Resol 型酚醛树脂热解特征的 TG—MS 研究

徐复铭 周伟良

(南京理工大学化工学院,南京 210094)

文 摘 合成了一种低醛/酚摩尔比(1.3 1)的 Resol 型酚醛预聚物。利用 TG-MS 详细研究了热交联 固化后树脂的热分解特征。低于 350 时,主要表现为分子内醚键断裂和脱端羟甲基,并逸出 H₂O、CO₂和 CH₃OH等产物及它们的碎片。在 350 ~750 范围内,大分子主链在不同位置发生主链断裂而形成一甲基 苯酚、二甲基苯酚和三甲基苯酚等产物及它们的碎片。说明了大分子主链热稳定性的提高是减少和防止 Resol 型酚醛树脂前驱体 C/C 复合材料缺陷的重要组成部分。

关键词 C/C复合材料,基体前驱体,酚醛树脂,热分解

A TG-MS Study of Resol-type Phenolic Resin Pyrolysis

Xu Fuming Zhou Weiliang

(School of Chemical Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094)

Abstract Resol-type phenol/formaldehyde prepolymer is synthesized at lower molar ratio of formaldehyde / phenol $(1.3 \ 1)$. Pyrolysis behavior of the phenolic resin thermally cured is investigated by thermogravimetric-mass spectra (TG MS). As the pyrolytic temperature is lower than 350 , mainly the cleavage of intramolecular ether linkage and the removal of end hydroxymethyl occurs and some molecules such as H_2O , CO_2 , and CH_3OH and their fragments are detected. As the pyrolytic temperature is between 350 to 750 , the bond cleavage occurs at different positions of the phenolic resin main chain, and methyl-phenol, dimethyl-phenol, and trimethyl-phenol and their fragments are observed, implying that the improvement of thermal stability of phenolic main chain might be one of the key factors to avoid the defects in Resol-type phenolic resin based C/C composites.

Key words Carbon/ carbon composite ,Matrix precursor ,Phenolic resin ,Pyrolysis

1 前言

碳材料设计的关键要素之一是原材料,即碳前 驱体的选择。碳前驱体确定后,碳化工艺对碳材料 性能起着举足轻重的作用。特别是在 C/C 复合材 料的制备中,碳前驱体及其复合材料在惰性气氛的 热解过程中,随着温度的不断升高,基体树脂发生后 交联,分子间、分子内脱小分子,基体大分子主链的 断裂等反应,这些小分子及其它挥发分逐渐逸出,并 伴随着体积变化。基体树脂主链的断裂以及这种体 积变化间的相互作用常常导致 C/C 复合材料产生 裂纹、翘曲等缺陷^[1~3]。对基体树脂改性和根据特 定的基体树脂合理地设计碳化工艺是制备高性能 C/C 复合材料的重要组成部分。基体树脂合成和改 性的基本原则是力学性能好、脆性小和残碳率高,工 艺要求是粘度低。碳化工艺设计的原则是在基体树 脂发生剧烈的热解反应温度区间内降低升温速率, 尽可能减少体积变化和热应力相互作用而引起的 C/C 复合材料的缺陷,所以碳前驱体的热解特征是

宇航材料工艺 2003 年 第1期

收稿日期:2002-09-09;修回日期:2002-11-06

徐复铭,1947年出生,博士生导师,主要从事新型碳材料和含能材料的研究工作

碳化工艺设计的关键要素之一。

王继刚等借助于红外光谱研究了 SiO₂ 和 B₄C 改性酚醛树脂热解过程中的结构变化特点^[4]。GrenierLoustalot 将热脱附冷却法与气相色谱——质谱 (GC-MS)联用,鉴别了纯 Resol 型酚醛树脂和填充 玻璃纤维酚醛树脂热处理过程中的挥发性有机分 子^[5]。Gao 等利用红外光谱和化学分析研究了硼酚 醛树脂的固化机理^[6]。Trick 等人利用红外光谱和 热失重 ---质谱(TG---MS)详细研究了酚醛树脂/碳复 合材料的热解机理和动力学,提出了可预测酚醛树 脂/碳复合材料热解反应程度的动力学模型^[7,8]。 Chang 等人也借助于 TG—MS 分析了酚醛树脂预聚 物固化及其碳化过程的化学反应^[9]。李崇俊等利用 DSC和 TGA 研究了硼酚醛树脂固化、后固化与热解 特征关系。据此合理设计碳化工艺后,在550 750 采取较慢的升温速率,基本解决了产品制作的 分层问题^[3]。Ozaki 最近报道了一种聚乙烯缩丁醛/ 酚醛树脂共混纤维的 TG-MS 研究方法,结果表明 该共混物在低温区逸出 CH₀O 一类小分子,高温区 逸出苯酚、甲基苯酚和二甲基苯酚等裂解产物^[10]。

本文合成了一种低醛/酚摩尔比(1.3 1)的 Resol 型酚醛树脂,利用 TG—MS 联机分析研究了这 种树脂的热分解特征。试图为 C/C 复合材料基体 前驱体的酚醛树脂改性设计和碳化工艺设计提供理 论和实践上的指导。 2.1 预聚物制备

Resol 型甲阶可溶性酚醛树脂预聚物 (PF) 按下 述条件合成。苯酚和甲醛以一定比例加入四颈反应 瓶,然后加入一定量的 KOH 溶液;该混合物在 60 min 内均匀升温至 90 ~ 94 ,在该温度下反应 2 h ~ 2.5 h;降温至 60 ,真空下脱水,缩聚至所需的固 含量;冷却至室温,加入甲酸溶液中和至 pH=5。所 得预聚物贮存备用。

2.2 样品制备与测试

热固化 Resol 型酚醛树酯 (C—PF) 是由前述甲 阶预聚物在 70 下交联 5 h,然后在真空下 110 保 持 10 h 交联得到。红外光谱分析是在 Jasco FT/ IR — 60 红外光谱仪上完成的。TG—MS 分析是用 Rigaku (理学) TG—8120 与 Shimadzu (岛津) GCMS—QP5050 动态联机测试。TG—MS 的测试条件为:试样以 5 /min 升温至 110 ,保持 30 min 除去试样中吸附 的水分;然后以 5 /min 升温至 820 ;He 流速 100 mL/min;质谱扫描时间间隔为 30 s;扫描质荷比 (m/z)范围为 10 ~ 350。

3 结果与讨论

3.1 树脂合成及其结构

碱催化 Resol 型预聚物分三步形成:(1)碱催化 条件下,首先是苯酚的羟甲基化,即邻、对一羟甲基 苯酚,二羟甲基酚和少量三羟甲基酚的形成;(2)羟 甲基酚间发生缩合反应;(3)最后进一步缩合形成甲 阶可溶缩聚物,其形成过程见图 1。

- 19

2 实验



图 1 Resol 型酚醛预聚物的合成

Fig.1 Formation of Resol-type phenolic prepolymer

宇航材料工艺 2003 年 第1期

2

甲阶预聚物经交联、固化形成三维网状的不溶 不熔物,这种三维交联结构一方面赋予聚合物热稳 定性,另一方面由于交联抑制了聚合物链的运动,表 现出脆性。这种脆性结合热解过程中的体积收缩容 易使复合材料形成裂纹、空隙等缺陷。通常通过减 少交联密度和引入柔性的线性结构来降低聚合物的 脆性。对于碱催化的 Resol 型酚醛树脂,可通过降 低醛/酚比来降低树脂的交联密度。为了尽可能改 善 Resol 型酚醛树脂的脆性,本文选择醛/酚的摩尔 比为1.31。C—PF的 FTIR 谱图如图 2 所示。C— PF 图谱中 1 148 cm⁻¹和 1 072 cm⁻¹吸收峰归属于 C—O—C的不对称和对称伸缩振动,说明甲阶预聚 物在中性和弱酸性条件下热固化产物主要以醚键形 式存在,与文献[11]报道的结果一致。C—PF 的结



图 2 C—PF的红外光谱

Fig. 2 FTIR spectra of C-PF



图 3 C—PF 的化学结构 Fig.3 Schematic structure of C-PF

3.2 C-PF的热解特征

C—PF在 He 气保护下的 TG/DTG 曲线如图 4 所示,由质谱仪动态联机测得的主要热解产物随热 解温度的变化关系如图 5 所示。由图 4 可见,C—PF 的第一个热解峰发生在 110 ~ 350 区间内,热失 重为 15.0%左右。微分热失重峰值的温度为 270 ,对应于该温度的热解产物及碎片的 m/z 谱 如图 6 所示。m/z = 18 的产物为 H₂O, m/z = 17 为 m/z = 18 的碎片。m/z = 28 的产物可能为 CO 和 N₂,但根据所用岛津质谱仪提供的 N₂ 的质谱图,如 为 N₂ 其 m/z = 14 的碎片大致等于 m/z = 28 产物丰 度的 13.6%,而实测谱图 6 中 m/z = 14 的碎片丰 度远小于该值,所以对应于 m/z = 28 的产物主要应 为 CO。 *m*/*z* = 32 的可能产物为 CH₃OH 和 O₂。同样 道理,如为 O₂,*m*/*z* = 16 的碎片丰度约为 *m*/*z* = 32 产物丰度的 22%,与实测谱(图 6)不一致。另一方 面,纯 CH₃OH 的质谱图(图 7)与图 6 中 *m*/*z* = 29、 30、31、32 的分布十分相似,其中 *m*/*z* = 29、30、31 是 CH₃OH 的碎片。Ozaki 等认为 *m*/*z* = 29 是酚醛树脂 热解过程中释出的 CH₂O。但纯 CH₂O 的质谱图[图 7(b)]显示,对于 CH₂O,*m*/*z* = 30 的丰度应达到 *m*/*z* = 29 丰度的 58%,则 *m*/*z* = 29 主要应为 CH₃OH 的 碎片,所以 *m*/*z* = 32 对应的主要产物应为 CH₃OH。 据此,我们推测 C —PF 在测试温度范围内的热分解 机理如图 8。也就是说,C —PF 在 350 以下的热 分解反应主要为醚桥断裂形成自由基,遇活泼氢形 宇航材料工艺 2003 年 第1期

2

成 CH₃OH 和另有部分未充分交联的苯环上羟甲基的脱羟甲基化所形成。



5

ОН

ОH

-7



图 8 C—PF在 110 ~ 350 范围内的热解机理 Fig. 8 Possible decomposition mechanism of C PF in the range of 110 ~ 350 图 4 中第二 DTG 峰发生在 350 ~ 750 范围 内,该区间的热失重为 29.8%。除 $H_O(m/z = 18)$ 、 $CO_2(m/z = 44)$ 和 CO(m/z = 28)外,还检测到大量 m/z较大的产物及碎片。此区间内第一个 DTG 峰 值的温度是 450 ,对应于此温度的热解产物及碎 片的质谱如图 9 所示。第二个 DTG 峰值的温度为 540 ,该点的质谱图与 450 的类似,但丰度减小且 没有检测到 m/z = 136的产物峰。





用上述同样的方法对图 9 解析这些大 m/z 的 产物为:m/z = 136,2,4,6—三甲基苯酚和 1 —甲氧 基-2,3—二甲基苯;m/z = 122,2,4—二甲基苯酚 和 2,6—二甲基苯酚;m/z = 108,邻甲基苯酚和对甲 基苯酚;m/z = 94,苯酚。其他质谱峰主要为这些产 物的碎片峰(m/z = 18,28,44 除外)。形成上述混 合酚产物的可能热解机理如图 10 所示。

C—PF 在低温区主要发生醚桥的断裂,到中温 区其三维交联结构中主链同时发生许多亚甲基桥的 断裂形成各种甲基苯酚。作为 C/C 复合材料基体 前驱体使用时,因主链断裂、体积变化引起的裂纹、 孔隙最易在该温度区间出现,因此该温度区间的升 温速率应尽可能减小。



图 10 C—PF在 110 ~ 350 范围内的热解机理 Fig. 10 Possible pyrolysis mechanism of C-PF between 350 to 750 宇航材料工艺 2003 年 第1期

2

- 22

_

Resol 型预聚物在中性和弱酸性条件下热固化 时预聚物间主要以醚键键接。在热解过程中的低温 区,C—PF分子内醚键断裂和脱羟甲基,逸出 H₂O和 CH₃OH 及其碎片。在 350 ~ 750 范围内,主链在 芳环 —亚甲基间发生大量的键断裂而逸出多种酚类 热解产物,这是导致 C/C 复合材料制备中产生裂纹 等缺陷的主要原因。

参考文献

1 李贺军.炭/炭复合材料.新型炭材料,2001;16(2): 79~80

2 雷毅,王俊山.碳/碳复合材料用基体先驱体研究进 展.宇航材料工艺,2000;20(5):6~9

3 李崇俊,马伯信,金志浩. 酚醛树脂前驱体 C/C 复合 材料研究:硼酚醛树脂理化性能分析及固化热解过程研究. 新型炭材料,2001;16(1):19~24

4 王继刚,郭全贵,刘朗,宋进仁. 白炭黑、B4C 改性酚 醛树脂热解过程的红外分析. 材料科学与工程,2000;18(3): 73~76

5 Grenier-Loustalot M F, Raffin G, Salino B, Paisse O. Phe-

nolic resins, Part 6. Identification of volatile organic molecules during thermal treatment of neat resols and resol filled with glass fibers. Polymer ,2000 ;41 (19) :7 123 \sim 7 132

6 Gao Jungang Liu Yanfang , Yang Liting. Thermal stability of boro-containing phenol formaldehyde resin. Polymer Degradation and Stability ,1999;63(1): $19 \sim 22$

7 Trick KA, Saliba T E, Sandhu S S. A kinetic model of the pyrolysis of phenolic resin in a carbon/ phenolic composite. Carbon , 1997; 35 (3): $393 \sim 401$

8 Trick K A, Saliba T E. Mechanisms of the pyrolysis of phenolic resin in a carbon/phenolic composite. Fuel and Energy Abstracts, 1996; 37 (3): 187

9 Cherng Chang, Tackett J R. Characterization of phenolic resins with thermogravimetry-mass spectrometry. Thermochimica Acta,1991;192:181 ~ 190

10 Jurrich Ozaki, Wataru Ohizumi, Asao Oya. A TGMS study of poly(vinyl butyral)/phenol-formaldehyde resin blend fiber.
Carbon, 2000;38(10):1499~1524

11 Andre Knop , Walter Scheib. Chemistry and application of phenolic resins. London : Springer-Verlag ,1979 :28

(编辑 李洪泉)

(上接第5页)

28 人造地球卫星环境手册.工业出版社.1971:43

29 都亨,叶宗海.低轨道航天器空间环境手册.北京: 国防工业出版社,1996:402

30 Bowles D E, Tompkins S S, Sykes G F. Electron radiation effects on the thermal expansion of graphite resin composites. Journal of Spacecraft and Rockets, 1986; 23(6): $625 \sim 629$

31 Seehra S, Benton D, Rosen J et al. Effects of space environmental condition on graphite epoxy composites. In :29th National SAMPE Symposium, $1984: 157 \sim 168$

32 Mauri R E, Crossman F W. Space radiation effects on structural composites. In: AIAA 21st Aerospace Sciences Meeting, 1983:8, 83 - 0591

33 张建可,冀勇夫,李智华等. 粒子辐照对碳纤维复 合材料力学性能影响. 中国空间科学技术,1998;18(1):56 ~59

34 曾一兵,张廉正,于翘. 空间环境下的有机热控涂 层. 宇航材料工艺,1997;27(3):18~20

35 Klein III T F, Lesieutre GA. Space environment effects on damping of polymer matrix carbon fiber composites. Journal of Spacecraft and Rockets, 2000;37(4): 519 ~ 525

36 Koontz S, Leger L, Albyn K. Vacuum ultraviolet radiation/ atomic oxygen synergism in materials reativity. Journal of Spacecraft , 1990;27(3): $346 \sim 348$

37 Ayala A, Murr L E. Some observaions of multi-layer penetration by micrometeoroid particles in low-earth orbit. Scripta Metallurgica et Materialia, $1994;31(10):1409 \sim 1412$

38 Zolensky M, Atkinson D, See T et al. Meteoroid and orbital debris record of the Long Duration Exposure Facility 's frame. Journal of Spacecraft, 1991; 28(2): $204 \sim 209$

39 Berthoud L , Mandeville J C. Material damage in space from microparticle impact. Journal of Materials Science , 1997; 32 (11) : $3\ 043 \sim 3\ 048$

40 Heinish R P. Light scatter from contaminated spacecraft windows. AIAA ,71 - 472 ,1971

41 Leger L J , Bricker R W. Apollo experience report : window contamination. NASA TND - 6721 ,1972

(**编辑** 任涛)

— 23 —

宇航材料工艺 2003 年 第1期