

先进树脂基复合材料在卫星天线系统中的应用

章令晖 陈萍

(北京空间机电研究所,北京 100076)

文 摘 介绍了先进树脂基复合材料在卫星天线系统中的应用现状,总结了工程化应用工作中存在的一些困难,并探讨了先进复合材料设计、制造工艺、空间环境适应性等重点解决的问题。

关键词 先进树脂基复合材料,卫星,天线,应用

Application of Advanced Resin Matrix Composite in Satellite Antenna System

Zhang Linghui Chen Ping

(Beijing Institute of Space Mechanics & Electricity, Beijing 100076)

Abstract The application status of advanced resin matrix composite in satellite antenna system is introduced in this paper. Based on the researches of Beijing Institute of Space Mechanics & Electricity, difficulties of composite materials for engineering application are summarized. The major issues must be solved about design and processing and space environmental applicability are also discussed.

Key words Advanced resin matrix composite, Satellite, Antenna, Application

0 引言

卫星天线与普通天线最大的不同之处在于要经受运载火箭的发射载荷和空间环境的考验,因而,卫星天线结构材料及其工艺研究一直是卫星天线工程化工作的一个重要内容^[1]。以碳纤维复合材料为代表的先进树脂基复合材料具有密度小、比强度比模量高、线胀系数小及独特的电磁性能等,已成为卫星天线结构常用的材料^[1~3],如表1所示。

表1 先进树脂基复合材料在卫星天线上的应用情况^[3]

Tab.1 Application of advanced resin matrix composite in satellite antenna^[3]

卫星	部件	材料
美国国防气象卫星	精密天线 反射器	石墨-环氧树脂复合材料
ERS-1 卫星	大型可展开式天线	石墨-环氧树脂复合材料
RCA 通讯卫星	整体和单壳反射器	石墨-Kevalr-环氧复合材料蒙皮,Kevalr-环氧复合材料蜂窝芯
国际通讯卫星 V	天线、馈源、波导 天线支架多路 调制器等	石墨-Kevalr-环氧复合材料蒙皮、碳-环氧和 Kevalr-环氧复合材料芯
美国技术卫星 F 型和 G 型	反射器支 撑桁架	石墨-环氧 复合材料

北京空间机电研究所研制生产了诸如双栅反射面天线、螺旋天线、微带阵列天线、喇叭天线等多类型的卫星天线复合材料结构。本文总结了工程化应用中存在的一些困难,探讨了卫星天线复合材料结构设计和制造过程应重点解决的问题。

1 卫星天线系统对结构材料的要求

卫星天线是在自由空间中传播的无线电波与传输线中传输的电信号之间的转换器,形式多种多样,但其对材料的要求大致可归纳为以下几个方面。

(1) 电性能

电性能是卫星天线结构材料的首要性能,如果用作导电材料一定要求较好的导电性。常见的反射面天线必须能够反射电磁波,因而其面板必须选择导电材料^[3]。

如果作为介质材料,除了要求具有良好的绝缘性,还应满足一定的微波特性,即材料的 ϵ 、 $\tan\delta$ 等^[2]。一般情况下,天线的透过系数是与材料 ϵ 、 $\tan\delta$ 及结构形式相关的函数。如果要使电磁波在穿透过程损耗较小,就要选择 ϵ 低、 $\tan\delta$ 小的材料。例如,频率在 0.3 ~ 300 GHz 内,透波材料适宜的 ϵ 值为 1 ~ 4, $\tan\delta$ 值为 10^{-1} ~ 10^{-3} 数量级,这样才能获得较

收稿日期:2010-11-02

作者简介:章令晖,1975 年出生,高级工程师,主要从事卫星复合材料结构设计和工艺研究。E-mail:linghzhang@yahoo.cn

为理想的透波性能。

(2) 力学性能

目前星载天线朝着轻量化的方向发展,即结构材料具有较高的比模量、比强度。这也是先进复合材料的优势。

越是大型的天线,对材料的轻量化要求越高。诸如大型折叠式阵列天线、大型可收拢网状天线等均以复合材料为主^[4]。

(3) 物理性能

材料应具有一定的热稳定性和热传导性。例如,天线反射面的型面精度和尺寸稳定性直接影响天线的增益,常常选用具有近零线胀系数的高强碳纤维增强复合材料或石墨-Kevlar-环氧复合材料及其夹层结构^[5]。

(4) 空间环境特性

卫星天线一般暴露在空间环境中,要经受真空、太阳紫外辐射、粒子辐射、宇宙射线、原子氧等各种条件的考验,所选材料不能因空间环境因素发生较大的性能蜕变^[6]。此外,材料的真空出气要求,一般规定:材料的总质量损失 TML<1%,可凝挥发物 CVCM<0.1%。

2 卫星天线复合材料结构应重点解决的问题

先进树脂基复合材料与传统材料相比具有一定优势。然而它又是一种非均匀的各向异性材料,其性能的特征要比金属材料复杂的多。再者,树脂基复合材料的工艺多样化且较为复杂,制造过程的每一个环节对产品的最终性能都有着深远的影响。对于卫星天线这样一个特殊的分系统,应重点解决好下述问题。

2.1 材料的选择及优化设计

传统的天线反射面大多采用轻质高强的蜂窝夹层结构,由于反射面要求能够反射电磁波,因而其面板常常选择导电的碳纤维复合材料^[6]。不过,占到复合材料体积分数 40% 左右的树脂基体均为绝缘材料,使得复合材料的导电性能还是比金属低得多,并且表现出方向差异性^[7],如表 2 所示。因此,在某些情况下,需要作进一步的处理。例如北京空间机电研究所承制的抛物面天线反射器,其碳面板的表面还粘贴了一层镀铜金属网。

表 2 碳-环氧单向复合材料的导电性能

Tab.2 Electrical conductivity of carbon-epoxy unidirectional composite

碳纤维类别	纵向电导率/ $10^4 \text{S}\cdot\text{m}^{-1}$	横向电导率/ $\text{S}\cdot\text{m}^{-1}$
高强度	3.2~4.0	5~13
高模量	2.0~4.2	5
超高模量	7.8	5

从力学性能角度考虑,Kevlar 纤维复合材料也是

面板材料的理想选择,但由于其不导电,如果用作反射面材料,必须对其进行表面金属化处理^[8]。

正是由于具有很好的电绝缘、透波以及耐紫外辐射性能,Kevlar 纤维一直是制造电气板的理想材料^[9~10]。日本帝人公司的 Technora 纤维、荷兰阿克苏公司的 Twaron 纤维等也都是成熟的商品,与 Kevlar 纤维性能相近,表 3 给出了部分纤维织物增强层压板的性能。可以看出,和传统的介质材料玻璃钢相比,互有优劣。

表 3 几种纤维织物增强层压板的性能

Tab.3 Properties of carbon fiber woven reinforced laminate

增强材料	线胀系数 $/10^{-6} \text{K}^{-1}$	吸湿膨胀系 数/ $10^{-6}\%$	ϵ (1MHz)	$\tan\delta$ (1MHz)
Kevlar(美国杜邦)	3.8	19	3.6	0.025
Technora(日本帝人)	6.3	7.1	3.1	0.025
E-玻璃纤维	13	6.4	4.6	0.018

微带阵天线一般则采用 ϵ 较低的 Kevlar-Nomex 蜂窝夹层结构作为介质基片,例如北京空间机电研究所承制的微带阵天线电气板(图 1)。在夹层结构的一面粘贴经化学蚀刻的聚酰亚胺覆铜贴片作为辐射单元,另一面粘贴连续的聚酰亚胺覆铜贴片形成金属导电层(接地板)。

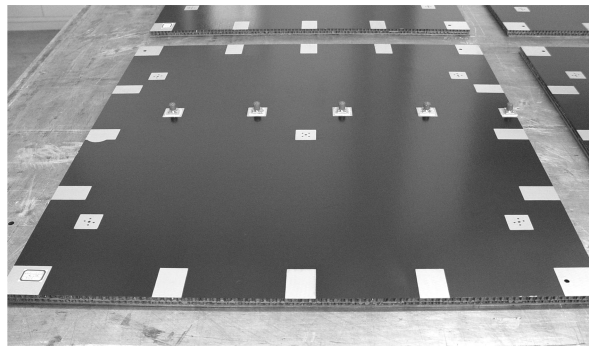


图 1 微带阵天线电气板

Fig.1 Electric panel on micro-strip array antenna

Nomex 蜂窝的 ϵ 与空气相当(1.05 左右),有着优越的电性能和力学性能。但不同规格的蜂窝,其性能有很大的差异。

结构设计时需要考虑电磁波在各层介质的吸收损耗和经过几个界面的叠加反射损耗,并兼顾力学性能的要求,才能确定蜂窝夹层结构参数,包括面板的材料与厚度、芯子的材料与厚度及胶黏剂种类等^[9]。

前面提到的材料中,作为主要成分的基体多数采用环氧树脂,尽管工艺成熟、性能稳定,但是存在介电性能较差、玻璃化转变温度较低(耐热性差)等不足^[11],如图 2 所示,一定程度上限制了设计者的选择范围。

型面精度和尺寸稳定性也是天线结构设计时应重点考虑的问题,反射面的型面误差主要由复合材料

的各向异性、残余变形和环境引起的热变形等因素造成。材料的弹性模量与密度之比(E/ρ)及热导率与线胀系数之比(K/α)是衡量材料尺寸稳定性的重要标志^[12],如图3所示。

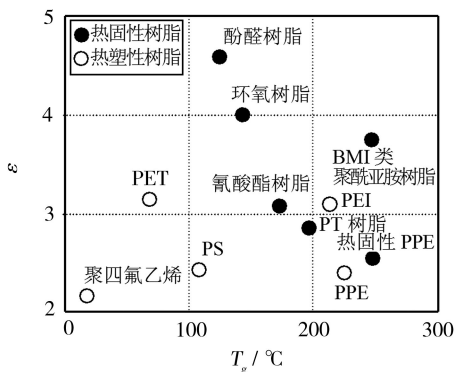


图2 常见树脂的 ϵ 及 T_g

Fig. 2 Dielectric constant and glass-transition temperature of some familiar resin

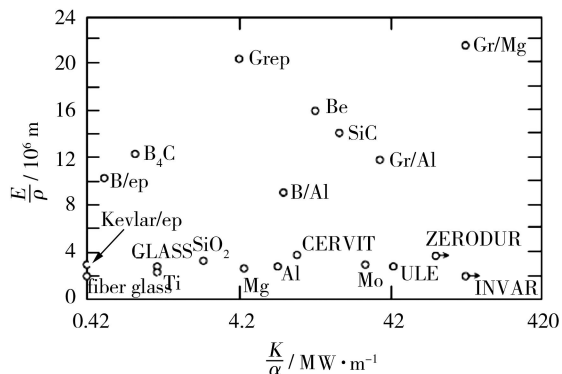


图3 材料模量/密度与热导率/线胀系数关系
Fig. 3 Connection between modulus/density and thermal conductivity/expansion coefficient

由图3可看出,右上方的材料是尺寸稳定性最好的材料,若同时考虑工艺成熟度和稳定性等因素,高模量碳纤维增强环氧复合材料是较理想的尺寸稳定性材料。基于此,目前国内最大的微带阵天线采用超高模量石墨纤维复合材料(夹层结构)作为支撑结构,同时弥补电气板刚度和强度不足的缺陷。

2.2 成型工艺

工艺过程对复合材料性能的影响不是一个容易处理的问题,它涉及到复合材料研究的整个领域。经验表明,对目前常用的环氧树脂基复合材料而言,加强成型过程工艺控制作用有三:一是保证产品的性能、结构质量和几何尺寸等;二是保证产品性能的稳定性和工艺过程的复现性;三是保证产品的耐久性。

以往的环境试验中,材料与工艺原因是产生问题的重要根源。

低温环境下,问题往往是所用各种原材料的差异所引起的。例如为了提高微带阵天线结构板的刚度,面板采用超高模量石墨纤维层合板,缩紧机构连接部位安装大尺寸钛合金埋置件,而面板与蜂窝之间、蜂窝材料工艺

窝与埋置件之间以及埋置件与面板之间通过胶膜(或者泡沫胶)粘接,以上各种材料的线胀系数相差悬殊,况且复合材料必须要在较高的温度下完成固化,低温下将产生较大的热应力。当热应力超过面板的极限强度时,就发生破坏,如图4所示。因而,在工艺设计时要尽量选择中低温固化的胶黏剂、减少泡沫胶的填充量,或者在前期就金属埋置件的尺寸、面板的加强等与设计人员充分协商。



图4 原材料性质差异产生的破坏

Fig. 4 Damification produced by difference of raw material

高温环境下,憋气所导致的鼓起是则是容易出现的问题。虽然卫星复合材料结构中所采用的蜂窝均为有孔或者开槽的蜂窝,但工艺实施过程中有可能在结构内部形成封闭的空腔,真空高温环境下封闭空腔内的气体膨胀就会引起面板的损伤。因而,在工艺设计时要重点对诸如蜂窝的拼接、泡沫胶的填充等环节作出明确规定。

采用 $0^\circ/90^\circ/45^\circ/-45^\circ$ 的准各向同性铺层,上、下面板沿中面对称,等等,都能有效改善天线的型面精度。但在工艺设计过程中,不能忽略蜂窝芯子的拼接方式。例如,对于型面精度要求严格的反射面,应将蜂窝芯子模量较低的方向与反射面刚度较低的方向错开,设计成片状结构,各片之间再用拼接胶膜粘接,如图5所示。至于微带阵天线电气板,若采用单层Nomex蜂窝,最好两侧对称开槽;若采用单侧开槽方式,则两层之间一定要对称粘接。

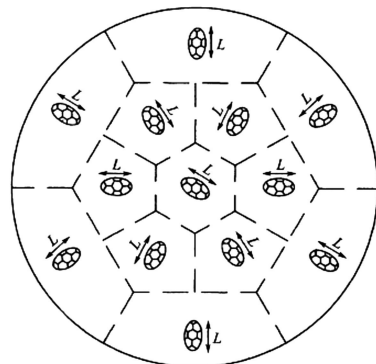


图5 蜂窝芯子拼接示意图^[1]

Fig. 5 Sketch map of splicing honeycomb^[1]

高模量或超高模量的石墨纤维能够满足更高的型面精度和刚度要求,但在工艺实施过程中受到一定限制,主要原因是其复合材料的层间剪切强度(ILSS)太低,即纤维与树脂粘接界面强度低。Kevlar 纤维复合材料的层间剪切强度也较低,不足 50 MPa。这可能是由于 Kevlar 表面活性弱及伸直链结构,使得 Kevlar 与树脂基体的粘接能力较差。因此,提高复合材料的 ILSS,是目前亟待解决的一道工艺难题。降低纤维表面取向度或采用化学方法在纤维表面引入部分活性基团(如—COOH,—OH,—NCO 和—NH₂)等,可提高纤维与橡胶基体的界面剪切强度和粘合性能。荷兰阿克苏公司曾开发出一种粘合活化剂,只要用它对芳纶纤维表面进行一次处理即可使芳纶纤维与基体的粘合性能达到较高水平^[13],但这种方法成本较高,经活化处理后的芳纶纤维物理性能有所下降。

针对目前天线支撑结构大量使用的碳纤维/环氧 648 复合材料,北京空间机电研究所利用国产仿 M40 碳纤维在典型铺层形式(单向板)中,引入多孔纳米 TiO₂ 和多壁碳纳米管进行试验,结果如表 4 所示。可以看出,加入纳米材料后,ILSS 均有所增加。加入 TiO₂ 的树脂与碳纤维复合后 ILSS 最高增加了 31%^[14]。

表 4 碳纤维复合材料层板的 ILSS 对比¹⁾

Tab. 4 Reference list of ILSS about carbon fiber reinforced laminate

层板材料	ILSS/MPa	增加幅度/%
国产 M40/环氧 648(O)	47.3	-
国产 M40/环氧 648(T)	62.4	31
国产 M40/环氧 648(C)	52.9	12

注:1)O 为纯树脂;T 为纳米 TiO₂ 改性树脂;C 为碳纳米管/树脂。

此外,许多大型部件采用缝穿工艺来提高碳纤维复合材料层合板的 ILSS 及增强厚度方向刚度。缝穿工艺主要是采用 Kevlar 纤维对碳纤维复合材料层板进行缝穿,通过控制缝穿线的针距、行距及张紧力,可提高制件的整体性能,增强损伤容限的能力,在国内外得到了广泛的应用。北京空间机电研究所曾用 Kevlar 纤维缝穿碳纤维帘子布预制件,缝穿正交间距为 8 mm×8 mm,缝穿针迹为变形锁式线迹,最后形成类似于三维编织物的制品,如图 6 所示,其 ILSS 提高 15% 左右。

天线系统复合材料结构的成型模具材料,也是工艺设计时应予以重视的方面。树脂基复合材料的固化温度与天线工作温度存在较大差异,如果模具材料线胀系数较大,将会产生较大的变形。目前较常用的模具材料有球墨铸铁、殷钢以及复合材料等。市场上

出现了专门用于制造复合材料成型模具的低温固化高温使用的工装预浸料。有的材料在 60~80℃ 低温固化,脱模后经高温后处理,达到 180~240℃ 的使用温度。美国 Comtool Tech 公司用 SiO₂ 为基体研制的 Ceracom C/SiO₂ 模具预浸料,使用温度可达 1 150℃。采用这些新型材料,几乎排除了模具对复合材料成型的影响,极好地保证了产品型面精度和外形尺寸,已成为复合材料成型模具发展的主要趋势。

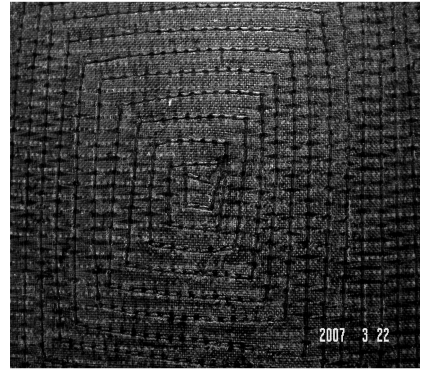


图 6 Kevlar 纤维缝穿的碳纤维预制件

Fig. 6 Carbon fiber prefab seamed by kevlar fiber

2.3 空间环境适应性

如前所述,卫星天线在轨服役期间,裸露空间,要经受空间环境的严酷考验。国内外的大量实践,尤其是美国 NASA 和俄罗斯的空间搭载直接暴露试验表明,碳/环氧复合材料暴露后的断裂韧性会下降,拉伸、弯曲、ILSS 都有不同程度的降低,并发生了明显的质量损失和排气现象。结构尺寸也会发生变化,环氧树脂基体和碳纤维表面都会有腐蚀现象,进而产生微裂纹。总之,空间环境因素对碳/环氧复合材料有明显的破坏作用,材料性能的退化将会严重影响天线的可靠性和使用寿命。按照航天器材料体系规范和新材料的选用原则,积极开展先进树脂基复合材料的耐空间环境性研究,是天线工程化工作的一个重要内容。

一般认为,树脂基体中有机基团与原子氧反应的相对活性次序如下:碳纤维>烷烃>醚键>高支链基团>酰亚胺>酚基。因而卫星天线的树脂基体选材原则有两点:一是尽量避免使用含有醚、烷基或带高支链基团的聚合物;二是优选带酰亚胺或酚基的树脂。

在不改变现有成型工艺的前提下,北京空间机电研究所采用在树脂基体中添加纳米氧化物的方法,探寻提高树脂基复合材料结构空间环境可靠性的新途径,取得了初步的成果。盛磊和陈萍采用高速剪切方式将纳米 TiO₂、SiO₂ 添加分散到树脂基体中,分别进行了真空挥发试验、紫外辐照试验、电子辐照试验、常压高低温试验及真空热循环试验等。

紫外辐照试验后,大部分的碳纤维复合材料层板的层间强度都略有增加,但 M40/环氧 648(N₂) 等的 ILSS 在辐照后略有降低^[14-15],如表 5 所示。电子辐照试验后,碳纤维复合材料单向层板的各项力学性能指标有所变化,但不明显,如表 6 所示。拉伸强度、模量值略有提高,而压缩强度模量、弯曲强度模量和 ILSS 值均有少许下降^[8-9]。

上面的试验表明,添加纳米 TiO₂ 及 SiO₂ 是一项有益的尝试,但还需作进一步的研究或者探索新的提高树脂基复合材料耐空间环境性的途径。

表 5 紫外辐照试验后力学性能变化

Tab.5 Change of mechanical properties after ultraviolet irradiation

材料 ¹⁾	ILSS/MPa		增加幅度
	辐照前	辐照后	/%
M40/环氧 648(O)	49.2	51.6	4.9
M40/环氧 648(N ₁)	51.0	55.4	8.6
M40/环氧 648(N ₂)	47.4	46.3	-2.3
M40/TDE-85(O)	52.3	48.2	-7.8
M40/TDE-85(N ₁)	54.1	56.4	4.3
M40/TDE-85(N ₂)	55.4	57.0	2.9

注:1)N₁ 为加入 TiO₂;N₂ 为加入 SiO₂。

表 6 电子辐照试验后力学性能变化

Tab.6 Change of mechanical properties after electronic irradiation

材料	拉伸强度/MPa		拉伸模量/GPa		压缩强度/MPa		压缩模量/GPa		弯曲强度/MPa		弯曲模量/GPa		剪切强度/MPa	
	辐照前	辐照后	辐照前	辐照后	辐照前	辐照后	辐照前	辐照后	辐照前	辐照后	辐照前	辐照后	辐照前	辐照后
M40/环氧 648(O)	>673	>836	177	194	>616	>547	219	206	884	886	182	179	49.2	47.2
M40/环氧 648(N ₁)	>703	>817	173	193	>661	>636	200	193	857	829	167	165	51.0	50.6
M40/环氧 648(N ₂)	>655	>843	145	189	>669	>672	201	207	776	739	147	123	47.4	47.3
M40/TDE-85(O)	>807	>900	215	235	>731	>558	234	231	1010	982	199	190	52.3	50.4
M40/TDE-85(N ₁)	>833	>935	219	245	>817	>649	248	224	980	967	188	183	54.1	53.7
M40/TDE-85(N ₂)	>815	>887	237	203	>576	>539	231	196	932	931	168	173	55.4	54.3

3 结语

各种新型天线的出现,为先进树脂基复合材料的发展带来了新的机遇和挑战。这要求我们在继承原有材料体系清单和成型工艺技术的同时,应加强设计与工艺环节的沟通,摸索新型材料的设计适用性,严格控制成型工艺过程的各个环节,最大程度的发挥各组份材料的优势,方能推动先进复合材料在卫星天线系统中的应用。

参考文献

[1] 谭维织,胡金刚. 航天器系统工程[M]. 北京:中国科学技术出版社,2009:363-366

[2] 袁家军,等. 卫星结构设计与分析[M]. 北京:中国宇航出版社,2004

[3] 益小苏,杜善义,张立同. 复合材料手册[M]. 北京:化学工业出版社,2009

[4] 沃丁柱. 复合材料大全[M]. 北京:化学工业出版社,2000

[5] Lopation A V, Morozov E V. Modal analysis of the thin-walled composite spoke of an umbrella-type deployable space antenna[J]. Composite Structures,2009,88(1):46-55

[6] 叶云裳. 星载毫米波反射面天线结构[J]. 空间科学学报. 2003,23(5):379-387

[7] You Chisang, Hwang Woonbong. Design of load-bearing antenna structures by embedding technology of microstrip antenna

in composite sandwich structure[J]. Composite Structures,2005,71(3):378-382

[8] 李磊,谢宗燕. 多功能复合材料智能蒙皮天线结构技术研究[C]//全国复合材料力学研讨会论文集,三亚,2007:86-89

[9] 陈萍,章令晖,陈宁. Kevlar/Nomex 蜂窝夹层结构微带阵天线电气板的研制[J]. 航天返回与遥感,2008,29(2):66-70

[10] 陈平,蔡金刚. 芳纶纤维及其织物复合材料在电子电气材料领域中的应用[C]//第五届绝缘材料与绝缘技术学术会议论文集,桂林,1993:122-126

[11] 冀有志,韦娟芳,龚博安. 双马来酰亚胺树脂和环氧树脂复合材料在极端温度下的性能对比[J]. 空间电子技术,2010,7(3):117-120

[12] Wolff E G. Introduction to the Dimensional Stability of Composite Materials[M]. DES tech Publications, Inc., 2004

[13] Chisang You, Dongseob Kim, Sanghyun Cho, et al. Impact behavior of composite antenna array that is conformed around cylindrical bodies[J]. Composite Structures,2010,70(4):627-632

[14] 盛磊,陈萍. 环氧纳米复合材料的空间环境性能研究[J]. 宇航材料工艺,2004,34(2):62-68

[15] 陈萍,盛磊. 纳米材料对环氧 648 树脂空间环境性能影响的试验研究[J]. 航天返回与遥感,2003,24(3):51-57

(编辑 李洪泉)