

研究报告

复合柔性结构航天器 动力学建模研究

曲广吉 程道生

(中国空间技术研究院空间飞行器总体设计部, 北京 100086)

[摘要] 柔性航天器动力学建模的传统方法是采用混合坐标法, 针对中心刚体带大型柔性附件类的航天器, 这种方法在理论建模和工程应用方面都获得了极大的成功。在中心刚体加柔性附件类航天器柔性动力学研究成果基础上, 通过计及柔性体与柔性体连接点间的复合位移变形, 利用混合坐标法建立了复合柔性结构航天器动力学模型, 其软件系统 DASFA 2.0 已初步用于工程分析设计。

[关键词] 航天器; 复合柔性结构; 柔性动力学; 混合坐标法

1 引言

柔性航天器动力学建模的传统方法是采用混合坐标法, 针对中心刚体带大型柔性附件类的航天器, 这种方法在理论建模和工程应用方面都获得了极大的成功^[1-6]。但是, 现代航天器的规模越来越大, 构型也越来越复杂, 其结构特征的发展趋势: 一是中心刚体外加柔性舱段, 在柔性舱段上又带有各类大型柔性附件, 形成复合柔性结构, 全星呈现为中心刚体和复合柔性结构组成的复杂结构系统; 二是中心体由多个柔性舱段构成, 且其刚度较低, 再加上中心体上的各类大型柔性附件, 使整个航天器呈现为全柔性结构系统。

对于含有复合柔性结构的航天器, 由于有些柔性体不直接与刚体连接, 因而一般不能直接用柔性体的模态建立全系统动力学方程。为了充分利用中心刚体加柔性附件类航天器动力学的理论研究成果和北京空间飞行器总体设计部开发的 DASFA 1.0 软件成果, 本文通过计及柔性体与柔性体连接点的复合位移变形, 仍利用混合坐标法成功地建立了复合柔性结构航天器的动力学模型, 其软件系统

DASFA 2.0 已初步用于工程分析设计。

在柔性航天器动力学建模中, 合理选择模化方法和建模原理可简化推导过程并有助于提高模型的工程实用性。模化即用数学模型描述航天器的物理模型, 常用的方法包括离散坐标法、分布参数法、混合坐标法和正则模态法。对中心刚体加柔性附件类航天器, 混合坐标法用离散坐标描述航天器刚体运动, 包括其平动和转动; 用模态坐标描述其柔性部件的结构振动。常用的建模原理包括牛顿-欧拉法、D'Alembert 原理、Lagrange 原理、Kane 方法^[3,6,7]等。本文采用混合坐标法和 Lagrange 原理, 获得了工程实用的复合柔性结构航天器动力学的混合坐标模型。

2 系统 Lagrange 函数

图 1 为一个多舱段中心体外带 n 个柔性附件的航天器示意图。一般情况下, 中心体的中心舱段刚度较大 (如飞船的返回舱), 可视为刚体, 将星体坐标系固连其上。由于多舱段中心体的结构尺寸较大, 刚度较低, 建模时需计入其柔性变形的影响, 加上外带柔性附件的变形。图 1 所示为中心刚

体加复合柔性结构航天器模型。本文对其作如下假设：各附件与中心组合体通过铰接连；附件可相对中心组合体缓慢转动；整个航天器结构变形满足线性小变形假设。

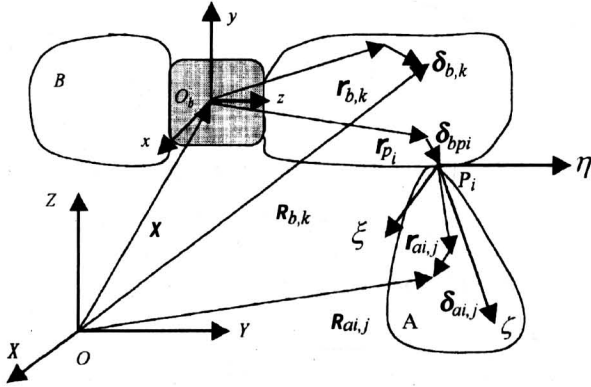


图1 中心体与附件运动关系及坐标系示意图

Fig.1 Sketch for movement relationship and coordinates of main body and appendages

2.1 坐标系及其转换

如图1所示，惯性坐标系 $O-XYZ$ 取为航天器当地轨道坐标系，用矢基 $\{i\}$ 表示；本体固连坐标系 O_b-xyz 的原点取为航天器质心，三个坐标轴分别对应航天器的姿态轴，用矢基 $\{b\}$ 表示，并假定初始时与 $\{i\}$ 系重合；附件固连坐标系 $P_i-\xi\eta\zeta$ 的原点取在附件的铰接点 P_i 上，其坐标轴由附件动力学分析时选择定义，用矢基 $\{a_i\}$ 表示。

建模过程中，定义 A 为姿态矩阵，即由 $\{i\}$ 系到 $\{b\}$ 系的转换阵，在不失一般性情况下，对小姿态角取为单位阵； C_{aib} 为 $\{b\}$ 系到 $\{a_i\}$ 系转换矩阵，由相对姿态确定。

2.2 系统质点速度

中心体上点 k 及附件 i 上点 j 相对于 O 的位移矢量 $R_{b,k}$, $R_{ai,j}$ 可表示为

$$R_{b,k} = X + r_{b,k} + \delta_{b,k}$$

$$R_{ai,j} = X + (r_{pi} + \delta_{bpi}) + (r_{ai,j} + \delta_{ai,j}) \quad (1)$$

为简化起见，式(1)中仅计及中心体位移变形，而忽略其转动变形影响。较之于柔性多体系统，因中心体刚度远大于其附件，这样处理是允许的。由式(1)相对 $\{i\}$ 系对时间求导，可得中心体上 k 点在本体系 $\{b\}$ 中的速度分量列阵及附件 i 上 j 点在 $\{a_j\}$ 系中的速度分量列阵分别为

$$V_{b,k} = \dot{X} + (\tilde{r}_{b,k}^T + \tilde{\delta}_{b,k}^T) \cdot \omega_s + \delta_{b,k}$$

$$V_{ai,j} = C_{aib} \cdot \dot{X} + [C_{aib} \cdot (\tilde{r}_{pi}^T + \tilde{\delta}_{bpi}^T) + (\tilde{r}_{ai,j}^T + \tilde{\delta}_{ai,j}^T) \cdot C_{aib}] \cdot \omega_s + (\tilde{r}_{ai,j}^T + \tilde{\delta}_{ai,j}^T) \cdot \omega_{ai} + C_{aib} \cdot \delta_{bpi} + \delta_{ai,j} \quad (2)$$

式中 X 为其矢量在 $\{i\}$ 系中的投影分量列阵； $r_{b,k}$, $\delta_{b,k}$, r_{pi} , δ_{bpi} 分别为其相应矢量在 $\{b\}$ 系中的投影分量列阵； $r_{ai,j}$, $\delta_{ai,j}$ 分别为其相应矢量在 $\{a_i\}$ 系中的投影分量列阵； ω_s 为 $\{b\}$ 系相对于 $\{i\}$ 系的角速度矢量在 $\{b\}$ 系中的分量列阵； ω_{ai} 为 $\{a_i\}$ 系相对 $\{b\}$ 系的角速度矢量在 $\{a_i\}$ 系中的分量列阵；“ \sim ”表示对应的反对称矩阵。

2.3 系统的 Lagrange 函数

柔性航天器的系统动能包括中心体动能和各附件动能。设航天器具有 N 个附件，分别以 T_b 、 T_{ai} 表示中心体和附件 i 的动能，则系统动能

$$T = T_b + \sum_i T_{ai}$$

$$T_b = \frac{1}{2} \sum_k V_{b,k}^T \cdot V_{b,k} \cdot m_{b,k} \quad (3)$$

$$T_{ai} = \frac{1}{2} \sum_j V_{ai,j}^T \cdot V_{ai,j} \cdot m_{ai,j}$$

式中 $m_{b,k}$ 为中心体上 k 点的集中质量， $m_{ai,j}$ 为附件 i 上 j 点的集中质量。

设中心体与附件 i 的正则模态振型矩阵分别为 Φ_b , Φ_{ai} ，模态坐标为 η_b , η_{ai} ，则中心体与附件 i 的变形可由模态坐标表述为

$$\delta_b = (\delta_{b,1} \delta_{b,2} \dots \delta_{b,k})^T = \Phi_b \cdot \eta_b$$

$$\delta_{ai} = (\delta_{ai,1} \delta_{ai,2} \dots \delta_{ai,j})^T = \Phi_{ai} \cdot \eta_{ai} \quad (4)$$

利用公式(2)、(3)和(4)，由以上分析，推导得航天器系统的动能为

$$T = \frac{1}{2} \dot{X}^T \cdot m_s \cdot \dot{X} + \dot{X}^T \cdot F_{tb} \cdot \dot{\eta}_b + \dot{X}^T \cdot \sum_i F_{tai} \cdot \dot{\eta}_{ai} + \frac{1}{2} \omega_s^T \cdot I_s \cdot \omega_s + \omega_s^T \cdot \sum_i R_{sai} \cdot \omega_{ai} + \omega_s^T \cdot F_{sb} \cdot \dot{\eta}_b + \omega_s^T \cdot \sum_i F_{sai} \cdot \dot{\eta}_{ai} + \frac{1}{2} \sum_i \omega_{ai}^T \cdot I_{ai} \cdot \omega_{ai} + \sum_i (\omega_{ai}^T \cdot F_{aib}) \cdot \dot{\eta}_b + \sum_i \omega_{ai}^T \cdot F_{ai} \cdot \dot{\eta}_{ai} + \frac{1}{2} \dot{\eta}_b^T \cdot F_b \cdot \dot{\eta}_b + \dot{\eta}_b^T \cdot \sum_i F_{fai} \cdot \dot{\eta}_{ai} + \frac{1}{2} \sum_i \dot{\eta}_{ai}^T \cdot \dot{\eta}_{ai} \quad (5)$$

式中 m_s 为系统质量阵， I_s 为系统惯量阵， I_{ai} 为附件 i 惯量阵， F_{tai} 为附件 i 振动对航天器平动的柔性耦合系数阵， F_{sai} 为附件 i 振动对航天器转动的柔性耦合系数阵， F_{ai} 为附件 i 振动对附件 i 转动的柔性耦合系数阵， R_{sai} 为附件 i 与航天器转动之间

的惯性耦合系数阵, F_{tb} 为中心组合体振动对航天器平动的柔性耦合系数阵, F_{sb} 为中心组合体振动对航天器转动的柔性耦合系数阵, F_{fai} 为中心组合体同附件 i 之间的振动耦合系数阵, F_{aib} 为中心组合体振动同附件 i 转动之间的柔性耦合系数阵。各耦合系数矩阵的表达式为

$$\begin{aligned} F_{tai} &= T_{tai} \cdot D_{ai} \cdot m_{ai} \cdot \Phi_{ai} \\ F_{sai} &= T_{sai} \cdot D_{ai} \cdot m_{ai} \cdot \Phi_{ai} \\ F_{ai} &= T_{ai} \cdot D_{ai} \cdot m_{ai} \cdot \Phi_{ai} \\ R_{sai} &= T_{sai} \cdot m_{ri} \cdot T_{ai}^T \\ F_{tb} &= T_{tb} \cdot D_b \cdot m_b \cdot \Phi_b + \sum_i m_{ai} \cdot \Phi_{b, pi} \\ F_{sb} &= T_{sb} \cdot D_b \cdot m_b \cdot \Phi_b + \sum_i P_{bi} \cdot \Phi_{b, pi} \quad (6) \\ F_{aib} &= P_{ai} \cdot C_{aib} \cdot \Phi_{b, pi} \\ F_{fai} &= \Phi_{b, pi}^T \cdot F_{tai} \\ F_b &= E + \sum_i m_{ai} \cdot \Phi_{b, pi}^T \cdot \Phi_{b, pi} \\ P_{ai} &= \sum_j m_{ai, j} \cdot \tilde{r}_{ai, j}^T \\ P_{bi} &= \sum_j m_{ai, j} \cdot [\tilde{r}_{pi}^T + C_{aib}^T \cdot \tilde{r}_{ai, j}^T \cdot C_{aib}], \end{aligned}$$

式中 $\Phi_{b, pi}$ 为中心体在附件 i 铰接点处的模态; P_{ai} , P_{bi} 分别为附件 i 相对于附件铰接点和航天器质心的静矩; m_{ai} , m_b 分别为附件 i 及中心组合体的质量阵; m_{ri} 为附件 i 刚体模态质量阵; D_{ai} , D_b 分别为附件 i 及中心组合体的刚体模态阵; T_{tai} , T_{sai} , T_{ai} , T_{tb} 和 T_{sb} 为对应的坐标转换阵。

柔性航天器的势能主要为结构的形变势能。对航天器系统, 其势能 U 为中心体形变势能 U_b 与各附件形变势能 U_{ai} 之和, 即有

$$\begin{aligned} U &= U_b + \sum_i U_{ai} \\ U_b &= 1/2 \cdot \eta_b^T \cdot \Lambda_b \cdot \eta_b \quad (7) \\ U_{ai} &= 1/2 \cdot \eta_{ai}^T \cdot \Lambda_{ai} \cdot \eta_{ai}, \end{aligned}$$

式中 Λ 为结构的正则刚度矩阵。

由式 (5) ~ (7), 航天器系统的拉格朗日函数为

$$L = T - U = T_b + \sum_{i=1}^N T_{ai} - U_b - \sum_{i=1}^N U_{ai} \quad (8)$$

3 柔性航天器动力学方程

应用拉格朗日方程及其准坐标形式

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \dot{q}_k} - \frac{\partial L}{\partial q_k} = p_k \quad (k = 1, 2, \dots) \quad (9)$$

$$\left(\frac{d}{dt} + \tilde{\omega} \right) \frac{\partial L}{\partial \omega} = M \quad (10)$$

由式 (8), 根据基本假设简化整理得系统动力学方

程为

$$m_s \cdot \ddot{X} + F_{tb} \cdot \ddot{\eta}_b + \sum_{i=1}^N F_{tai} \cdot \ddot{\eta}_{ai} = P_s \quad (11)$$

$$I_s \cdot \dot{\omega}_s + \tilde{\omega}_s \cdot I_s \cdot \omega_s + F_{sb} \cdot \ddot{\eta}_b + \sum_{i=1}^N F_{sai} \cdot \ddot{\eta}_{ai} + \sum_{i=1}^K R_{sai} \cdot \dot{\omega}_{ai} = M_s \quad (12)$$

$$I_{ai} \cdot \dot{\omega}_{ai} + F_{aib} \cdot \ddot{\eta}_b + F_{ai} \cdot \ddot{\eta}_{ai} + R_{sai}^T \cdot \dot{\omega}_s = M_{ai}, \quad i = 1, \dots, K \quad (13)$$

$$F_b \cdot \ddot{\eta}_b + 2 \cdot \xi_b \cdot \Omega_b \cdot \dot{\eta}_b + \Lambda_b \cdot \eta_b + F_{tb}^T \cdot \ddot{X} + F_{sb}^T \cdot \dot{\omega}_s + \sum_{i=1}^K F_{aib}^T \cdot \dot{\omega}_{ai} + \sum_{i=1}^N F_{fai} \cdot \ddot{\eta}_{ai} = 0 \quad (14)$$

$$\ddot{\eta}_{ai} + 2 \cdot \xi_{ai} \cdot \Omega_{ai} \cdot \dot{\eta}_{ai} + \Lambda_{ai} \cdot \eta_{ai} + F_{tai}^T \cdot \ddot{X} + F_{sai}^T \cdot \dot{\omega}_s + F_{ai}^T \cdot \dot{\omega}_{ai} + F_{fai}^T \cdot \ddot{\eta}_b = 0, \quad i = 1, \dots, N, \quad (15)$$

式中 P_s 为作用在组合体上的作用力; M_s 为作用在组合体上的作用力矩; M_{ai} 为作用在第 i 个附件 A_{ai} 上的作用力矩; Ω 为模态频率阵, 且 $\Omega^2 = \Lambda$; N 个柔性附件中有 K 个转动。其他系数矩阵见式 (6)。

4 柔性航天器动力学模型降阶

由于计及结构振动的影响, 柔性航天器动力学模型是一个高阶系统, 为动力学分析和控制系统设计, 必须进行模型降阶^[2, 4, 7~9]。一般情况下, 通过模态的截断实现模型的降阶。Hughes 和 Skelton 等人对截断准则进行了详细的研究^[9, 10], 常用的准则包括频率准则、惯性完备性准则和模态价值准则。频率准则保留系统的低阶模态和接近系统外作用频率的模态。惯性完备性准则实质是略去对柔性耦合系数影响较小的那些模态; 所谓惯性完备性, 指对柔性结构惯量或质量的逼近程度。Hughes 曾证明, 当 $m \rightarrow \infty$ 时, 存在

$$\sum_{j=1}^m F_{sj} \cdot F_{sj}^T \approx I_{ai} \quad \sum_{j=1}^m F_{tj} \cdot F_{tj}^T \approx m_{ai} \circ$$

模态价值准则同系统的控制目标相关; 根据各阶模态对控制作用的贡献, 保留系统的主要模态。

现代航天器一般具有低基频且模态频率密集的特点。对这类系统, 可以准确计算得到密集频率所对应的振型子空间, 而不是单阶模态振型。系统的可控、可观性矩阵中, 密集模态之间存在强烈耦合。对此, 近年来发展了内平衡及其子系统内平衡降阶方法^[8, 11, 12]。该方法通过线性变换, 实现各阶模态间的解耦, 之后进行模态的选取, 具有较好的降阶效果。

5 柔性动力学分析软件系统

DASFA 2.0 (Dynamics Analysis of Spacecraft with Flexible Appendages) 是根据本文研究结果, 在 UNIX/X11/MOTIF 平台上开发的软件系统。该系统具有如下特点:

①采用国际流行的 MOTIF 风格, 使系统具有友好的用户界面。

②通过集成框架实现对各独立功能模块的调度和执行控制, 这种系统结构保证了系统的可维护性和升级扩展能力。各主要功能模块采用 ANSI C 标准开发, 便于移植到其它系统。

③采用 X11 事件发送等通信方式并结合数据文件进行大数据量通信, 保证了系统运行的高效性。

DASFA 2.0 涵盖并扩展了其前期同类软件 DASFA 1.0 的功能, 其主要功能模块包括:

①柔性航天器动力学建模模块 计算柔性动力学模型的各种耦合系数并综合生成系统动力学模型。该模块对附件的数目、安装位置和坐标系的选取及附件的安装方式(转动或不转动)等都不加限制, 功能完善。

②模型降阶模块 对一般动力学系统应用惯性完备性准则, 对模态频率密集系统应用内平衡/子系统内平衡方法进行降阶。

③控制仿真接口模块 同控制仿真模块相连接, 为控制仿真模块提供柔性航天器动力学模型及其有关参数和系数矩阵。

④模态数据接口模块 完成结构模态分析软件 NASTRAN 和 DASS 输出数据的转换, 并定制本系统的输入数据。

⑤辅助功能模块 提供软件运行中的在线帮助及有关柔性动力学模型、输入/输出数据文件格式、软件功能描述及使用说明等文档资料。

6 结束语

本文建立的柔性航天器动力学模型将其适用范围从中心刚体加柔性附件类航天器拓展到复合柔性结构航天器。由于仍采用混合坐标法和 Lagrange 方法建模, 这就充分继承了北京空间飞行器总体设

计部关于中心刚体加柔性附件类航天器动力学的研究成果, 并反映了中心体结构振动对卫星运动的耦合影响。分析和算例表明, 数学模型简单, 物理概念清楚, 工程实用性好。其分析软件 DASFA 2.0 包括了 DASFA 1.0 的全部功能, 并计及了柔性附件与柔性舱段之间复合位移的变形影响, 从而提高了将多舱段中心体全视为刚体的模型精度。

参考文献

- [1] Ho J Y L. Development of dynamic and control simulation of large flexible space systems [J]. J. Guidance, 1985, 8 (3): 374~383
- [2] Likins P W. Spacecraft attitude dynamic and control—A personal perspective on early developments [J]. J. Guidance, 1986, 9 (2): 129~134
- [3] Qu Guangji. Dynamics analysis of flexible spacecraft [R]. IAF-90-321. The 41st Congress of IAF, 1990
- [4] Qu Guangji. On the development of large spacecraft dynamics in China [R]. ESA SP-326, 1991
- [5] 曲广吉. 空间站动力学 [A]. 范剑峰. 空间站工程概论 [C]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 1990. 63~110
- [6] 曲广吉. 柔性航天器动力学分析研究 [A]. 王大钧, 曲广吉. 工程力学进展 [C]. 北京: 北京大学出版社, 1998. 190~196
- [7] Modi V J, Suleman A. System models and dynamics of the proposed space station type configuration [R]. A92-15376: 645~659
- [8] Craig R R Jr, Su T J. A review of model reduction methods for structural control design [R]. A92-15383
- [9] Hughes P C, Skelton R E. Modal truncation for flexible spacecraft [R]. AIAA79-1765R
- [10] Likins P, Ohkami Yoshiaki. Appendage model coordinate truncation criteria in hybrid coordinate dynamic analysis [J]. J. Spacecraft, 1976, 13 (10): 611~617
- [11] Williams T, Mostarshedi M. Model reduction results for flexible space structures [R]. N93-18824
- [12] Williams T. Closed-form grammians and model reduction for flexible space structures [A]. IEEE Transactions on Automatic Control [C]. 1990, 35 (3): 379~382

Dynamics Modeling of Spacecraft with Composite Flexible Structures

Qu Guangji Cheng Daosheng

(*Institute of Spacecraft System Engineering, CAST*, Beijing 100086, China*)

[Abstract] It is a conventional method to build dynamic models of flexible spacecraft with hybrid coordinates. This kind of modeling has gotten a great success both in theory and practice to spacecraft with rigid main body and large flexible appendages. However, modern spacecraft are becoming much bigger and more and more complicated. Their developing trend in structure is: 1. Rigid main body is attached by flexible module, to which kinds of large flexible appendages are fixed. This kind of spacecraft is a complicated structure system composed of rigid main body and composite flexible structures; 2. The flexible multi-modules main body, taking on a lower stiffness, and several kinds of large flexible appendages attached to it make the whole spacecraft as an all-flexible structure system.

It is impossible to build the dynamic equations of a spacecraft by its flexible modes, when some of its flexible appendages are not fixed to the rigid main body directly. In order to take full advantage of the achievement of spacecraft dynamics of rigid main body with flexible appendages, this paper makes dynamic models of composite flexible structure spacecraft by hybrid coordinates with taking into consideration the composite transition of linking point between flexible bodies. The corresponding computing software DASFA 2.0 has been used in space engineering design and analysis.

[Key words] spacecraft; composite flexible structure; dynamics of flexible structures; hybrid coordinate method

* * * * *

面向 21 世纪的石油炼制技术交流会

由中国石油炼制情报学会石油炼制分会主办的“面向 21 世纪石油炼制技术交流会”于 1999 年 10 月 20 日~23 日在南京国际会议中心召开。来自各地石油炼制界的专家学者以及石油炼制技术人员共 220 人参加了大会交流。我国著名炼油专家侯英生在大会上作了题为《21 世纪的炼油技术》的主题报告。这次大会的主题是：有准备的进入 21 世纪——炼油工业技术展望。这次会议共收到学术论文 273 篇。在会有 170 篇论文发布，大会报告 16 篇，专题报告 32 篇，张贴报告 121 篇。这是世纪之交我国石油炼制界的一次盛会，也是我国有史以来石油炼制界规模最大的一次学术性会议，不仅有国内外众多企业及设计研究院所的专业技术人员到会交流最新技术成果，而且还邀请了中国工程院、中国科学院部分院士，国内外著名的专家、学者作专题报告。大会交流内容广泛，涉及到石油炼制工艺设备技术、新型催化剂和添加剂的应用、石油加工及其产品对环境的影响、石油产品市场分析和预测、信息技术在炼油工业中的应用以及炼油企业管理等方面的课题，既有

对新世纪中国炼油工业面临的挑战及对策的探讨，也有炼油企业可实际应用的新技术、新工艺、新设备的介绍。与会代表认为：21 世纪的石油炼制工业是充满挑战和竞争的工业，新能源替代品的开发、环保的苛刻要求、严酷的市场竞争和复杂的控制技术给石油炼制者带来了巨大的压力；同时，21 世纪的石油炼制工业又是充满生机和希望的工业，新工艺的发展、新设备的配置、科学决策方法的支持、信息技术的辅助、原料成本的降低以及企业的重组和联合兼并为石油炼制者提供了更多的方便和机遇。21 世纪石油仍然将是主要的能源；21 世纪社会对石油产品的需求将不断增加，对石油产品的要求和价格将更为挑剔。因而 21 世纪世界炼油能力将相应增加；21 世纪世界炼油技术将有更大的发展；21 世纪炼油成本将会持续降低；炼油企业管理方式不断更新。在此关键时期，石油炼制工作者聚集一起探讨炼油工业的发展方向并研究参与国际竞争的对策对于我国石油炼制工业的发展具有重要的作用。也是落实中央关于推动技术创新精神的一项重要举措。

(傅明和)