

文章编号: 1000-8055(2003) 04-0528-06

某新机综合飞行/推进系统 H^∞ 控制器设计

郭迎清, 田童军

(西北工业大学 航空动力与热力工程系, 陕西 西安 710072)

摘要: 针对国内某新型战机及其装配的新型涡轮风扇发动机, 本文研究了该综合飞行/推进系统一体化控制问题。首先建立了飞行子系统、推进子系统数学模型, 在此基础上得到了飞行/推进系统综合模型; 利用 H^∞ 混合灵敏度控制器设计方法, 设计了综合系统控制器, 对控制器设计中的一些关键问题作了讨论; 最后通过仿真, 表明所设计的综合控制系统具有较好的性能。

关键词: 航空、航天推进系统; 综合飞行/推进系统; H^∞ 控制; 混合灵敏度

中图分类号: V 233. 7

文献标识码: A

The Integrated Flight/Propulsion H^∞ Controller Design for a New Fighter

GUO Ying-qing, TIAN Tong-jun

(Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The integrated flight/propulsion control system of a new fighter and its new turbofan engine are studied in this paper. Firstly, the models for the flight sub-system and propulsion sub-system are proposed, and then the model for integrated flight/propulsion system is set up. Secondly, the integrated flight/propulsion controller is designed based on the hybrid sensitivity approach; some key problems in controller design are discussed. Finally, the simulation results indicate that the designed integrated controller has good performances.

Key words: aerospace propulsion system; integrated flight/propulsion system; H^∞ control; hybrid sensitivity

1 概述

综合飞行/推进控制(Integrated Flight/Propulsion Control System-IFPC)是飞行器控制技术发展的新阶段,是目前飞行控制及推进系统控制研究领域重要的研究方向之一^[1~3]。由于飞行控制系统和推进控制系统都是飞行器的重要组成部分,相互之间有必然的联系。因此,为了充分

的发挥飞机、发动机等子系统的潜力,有必要在控制系统设计过程中,把原本就相互联系,相互耦合的各子系统进行综合设计^[4,5]。

本文所研究的飞行器为我国最新研制的战机,装配着最新研制的涡轮风扇发动机。该飞行器的设计采用的是传统的飞行控制系统与推进控制系统独立设计。本文就是针对该飞行器,探讨采用综合飞行/推进控制系统一体化设计问题。

收稿日期: 2002-09-24; 修订日期: 2003-01-15

作者简介: 郭迎清(1964-),男,山西洪洞人,西北工业大学航空动力与热力工程系教授,主要从事控制理论与应用、航空动力控制研究。

2 综合系统数学模型建立

2.1 飞行子系统模型^[6]

这里只研究飞机纵向运动。根据所提供的飞机有关数据,通过推导可以得到飞机纵向小扰动线性运动方程,进而得到传递函数。其输入为舵偏角 δ 和推力 P ,输出有飞行速度 V 、迎角 α 、俯仰角 θ 。做出飞机纵向模型的频率特性,分析飞机的长短周期一般特性,可以检验模型的正确性^[7,8]。

考虑了纵向飞行控制规律后,得到飞行子系统在设计点的数学模型如式(1):

$$\left. \begin{aligned} \dot{X}_p &= A_p X_p + B_p u_p + H_p y_{pe} \\ y_p &= C_p X_p + D_p u_p + G_p y_{pe} \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

其中:

$$X_p = [V, \alpha, \theta]^T, \quad y_p = [V, \delta_e, \alpha, \theta]^T$$
$$u_p = \delta_e, \quad y_{pe} = P$$

模型中的系数矩阵 H_p 和 G_p 反映了发动机推力对飞行纵向运动各变量的影响,即反映了推进子系统对飞行子系统的影响。

2.2 推进子系统数学模型

该发动机是我国自行研制的大推力、高推重比、双转子混合排气、加力式涡扇发动机。利用已有的发动机非线性模型计算程序,得到设计点线性化模型。线性模型中系数矩阵通过顺数法得到。

原发动机计算程序中尾喷口面积只有两个状态,当飞行状态变化到一定值时尾喷口面积将直接从一种状态跳到另一种状态。在本文所设计的控制器中需要以尾喷口面积为输入量对模型进行

调整,原有的调整规律不能满足要求,所以将尾喷口面积的变化规律调整为二次曲线型变化规律。图 1 为原尾喷口面积变化规律,图 2 调整后的变化规律规律。其中 y 轴为尾喷口面积, x 轴为调

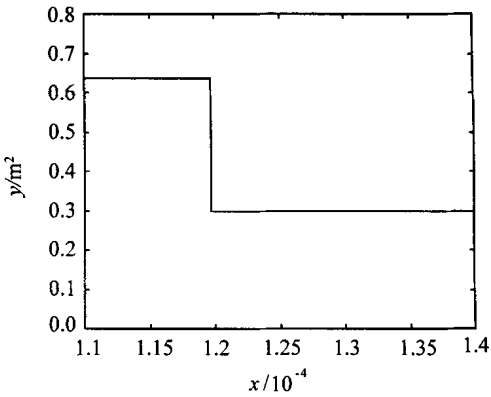


图 1 原尾喷口面积变化规律
Fig. 1 Original change rule of nozzle area

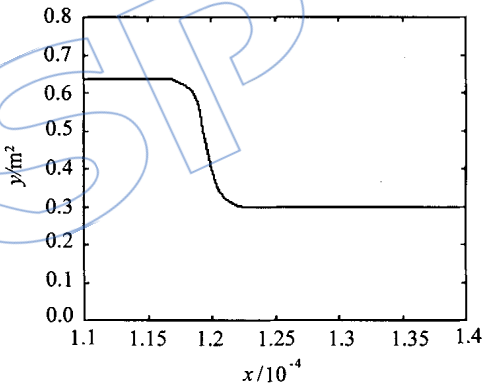


图 2 调整后尾喷口面积的变化规律
Fig. 2 Adjusted change rule of nozzle area

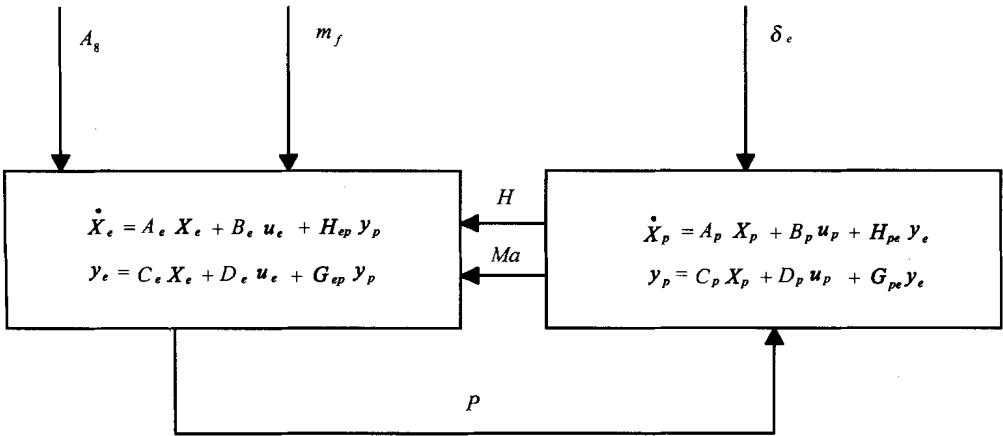


图 3 综合系统结构图
Fig. 3 Scheme of integrated system

整参数。

最后得到推进子系统线性模型式(2):

$$\left. \begin{aligned} \dot{X}_e &= A_e X_e + B_e u_e + H_e y_{ep} \\ y_e &= C_e X_e + D_e u_e + G_e y_{ep} \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

其中:

$$\begin{aligned} X_e &= [n_l, n_h]^T \\ u_e &= [m_f, A_e]^T \\ y_{ep} &= [H, Ma]^T \\ y_e &= [n_l, n_h, P]^T \end{aligned}$$

n_h 和 n_l 为高低压转子转速, m_f 和 A_e 为尾喷口面积, H 和 Ma 为飞行高度和马赫数。

2.3 综合系统数学模型

综合系统稳定点是通过两个子系统稳态点的附加约束来确定的,即要求发动机提供的推力与飞机所需的推力平衡。综合系统模型的数学模型可联立满足上述稳态点要求的两个子系统模型来求得,如式(3)。此时状态空间方程描述的综合系统结构图如图3。

$$\left. \begin{aligned} \dot{X} &= Ax + Bu \\ y &= Cx + Du \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

其中:

$$\begin{aligned} X &= [X_p, X_e]^T \\ u &= [u_p, u_e]^T \\ y &= [y_p, y_e]^T \end{aligned}$$

3 综合系统控制器设计

混合灵敏度 H_∞ 控制器设计方法的基本思想是通过系统灵敏度函数 $S(s)$ 和补灵敏度函数 $T(s)$ 进行频域整形(在低频段灵敏度函数增益尽量小,而在高频段补灵敏度函数增益尽量小),使系统具有满意的性能^[9]。设计者的主要工作就是选择设计加权函数阵 $W_s(s)$ 、 $W_T(s)$, 因为加权函数矩阵决定了系统 $S(s)$ 和 $T(s)$ 频域特性的形状,进而直接决定了整个控制系统的动态、稳态性能以及稳定鲁棒性的好坏。

选择加权阵为对角阵,以希望实现多变量控制的闭环解耦^[10, 11]。这样加权阵的基本形式可以简单的定义为:

$$T_i(s) = \frac{K_i}{\rho(s + a_1)(s + a_2) \cdots (s + a_j)}$$

其中, $K_i > 0$, $a_i \geq 0$, ρ 为调节系数。在本文设计过程中发现 ρ 值的改变不影响系统输出的形状,但 ρ 减小时,系统响应的速度将加快。由于 H_∞ 次优控制器的阶次等于包含了加权函数阵在内的增广被控对象 $P(s)$ 的阶次,所以通常希望尽可能的降低 $W_s(s)$ 和 $W_T(s)$ 的阶次。这样我们可以限定 j 不大于 3, 然后根据从简到繁的原则依次尝试给 a_i 以不同的值,检查其频域特性是否与要求的频率特性相符。如果大体相符,则进一步求取综合系统的增广状态空间实现,从而得到对应的 H_∞ 控制器并检查其性能,简单的讲可以先检查系统灵敏度函数和补灵敏度函数的伯得图是否合理。最后通过仿真检验系统性能。

可以看出以上所述的,各种工作除选择加权阵外,其它工作都是方法固定,且次序不变的,因此都可以用编程的方式用计算机自动实现,考虑到上述方法中涉及很多的矩阵运算,以及其它一些控制系统中的相关操作。所以最方便的编程方式是直接在 Matlab 中编写,而不用通用的编译器,虽然相比其它编译器 Matlab 中程序为逐行解释运行,执行效率较低,但它可以大大的降低编写程序难度^[12]。

通过对七种不同的加权阵对应的系统灵敏度、补灵敏度函数伯得图比较,得到下面一组加权矩阵:

$$T_s(s) =$$

$$\begin{bmatrix} \frac{1}{\frac{s}{1000} + 7} & & \\ & \frac{2}{\frac{s}{1000} + 5} & \\ & & \frac{3}{\frac{s}{1000} + 7} \end{bmatrix}$$

$$S_s(s) =$$

$$\begin{bmatrix} \frac{0.001s + 6}{0.001s + 7} & & \\ & \frac{0.001s + 3}{0.001s + 5} & \\ & & \frac{0.001s + 4}{0.001s + 7} \end{bmatrix}$$

在 H_∞ 控制器求解过程中涉及大量的计算和参数调整,可以将所用的调整规律和验证条件在 Matlab 中编成函数,进一步可以以 C 或 C++ 编

辑,然后编译为动态连接库,导入 Matlab 进行调用,或编译为 OBJ 文件用 Matlab 中的工具编译为 Matlab 可直接调用的函数,直接在 Matlab 中调用。从而可以大大降低时间消耗并得到较好的结果。

4 仿真结果及分析

在设计点对所设计的综合控制系统进行仿真研究,检验系统的动静态性能、鲁棒性与抗干扰性能,仿真结果表明综合系统各种性能均较好^[11]。

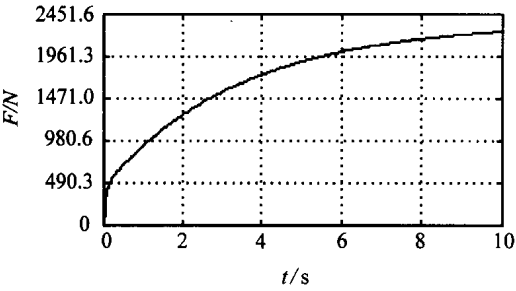


图 4 推力对燃油流量阶跃响应
Fig.4 Thrust to fuel step order

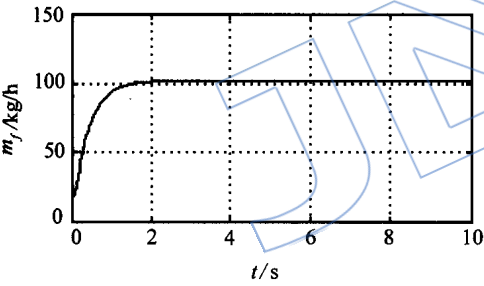


图 5 燃油流量对燃油流量阶跃响应
Fig.5 Fuel flow to fuel step order

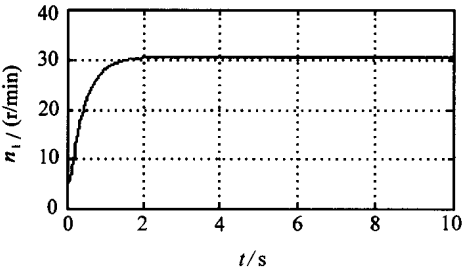


图 6 低压转子转速对燃油流量阶跃响应
Fig.6 Speed of low pressure rotor to fuel step order

下面只给出加入燃油流量阶跃指令信号下(幅值为 100 kg/h),综合系统各参数响应仿真结果如

图 4~图 13。

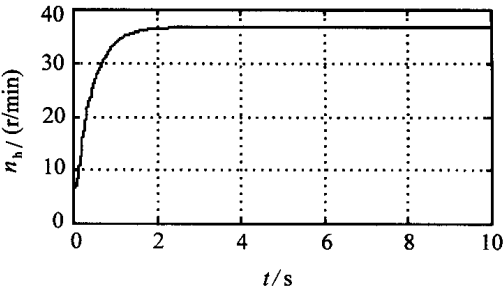


图 7 高压转子转速对燃油流量阶跃响应
Fig.7 Speed of high pressure rotor to fuel step order

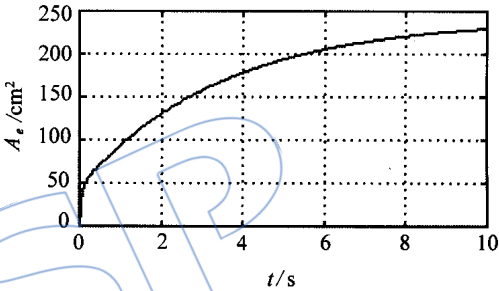


图 8 尾喷口面积对燃油流量阶跃响应
Fig.8 Nozzle area to fuel step order

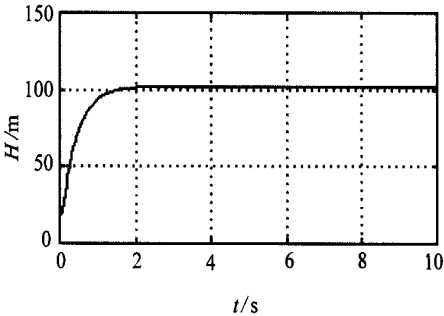


图 9 高度对燃油流量阶跃响应
Fig.9 Attitude to fuel step order

从图中可以看出: 随燃油流量阶跃指令的加入,实际燃油流量在 2 s 内上升到了所需流量,发动机推力加大,推力变化过程平稳;低压转子转速和高压转子转速在 2 s 内上升到终值并保持稳定;飞行速度、迎角、以及飞机升降舵偏角均表现为开始时迅速上升,然后在 2 s 内又全部恢复到 0 并稳定下来。也就是说,燃油流量加大,发动机推力加大,但速度和迎角的增量终值都为零,回到了增加燃油流量之前的状态,只有俯仰角增量终值为正,即飞机抬头。实际过程表现为: 增加推力后,

先是增加速度,随后动压加大使升力增加,因而飞行轨迹上弯。随航迹倾斜角到达一定正值后,飞机重力沿飞行轨迹的分力又使速度减小。在动态过程结束后,航迹倾斜角到达一定稳定值,这时增加的推力全部用来克服飞机重力沿飞行轨迹的分力,而速度回到原值。此外由于舵偏角最终没有变,所以飞机的迎角只能回到原值。

由以上分析可知,加入燃油流量阶跃指令信号之后,综合系统的调节时间为 2 s 左右,最终飞行迎角,飞行速度等均恢复到原值,对信号的跟踪很快,且无超调,无静差。

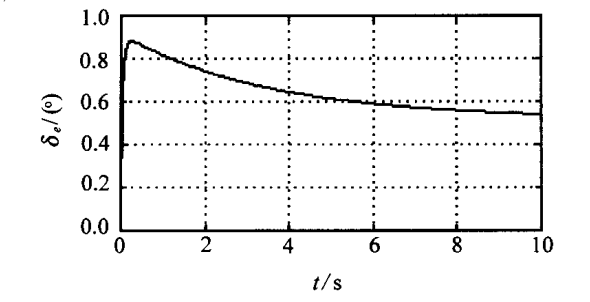


图 10 舵偏角对燃油流量阶跃响应
Fig. 10 Elevator deflection to fuel step order

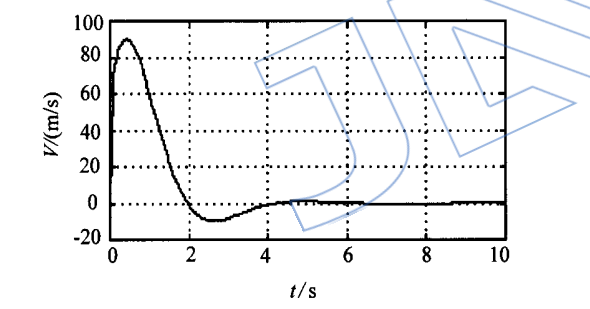


图 11 飞行速度对燃油流量阶跃响应
Fig. 11 Velocity to fuel step order

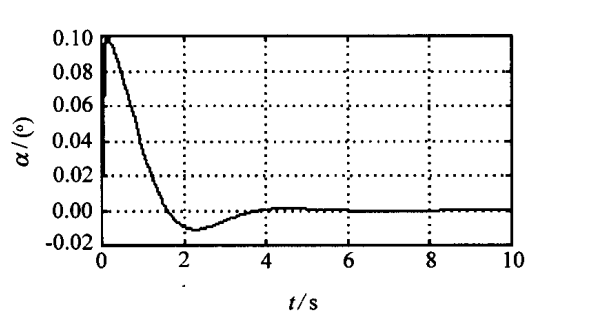


图 12 迎角对燃油流量阶跃响应
Fig. 12 Attack angle to fuel step order

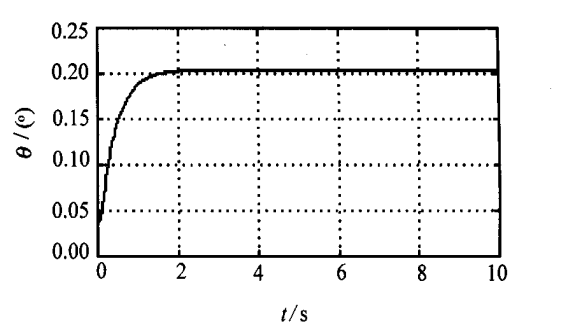


图 13 俯仰角对燃油流量阶跃响应
Fig. 13 Pitch angle to fuel step order

5 结 论

通过本文研究,可以得到以下结论:

(1) 因为采用了综合系统设计,考虑了飞行子系统和推力子系统之间耦合作用影响,所以只要正确的应用混合灵敏度 H_{∞} 控制理论,进行综合飞行/推进控制系统的设计,就能够保证控制系统具有较强的抗干扰性、鲁棒性、抑制噪声能力以及很好的动态、静态性能。并在设计点实现解耦控制和无静差控制。

(2) 混合灵敏度 H_{∞} 控制设计思想的关键在于对系统进行频域整形,通过构造和调整两个加权阵频域特性的形状以获得希望的闭环系统性能,就是这种思想的根本体现。所以综合飞行/推进控制系统设计的关键以及最终系统性能的好坏,都直接取决于两个加权阵的选择,而要获得恰当的加权阵,则要求设计者对被控对象和混合灵敏度 H_{∞} 控制有较深的认识。事实上这种通过调整系统的频域特性来获得预期的特性的做法,正是工程技术人员最熟悉的经典控制理论的基本方法,所以这种设计方法比较容易为工程技术人员所理解。

参考文献:

[1] Shaw P D, Blumberg K, Joshi D, et al. Development and Evaluation of An Integrated Flight/Propulsion Control System [R]. AIAA- 85- 1423.

[2] Robert E Fennell, Stephen B Bleak. Integrated Airframe Propulsion control [R]. NASA- CR- 3606, 1982.

[3] John D Schienment, David K. Schindl. Performance Limitations of Decentralized Control Laws for Integrated Flight and Propulsion Control [R]. AIAA- 94- 3614.

[4] Sanjay Garg, Duane L Mattern, Randy E Bullard. Integrated Flight/ Propulsion Control System Designed Based on A Centralized Approach [R]. AIAA- 89- 3520- CP.

[5] Sevich G T, Beattie E C. Integrated Flight/ Propulsion Control Designed Techniques Starting with Engine [R] . SAE - 740481, 1974.

[6] 张明廉主编. 飞行控制系统[M] . 北京航空航天大学、南京航空航天大学、西北工业大学合编, 北京: 航空工业出版社出版, 1994.

[7] YonkeL W A·Terell A· Integrated Flight/ Propulsion Control: Adaptive Engine Control System Mode[R] . AIAA - 85 - 1425.

[8] David K Schmid, John D Schiem an. Extended Implicit Model Following As Applied To Integrated Flight and Propulsion Control[R] . AIAA Paper No 90- 3444.

[9] Rogers W L, Collins D J. X29 H_∞ Control Synthesis[J] . J. Guid Contr.Dynamics, 1992, 15(2) : 962- 967.

[10] 唐宏刚. 综合飞行/推进系统控制器 H_∞ 设计方法研究 [D] . 西安: 西北工业大学, 1998.

[11] 田童军. 综合飞行/推进系统控制器设计[D] . 西安: 西北工业大学, 2002.

[12] 薛定宇. 控制系统计算机辅助设计- matlab 语言与应用 [M] . 北京: 清华大学出版社, 1996.

规范论文关键词与提高英文摘要写作质量

最近, 中国科协学会学术部为了规范学术论文, 深化学术文献的研究和统计, 多层面提高中文文献检索水平, 使更多的学术论文进入科技工作者的引用范畴, 达到促进我国科学技术研究的目的; 以及针对目前学术期刊中的英文摘要绝大多数比较粗糙, 离参与国际交流的要求相距甚远的问题。向全国性学会、协会、研究会及各有关期刊编辑部下发了《关于在中国科协系统科技期刊中规范关键词选择的决定》(简称《决定》)和《关于进一步提高期刊论文英文摘要写作质量以及在有关期刊编辑部开展英文摘要达标荐优活动的通知》(简称《通知》)。我刊为贯彻执行《决定》和《通知》, 特摘要其中主要内容告知作者, 供作者在写论文时进行参考。

1 关键词

《决定》对学术期刊学术论文的关键词选择和排序, 做出如下规定: (1) 发表在中国科协系统学术期刊所有学术论文, 必须在摘要后列出不少于 4 个关键词; (2) 关键词按以下顺序选择:

第一个关键词: 列出该文主要工作或内容所属二级学科名称。学科体系采用国家技术监督局发布的《学科分类与代码》(国标 GB/ 13745- 92)。

第二个关键词: 列出该文研究得到的成果名称或文内若干个成果的总类别名称。

第三个关键词: 列出该文在得到成果或结论时采用的学科研究方法的具体名称。对于综述和评述性学术论文等, 此位置分别写“综述”或“评论”等。对科学研究方法的研究论文, 此处不写被研究的方法名称, 而写所应用的方法名称。前者出现于第二个关键词的位置。

第四个关键词: 列出在前三个关键词中没有出现的, 但被该文作为主要研究对象的事物或物质的名称, 或者在题目中出现的作者认为重要的名词。

如有需要, 第五、第六个关键词等列出作者认为有利于检索和文献利用的其他关键词。

2 英文摘要

《通知》对提高学术期刊学术论文英文摘要的质量做出如下规定:

(1) 英文摘要是应用符合英文语法的文字语言, 以提供文献内容梗概为目的, 不加评论和补充解释, 简明、确切地论述文献重要内容的短文。

(2) 英文摘要必须符合“拥有与论文同等量的主要信息”的原则。为此, 英文摘要应重点包括 4 个要素, 即研究目的、方法、结果和结论。在这 4 个要素中, 后 2 个是最重要的。在执行上述原则时, 在有些情况下, 英文摘要可包括研究工作的主要对象和范围, 以及具有情报价值的其他重要的信息。当前学术期刊上英文摘要的主要问题是要素不全, 繁简失当。

(3) 英文摘要的句型力求简单, 通常应有 10 个左右意义完整、语句顺畅的句子。

(4) 英文摘要不应有引言中出现的内容, 也不要对论文内容作诠释和评论, 不得简单重复题名中已有的信息; 不用非公知公用的符号和术语, 不用引文, 除非该论文证实或否定了他人已发表的论文, 缩略语、略称、代号, 除了相邻专业的读者也能清楚理解的以外, 在首次出现时必须加以说明; 科技论文写作时应注意的其他事项, 如采用法定计量单位, 正确使用语言文字和标点符号等, 也同样适用于英文摘要的编写。