

文章编号:1000-6893(2006)05-0773-05

航空发动机 H_∞ /LTR 控制试验验证

杨 刚^{1,2}, 孙健国¹, 姚 华², 臧 军², 刘爱萍², 易学飞², 张力辉²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

(2. 中国航空动力控制系统研究所, 江苏 无锡 214063)

Experimental Verification of H_∞ /LTR Method for Aeroengine Control Systems

YANG Gang^{1,2}, SUN Jian-guo¹, YAO Hua², ZANG Jun²,

LIU Ai-ping², YI Xue-fei², ZHANG Li-hui²

(1. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and
Astronautics, Nanjing 210016, China)

(2. China Aviation Motor Control System Institute, Wuxi 214063, China)

摘 要: 用半物理模拟试验验证了多变量鲁棒控制在航空发动机中的应用, 给出了航空发动机中 H_∞ /LTR 控制模块的设计过程及注意事项。从半物理模拟试验结果可见: 与 LQG/LTR 控制器不同, H_∞ /LTR 控制器能在半物理模拟试验环境下稳定控制航空发动机; H_∞ /LTR 控制器具有优良的噪声抑制功能; 基于包线内一点设计的 H_∞ /LTR 控制器可适用于包线内其他区域的加力与非加力状态下的爬升、加速等仿真试验, 验证了 H_∞ /LTR 方法的鲁棒性。推进了多变量鲁棒控制设计方法在航空发动机中的实际应用。

关键词: 航空发动机; H_∞ /LTR; LQG/LTR; 半物理模拟试验

中图分类号: V233.7 **文献标识码:** A

Abstract: The application of multivariable robust control methods to aeroengines was testified by a semi-physical simulation. The detailed design procedure of an H_∞ /LTR control module for the aeroengine control system was also included. From the simulation results, it is clear that the H_∞ /LTR controller stabilized the whole system in semi-physical simulation environment. This is much different from the LQG/LTR controller that is unstable under the same condition. Further more, one can find that the H_∞ /LTR method has good noise rejection property. Thirdly, the controller, based only on the intermediate power level of one point in the envelope, offers satisfactory performance for a large area in the envelope in the augmented and un-augmented simulation. Therefore, it is experimentally testified that H_∞ /LTR method is a multivariable robust control design method that can be practically applied to engineering environment. Finally, the success of this semi-physical simulation shows that the research of multivariable control methods has a big progress in the direction of practical application to aeroengine control system.

Key words: aeroengine; H_∞ /LTR; LQG/LTR; semi-physical simulation

随着航空发动机性能的不断提高, 航空发动机控制系统不可避免地将由单变量控制转化为多变量控制。在航空发动机中应用的多变量控制设计方法多种多样^[1-3], 各有优缺点。但遗憾的是, 这些方法大多是停留在理论与全数字仿真的阶段上, 真正在航空发动机控制系统中获得应用的少之又少。因此, 研究如何将多变量控制方法应用至航空发动机控制系统已经成为航空发动机控制专业的一个迫在眉睫的任务。

本文首先研究了 LQG/LTR 方法(因为不是重点, 从略), 得出的控制模块在全数字仿真情况

下性能十分优良。但在进行半物理模拟试验时, 由于控制器增益太高, 在工程环境的噪声干扰下, 无法稳定控制航空发动机^[4], 因此, LQG/LTR 方法在工程环境下难以应用。本课题组提出的 H_∞ /LTR 方法^[5,6] 可以限制控制器增益及带宽, 无论是全数字仿真还是本文进行的半物理仿真均表明, 该方法既有较强的噪声抑制能力, 又有较强的鲁棒性, 因此 H_∞ /LTR 方法可以应用至航空发动机。

本文重点研究航空发动机 H_∞ /LTR 控制的半物理模拟试验验证。此外, 还介绍了将 H_∞ /LTR 方法应用至航空发动机时控制模块的设计过程及注意事项。

在相关讨论之前, 将有关符号说明如下:

A_8 为尾喷管喉道面积, m^2 ; H 为高度, km ; Ma 为马赫数; $n_l(n_c)$ 为低(高)压轴转速, r/min 或 $\%$; PLA 为油门杆角度, $(^\circ)$; T_1 为进口总温, K ; $W_{fb}(W_{fa})$ 为主(加力)燃油流量, kg/s ; π_t 为涡轮落压比。

1 H_∞ /LTR 方法

考虑如图 1 所示单位反馈控制系统, 其中 $G(s)$ 为设计对象模型(DPM), 可用如下状态方程

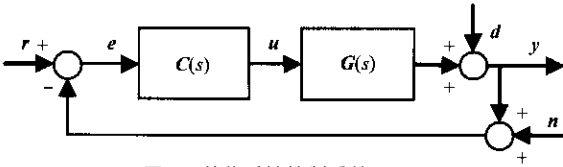


图 1 单位反馈控制系统
Fig. 1 Unit feedback system

表示

$$G(s): \begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu \\ y = Cx + Du \end{cases} \quad (1)$$

式中: x, u, y 分别属于 $\mathbf{R}_n, \mathbf{R}_m, \mathbf{R}_p$, 且 n, m, p 分别表示系统、输入及输出维数。假设 (A, B) 可镇定, (A, C) 可检测, 则 DPM 的传递函数矩阵可表示为

$$G(s) = : \begin{bmatrix} A & B \\ C & D \end{bmatrix} = C(sI_n - A)^{-1}B + D \quad (2)$$

式中: s 为拉普拉斯算子; I_n 为 n 维单位矩阵。

由图 1, 考虑回路在输入点断开的情形(在输出点断开类似)。假设闭环灵敏度函数为 S_i , 目标回路灵敏度函数为 S_l , 则可以通过 H_∞ 方法优化目标函数式(3)而恢复目标回路传递函数(Loop Transfer Recovery)。

$$\min_{Q \in \mathbf{R}_{H_\infty}} \|J\|_\infty = \min_{Q \in \mathbf{R}_{H_\infty}} \|S_i - S_l\|_\infty \quad (3)$$

需要指出的是, 式(3)中 \mathbf{R}_{H_∞} 代表全体在右半平面解析的有界实传递函数矩阵, 而 $Q \in \mathbf{R}_{H_\infty}$ 为优化参数。

但 Han 等^[7]指出, 上述方法无法有效抑制测量噪声。为在保持系统性能的同时抑制测量噪声, 文献^[5]提出将目标函数改为

$$\min_{Q \in \mathbf{R}_{H_\infty}} \|J\|_\infty = \min_{Q \in \mathbf{R}_{H_\infty}} \left\| \begin{bmatrix} (S_i - S_l)W_s \\ UW_U \end{bmatrix} \right\|_\infty \quad (4)$$

式中: $U = (I + GC)^{-1}C$, 表示图 1 中从 r 到 u 的传递函数; 而 W_s 和 W_U 为加权函数矩阵。显然式(4)可同时满足: ① $\varepsilon_s = (S_i - S_l)W_s$ 足够小, 从而保证控制器能恢复目标回路的性能; ② $\varepsilon_U =$

UW_U 足够小, 从而保证控制器有满意的带宽及增益。

式(4)可以表示为如图 2 所示的 H_∞ 标准问题形式, 其中, 虚线框中部分对应广义对象 P 。显然, 由 H_∞ 标准问题求解过程可得控制器 $C(s)$, 使其满足 $\|T_{zr}\|_\infty \leq \lambda$, 其中 T_{zr} 是从 r 到 z 的闭环传递函数, 而 $\lambda > 0$ 为一常数。因为图 2 中 $T_{zr} = J$, 因此, 式(4)可通过解 H_∞ 标准问题求解。

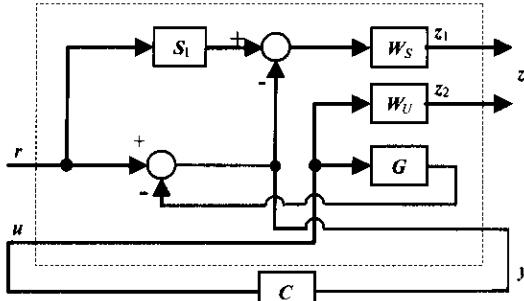


图 2 目标函数 J 的方框图表示
Fig. 2 Block diagram representation of J

此外, 按上述过程求出的控制器阶数偏高, 因此, 必须对控制器降阶^[6], 以满足工程应用的要求。

以航空发动机为对象, 可按上述过程设计 H_∞ /LTR 控制器, 并进行全数字仿真(限于篇幅, 本文省略了具体仿真过程)。仿真结果表明, H_∞ /LTR 控制器具有较小的增益及带宽, 并达到了较好的抑制噪声效果。

在此基础上, 本文希望通过半物理模拟试验, 进一步验证 H_∞ /LTR 方法的工程实用性。

2 航空发动机 H_∞ /LTR 控制模块设计

(1) 控制器分区

根据某型涡扇发动机控制要求, 其主控制系统由如下几个控制器按 T_1 及加力状态组合而成的, 即

控制器①: 当 $T_1 < T_a$, 未加力时, n_c 单变量控制系统, A_8 开环给定;

控制器②: 当 $T_a \leq T_1 \leq T_b$, 未加力时, n_f 单变量控制系统, A_8 开环给定;

控制器③: 当 $T_a \leq T_1 \leq T_b$, 加力时, n_f 与 π_t 双变量控制系统;

控制器④: 当 $T_1 > T_b$ 时, 无论加力与否, n_c 和 π_t 双变量控制系统。

如图 3 所示, 整个飞行包线被 2 条等温线分为 3 个区域, 上述控制器分别工作在不同的区中, 如控制器①工作在 I 区。

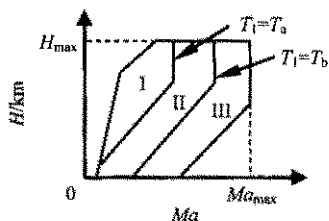


图 3 飞行包线及分区

Fig. 3 Flight envelope and its division

显然,当发动机进口总温变化或发动机进出加力时,上述控制系统可能会切换,如图 4 所示。当进口总温 $T_1 < T_a$ 且未开加力时,开关 S_1 闭合而其余开关断开,此时控制器①,即 n_c 单变量控制系统工作;当进口总温 $T_a < T_1 < T_b$ 且打开加力时,开关 S_3 闭合而其余开关断开,此时控制器③,即 n_1 & π_1 双变量控制系统工作;其余类推。

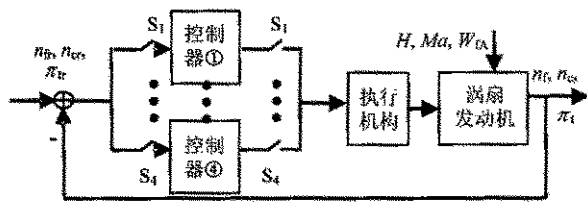


图 4 发动机控制系统示意图

Fig. 4 Schematic of the aeroengine control system

(2) 加力补偿控制

接通或切断加力是瞬态过程,此时涡轮后的压力突然上升或下降,而尾喷管的变化慢于压力的变化,因此导致落压比 π_1 突然下降或上升,从而引起发动机性能的下降。这是加力控制系统设计中必须解决的一个突出问题。

对主系统而言,接通或切断加力是一种可以测量的扰动(加力供油量可以测量,或直接从控制输出得到),因此可以应用前馈补偿,如图 5 所示。与图 4 相比,这里增加了一条从加力供油量 W_{fa} 到尾喷管面积 A_8 的前馈补偿通道,目的是使发动机在加力接通与断开时,其实际尾喷管面积与加力供油量能同步变化。

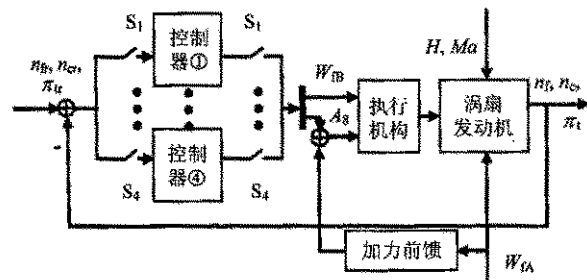


图 5 采用加力补偿的发动机控制系统示意图

Fig. 5 Schematic of aeroengine control system with afterburner feedforward

(3) H_{∞} /LTR 控制器设计

按第 1 节介绍的 H_{∞} /LTR 方法可以设计控制器①~④,为节省篇幅,具体过程省略,但对控制器的设计点选择作如下说明。

如第 2(1)节中所述,控制器①~④分别工作在包线内 I~III 区的加力及非加力状态,为使所设计的控制模块能满足全包线范围内稳定工作的要求,应当在包线内不同的区内选不同的典型点设计控制器,然后按一定的逻辑将它们组合为 1 个控制模块整体。但为了测试 H_{∞} /LTR 控制器的鲁棒性,只在包线内取了 1 个点来设计所有的控制器,并应用于全包线。经全数字仿真比较发现,基于点 $H=7$ km, $Ma=1.0$ 设计的控制器可以比较好的满足控制要求,因此,取该点为控制器①~④的设计点。

(4) Smith 预估器

在半物理模拟试验过程中发现,仿真平台中存在不可忽略的传输滞后,因此,控制模块中将包含 Smith 预估器^[8],以减小滞后对系统的影响,如图 6 所示。图中: d 为滞后大小; C , G 分别为 H_{∞} /LTR 控制器和发动机模型; r , y 分别为参考输入与被控输出。

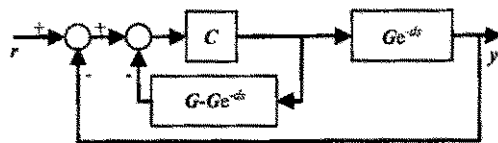


图 6 Smith 预估器

Fig. 6 Smith predictor

3 半物理模拟试验平台

半物理模拟试验平台结构示意图如图 7 所示,其中实物部分包括转速模拟电机与执行机构等实际物理环节,此处限于篇幅省略了具体结构,但需要指出,上述物理环节经过了多次试验,反复标定,其精度可以达到试验要求。上述半物理仿真平台中,控制计算机、执行机构为与实际发动机相同的实物,而转速模拟电机则是为了更好地模拟发动机中的实际转速及传动燃油泵而引入的实物。进行试验时,待验证的控制模块加载在控制计算机实物上,发动机模型由另 1 台 586 计算机运行(故可满足实时性要求),而控制器数据的显示则通过显示计算机来完成。

显然,与全数字仿真试验相比,上述半物理模拟试验平台更接近实际。

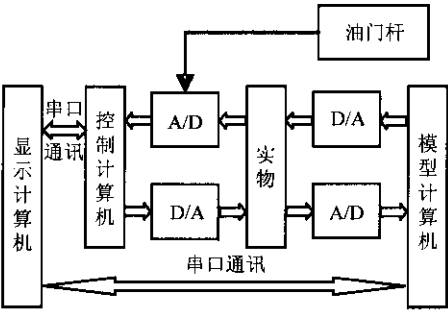


图 7 半物理模拟试验平台示意图

Fig. 7 Schematic of semi-physical simulation test-stand of aeroengine control system

4 半物理模拟试验结果及分析

用 H_∞ /LTR 控制模块进行了大量半物理模拟试验,限于篇幅只给出一部分结果。

H_∞ /LTR 控制模块不带加力半物理模拟试验结果如图 8 所示。由于合作研究所的数据记录程序没有给出反映试验过程的 H 和 Ma ,根据试验笔记给出相应数据:① $H=0$ km, $Ma=0$, $PLA=10^\circ$,发动机工作在“慢车”状态;② $PLA \rightarrow 73^\circ$;③ $Ma \rightarrow 0.7$;④ $H \rightarrow 10$ km;⑤ $Ma \rightarrow 1.0$;⑥ $Ma \rightarrow 1.2$;⑦ $Ma \rightarrow 1.38$;⑧ $Ma \rightarrow 1.6$;⑨ $Ma \rightarrow 1.9$;⑩ $Ma \rightarrow 1.28$;⑪ $Ma \rightarrow 1.2$;⑫ $H \rightarrow 12$ km;⑬ $H \rightarrow 18$ km。需要说明的是,上述仿真过程中标明的数据是发生变化量的变化终点值,起点为上一工作点的稳定值,没有标出的量均表示不变。因为当 PLA, H 和(或) Ma 变化时,控制要求和工作环境发生了变化,控制量和被控量的稳态值也会相应变化,因此,可以从仿真曲线上看出试验过程发生变化的大致时间,如图 8(d)中虚线圆所示,图中序号分别与上述变化过程对应。

由图 8 可见:① H_∞ /LTR 控制模块在半物理模拟试验环境下能稳定控制系统;②半物理模拟试验时的噪声被抑制在可以承受的范围之内,这验证了 H_∞ /LTR 方法的抑制噪声能力;③虽然系统中存在传输滞后,但仿真结果并没有明显看出滞后对系统的影响,因此,所设计的控制器模块可以抑制滞后;④仿真过程中发动机的工作点经过了包线内的不同区域,控制器发生了数次切换,仿真结果表明控制器切换相当平稳;⑤发动机工作点变化时,其参考输入会相应变化,仿真结果表明,被控量能跟踪这种变化,并最终稳定在相应值上;⑥按包线内一点设计的 H_∞ /LTR 控制器可适用于包线内其他区域,这说明了控制器的鲁棒性。以上结果说明 H_∞ /LTR 方法可以应用至航空发动机。

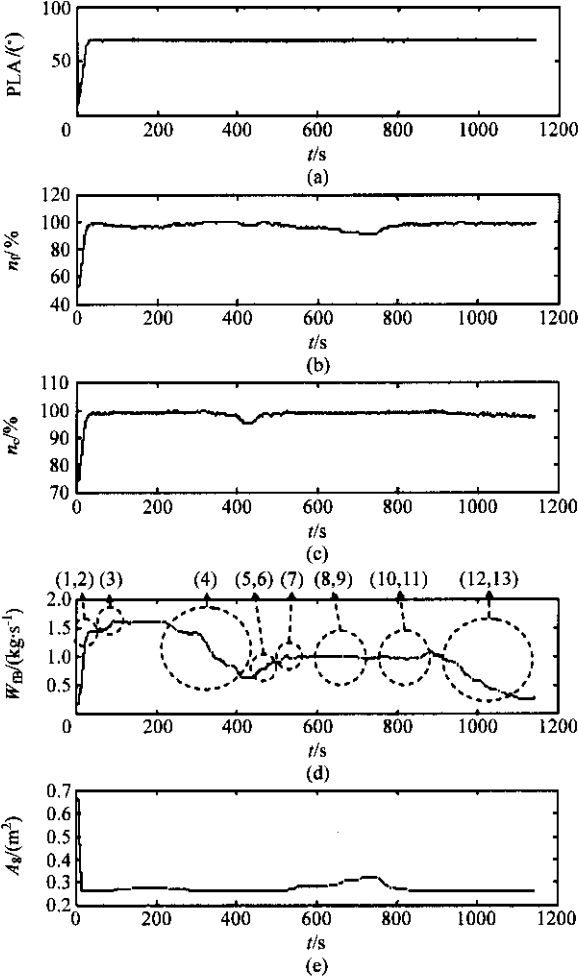


图 8 H_∞ /LTR 控制模块不带加力半物理仿真结果曲线
Fig. 8 Semi-physical simulation results of H_∞ /LTR controller (unaugmented)

对系统在加力状态下的爬升、加速过程也进行了类似的仿真,限于篇幅,不再赘述。

5 结 论

进行了航空发动机多变量鲁棒控制半物理模拟试验,试验表明, H_∞ /LTR 控制器:(1)克服了 LQG/LTR 控制器高增益的缺点;(2)具有强的抑制噪声能力;(3)具有较强的鲁棒性。因此 H_∞ /LTR 控制器可以应用于航空发动机。同时, H_∞ /LTR 控制器半物理模拟试验的成功说明,多变量鲁棒控制设计方法向航空发动机的实际应用前进了一大步。

参 考 文 献

[1] Shrider A, George J C, Xin Z, et al. H_∞ control design for a jet engine [R]. AIAA-98-3753, 1998.
[2] Garg S. Turbofan engine control system design using the LQG/LTR methodology[R]. NASA-CR-182303, 1989.

[3] De Hoff R L, Hall W E Jr. Design of a multivariable controller for an advanced turbofan engine[C]//IEEE Proc 5th Conference on Decision and Control and Symposium on Adaptive Processes, 1976.

[4] 杨刚. 多变量鲁棒控制在涡扇发动机中的应用研究与实验验证[D]. 南京:南京航空航天大学, 2004.

Yang G. Application of multivariable robust control to turbofan engines and its experimental verification[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2004. (in Chinese)

[5] 杨刚, 孙健国. 一种新的控制系统目标回路 H_∞ 恢复方法[J]. 航空学报, 2004, 25(2): 104-107.

Yang G, Sun J G. A new H_∞ /LTR method for control system design[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2004, 25(2): 104-107. (in Chinese)

[6] Yang G, Sun J G. Reduced order H_∞ /LTR method for aeroengine control system[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2004, 17(3): 129-135.

[7] Han K C, Hsia T C. On reducing compensator bandwidth of LQG/LTR control: an H_∞ optimization approach [C]//ACC. 1990: 924-929.

[8] Matausek M R, Micic A D. On the modified Smith predictor for controlling a process with an integrator and long dead-time[J]. IEEE Trans Automatic Control, 1999, 44(8): 1603-1606.

作者简介:



杨 刚(1976—) 男,湖南辰溪人,南京航空航天大学与中国一航动力控制系统研究所联合培养博士后。研究领域为航空发动机建模与控制、多变量鲁棒控制。E-mail: yg_203.student@sina.com



孙健国(1939—) 男,浙江海宁人,南京航空航天大学能源与动力学院教授,博士生导师,1982—1984 年在美国哥伦比亚大学研修。研究领域为航空发动机建模、控制及故障诊断,多变量鲁棒控制,飞行/推进系统综合控制。E-mail:jgspe@nuaa.edu.cn

(责任编辑:刘振国)

~~~~~  
(上接 925 页)

参 考 文 献

[1] Boller C. Structural health monitoring 2004[C]// Proceedings of the Second European Workshop. Lancaster, PA, USA: DEStech Publication, 2004.

[2] Viktorov I A. Rayleigh and Lamb wave[M]. New York: Plenum Press, 1967.

[3] Monkhouse R S C, Wilcox P W, Lowe M J S, et al. The rapid monitoring of structures using interdigital Lamb wave transducers[J]. Smart Materials and Structures, 2000, 9: 304-309.

[4] Valdez S H D, Soutis C. Structural integrity monitoring of CFRP laminates using piezoelectric devices[C]//Proceedings of the European Conference on Composite Materials. Brighton, UK: [s. n.], 2000.

[5] Kessler S S, Spearing M S, Soutis C. Damage detection in composite materials using Lamb wave methods[J]. Smart Mater Struct, 2002, 11: 269-278.

[6] Jeong H, Jang Y S. Fracture source location in thin plates using the wavelet transform of dispersive waves[J]. IEEE Transactions on Ultrasonics, Ferroelectrics, and Frequency Control, 2000, 47(3): 612-619.

[7] Giurgiutiu V, Bao J, Zhao W. Piezoelectric wafer active sensor embedded ultrasonics in beams and plates[J]. Experimental Mechanics, 2003, 43(4): 428-449.

[8] Sergio H, Valdes D, Soutis C. Real-time nondestructive evaluation of fiber composite laminates using low-fre-

cy Lamb waves[J]. J Acoust Soc Am, 2002, 111(5): 2026-2033.

[9] Toyama N, Takatsubo J. Lamb wave method for quick inspection of impact-induced delamination in composite laminates[J]. Composites Science and Technology, 2004, 64: 1293-1300.

[10] Diamanti K, Soutis C, Hodgkinson J M. Lamb waves for the non-destructive inspection of monolithic and sandwich composite beams[J]. Composites, Part A: Applied Science and Manufacturing, 2005, 36(2): 189-195.

[11] 彭 鸽, 袁慎芳, 徐颖娣. 基于主动 LAMB 波和小波变换的二维结构损伤定位研究[J]. 振动工程学报, 2004, 17(4): 488-493.

Peng G, Yuan S F, Xu Y D. Damage localization of two-dimensional structure based on wavelet transform and active monitoring technology of Lamb wave[J]. Journal of Vibration Engineering, 2004, 17(4): 488-493. (in Chinese)

作者简介:



彭 鸽(1980—) 男,江西萍乡人,南京航空航天大学博士研究生。主要研究方向:结构健康监测、信息信号处理。E-mail: likepeng@yahoo.com.cn;联系电话:(025)84893484。

(责任编辑:蔡 斐)