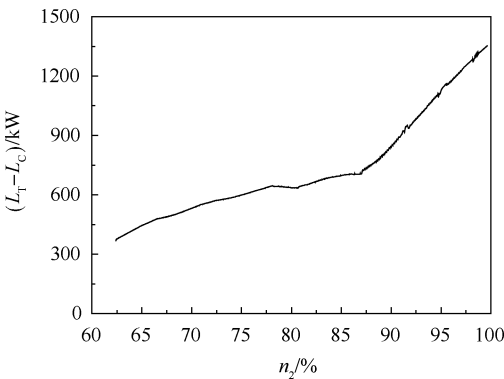


Fig. 3 Accelerate power for $\Delta SM_c=18\%$

取 $\Delta SM_c=18\%$,采用隐式算法计算发动机的加速过程。 $t=t_k$ 时刻的发动机的状态已知,采用隐式算法,假设有两个 $t=t_{k+1}$ 时刻的解,即存在两组不同的自由变量 X_1, X_2 都满足残差方程组,这两个解的高转转速分别记为 $n(t_{k+1}, 1)$ 和 $n(t_{k+1}, 2)$,这两个转速都满足高压转子功率平衡,即

$$\frac{n(t_{k+1},1) - n(t_k)}{t_{k+1} - t_k} = \frac{L_T(t_{k+1},1) - L_C(t_{k+1},1)}{(\pi/30)^2 J n(t_{k+1},1)}$$

(7)

$$\frac{n(t_{k+1},2) - n(t_k)}{t_{k+1} - t_k} = \frac{L_T(t_{k+1},2) - L_C(t_{k+1},2)}{(\pi/30)^2 J n(t_{k+1},2)}$$

(8)

两式相比,得到

$$\frac{n(t_{k+1},1) - n(t_k)}{n(t_{k+1},2) - n(t_k)} = \frac{\Delta L(t_{k+1},1)}{n(t_{k+1},1)} \cdot \frac{n(t_{k+1},2)}{\Delta L(t_{k+1},2)} \quad (9)$$

式中 ΔL 为高转加速功率 $L_T - L_C$ 。

上式可整理为

$$\frac{\Delta L(t_{k+1},2)}{(n(t_{k+1},2) - n(t_k))n(t_{k+1},2)} = \frac{\Delta L(t_{k+1},1)}{(n(t_{k+1},1) - n(t_k))n(t_{k+1},1)} \quad (10)$$

上式为 n 与 ΔL 的关系,可以在 $n-\Delta L$ 图中表出,不妨设 $n(t_{k+1},1) < n(t_{k+1},2)$,则有图4,图中横坐标为百分比物理转速。

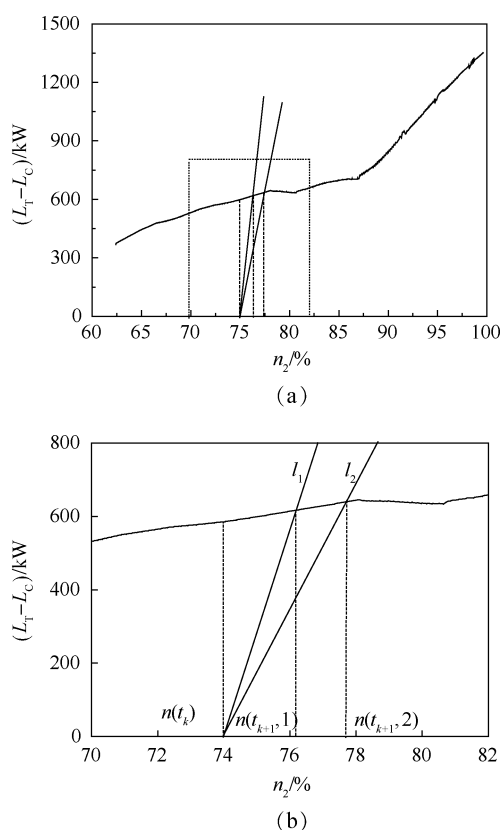


Fig. 4 ΔL at $n(t_{k+1},1)$ and $n(t_{k+1},2)$

图4(b)为图4(a)中虚线框中的部分。在图4(b)中,直线 l_1, l_2 的斜率分别为 $\Delta L(t_{k+1},1)/[n(t_{k+1},1) - n(t_k)]$ 和 $\Delta L(t_{k+1},2)/[n(t_{k+1},2) - n(t_k)]$,对比式(10),当 l_1 斜率比 l_2 斜率大时,式(10)的等号不可能成立,因为 $n(t_{k+1},1) < n(t_{k+1},2)$ 。所以只要保证 l_1 斜率比 l_2 斜率大,隐式计算结果就是唯一的。

从图4(b)中可以看出,要保证 l_1 斜率比 l_2 斜率大,只要保证对任意的 n , ΔL 对 n 的导数小于 l_1 的斜率。 ΔL 对 n 的斜率在加速过程中是按一定规律变化,与时间步长无关,而 l_1 的斜率会随时间步长的缩小而变大。所以时间步长取得足够小即可。

令 ΔL 对 n 的导数小于 l_1 的斜率,有

$$\frac{d\Delta L}{dn} < \frac{\Delta L(t_{k+1},1)}{n(t_{k+1},1) - n(t_k)} \quad (11)$$

式中右端代入高压转子功率平衡方程(7),整理得到式(12),代入CFM56-3的相关数据^[18],式(12)的右端各项均取最小。转动惯量约为 $J = 7.07 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, $n(t_{k+1},1)$ 的值取最小,即慢车转速, $n(t_{k+1},1) > 60\% \times 14324 (\text{r/min}) = 8594.4 (\text{r/min})$, $(d\Delta L/dn)$ 的值取图3中的最大值, $\frac{d\Delta L}{dn} < 358.46 \text{ W}/(\text{r/min})$,代入式(12),计算得 $t_{k+1} - t_k < 1.72 \text{ s}$,本文选取的时间步长为 0.025 s ,远小于上面的值。所以采用隐式算法计算,给定压气机喘振裕度,计算结果唯一。

$$t_{k+1} - t_k < \left(\frac{\pi}{30}\right)^2 J n(t_{k+1},1) / \left(\frac{d\Delta L}{dn}\right) \quad (12)$$

3 结果与讨论

以双轴带增压级涡扇发动机为例,加减速时的限制如下:加速过程中压气机喘振裕度 $\Delta SM_C \geq 16\%$,涡轮前温度 $T_4 \leq 1600 \text{ K}$,主燃烧室油气比 $FAR_4 \leq 0.023$ 。减速过程中主燃烧室油气比 $FAR_4 \geq 0.006$ 。按上述限制分别采用显式算法和隐式算法计算发动机在地面($H=0$, $Ma=0$)从慢车到最大状态的加速过程和从最大状态到慢车的减速过程。在计算时,当上述某个参数达到限制后,即按照给定该限制值的显式算法和隐式算法计算。加速过程的工作线、喘振裕度、燃烧室油气比和涡轮前温度如图5(a)~(d)所示。

从图5(a)~(d)中可以看出,显式算法和隐式算法的计算结果基本重合,最大误差不超过1.3%。加速过程分为三段,每一段都有一个参数达到限制值:加速起始阶段压气机喘振裕度,然后是燃烧室油气比,最后是涡轮前温度。加速过程每一点的加速功率都为最大,所以计算得到的加速过程是理论上最优加速过程。在加速过程中风扇喘振裕度变化很小,在本算例中不超过1%,一般不作为限制值进行约束。

减速过程中燃烧室易贫油熄火,按燃烧室油气比的限制计算减速过程的工作线、油气比和燃油流量如图6(a)~(c)所示。在减速过程中,燃烧室油气比一直处于最小值,直到供油量达到慢车状态的供油量为止。显式算法和隐式算法计算的结果基本重合,误差很小。

把图5加速过程中高压转子加速率与高压转速的关系画出,并分段线性拟合,即得到加速过程的闭环控制规律,如图6(d)所示。

采用固定高压转子转速的隐式算法,以图 6(d)中拟合的闭环控制规律为输入,计算发动机加速过

程,并与图 5 对比。加速过程的工作线、喘振裕度、燃烧室油气比和涡轮前温度如图 7(a)~(d)所示。

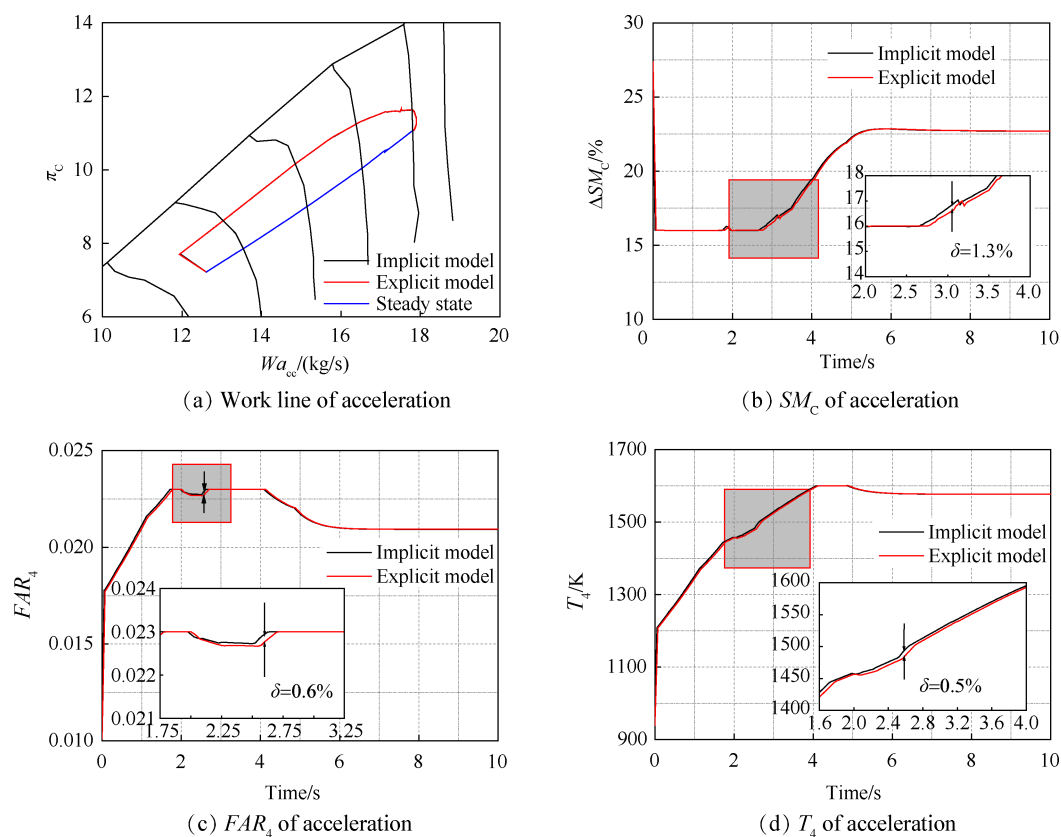


Fig. 5 Result of acceleration

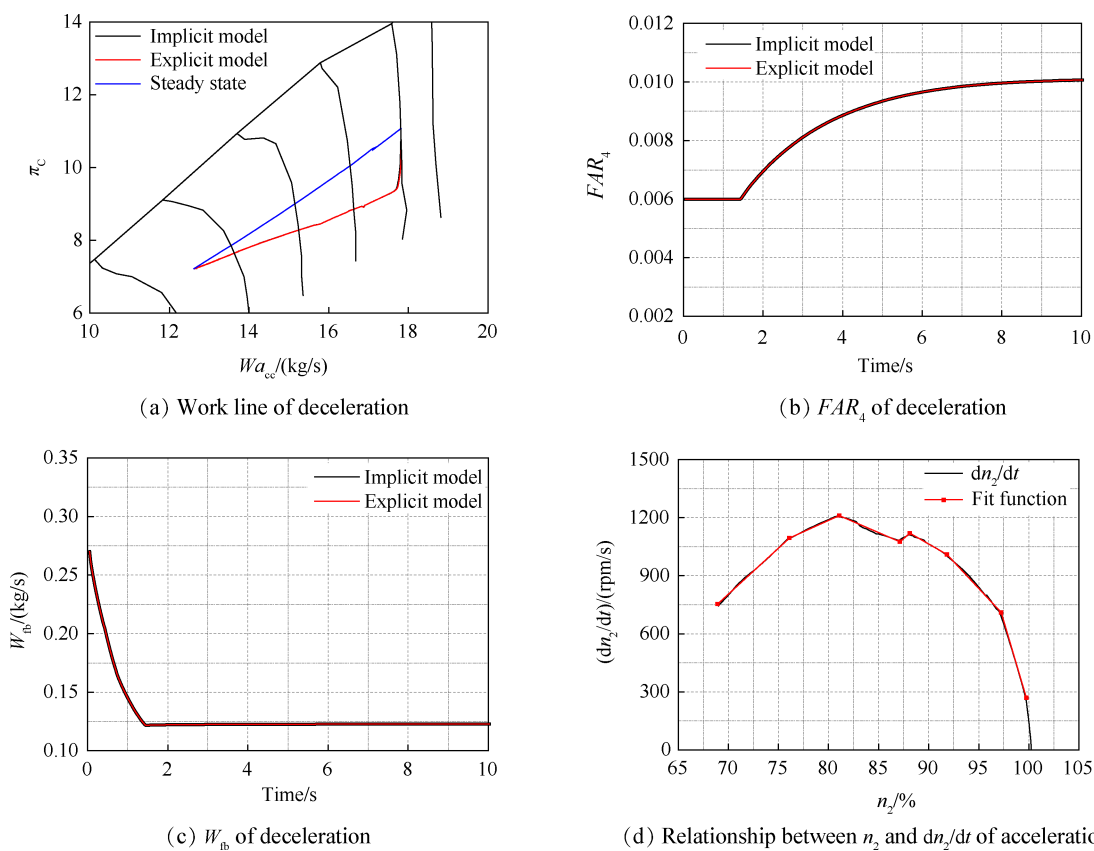


Fig. 6 Result of deceleration and the n -dot control law of acceleration

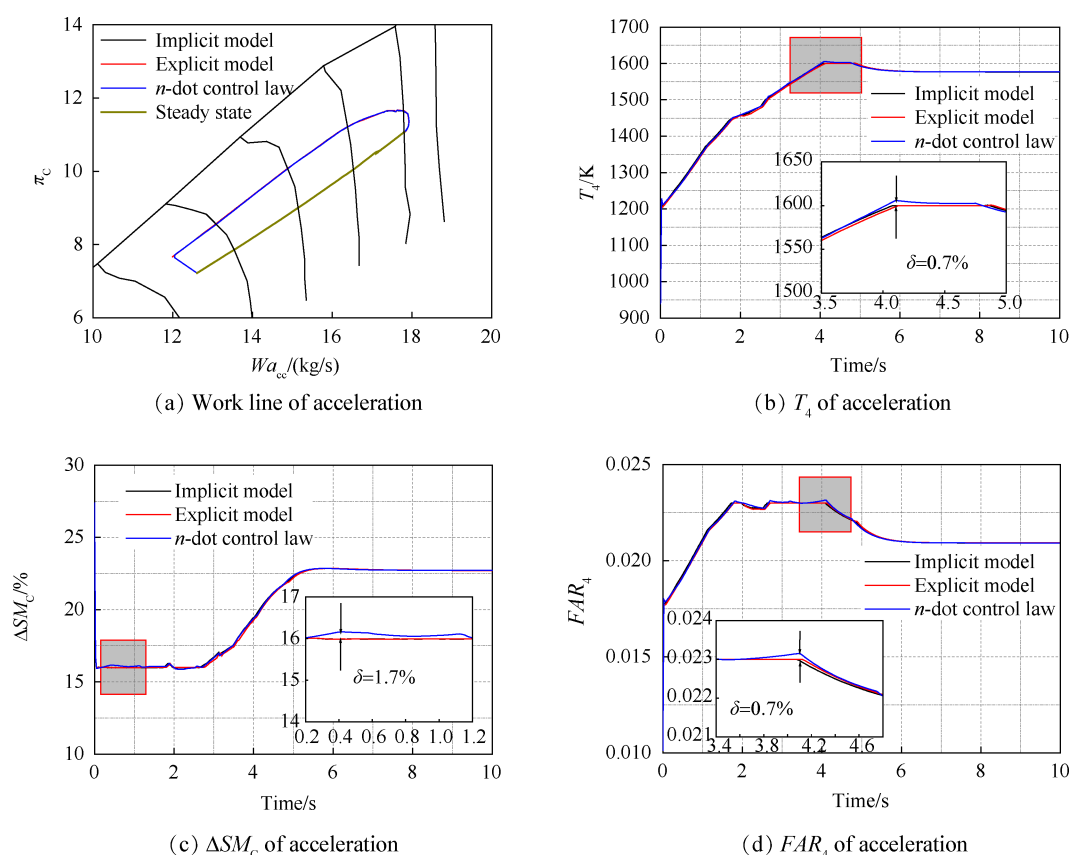


Fig. 7 Results of acceleration by two models and n -dot control law

从图7(a)~(d)中可以看出,把得到的加速率与物理转速的规律作为输入,采用隐式算法计算,得到的加速过程与之前的结果基本重合,最大误差不超过1.7%。发动机每一时刻都有一个负荷达到最大,且不超界,是最优的加速过程。采用隐式算法可以设计发动机过渡态闭环控制规律,也可以对已有的闭环控制规律进行验证。

4 结 论

经过本文的计算和分析,可得出以下结论:

(1)针对模型中不同的给定值,应选择不同的燃烧室容积效应模型。令给定的值在容积效应计算过程中保持不变。给定 T_4 的模型中通过修正燃油流量来保证 T_4 不被改变。

(2)采用不同的变量(ΔSM_c , T_4 , FAR_4)作为给定的参数进行迭代,可使发动机按不同负荷限制值进行加减速。特殊地,在隐式算法给定转速的格式中,可以按给定的加速率计算加减速过程。

(3)给定压气机喘振裕度,在隐式算法中,时间步长小于某个值,工作点即唯一。计算表明,本文选取的时间步长满足唯一性条件。

(4)采用过渡态显式算法和隐式算法,可以对某

工况下发动机加减速过程进行最优设计。显式算法和隐式算法的计算误差小于1.3%。

参考文献

- [1] 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.
- [2] 杨 坤, 谢寿生, 谢 锋. SQP方法在航空发动机加速寻优控制中的应用[J]. 电光与控制, 2007, 14(1): 106-111.
- [3] 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.
- [4] 王 兰, 郭迎清. 基于T-S模糊神经网络的涡扇发动机加速控制[J]. 计算机仿真, 2010, 27(2): 26-29.
- [5] 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设计加速控制[J]. 推进技术, 2004, 25(3): 233-236. (QI Xue-feng, FAN Ding, CHEN Yao-chu, et al. Multivariable Optimal Acceleration Control of Turbofan Engine Based on FSQP Algorithm [J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(3): 233-236.)
- [6] 徐植桂, 张海波. 基于MRR-LSSVR的发动机循环参数优化设计方法[J]. 航空发动机, 2018, 44(2): 48-56.
- [7] 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 Rui-jun, FAN Si-qi. Optimal Occeleration Control of Turbofan Engine with Genetic Algorithm[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2003, 24(4): 357-360.)
- [8] 李 玥, 孙健国. 基于遗传算法的航空发动机多目标优化PID控制[J]. 航空动力学报, 2008, 23(1): 174-178.
- [9] 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, (2): 327-332.
- [10] 陈玉春, 徐思远, 刘振德, 等. 涡扇发动机加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.
- [11] 陈玉春, 王朝蓬, 黄兴鲁, 等. 功率提取法在涡喷发动机起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.
- [12] Chen Y, Xu S, Cai Y, et al. Virtual Power Extraction Method of Designing Acceleration and Deceleration Control Law of Turbofan [C]. *Colorado: 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2009.
- [13] 陆 军, 郭迎清, 王 磊. 航空发动机过渡态最优控制规律设计的新方法[J]. 航空动力学报, 2012, 27(8): 1914-1920.
- [14] 施 洋, 屠秋野, 蔡元虎, 等. 燃气涡轮发动机加减速控制计划最优设计方法[J]. 航空动力学报, 2013, 28(11): 2567-2571.
- [15] 吕安琪. 民用涡扇发动机控制规律研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2018.
- [16] 贾琳渊, 陈玉春, 赵 强. 涡轴发动机闭环过渡态控制规律设计[J]. 航空科学技术, 2012(1): 70-73.
- [17] Philip P Walsh, Paul Fletcher. *Gas Turbine Performance Chapter 8 Transient Performance (Second Edition)* [M]. *Oxford: Blackwell Science Ltd*, 2004.
- [18] Kurzke, Halliwell. *Propulsion and Power an Exploration of Gas Turbine Performance Modeling* [M]. *Cham: Springer International Publishing*, 2018.

(编辑: 张 贺)