



复合材料结构制造技术

Manufacturing technology of composite structure

导论

机电学院

课前关注

- 1、为什么要学习《复合材料结构制造技术》课程？
- 2、从《复合材料结构制造技术》课程中能学到什么？
- 3、授课老师团队？
- 4、学习要求？
- 5、有哪些参考资料？
- 6、如何考核？
- 7、同学都有谁？

1. 为什么要学习《复合材料结构制造技术》课程？

为什么这门课是必修课？为什么这么重要？

南京航空航天大学

2022届毕业生共计**8062**人

男女比例:**2.21: 1**



男生

5550人

女生

2512人



博士生

277人

硕士生

3130人

本科生

4655人

57.74%

38.82%

3.44%



毕业生就业率

2022届总体就业率

94.73%

本科生
就业率

91.36%

硕士生
就业率

99.27%

博士生
就业率

100%

本科升学出国人数达

2129人

出国出境**238**人

占比**11.18%**

升学科研院所

51人

占比**2.40%**

升学其他双一流高校

604人

占比**28.37%**

升学本校**1178**人

占比**55.33%**

深造率
49.66%



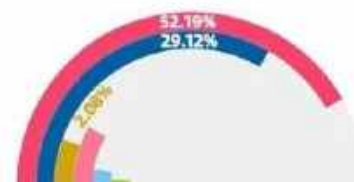
主要就业去向

主要就业去向	学历层次及比率		
	本科生比率	硕士生比率	博士生比率
国防科技工业	42.13%	39.36%	38.81%
民航	22.70%	0.62%	1.46%
世界500强	27.38%	44.22%	22.63%

服务重点产业



本科生 **57.19%**



研究生 **86.32%**

- 新一代信息技术和软件
- 高端装备制造
- 新能源
- 新能源汽车
- 新材料
- 生物技术和新医药

1. 为什么要学习《复合材料结构制造技术》课程?

服务国防主体

3119人



中国航空工业集团公司

中国航空发动机集团公司

中国商用飞机有限责任公司

中国航天科技集团公司

中国航天科工集团公司

中国电子科技集团公司

中国电子信息产业集团有限公司

中国船舶集团公司

中国兵器工业集团公司

中国兵器装备集团公司

中国核工业集团公司

中国工程物理研究院

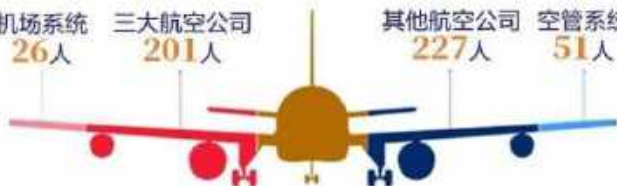


服务民航

505人



机场系统 26人 三大航空公司 201人 其他航空公司 227人 空管系统 51人



.....



服务世界500强

1942人



1. 为什么要学习《复合材料结构制造技术》课程?

- **减轻结构重量、提高结构效率**是国家战略领域、支柱产业中的**高端装备性能跃升的根本**。

高端装备性能要求：大航/射程、高机动性、重负载能力、高经济性

**减轻
结构
重量
提高
结构
效率**



某洲际导弹每减重1kg
射程提高18km



某先进战机每减重1%
机动性能提高1-2%



某运载火箭每减重1kg
成本减5.6万元



某高速列车每减重1%
能耗减6%~7%



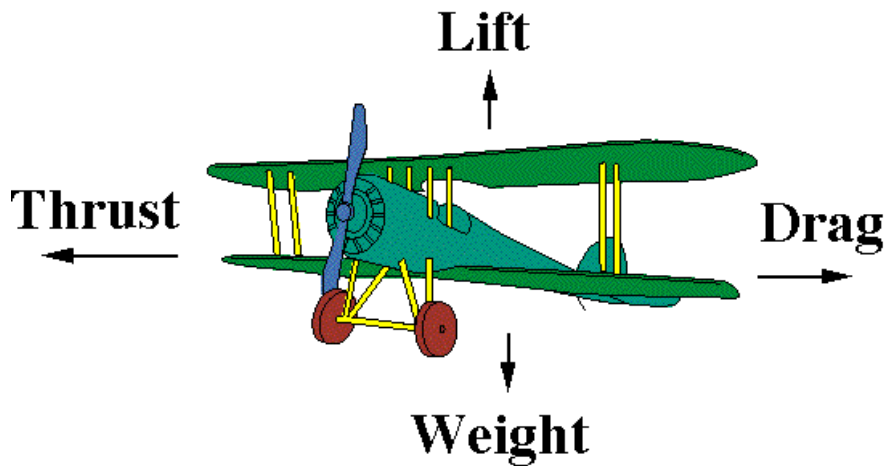
某大型客机每减重1%
油耗可减3%-4%



某大型发电设备减重1%
输出功率提高1MW

1. 为什么要学习《复合材料结构制造技术》课程？

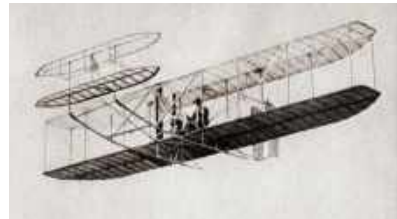
飞机制造中有一句名言是：“为减轻每一克重量而奋斗，一克重量比金贵”



飞机抵抗重力实现飞行

一代
飞机
一代
材料

1910



木材、帆布

1940



铝合金

1990

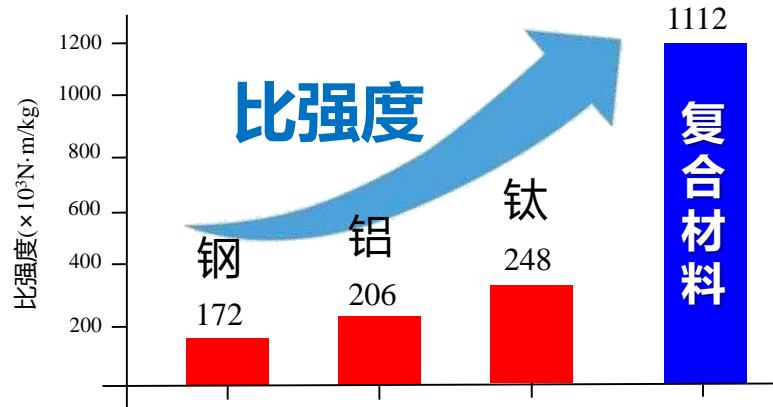


钛合金、新型合金

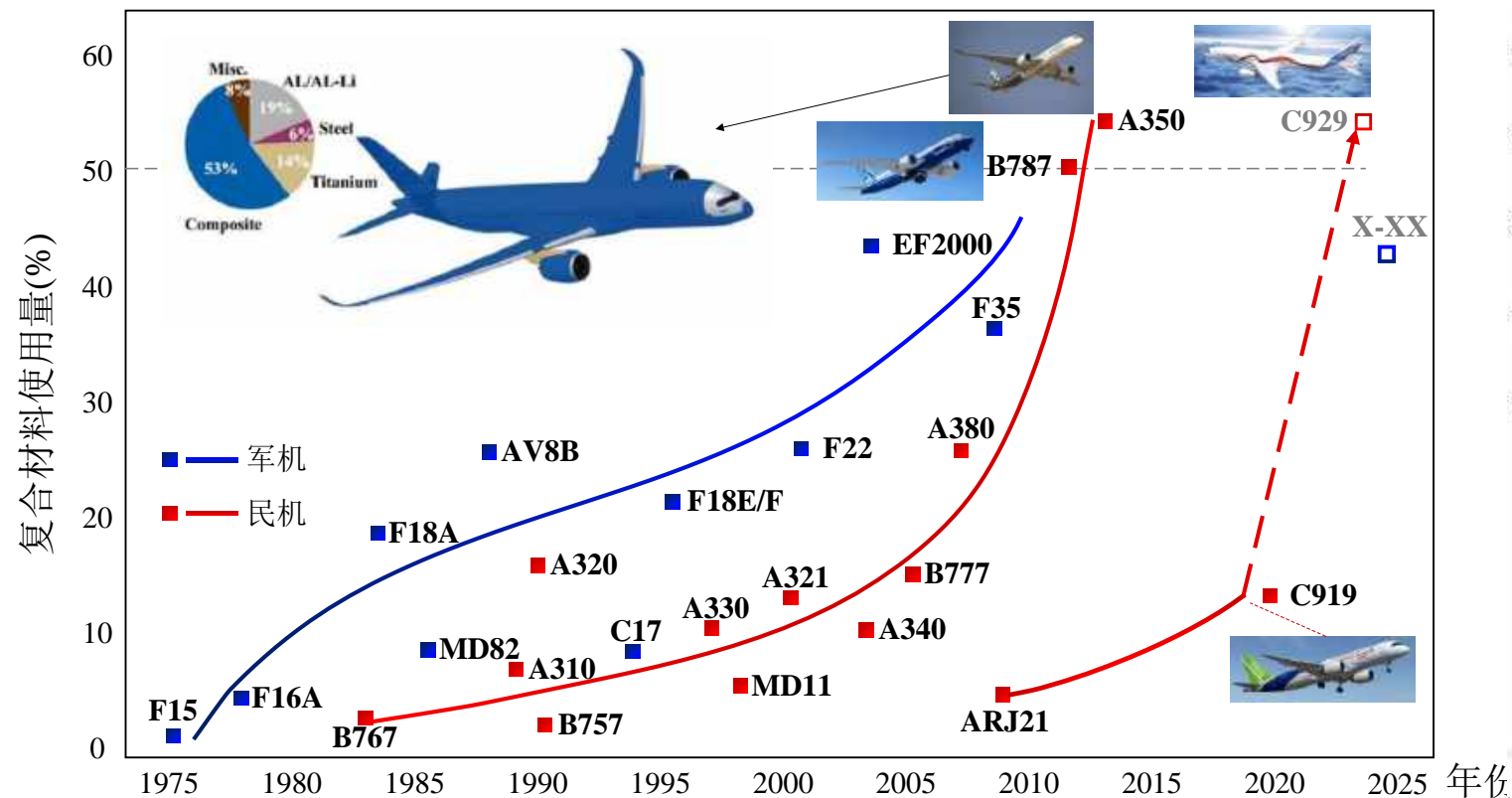
接下来是什么？

1. 为什么要学习《复合材料结构制造技术》课程?

复合材料



复合材料(简称复材)具有**轻质高强**、性能可设计、可整体制造等优势,已成为**高端装备减重增效**的优选材料



1. 为什么要学习《复合材料结构制造技术》课程？

复合材料用量成为衡量航空航天器**先进性**和**国际竞争力**的重要标志



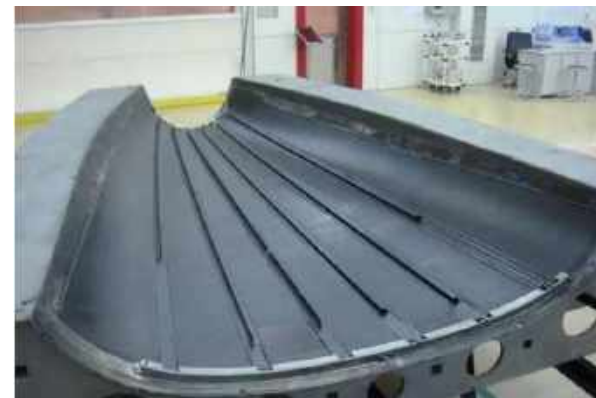
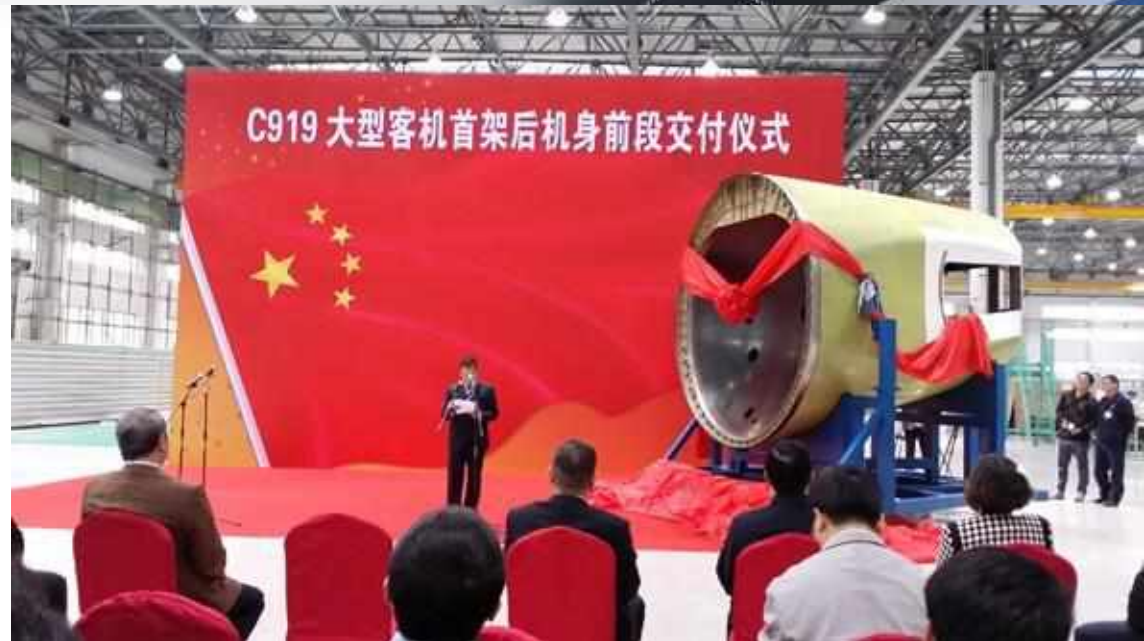
空客公司事后总结：复材用量事关公司生死存亡

1. 为什么要学习《复合材料结构制造技术》课程？

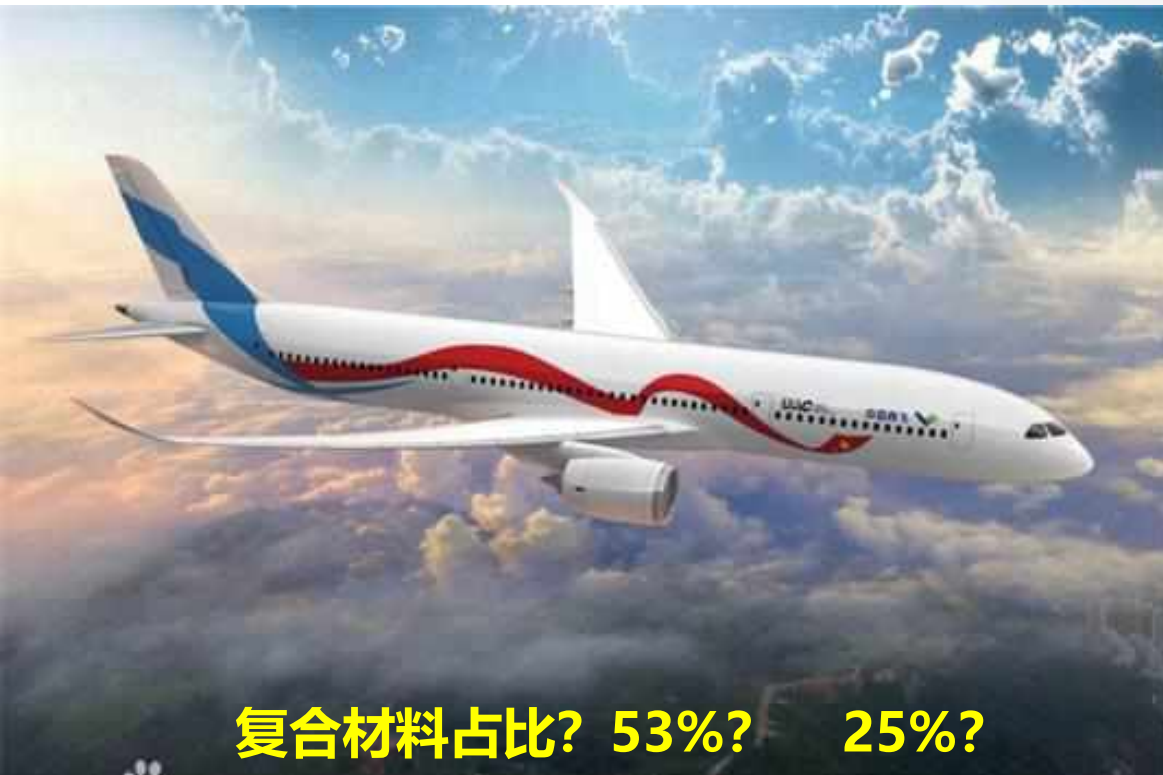
后机身前段包括

- 4块整体复合材料壁板；
- 1个整体复合材料球面加筋框；
- 6个复合材料C型框

复合材料占比12%



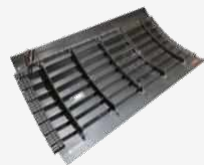
1. 为什么要学习《复合材料结构制造技术》课程？



复合材料前机身攻关全尺寸筒段（15米×6米）



1. 为什么要学习《复合材料结构制造技术》课程?



飞机蒙皮



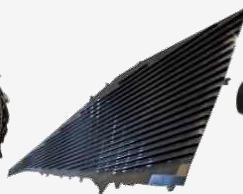
战机骨架



火箭筒段



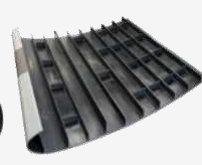
客机机头



客机机翼壁板



商务飞机整体机身



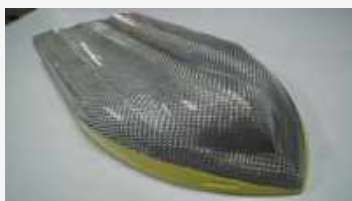
机翼蒙皮

航空航天尖端技术**辐射**和**牵引**效应

其他领域复合材料零件应用



驱逐舰螺旋桨



舰船船身



列车车身



汽车底盘



水电叶片



风电叶片

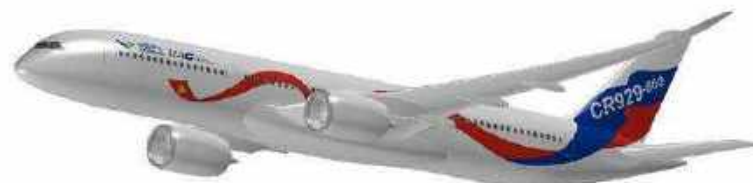
1. 为什么要学习《复合材料结构制造技术》课程?

南京航空航天大学

机电学院 CMEE

飞行器制造工程

复合材料是未来航空、航天的主战场，与每一个南航人都息息相关



课前关注

- 1、为什么要学习《复合材料结构制造技术》课程？
- 2、从《复合材料结构制造技术》课程中能学到什么？
- 3、授课老师团队？
- 4、学习要求？
- 5、有哪些参考资料？
- 6、如何考核？
- 7、同学都有谁？

2. 从《复合材料结构制造技术》课程中能学到什么？



什么叫复合材料？为什么发展复合材料？



复合材料的特点、分类、性质是什么？



复合材料能够应用在飞机的什么地方？



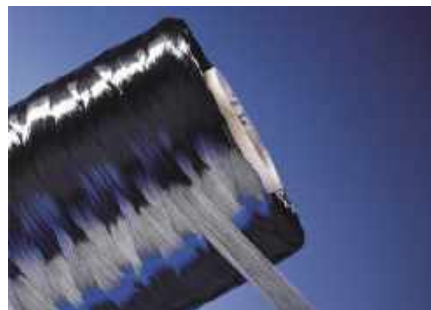
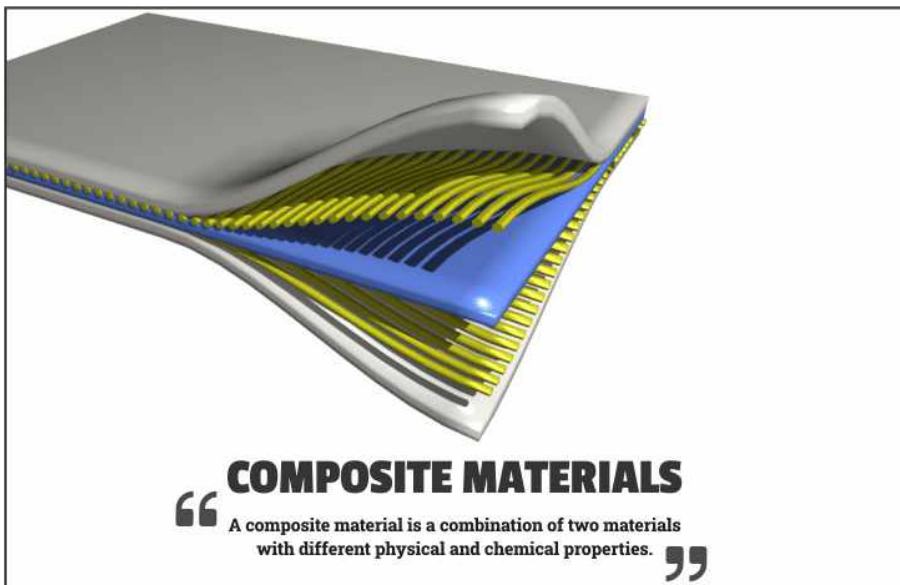
我们常听到的一些词汇是什么意思？（T300，碳纤维，大丝束）



复合材料构件是怎么制造的？

2. 从《复合材料结构制造技术》课程中能学到什么？

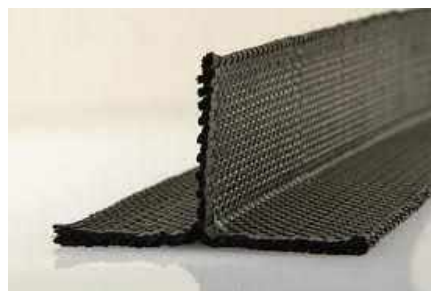
了解复合材料的基本知识



纤维



树脂



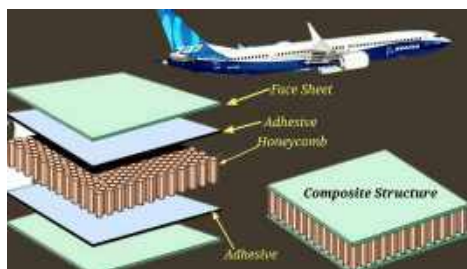
预制体



预浸料

Ply No.	Orientation angle
1-6	0
7-12	45
13-18	90
19-24	-45
25-34	-45
31-36	90
37-42	45
43-48	0

层合板



夹芯结构



模具



功能结构

2. 从《复合材料结构制造技术》课程中能学到什么？

了解复合材料在飞机结构上的应用



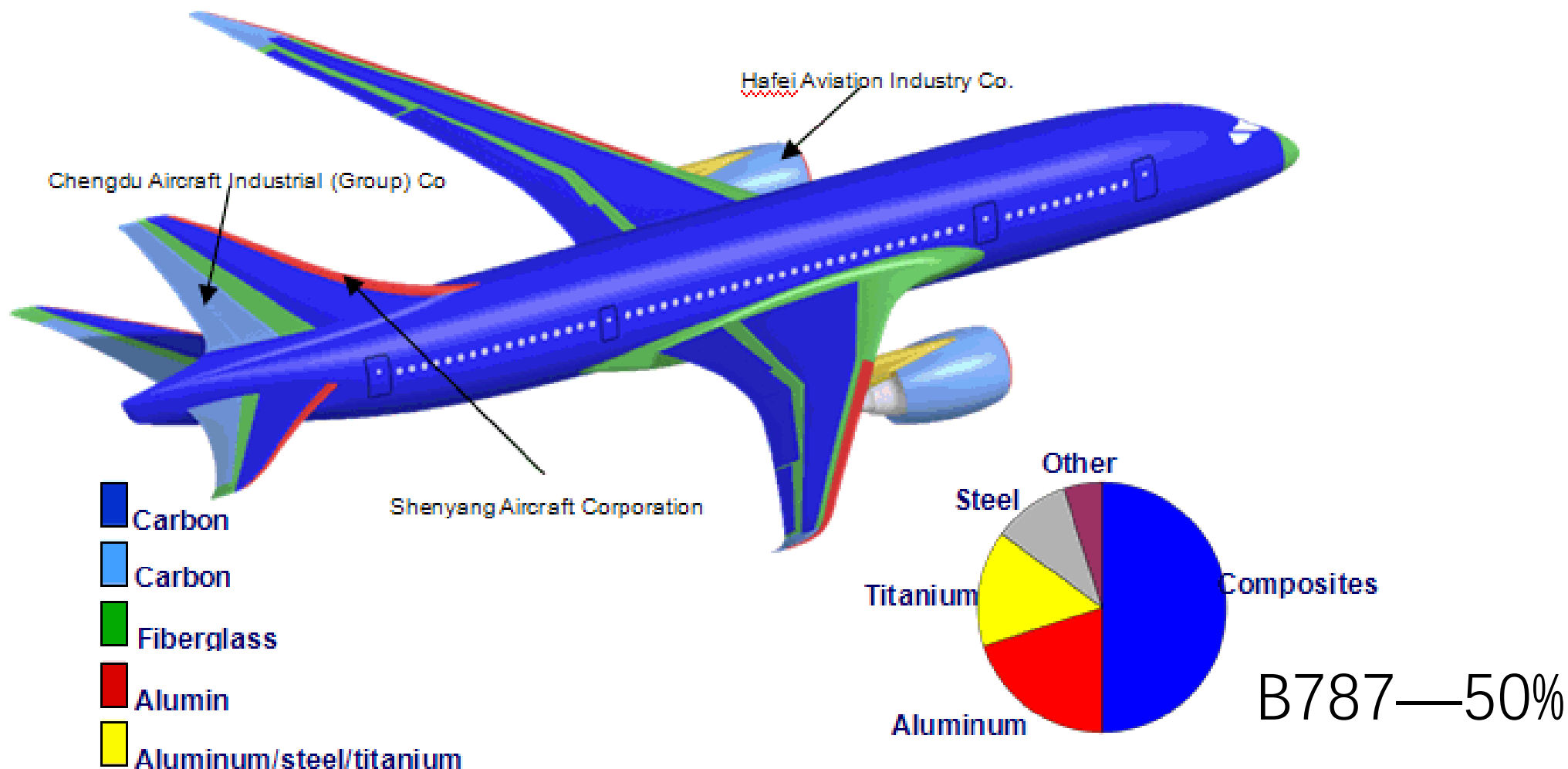
A380—25%

了解复合材料在飞机结构上的应用



2. 从《复合材料结构制造技术》课程中能学到什么？

了解复合材料在飞机结构上的应用



2. 从《复合材料结构制造技术》课程中能学到什么？ 了解复合材料在飞机结构上的应用



2. 从《复合材料结构制造技术》课程中能学到什么？

了解复合材料在飞机结构上的应用



A350XWB—52%

the eXtra Wide Body

A350 XWB. New design, new materials

2. 从《复合材料结构制造技术》课程中能学到什么？

Airbus A350 Composite Locations



Alu alloy



Carbon



Monolithic



Carbon Sandwich
Quartz, Glass

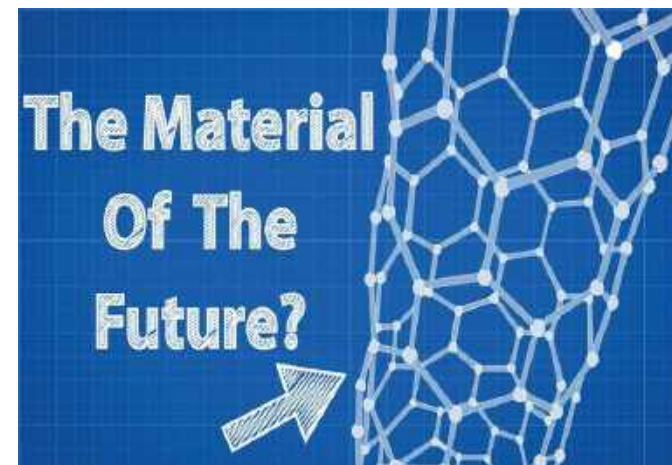
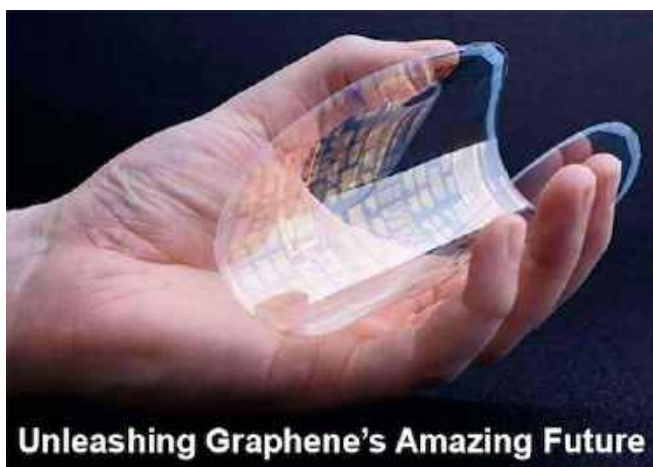


2. 从《复合材料结构制造技术》课程中能学到什么？

了解复合材料的未来发展趋势



更轻、更强、更智能，彻底改变人类的生活方式



2. 从《复合材料结构制造技术》课程中能学到什么？

了解、掌握、熟练应用飞行器**复合材料结构制造**的基本知识

制造

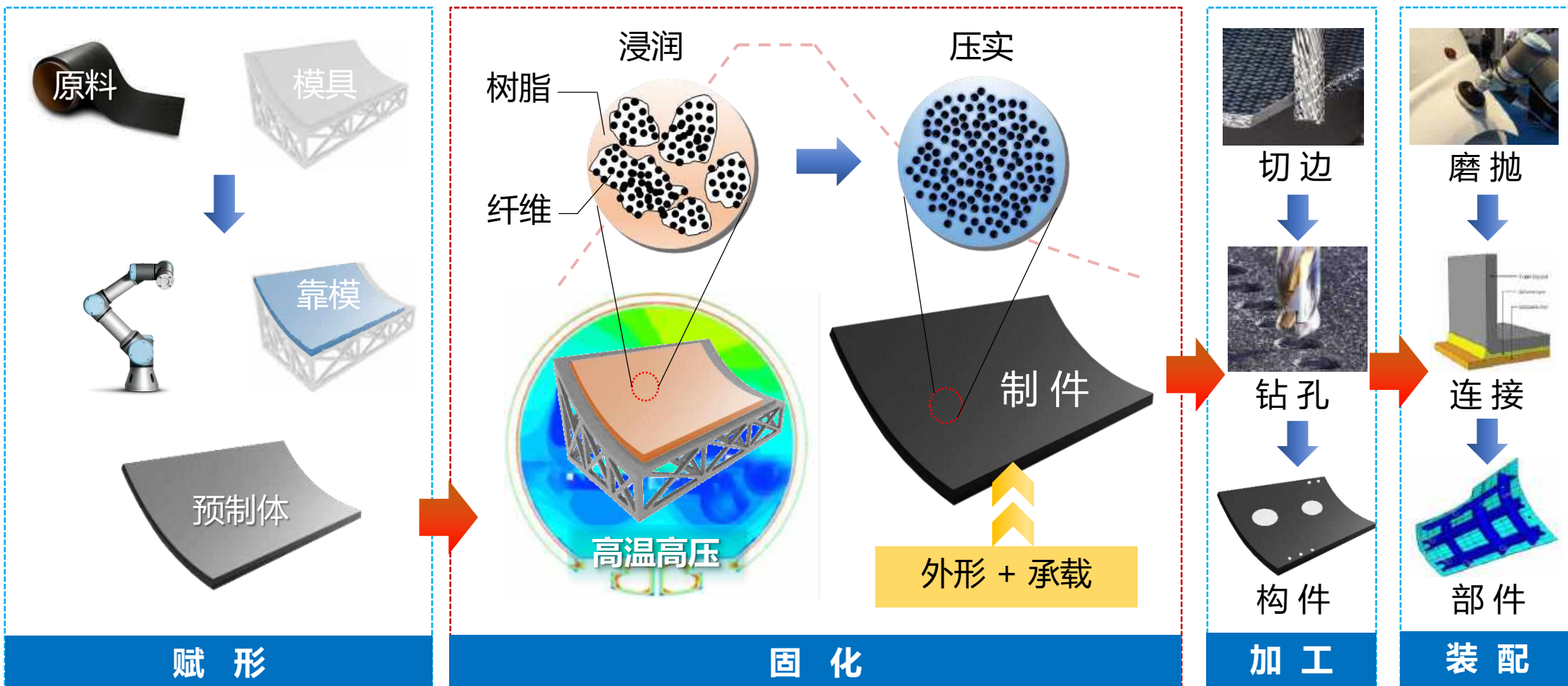
把 原材料 加工 成适用的 产品

复合材料结构制造技术

Manufacturing Technologies of Composite Structure

2. 从《复合材料结构制造技术》课程中能学到什么？

了解、掌握、熟练应用飞行器**复合材料结构制造**的基本知识

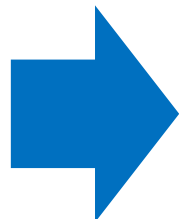


2. 从《复合材料结构制造技术》课程中能学到什么？

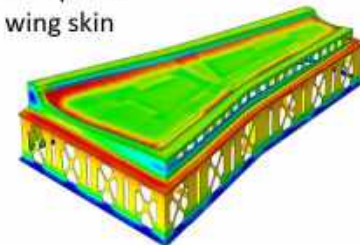
了解、掌握、熟练应用飞行器**复合材料结构制造**的基本知识



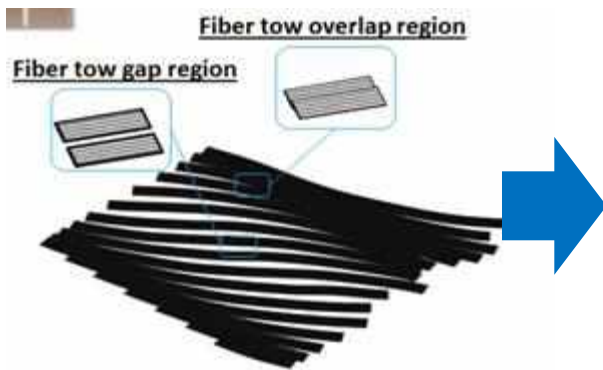
铺放



Composite wing skin

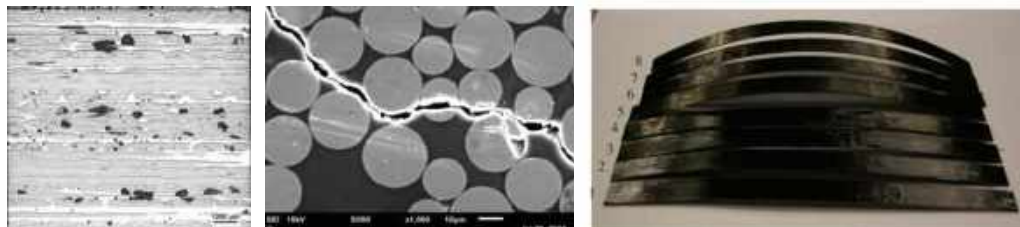
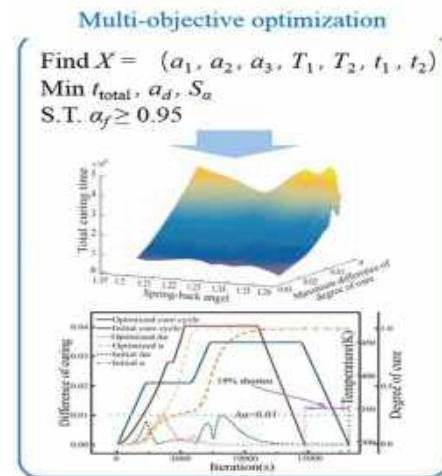


固化



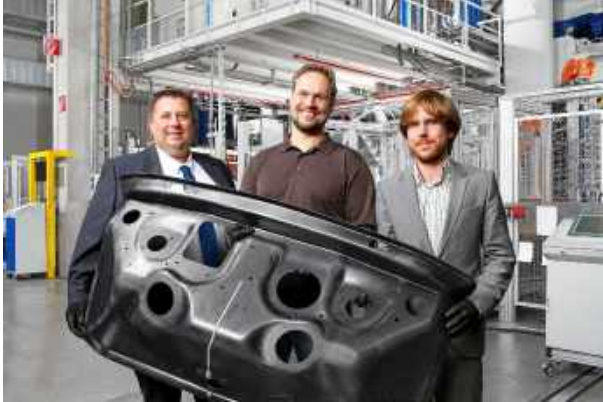
伺服系统
机器人 传感器
自动化 图形学
数字化 几何学
力学 电子

智能算法
传热学 传感器
有限元 数字化
几何学 优化
力学 电磁学



2. 从《复合材料结构制造技术》课程中能学到什么？

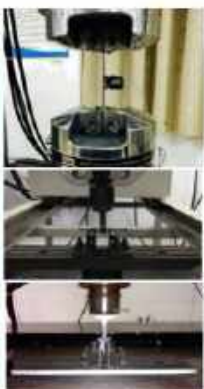
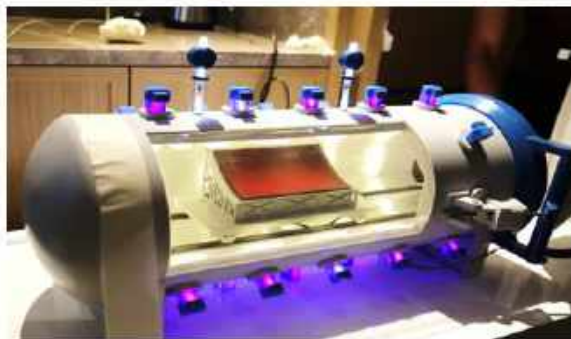
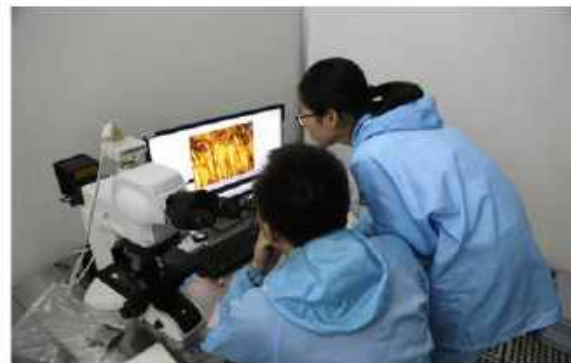
了解、掌握、熟练应用飞行器**复合材料结构制造**的基本知识



成为本领域内的杰出科学家、工程师、企业家、管理人员

2. 从《复合材料结构制造技术》课程中能学到什么？

了解、掌握、熟练应用飞行器**复合材料结构制造**的基本知识



课前关注

- 1、为什么要学习《复合材料结构制造技术》课程？
- 2、从《复合材料结构制造技术》课程中能学到什么？
- 3、授课老师团队？
- 4、学习要求？
- 5、有哪些参考资料？
- 6、如何考核？
- 7、同学都有谁？

3. 授课老师团队?



李迎光



安鲁陵



于敏



周来水



郝小忠



崔海华



韦红余



刘长毅



王长瑞



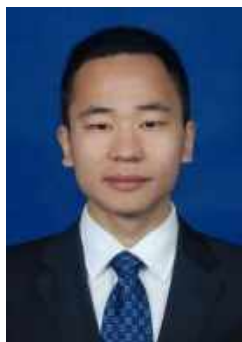
许可



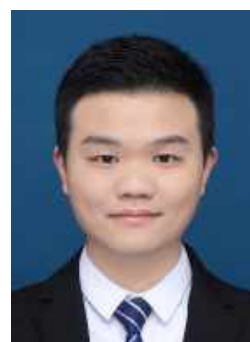
武永



胡俊山



周靖



刘舒霆



李阳

《复合材料结构制造技术》课程团队由机电院长江学者、国家杰青获得者**李迎光教授**牵头，十余名复合材料制造领域的教授、副教授、讲师共同组建。

课程组依托国家“双一流”学科——航空宇航科学与技术，围绕航空航天制造长期从事**大型复杂复合材料构件的数字化制造与智能制造理论、技术、工艺与装备研究**，是国家自然科学基金创新研究群体“飞行器整体结构的制造与监测”，国防创新团队“航空航天先进制造技术”的重要组成部分。

团队先后承担了30余项国家级和省部级项目，近年来发表学术论文220余篇，其中SCI收录190余篇次，获国家发明专利授权90余项，获得了**2016年国家技术发明二等奖、2020年国家科技进步二等奖**。

课前关注

- 1、为什么要学习《复合材料结构制造技术》课程？
- 2、从《复合材料结构制造技术》课程中能学到什么？
- 3、授课老师团队？
- 4、学习要求？
- 5、有哪些参考资料？
- 6、如何考核？
- 7、同学都有谁？

4. 学习要求?

知识学习

- 复材零件制造需要与金属零件制造完全不同的知识结构。
- 采用模块化、项目式教学，构建复合材料、设计、成型、加工、装配等知识。
- 良好的知识结构是核心竞争力的基础。



4. 学习要求?

思维训练

- 设置批判、迭代和讨论环节。
- 重点培养良好的批判思维、创新思维、和系统思维。
- 主题讨论，有效提高批判思维和创新思维能力。



4. 学习要求?

价值观塑造

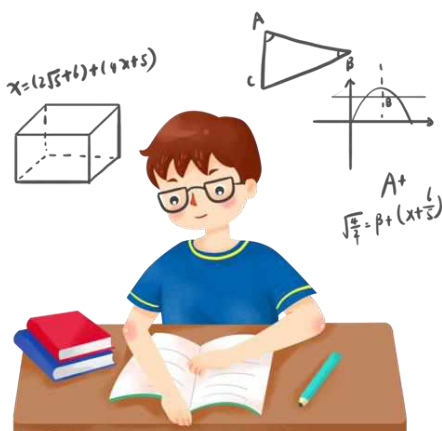
- 航空航天制造龙头企业复材制造总师参与授课和交流。
- 切实了解国家重大需求和复材应用带来的机遇和挑战。
- 个人发展与国家重大需求相结合。
- 激励更努力的学习和更高水平的创新。



4. 学习要求?

课程学习方法:

- ◆ 听课—了解基本内容、基本知识
- ◆ 复习、自学—加深对内容的认识, 增强记忆
- ◆ 讨论—理清知识点、课程体系, 并能顺畅表达出来, 从同学那里了解不同的观点和学习方式
- ◆ 思考—举一反三, 提高学习能力
- ◆ 研究—理论、方法、应用



课前关注

- 1、为什么要学习《复合材料结构制造技术》课程？
- 2、从《复合材料结构制造技术》课程中能学到什么？
- 3、授课老师团队？
- 4、学习要求？
- 5、有哪些参考资料？
- 6、如何考核？
- 7、同学都有谁？

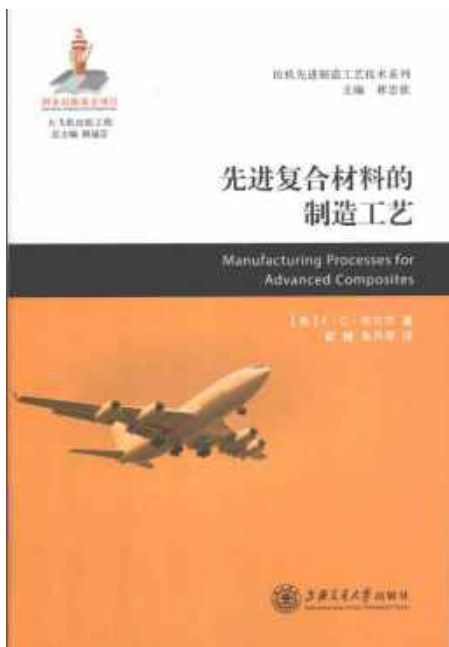
5、有哪些参考资料?

参考资料:

参考书、PPT

文献—论文、科技报告等

网站—网页、视频、虚仿网站等



群聊: 2023 复合材料结构制造技术 301 班



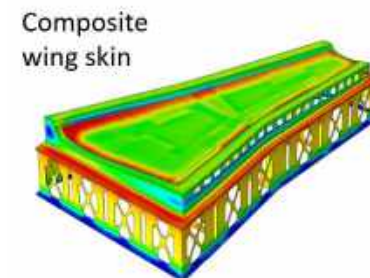
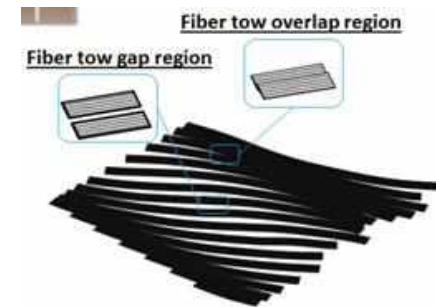
课程通知群-共享资料

课前关注

- 1、为什么要学习《复合材料结构制造技术》课程？
- 2、从《复合材料结构制造技术》课程中能学到什么？
- 3、授课老师团队？
- 4、学习要求？
- 5、有哪些参考资料？
- 6、如何考核？
- 7、同学都有谁？

6. 如何考核?

周次	计划学时		章节内容	讲课
3	4	概述	复合材料概述	4
4	4	原料	树脂基复合材料的增强体和基体	4
5	2	制造基础	树脂基复合材料设计制造基础	2
5~6	6	赋形	赋形概述	1
			铺放 (手工、自动铺丝、铺带)	2
			缠绕	1
			机织+液体成型	1
			热冲压、热隔膜	1
7~9	12	固化	固化基础	2
			烘箱、热压罐固化技术	4
			复合材料OOA固化技术	4
			固化缺陷的成因和控制方法	2
10	2	热塑成型	热塑性复合材料成型技术 (突出异同)	2
10	2	加工	复合材料构件加工技术	2
11	4	装配	复合材料结构装配技术	4
12	4	检测	复合材料质量保证	4
13	2	维修	复合材料结构维修技术	2
13	2	综合案例	复合材料结构的工艺设计	2
14	2	复习	课程总结	2



*课程日历或根据学习进度调整

6. 如何考核?

到课率

学习参与度

课程报告

考试

- 平时成绩：20%，平时成绩90分起，迟到或旷课-5分，主动回答问题+1分
- 阶段成绩：30%，关键章节中选择若干个关键词，4-5组，PPT汇报。汇报后：学生匿名打分50%、老师打分50%，PPT提供贡献度。
- 最终考试：50%，单选、判断、问答

课前关注

- 1、为什么要学习《复合材料结构制造技术》课程？
- 2、从《复合材料结构制造技术》课程中能学到什么？
- 3、授课老师团队？
- 4、学习要求？
- 5、有哪些参考资料？
- 6、如何考核？
- 7、同学都有谁？

7. 同学都有谁?



182010103
黎柳迪



182010120
沈鑫



182010121
胡盛佳



182010123
何展



182010203
刘嘉琦



182010204
梁苗



182010206
董又境



182010217
何锐涛



182010220
李晟晖



182010226
殷先硕



182010301
苏婧妍



182010312
张晴川



182010317
刘锦浩



182010323
由岩松



182010327
周锦涛



182010411
何宇琦



182010412
王鸣宇



182010416
尚方飞



182010419
曹庆广喆



182010423
李天鹏



182010426
朱禹辉



182010428
朴毅哲



051830107
安冠戎

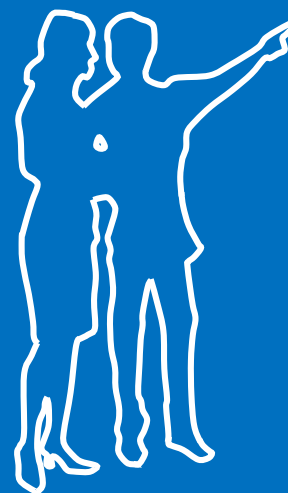
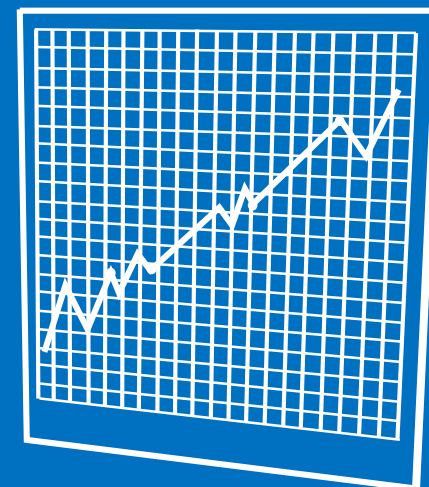


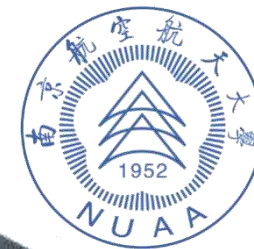
181910114
韩圣宗

欢迎大家!
期待与大家共同经历
一场美妙的“复合材料”探险之旅!



- 1、对飞行器的要求是什么？
- 2、什么是复合材料？
- 3、复合材料在飞机结构上所占比例说明什么问题？





2 复合材料的原材料

Reinforcement and matrix of composite material

复合材料结构制造技术

Manufacturing Technologies of Composite Structure

目录 Outline

2.1 增强体

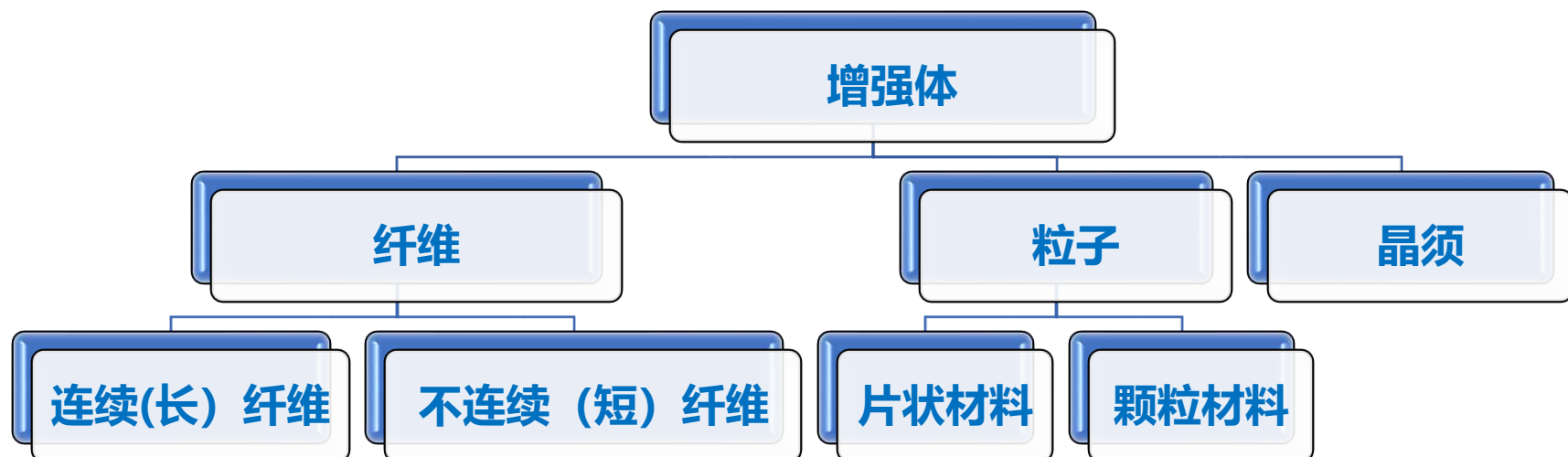
2.2 基体

2.3 界面

2.4 预浸料

2.1 增强体

增强体：增强体为复合材料中**承受载荷**的组分。按物理形态可分为**纤维**、**粒子**和**晶须**。



- **粒子**无最优取向，对力学性能的改善空间最小，经常用作填料降低成本。复合后材料的上述性能指标达不到金属材料相应性能指标的添加物，称为**填料**
- **晶须**为强度极高的单晶，但由于长度和直径均较小（远小于纤维），难以在基体内均匀分散。
- **纤维**是**先进复合材料的主流增强体**，其长径比大（一般 > 100 ），截面近似为圆形，在长度方向的性能远高于其他方向。

2.1 增强体

常用纤维术语：

- **单丝**：纤维材料的最小单元。
- **丝束**：一束或一组未加捻的单丝，有时也附带表述“同时生产的无捻单丝数量”的含义，通常用xK表示，如12K。
- **无捻粗纱**：一定数量的丝束集成成平行的无捻纤维集束。
- **加捻纱**：一定数量的丝束集合而成的平行的加捻纤维集束。
- **带**：由多条无捻粗纱或丝束组成，用于往模具上进行铺放的材料形式。
- **机织布（体）**：加捻纱或丝束以不同形式机织而成，可以在两（三）个方向实现增强。



12K碳纤维丝束



加捻纱



碳纤维单向带

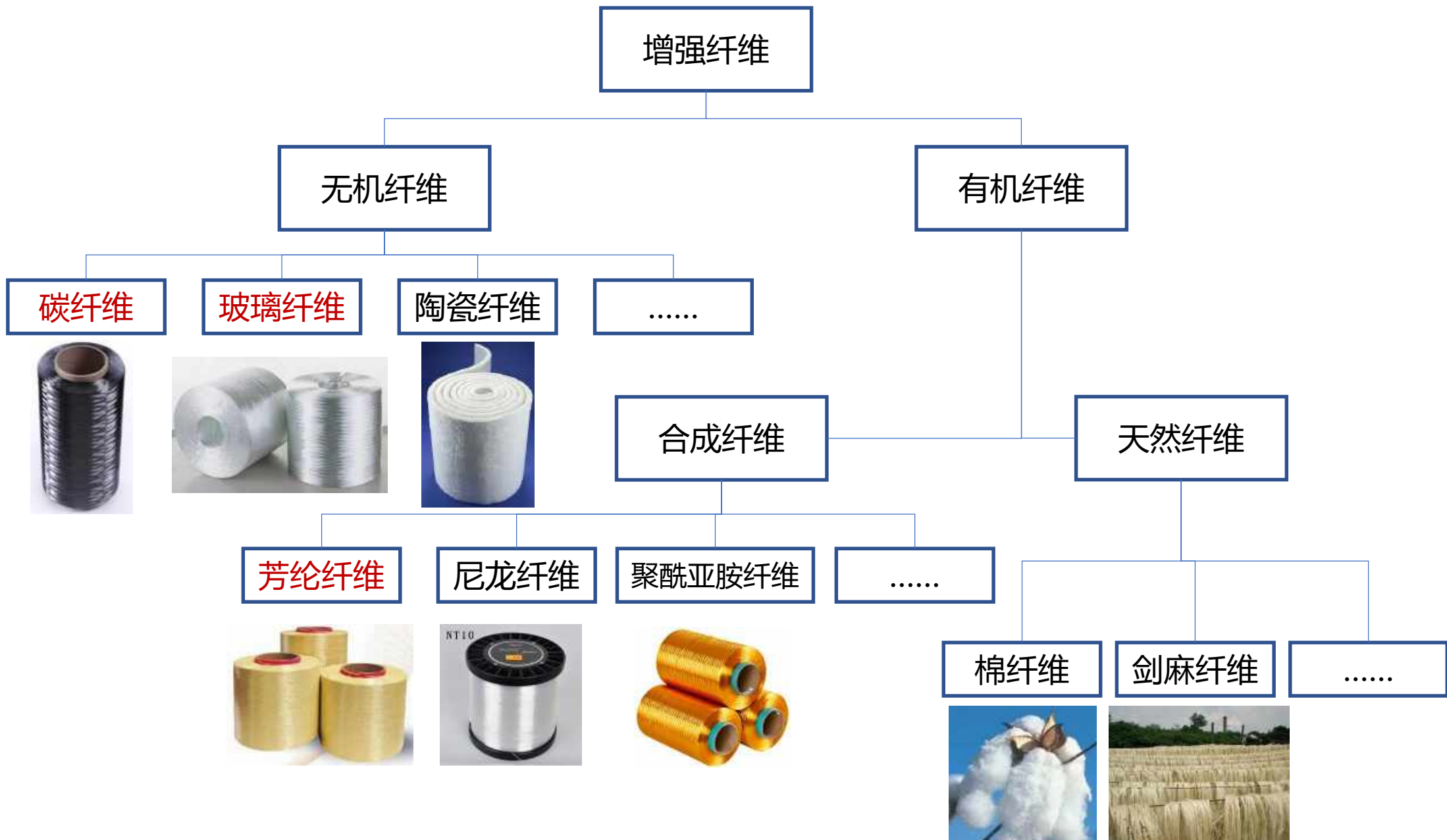


碳纤维机织布



碳纤维机织体

2.1 增强体



2.1 增强体

常用纤维性能参数表

种类		密度 (g/cm ³)	强度 (GPa)	模量 (10 ² Gpa)	比强度	比模量
碳素钢		7.74	4.12	2.00	0.53	0.26
碳纤维	高强度碳纤维	1.80	4.41	2.50	2.45	1.39
	高模量碳纤维	1.81	2.77	3.90	1.53	2.15
	超高强度碳纤维	1.82	7.06	2.95	3.88	1.62
	超高模量碳纤维	2.10	3.50	8.00	1.67	3.81
芳纶纤维	Kevlar49	1.45	3.14	1.31	2.17	0.90
	Kevlar149	1.48	2.40	1.65	1.62	1.11
玻璃纤维	E-玻璃纤维	2.58	2.30	0.71	0.89	0.28
	S-2玻璃纤维	2.47	4.05	0.88	1.64	0.36

碳纤维增强材料在比强度、高比模量具有突出优势

2.1.1 碳纤维

■ 碳纤维的研发历程

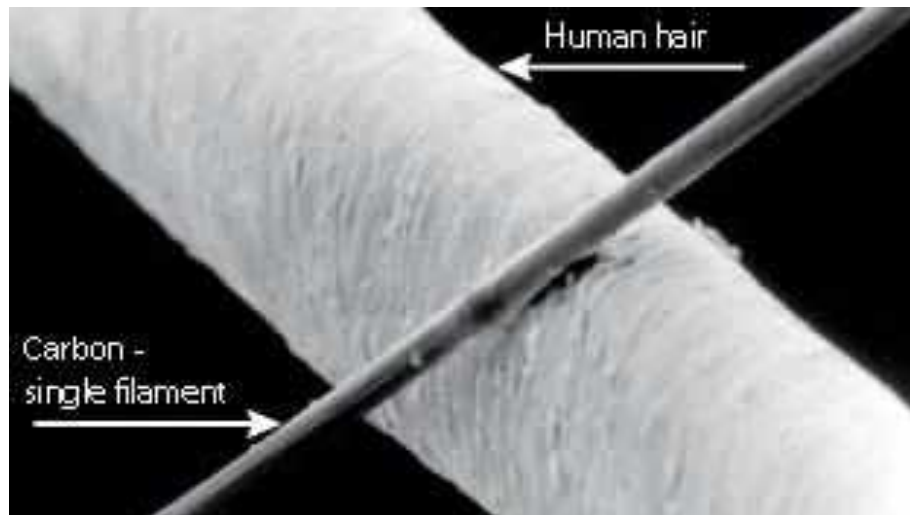
- | | |
|------|---|
| 1879 | 爱迪生用油烟与焦油、棉纱和竹丝试制碳丝 |
| 1882 | 碳丝电灯实用化 |
| 1950 | 美国Wright—Patterson空军基地开始研制 粘胶基碳纤维 |
| 1959 | 美国UCC公司生产低模量粘胶基碳纤维 “Thornel-25”
日本大阪工业试验所的进藤昭男发明了 PAN（聚丙烯腈）基碳纤维 |
| 1963 | 英国皇家航空研究所（RAE）的成功制造出高性能PAN基碳纤维 |
| 1965 | 日本群馬大学的大谷杉郎发明了 沥青基碳纤维
美国UCC公司开始生产高模量粘胶基碳纤维 |
| 1971 | 日本 东丽公司 工业规模生产PAN基碳纤维（1吨/月），碳纤维的牌号为 T300 ，石墨纤维为 M40 |
| 1972 | 美国Hercules公司开始生产PAN基碳纤维
日本用碳纤维制造钓竿，美国用碳纤维制造高尔夫球棒 |
| 1984 | 日本东丽公司研制出高强中模碳纤维 T800 |
| 1986 | 日本东丽公司研制出高强中模碳纤维 T1000 |
| 1989 | 日本东丽公司研制出高模中强碳纤维 M60 |
| ... | ... |
| 2016 | 中国突破日本管制封锁研制出高性能碳纤维 |

2.1.1 碳纤维

■ 碳纤维的定义

碳纤维：是指纤维化学组成中碳元素占总质量90%以上的纤维。外形呈纤维状、柔软、可加工成各种织物，是目前先进复合材料的主流增强纤维。

如，B787客机复合材料用量为50%，其中碳纤维增强复合材料占比达45%。



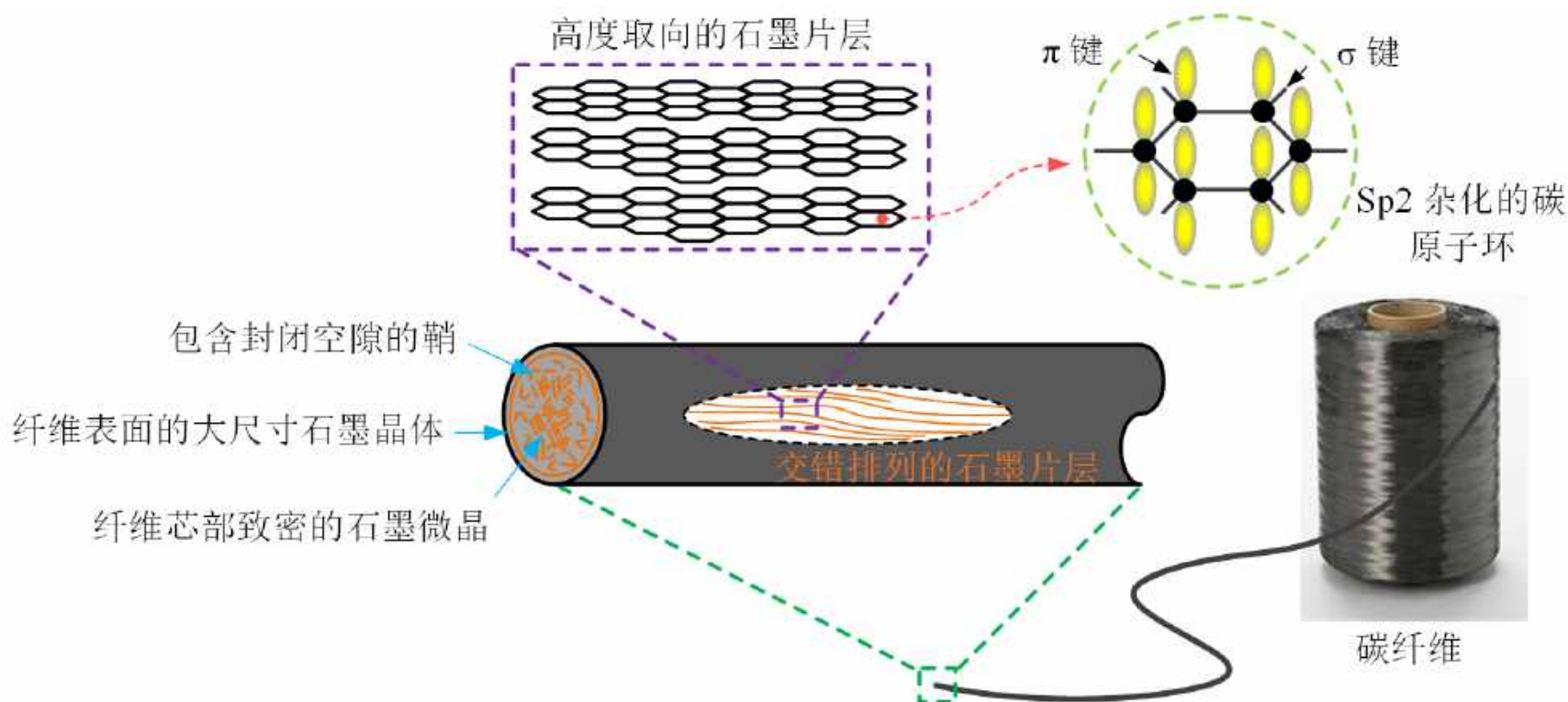
成人头发直径约为**70 μm** (成人)
碳纤维直径约为**7 μm**



2.1.1 碳纤维

■ 碳纤维的定义

碳纤维是以有机纤维在惰性气体中经高温碳化而成的纤维状的碳化物，其典型的特点是：**比强度、比模量高（应力-应变曲线是一条直线），且具有耐温、导电、导热等特性。**



碳纤维微观结构示意图

2.1.1 碳纤维

■ 碳纤维分类：根据原丝的类型、碳纤维的性能和用途、外观进行分类

➤ 根据原丝类型分类

- 聚丙烯腈(PAN)基碳纤维
- 沥青基碳纤维
- 粘胶基碳纤维

性能	聚丙烯腈碳纤维	沥青碳纤维	人造线碳纤维
拉伸强度 (GPa)	2.5~3.1	1.6	2.1~2.8
拉伸弹性模量 (GPa)	207~345	379	414~552
密度 (g/cm ³)	1.8	1.7	2.0
延伸率 (%)	0.6 ~1.2	1	

PAN基碳纤维在碳纤维复合材料应用占比达90%以上

2.1.1 碳纤维

■ 碳纤维分类：根据原丝的类型、碳纤维的性能和用途、外观进行分类

➤ 根据碳纤维的性能分类

- 高性能碳纤维：高强度碳纤维（HS）、超高强度碳纤维（VHS）、高模量碳纤维（HM）、超高模量碳纤维（UHM）
- 低性能碳纤维：耐火纤维、碳质纤维、石墨纤维

性能	碳纤维			
	UHM	HM	VHS	HS
拉伸弹性模量 (GPa)	>400	300~400	200~350	200~250
拉伸强度 (GPa)	>1.7	>1.7	>2.76	2.0~2.75

2.1.1 碳纤维

■ 碳纤维分类：根据原丝的类型、碳纤维的性能和用途、外观进行分类

➤ 根据碳纤维的用途分类

- 受力结构用碳纤维
- 耐焰碳纤维
- 活性炭纤维（吸附活性）
- 导电用碳纤维
- 耐磨用碳纤维
- 润滑用碳纤维

2.1.1 碳纤维

■ 碳纤维分类：根据原丝的类型、碳纤维的性能和用途、外观进行分类

➤ 根据碳纤维的外观分类

● 短纤维：包括短切纤维和碳毡

● 长纤维：长纤维的长度可达几千米

一般把1K~24K的碳纤维叫做**小丝束**碳纤维，而把48K以上的碳纤维叫做**大丝束**碳纤维。

● 二向织物：品种有平纹布或锻纹布等。碳纤维二向织物的生产方法，可以先经过碳化后进行编织，也可以先编织后再碳化。



短切碳纤维



短切碳毡



连续碳纤维



碳纤维编织布

2.1.1 碳纤维

■ 碳纤维的制造方法

由有机纤维或低分子烃类气体原料在惰性气氛中经高温(1500°C)碳化而成的纤维状碳化合物，其碳含量在90%以上。

气相法

在惰性气氛中将小分子有机物(如烃或芳烃等)在高温下沉积成纤维。此法用于制造晶须或短纤维，不能用于制造长纤维。

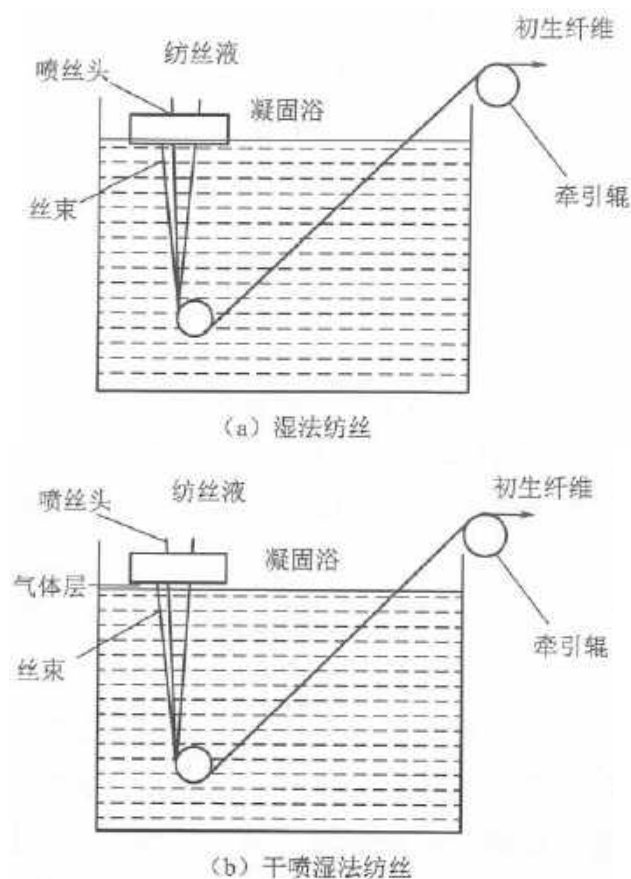
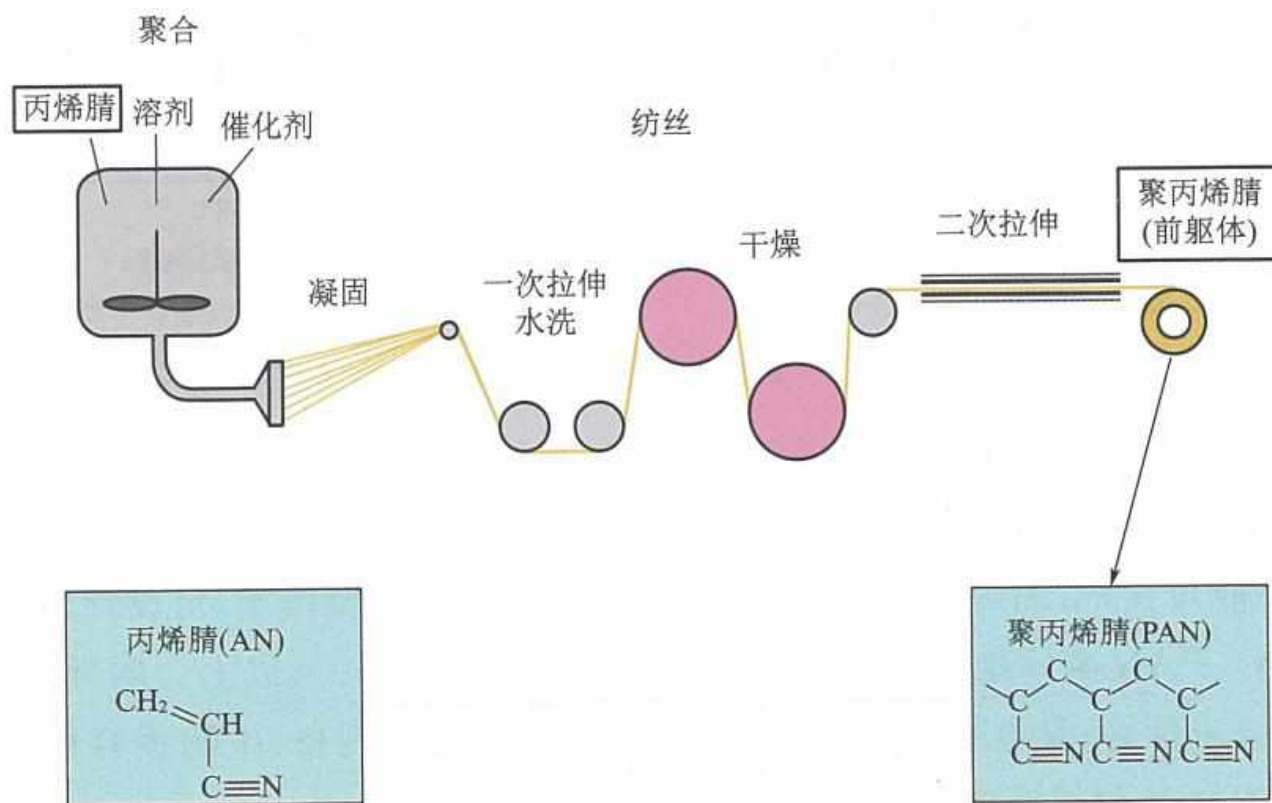
有机纤维碳化法

将有机纤维经过稳定化处理变成耐焰纤维，然后再在惰性气氛中于高温下进行焙烧碳化，使有机纤维失去部分碳和其他非碳原子，形成以碳为主要成分的纤维状物。此法用于制造连续长纤维。

2.1.1 碳纤维

■ 碳纤维的制造流程 (PAN基)

丙烯腈单体经聚合、纺丝形成聚丙烯腈初生纤维，再经水洗、牵伸、热定型、干燥等一系列工序制得**PAN原丝**。

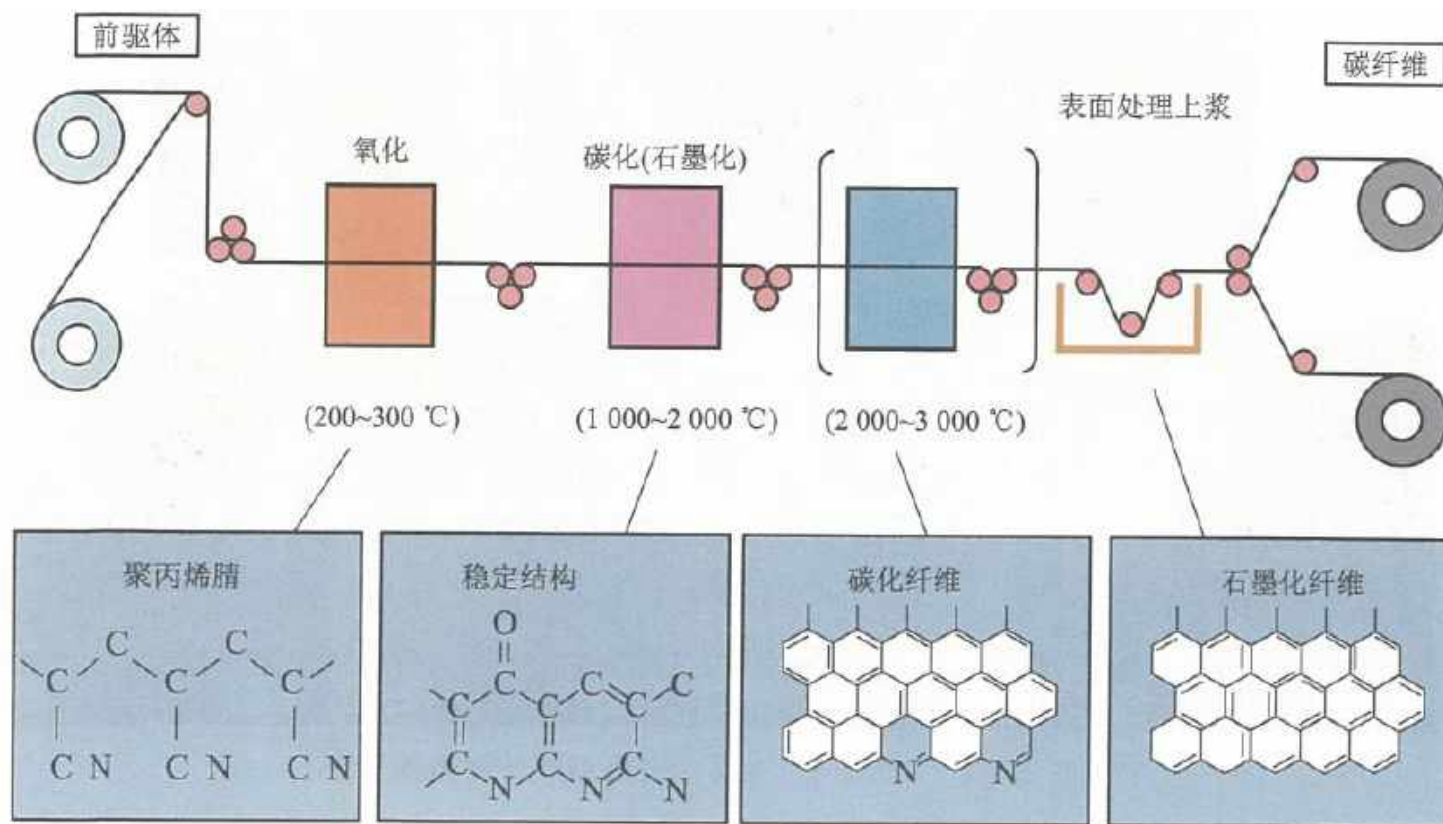


用于前躯体纤维生产的纺丝工艺

2.1.1 碳纤维

■ 碳纤维的制造流程 (PAN基)

用PAN原丝制备碳纤维的过程大体分为三个阶段：**预氧化、碳化、石墨化**



- **1000 - 2000°C**范围内碳化得到的纤维称为**碳纤维**。
- **2300°C**以上范围内碳化得到的纤维称为**石墨纤维** (含碳量98%，有金属光泽、导电性好、结构类似石墨、杂质极少)。

2.1.1 碳纤维

■ 碳纤维的制造流程 (PAN基)

经高温碳化后的纤维表面活性差，表面张力下降，与基体树脂的浸润性差，会影响后续制备的复合材料的性能，所以要进行**表面处理**。

- 表面处理的**目的**：**提高碳纤维与基体的界面结合强度**
- 表面处理的**方法**：**表面清洁法、气相氧化法、液相氧化法、电化学氧化法（最常用）、表面涂层法等**
- 表面处理方法的**原理**：
 - ✓ **清除表面杂质**
 - ✓ **在纤维表面形成微孔或刻蚀沟槽**
 - ✓ **从类石墨层面改性成碳状结构以增加表面能**
 - ✓ **引进具有极性或反应性官能团以及形成能与树脂起作用的中间层**

2.1.1 碳纤维

■ 碳纤维的制造流程 (PAN基)

碳纤维经表面氧化处理后，一般还需经**上浆处理**。作用：

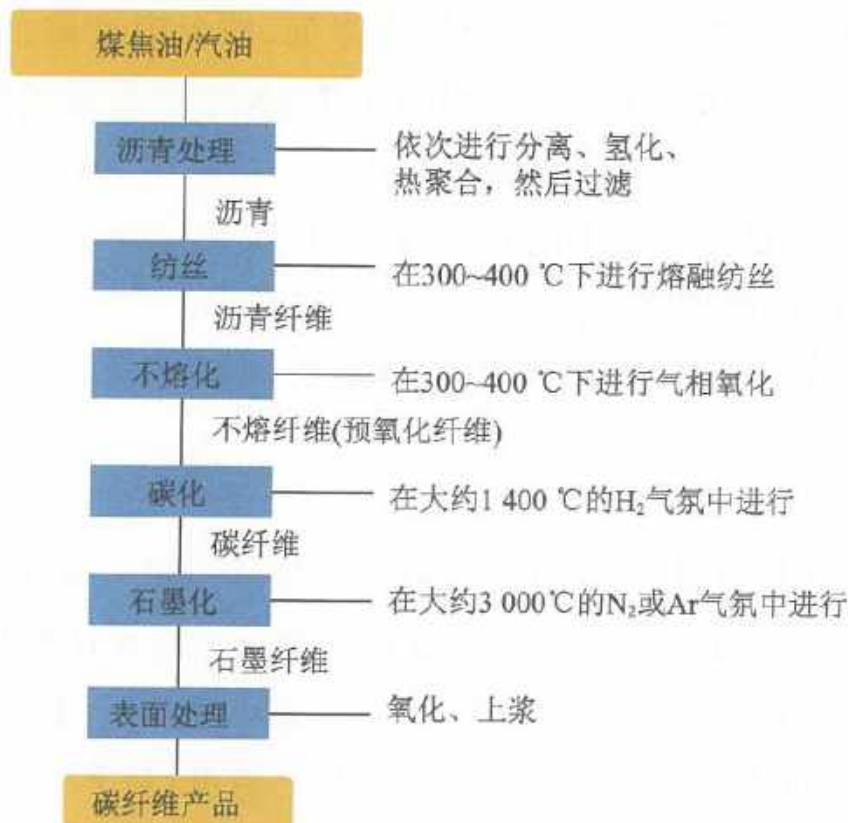
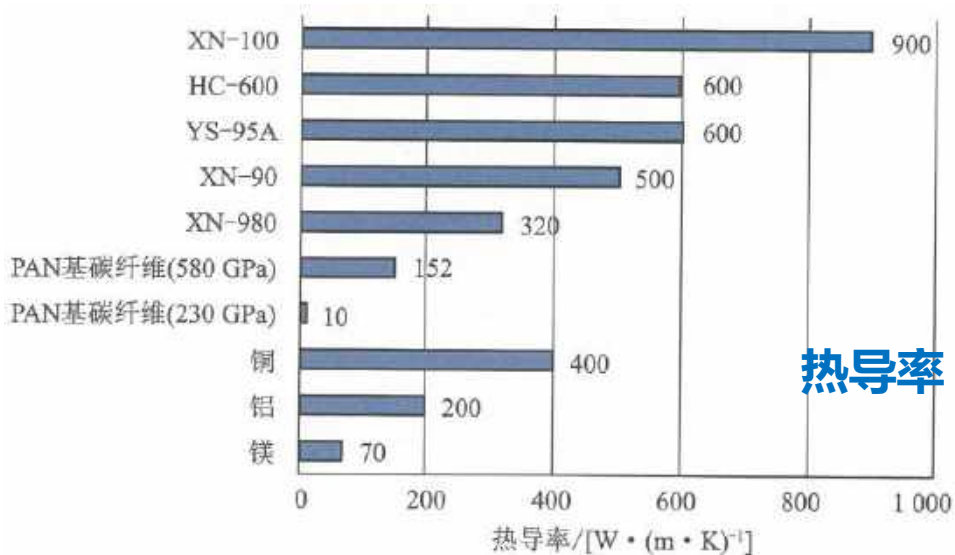
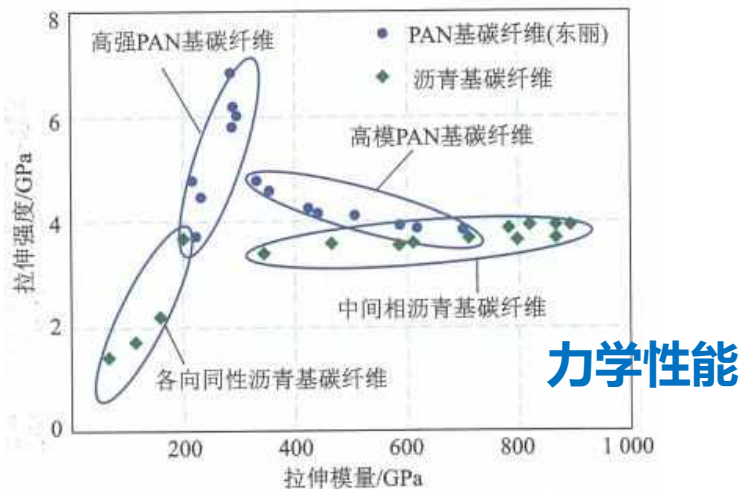
- ① **保护纤维表面的活性基团；**
- ② **能使碳纤维具有良好的集束性，从而使纤维的缠绕织造工艺操作简单，减少纤维束的摩擦损失；**
- ③ **通过选择合适的上浆剂，可达到改善碳纤维表面性能，提高复材层间剪切强度的目的。**

目前，一般使用乳液型上浆剂：以一种树脂为主体（遵循**相似相溶原则**），配以一定量的乳化剂、少量交联剂（或无交联剂），以及为提高界面粘合型的助剂等制成乳液。

2.1.1 碳纤维

■ 碳纤维的制造流程 (沥青基)

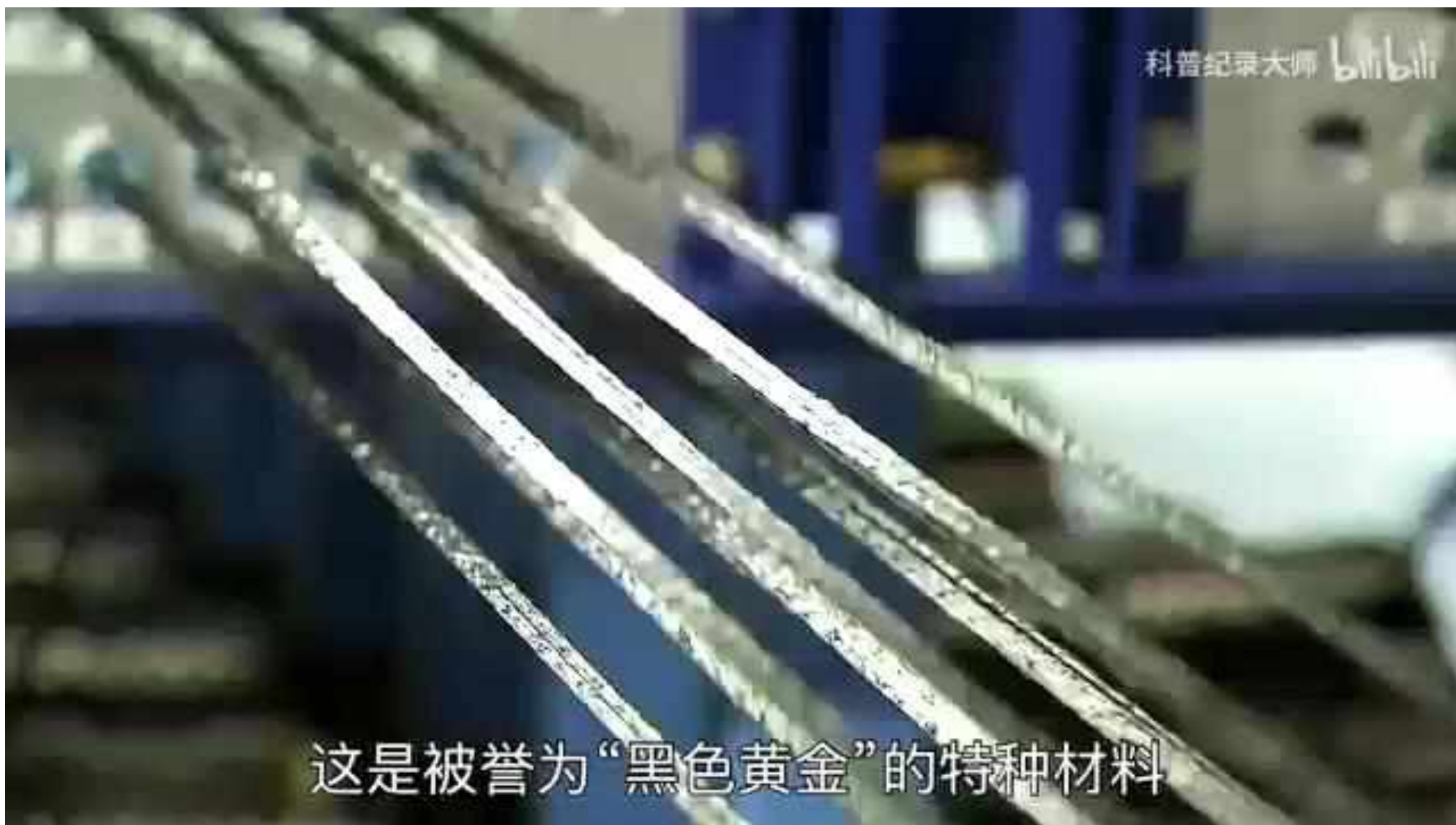
沥青基碳纤维具有**高模量、高导热的突出优势**



沥青基碳纤维制造流程

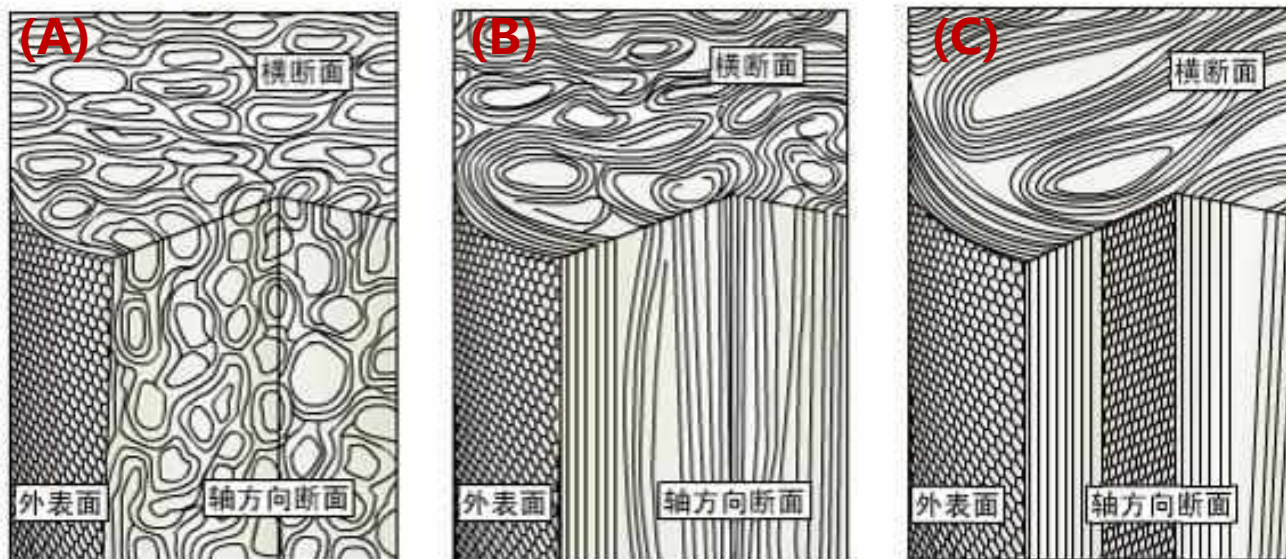
2.1.1 碳纤维

■ 碳纤维的制造流程



2.1.1 碳纤维

■ 碳纤维的结构



三种代表性的碳纤维微观结构模型

- 图 (A) 是通用级碳纤维结构模型，石墨微晶不发达，排列紊乱，孔隙多，择优取向差，因而抗拉强度和模量都低。
- 图 (B) 是高强型碳纤维结构模型，微纤（丝）基本上沿纤维轴排列，也有相当的原纤缠结和扭曲，彼此用束缚键使微纤连接，交联密度较高；同时，沿轴向排列也趋于整齐，但比图 (C) 要小，这也是强度较高的原因之一。
- 图 (C) 是高模量碳纤维（即石墨纤维）的结构模型。网平面更完整，沿轴向排列更整齐。因为模量主要取决于石墨网平面的大小和择优取向。

2.1.1 碳纤维

■ 碳纤维的力学性能

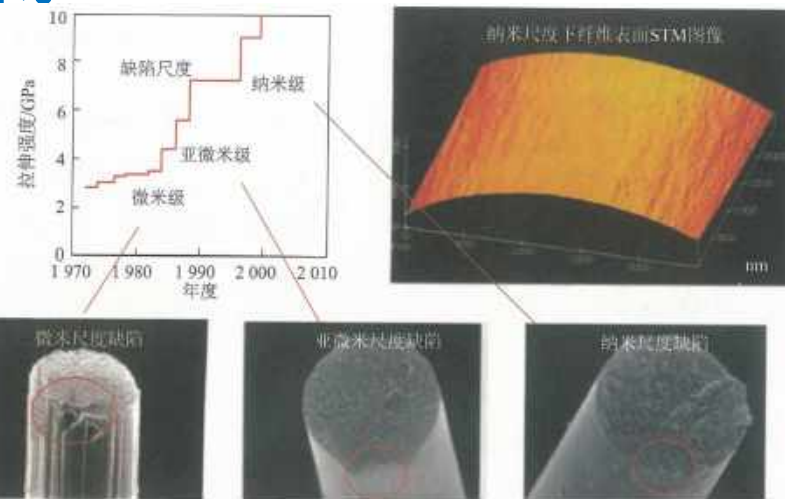
- 理想的石墨点阵结构，属**六方晶系**。
- 真实的碳纤维结构，并不是理想的石墨点阵结构，而是属于**乱层石墨结构**。由数张到数十张石墨层片（最基本的结构单元）组成石墨微晶（碳纤维的二级结构单元。由石墨微晶再组成原纤维（碳纤维的三级结构单元），其直径为50nm左右，长度为数百纳米。

- 根据C - C键能和密度计算：

$$\sigma = 180 \text{ GPa}, \text{ module} = 1000 \text{ Gpa}$$

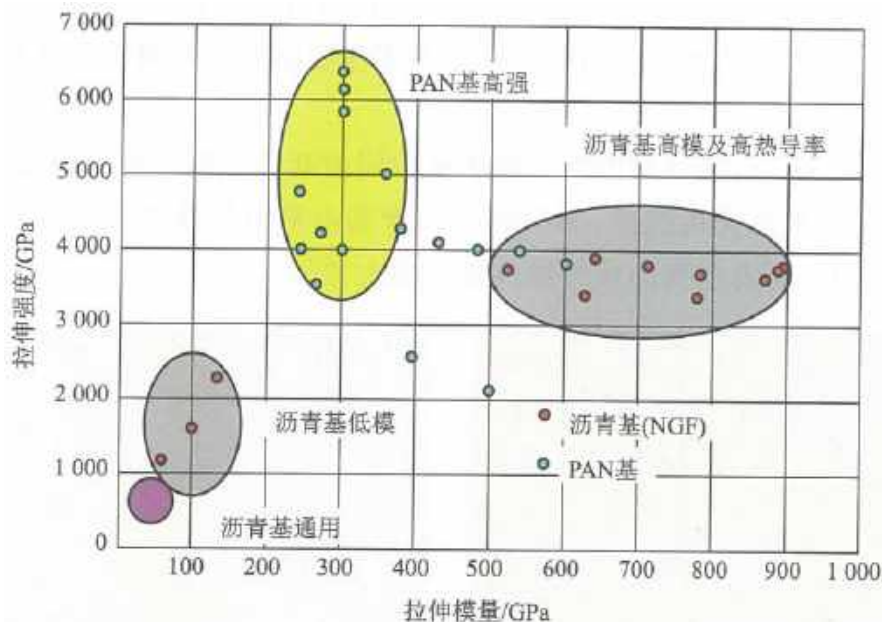
实际上远低于理论值。原因：

- ✓ 原丝带来的缺陷：孔隙、杂质等；
- ✓ 炭化过程中结构不均匀，存在微孔、裂纹、气孔、杂质等。

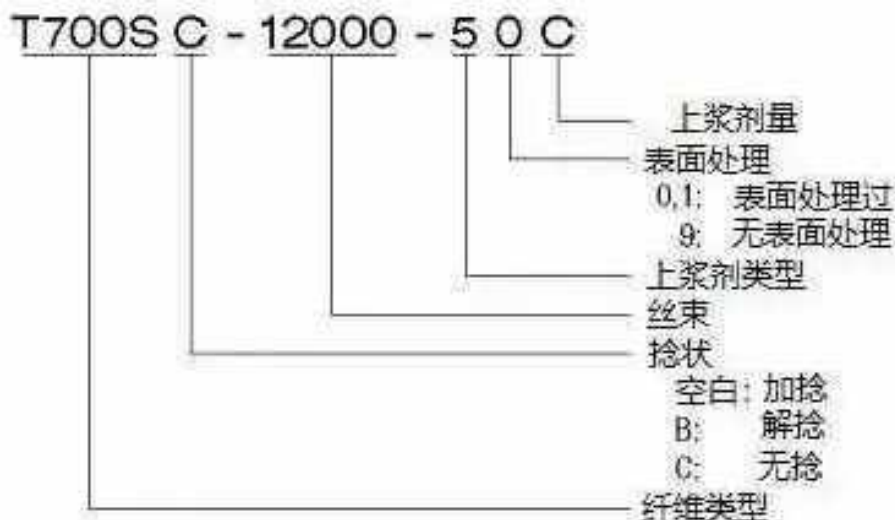


2.1.1 碳纤维

■ 碳纤维的力学性能



现有碳纤维的力学性能



强度 $T300 < T600 < T700 < T800 < T1000$

2.1.1 碳纤维

■ 碳纤维的物理性能

- **密度**在 $1.5\sim 2.0\text{g/cm}^2$ 之间，主要决定于碳化处理的温度，一般经过 3000°C 石墨化处理后，密度可达 2.0g/cm^2 。
- 碳纤维的热膨胀系数与其他类型纤维不同，它有各向异性的特点。
平行于纤维方向是**负值** $[(-0.72\sim -0.90) \times 10^{-6}/^\circ\text{C}]$ ；
垂直于纤维方向是**正值** $[(32\sim 22) \times 10^{-6}/^\circ\text{C}]$ 。
- 碳纤维的**比热**一般为 $0.03\text{kJ}/(\text{Kg}\cdot^\circ\text{C})\sim 0.71\text{kJ}/(\text{Kg}\cdot^\circ\text{C})$
- 导热率有方向性：PAN基碳纤维沿轴向导热率为 $10\sim 20\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ ，沿径向一般小于 $1\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ 。
- 碳纤维的导电性好，**导电率随温度升高而升高**。
- 碳纤维的摩擦系数小，并具有润滑性。

2.1.1 碳纤维

■ 碳纤维的化学性能

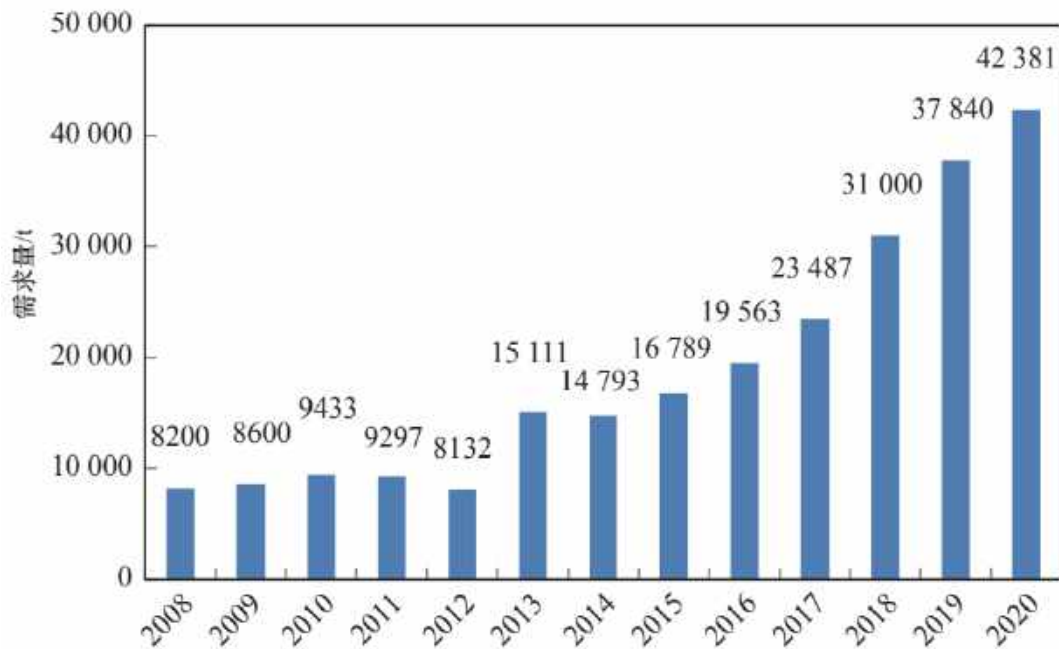
碳纤维的化学性能与碳很相似。

除能被**强氧化剂**氧化外，对一般酸碱是惰性的。

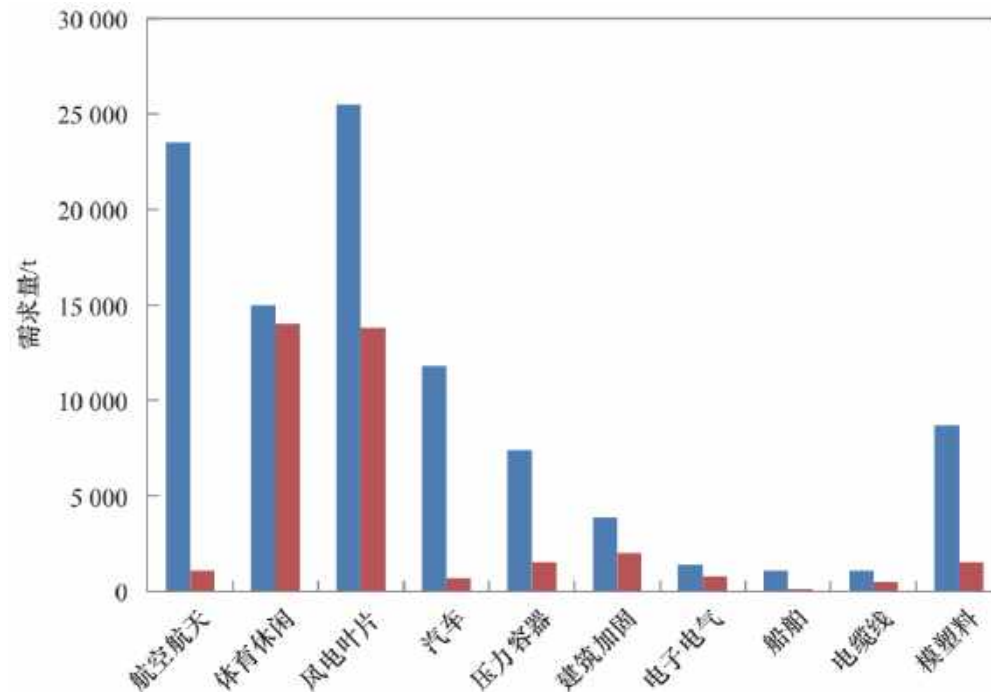
- 在空气中温度高**400°C**时，出现明显的氧化，生成一氧化碳和二氧化碳。
- 在不接触空气或氧化气氛时，碳纤维具有突出的耐热性，与其他类型材料比较，碳纤维要在高于**1500°C**时强度才开始下降，而其他材料包括三氧化二铝晶须性能已大大下降。
- 碳纤维还有良好的**耐低温性能**，如在液氮温度下也不脆化。它还有耐油、抗放射、抗辐射、吸收有毒气体和减速中子等特性。

2.1.1 碳纤维

■ 碳纤维的发展趋势



2008~2020年中国碳纤维需求量



2019年中国/全球碳纤维主要应用领域对比

- 2019年，我国碳纤维的需求量约为 3.8×10^4 t，但超三分之二用量为国外碳纤维
- 航空航天领域应用总体规模较小，在汽车、压力容器、轨道交通等代表性工业领域仍未放量

我国碳纤维研发事业任重道远！

延伸阅读：李仲平院士等. 我国高性能纤维及其复合材料发展战略研究. 中国工程科学, 2020,22(5): 28-36.

拓展视频：https://www.bilibili.com/video/BV1vy4y1578B/?spm_id_from=333.337.search-card.all.click&vd_source=9307d9adc500c6baeb7f7ac3949abb75

2.1.2 玻璃纤维

玻璃纤维 (Glass fibre) 定义:

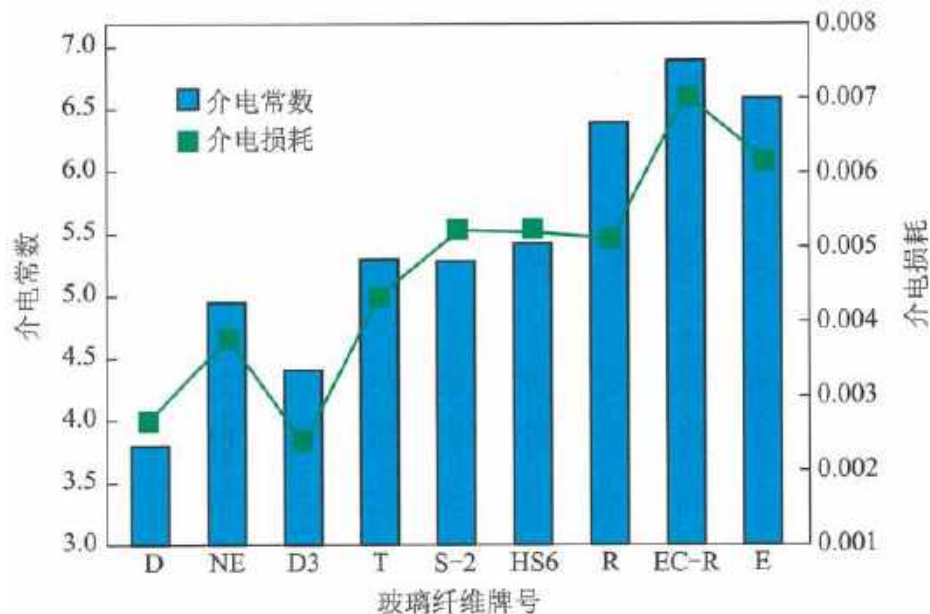
玻璃纤维是一种性能优异的无机非金属材料，成分为**二氧化硅、氧化铝、氧化钙、氧化硼、氧化镁、氧化钠**等。它是**以玻璃球或废旧玻璃为原料经高温熔制、拉丝、络纱、织布等工艺。最后形成各类产品，玻璃纤维单丝的直径从几微米到二十几微米，相当于一根头发丝的 1/20-1/5，每束纤维原丝都有数百根甚至上千根单丝组成，通常作为复合材料中的增强材料。**



2.1.2 玻璃纤维

玻璃纤维特点：

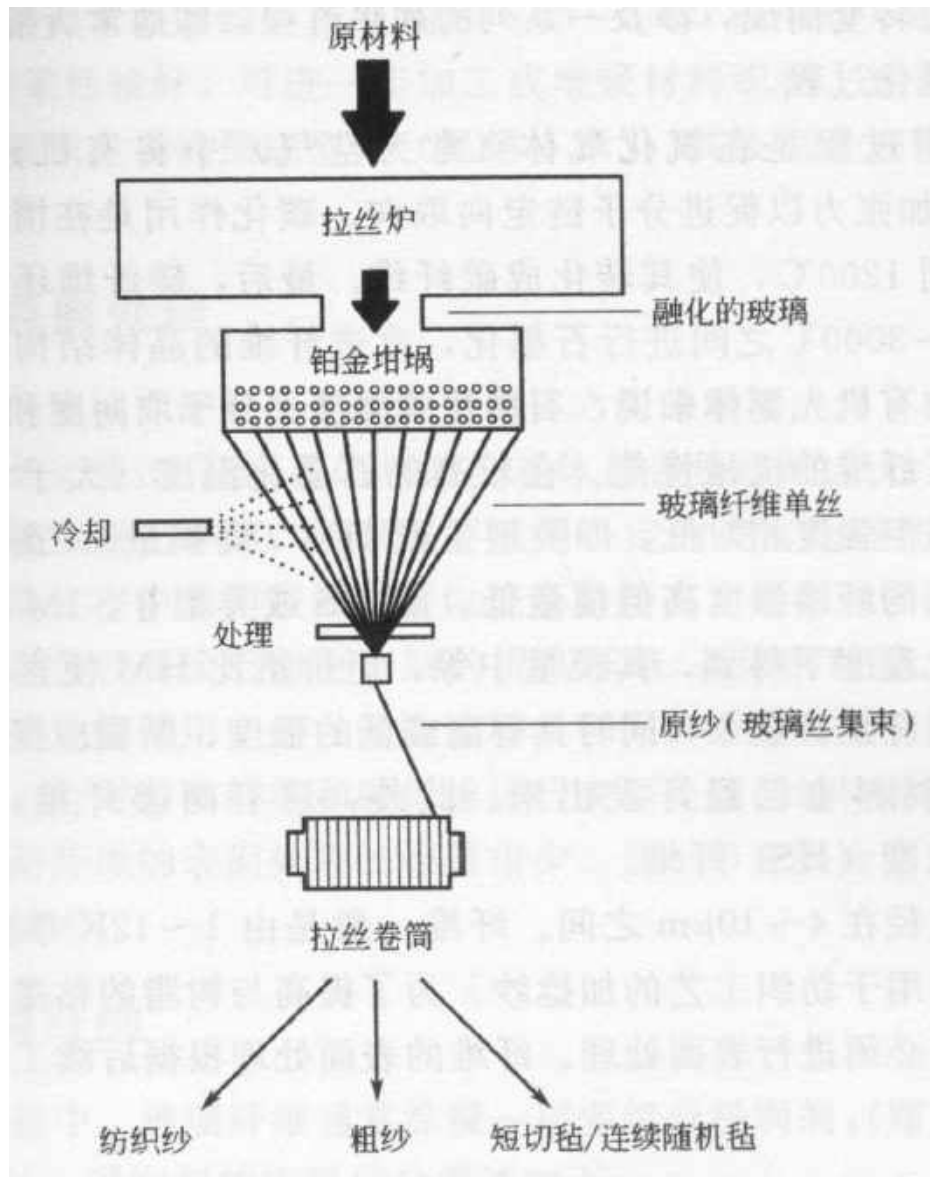
- 弹性伸长量大，吸收冲击能量大
- 加工性佳，可作成股、束、毡、织布等不同形态之产品
- 尺度安定性、耐热性均佳
- 与树脂接着性良好
- 拉伸强度高
- 价格便宜
- 吸水性小
- 透明可透过光线
- 不燃、耐化学性佳



优异的介电性能

2.1.2 玻璃纤维

玻璃纤维熔制过程示意图



玻璃纤维拉丝生产线

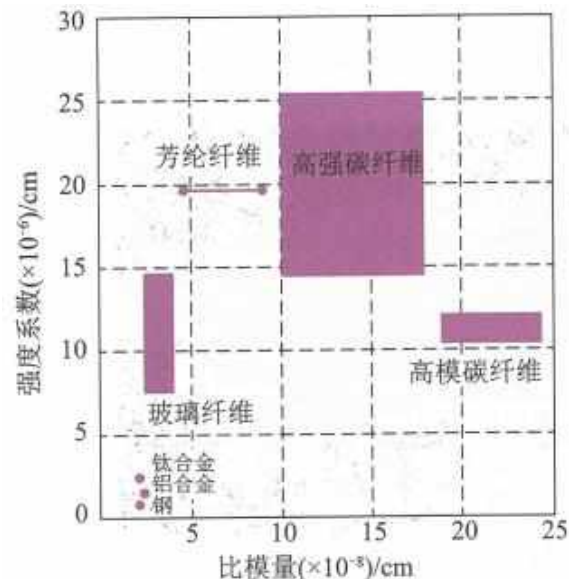


连续原丝毡生产线

2.1.3 芳纶纤维

芳纶学名叫**芳香族聚酰胺纤维**，是以含苯环的二氨基化合物与含苯环的二羧suō基化合物为原料制成的，属于聚酰胺纤维。芳纶所用原料不同有多种牌号，如尼龙6T、芳纶1414、芳纶14、芳纶1313等。其中以芳纶1414、芳纶1313最为成熟，产量最大，使用最多。

芳香族聚酰胺类纤维的通称，国外商品牌号为**凯芙拉 (Kevlar)** 纤维 (美国杜邦公司1968年开始研究，1973年研制成功)，我国命名为芳纶纤维。



强度模量介于碳纤和玻纤之间

高强度、高模量、耐高温、耐腐蚀、低密度

2.1.3 芳纶纤维

➤ 芳纶1414全称为对苯二甲酰对苯二胺 (PPTA) ,所用原料是对苯二甲酰氯和对苯二胺。

➤ Kavlur:高强度、高模量纤维

强度是普通化纤的4倍 钢丝的5倍 铝丝的10倍

冲击强度可比金属高6倍

模量为锦纶的20倍

➤ 长期使用温度为**240°C**，在**400 °C**以上才开始烧焦

➤ 密度**1.44g/cm²**，比各种金属都要轻得多。

➤ 化学性能很稳定。

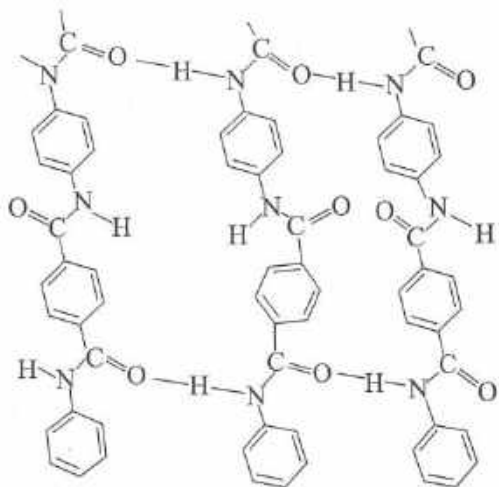


2.1.3 芳纶纤维

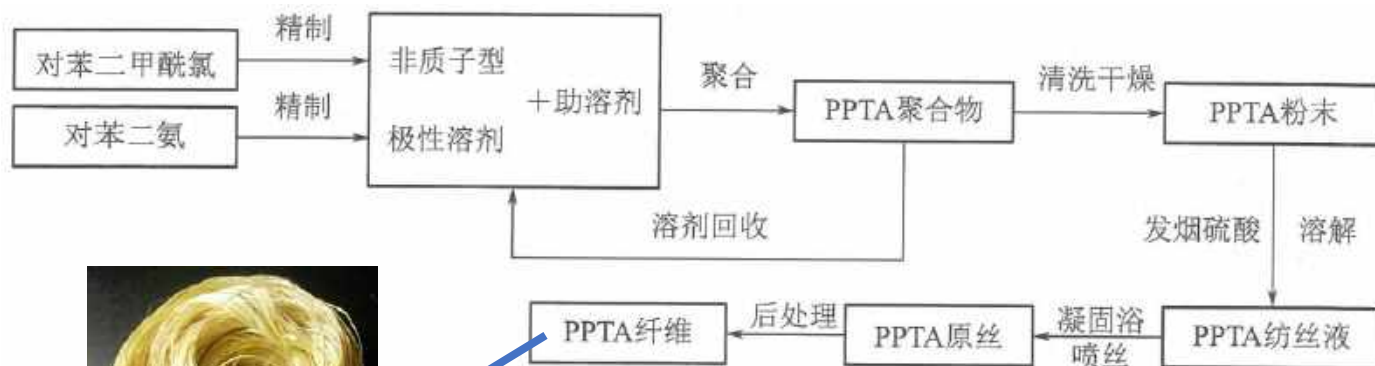
缺点:

- (1) 横向强度低，压缩和剪切性能差、压缩强度仅有不到拉伸强度的1/5。
- (2) 紫外线照射时强度大幅下降。

芳纶1414 (PPTA) 的制备工艺如下:



对苯二甲酰对苯二胺 (PPTA)
分子结构



芳纶纤维制造流程

2.1.4 复合纤维

复合纤维 (composite fiber) 是多组分纤维的一种，是针对人造纤维品种的术语。在同一根纤维截面上存在两种或两种以上不相混合的聚合物纤维，这种纤维称复合纤维，它是20世纪60年代发展起来的物理改性纤维。

主要有复合纺丝法和共混纺丝法两种。

- **复合纺丝法是将两种性质不同的高聚物，用两根螺杆分别熔融、计量后，共同进入特殊设计的纺丝组件，经喷丝孔喷出冷却成形。复合纺丝是用专用的复合纺丝机生产。**
- **共混纺丝是将两种或两种以上的具有相容性的聚合物混合在一起进行纺丝的方法。这种方法可以用普通纺丝设备。**

目录 Outline

2.1 增强体

2.2 基体

2.3 界面

2.4 预浸料

2.2 基体

复合材料是由增强体和基体材料组成的。基体的三种主要作用是：

- 把纤维粘在一起；**
- 分配纤维间的载荷；**
- 保护纤维不受环境影响。**

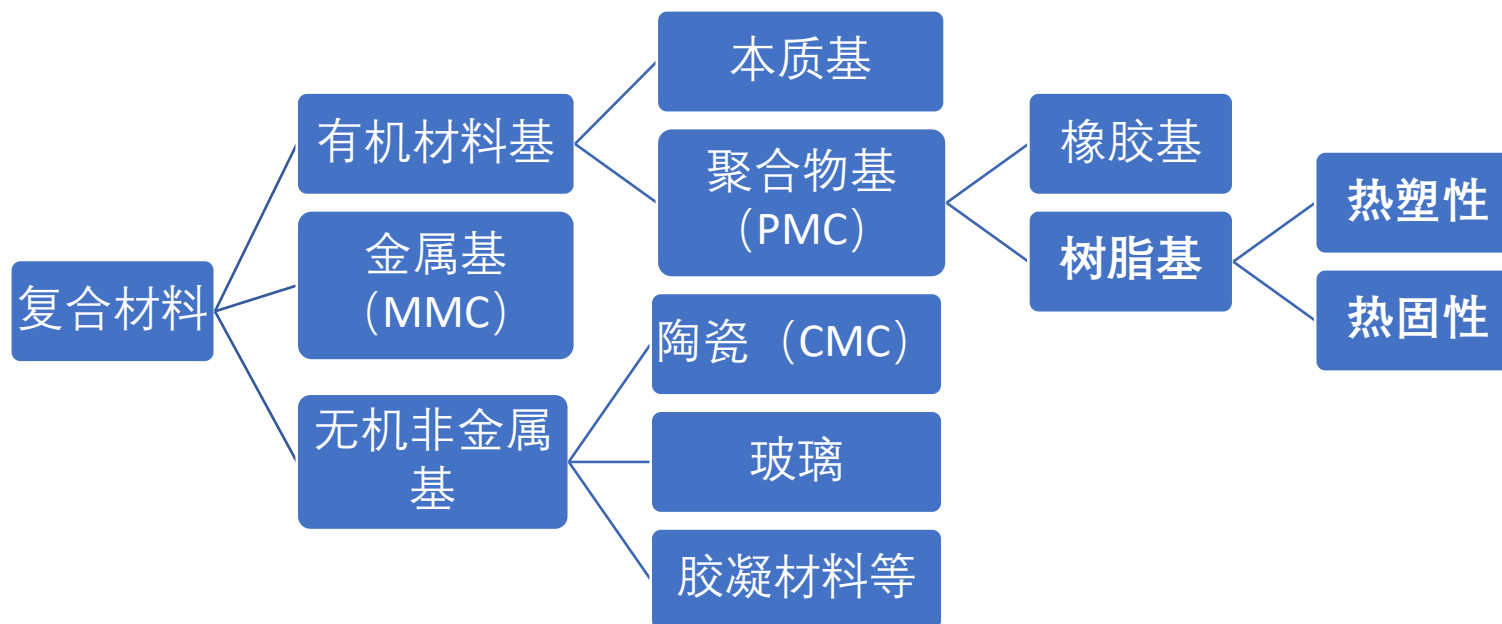
在复合材料的成型过程中，基体经过一系列物理的、化学的或物理化学的复杂变化过程，与增强纤维复合成具有一定形状的整体。因此，基体材料的性能直接影响复合材料的性能，而它的工艺性则直接影响复合材料的成型方法与工艺参数的选择。

2.2 基体

复合材料分类：

通常根据基体复合材料常用三大类：

- **树脂基复合材料**(Polymer Matrix Composite, 简称PMC)
- **金属基复合材料**(Metal Matrix Composite , 简称MMC)
- **陶瓷基复合材料**(Ceramic Matrix Composite, 简称CMC)



2.2 基体

聚合物基复合材料的基体材料是树脂。用作基材的树脂首先要具有较高的力学性能、介电性能、耐热性能和耐老化性能，并且要施工简便，有良好的工艺性能。

树脂可分为**热固性树脂**和**热塑性树脂**两类。

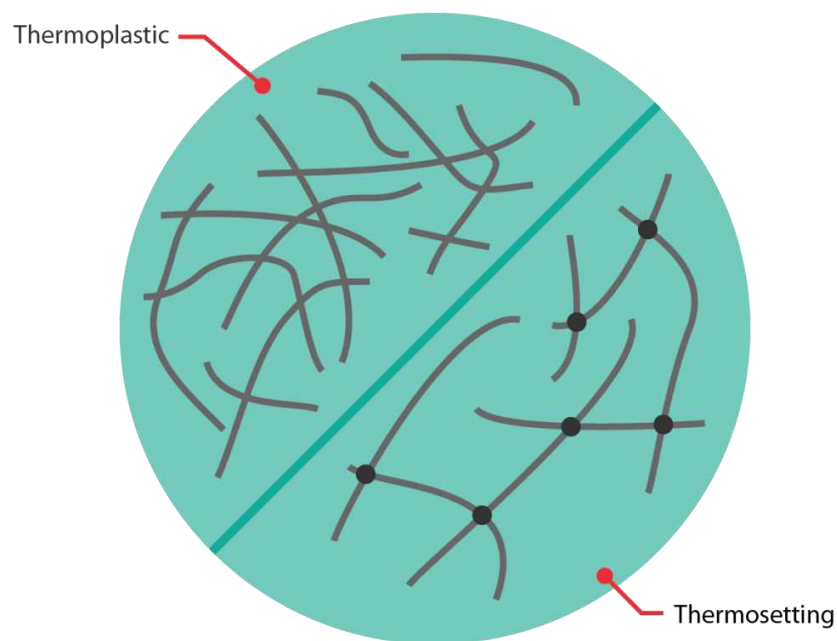
- **热固性树脂**有：环氧树脂、双马来酰亚胺、酚醛树脂、聚酰亚胺、脲醛树脂、三聚氰胺 - 甲醛树脂、不饱和树脂、聚氨酯等；
- **热塑性树脂**有：PE-聚乙烯、PP-聚丙烯、PVC-聚氯乙烯、PS-聚苯乙烯、ABS-丙烯腈-丁二烯-苯乙烯、PA-聚酰胺、POM-聚甲醛、PC-聚碳酸酯、PMMA-有机玻璃（聚甲基丙烯酸甲酯）、PEEK - 聚醚醚酮等。

这两类基体材料在使用方法上有很大的不同。

2.2 基体

■ **热固性复合材料: Thermosetting Composites, 以热固性树脂为基体的复合材料。**

■ **热塑性复合材料: Thermoplastic Composites, 以热塑性树脂为基体的复合材料。**



热塑性树脂: 聚合物链可以相互自由移动
热固性树脂: 交联反应限制聚合物链的运动

热塑性树脂可重复利用

2.2 基体

特性项目	热固性树脂	热塑性树脂
成形	复杂	单纯
熔融粘度	非常低	高
浸渍操作	容易	困难
预浸料的胶粘性	良好	无
预浸料的稳定性	缺乏	优秀
成形所需时间	长	短
成形温度、压力	低	高
成形成本	高	能降低可能性大
力学的特性	好	好
耐大气腐蚀	好	未研究
耐化学腐蚀	优良	劣~好
耐机械磨损	劣~好	好
数据库	大量	少量

2.2 基体

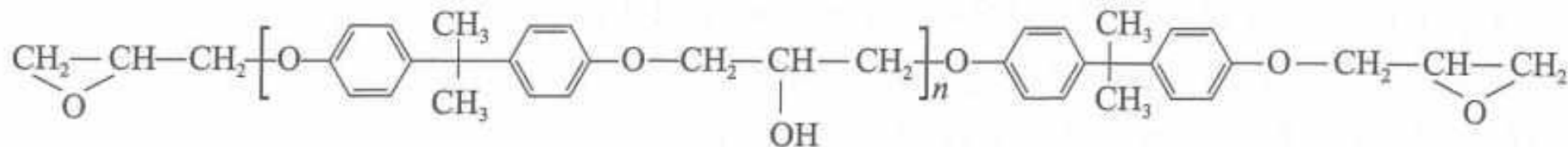
常用热固性树脂

类别	最高长期使用温度	用途
环氧	130°C~150°C	一般飞机的各类主、次承力结构
双马来酰亚胺	149°C~249°C	高性能飞机各类主、次承力结构
聚酰亚胺	> 250°C	飞机发动机冷却部件，如外涵道等
酚醛		飞机内部装饰件、雷达罩

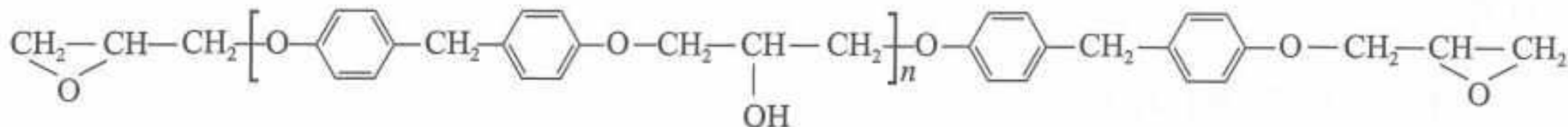
2.2 基体

2.2.1 环氧树脂

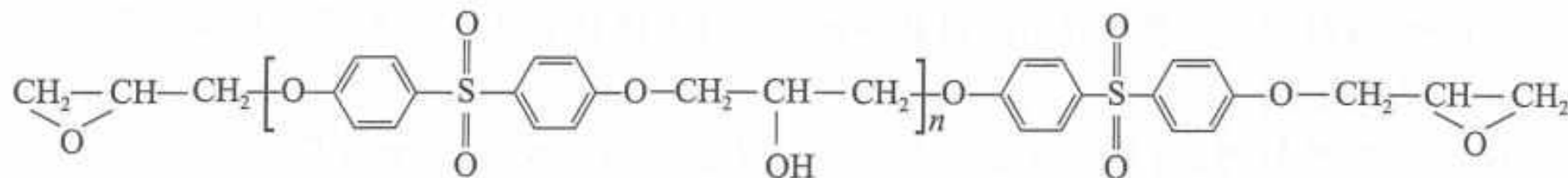
环氧树脂是一类含有两个或两个以上环氧基  的混合物。



(a) 双酚A型环氧树脂



(b) 双酚F型环氧树脂



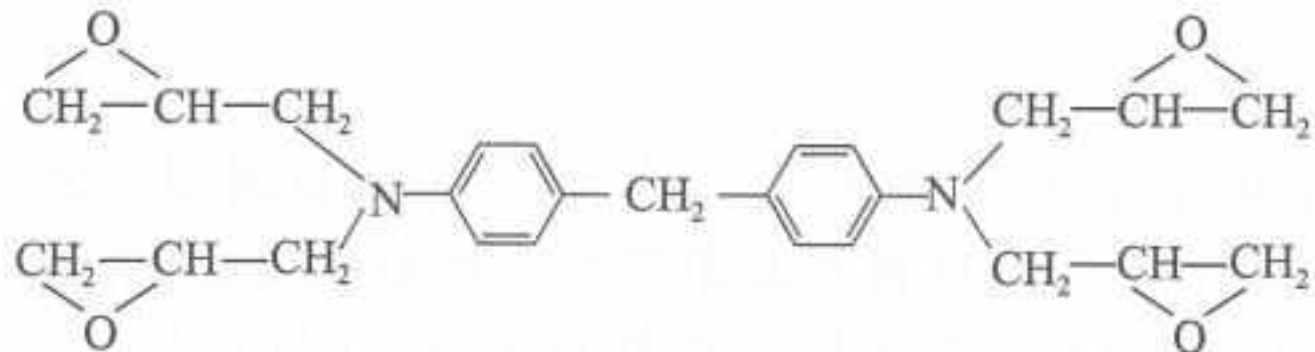
(c) 双酚S型环氧树脂

缩水甘油醚型环氧树脂(DGEBA)

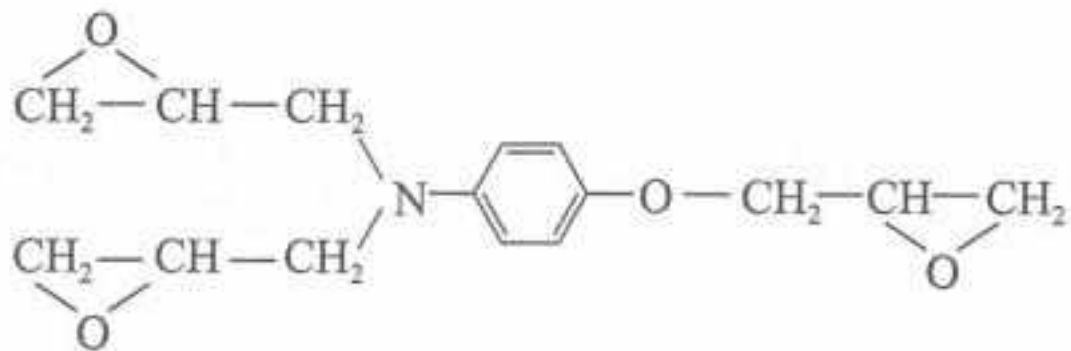
2.2 基体

2.2.1 环氧树脂

环氧树脂是一类含有两个或两个以上环氧基  的混合物。



(a) 4,4'-二氨基二苯甲烷四缩水甘油胺(TGDDM)

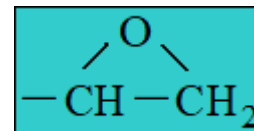


缩水甘油胺型环氧树脂(TGDDM)

2.2 基体

2.2.1 环氧树脂

对环氧树脂而言，其活性基团当然是环氧基团

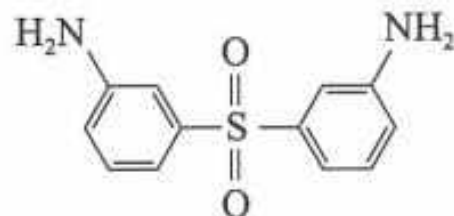


可以开环，

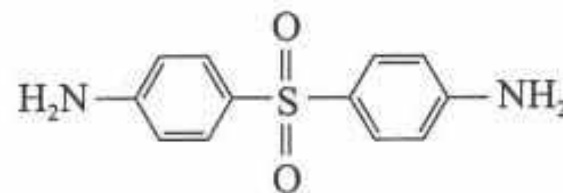
环氧树脂的固化可分为两类：

- **反应型固化**：是通过与固化剂发生化学反应而使环氧树脂交联，一般会有活泼氢，如多元脂肪胺、多元芳香胺和多元酸酐。在反应过程中常伴有氢原子的转移。

二氨基二苯砜 (DDS)：
应用最广泛的固化剂



(a) 3,3'-DDS



(b) 4,4'-DDS

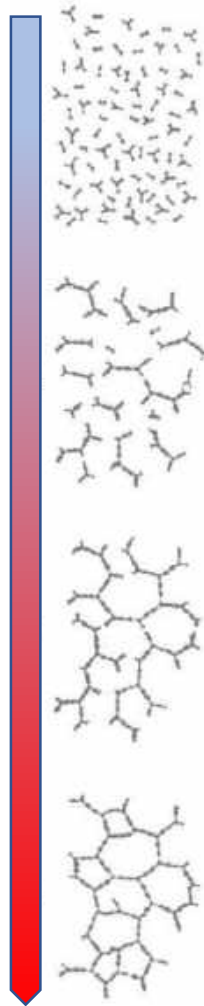
- **催化型固化**：是指在催化剂作用下，环氧基发生聚合反应而交联，通常是按照阳离子（路易斯酸）或阴离子（叔胺类）聚合历程进行固化反应。

2.2 基体

2.2.1 环氧树脂

固化原理：固化形成**交联结构**

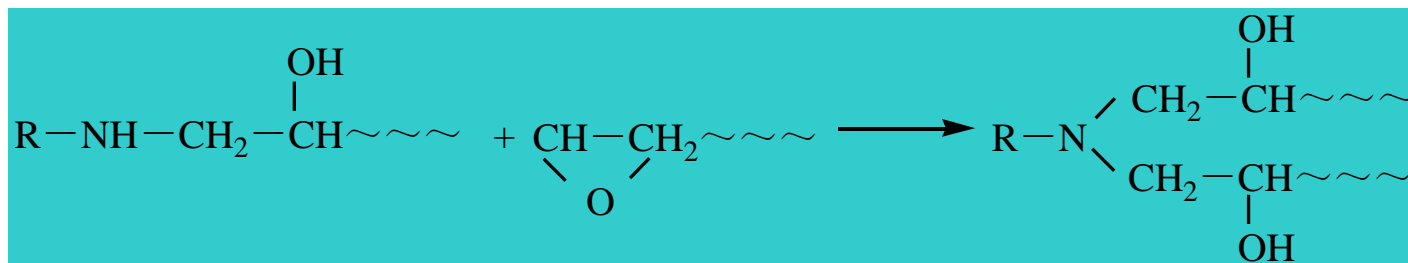
多元脂肪胺与多元芳香胺与环氧树脂的反应过程如下：



A. 伯胺氮原子上的氢原子与环氧基团反应生成仲胺



B. 仲胺可与第一个环氧基反应生成稳定的叔胺



C. 羟基可与环氧基发生反应



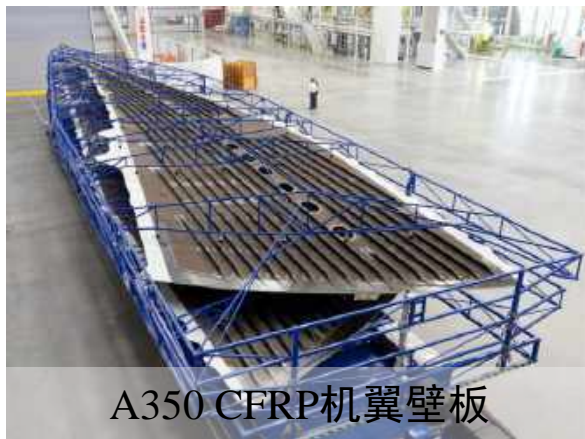
2.2 基体

2.2.1 环氧树脂

由于其具有性能优异、工艺性好、适应性广等特点，环氧树脂应用量大，使用广泛。



B787整体式CFRP机身段



A350 CFRP机翼壁板



NASA φ5.5m CFRP低温贮箱

➤ B787,A350复材用量超50%，其中大量采用环氧树脂复合材料为主、次承力结构。

➤ 推进剂贮箱占火箭结构干重60%以上，复合材料贮箱比铝合金贮箱轻20%~40%。

2014年，波音公司制造的直径5.5米环氧复材贮箱在NASA成功完成试验测试

2016年Space X公布了其“星际运输系统”两个最关键的技术之一——碳纤维复合材料液氧贮箱，当前已成功完成飞行试验，其复合材料基体也为环氧树脂。

2.2 基体

2.2.1 环氧树脂

1. 适应性

环氧树脂的品种很多，固化剂类型亦广，且能同多种改性组分混溶。因此，固化后环氧树脂体系能够适应各种场合的需要。

2. 工艺性

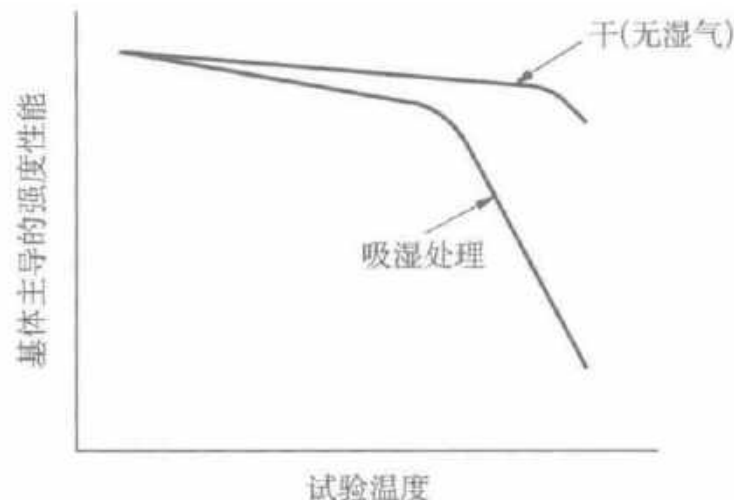
环氧树脂体系**可在室温下操作**，有些树脂在与其它组分混合过程中只需短期加热。通过选择适当的固化剂和调节固化周期，可在指定时间内完成固化。环氧树脂的适用周期比较长。在许多场合下，适用期、粘度和固化时间都可以按照生产场所的条件在很大范围内加以调节，而不会严重影响固化体系的性质。

此外，环氧树脂具有良好的粘合性；和别的热固性聚合物相比较，在固化过程中不产生副产物，收缩性小；具有很强的化学稳定性，从而不易受碱和酸的侵蚀。

2.2 基体

2.2.1 环氧树脂

环氧树脂的缺点是吸湿性大（几乎所有热固性树脂都存在该问题），有些固化剂有毒性。



由于树脂分子高度交联，热固性树脂通常为很强很刚但有些脆的结构，因此通常需要进行增韧（但会以降低使用温度和拉伸、压缩等性能为代价）。

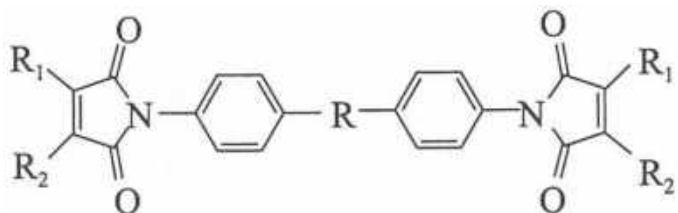
环氧树脂的几种常用增韧方法：

- 多官能团组分（如二官能团和四官能团）配合使用
- 交联网络改变法（如增加长链单体）
- 增加橡胶/热塑性弹性体
- 添加增韧层

2.2 基体

2.2.2 双马来酰亚胺树脂

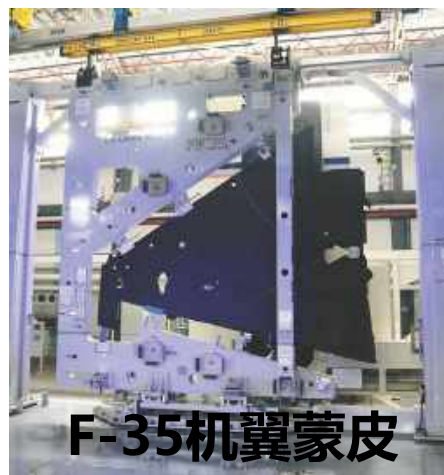
双马来酰亚胺（BMI）是以马来酰亚胺为活性端基的双官能团化合物。开发BMI树脂的目的是在使用温度层面上**填补环氧和聚酰亚胺之间的空缺**。其工艺性与环氧树脂类似，如良好的铺覆性、类似的固化温度和压力。



双马树脂分子结构通式



机翼主承力波纹梁



F-35机翼蒙皮



F-35垂尾主承力盒

F-22与F-35大量使用双马树脂基复合材料。以F-22为例，其复合材料占整机总重25%，其中23.5%为双马树脂基复合材料，应用部位包括机身、管道、骨架、机翼蒙皮和尾翼等。

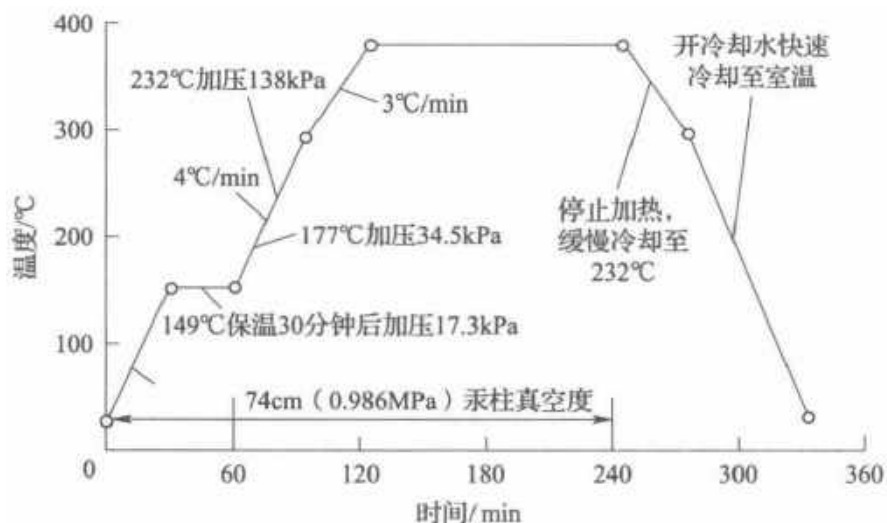
2.2 基体

2.2.3 聚酰亚胺树脂

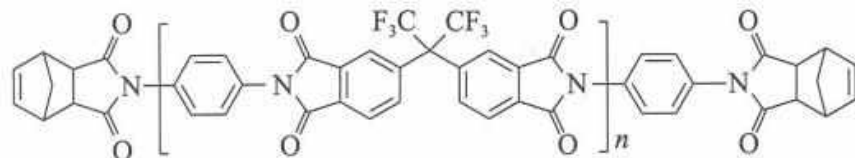
聚酰亚胺 (PI) 树脂耐温高达500°C，是航空发动机外涵机匣、喷口外调节片、内涵道前段等高温冷端部件的理想选材。

聚酰亚胺树脂代次

聚酰亚胺代次	第一代	第二代	第三代	第四代
聚酰亚胺牌号	PMR-15	PMR-II-50, AFR-700A, AFR-700B, PETI330	AFRPE-4, RP-46, DMBZ-15	P ² SI900HT
耐温等级	280 ~ 315°C	315 ~ 370°C	370 ~ 426°C	426 ~ 500°C



PMR-II

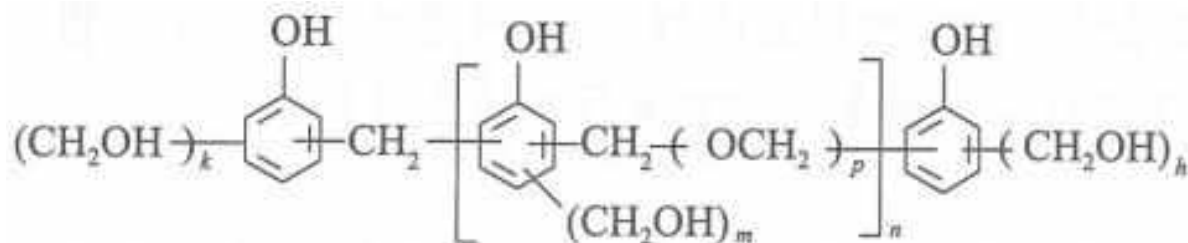


固化聚酰亚胺树脂基复合材料比制造环氧和双马树脂基复合材料困难很多，不仅要求更高的固化温度 (> 380°C)，而且要求更高的压力 (高达 2.0MPa) 和更长的时间。

2.2 基体

2.2.4 酚醛树脂

酚醛树脂是苯酚和醛的反应物，是最早用于复合材料的热固性树脂。由于其成本较环氧树脂和聚酰亚胺低，因此，作为粘结剂、胶粘剂、模塑料、涂料和层压材料，它至今在市场上仍占有相当的比重。



$$\begin{aligned} k, h &= 0\sim 2; & m &= 0, 1; \\ p &= 0, 1; & n &= 0, 1, 2, \dots \end{aligned}$$

酚醛树脂复合材料的主要用途是**飞机内饰件**，因为其**阻燃**且少有烟雾产生。由于耐烧蚀性优异，也可用于高温屏蔽件。因其石墨化过程形成的残碳率较高，还可作为C-C复合材料的原料使用。

目录 Outline

2.1 增强体

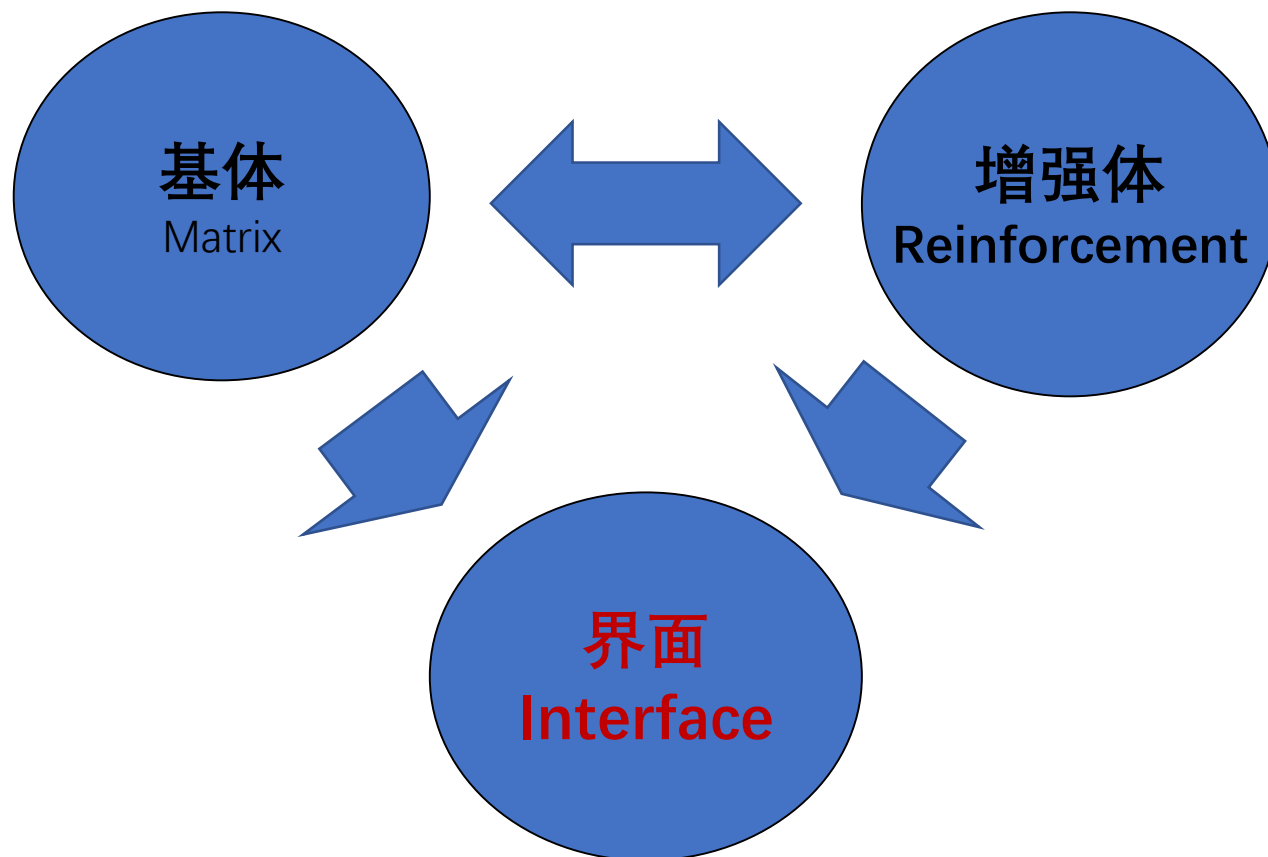
2.2 基体

2.3 界面

2.4 预浸料

2.3 界面

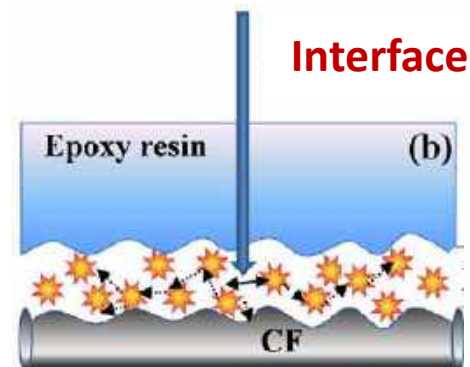
复合材料的组成



2.3 界面

■ 界面的定义

复合材料的界面是指基体与增强体之间**化学成分有显著变化的、构成彼此结合的、能起载荷传递作用的微小区域**，约几个纳米到几个微米。



界面的作用：

1) **传递作用**。界面能传递场量，如传递力，即将外力传递给增强物，起到基体和增强体之间的桥梁作用。

2) **阻断作用**。结合适当的界面有阻止裂纹扩展、中断材料破坏、减缓应力集中的作用。

3) **保护作用**。界面相可以保护增强体免受环境的侵蚀，防止基体与增强体之间的化学反应，起到保护增强体的作用。

2.3 界面

■ 增强界面结合的方法

纤维表面活性差，表面张力下降，与基体树脂的浸润性差，会影响后续制备的复合材料的性能，所以要进行**表面处理**。

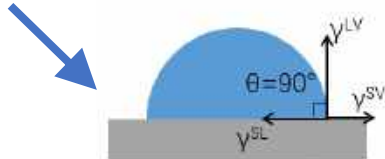
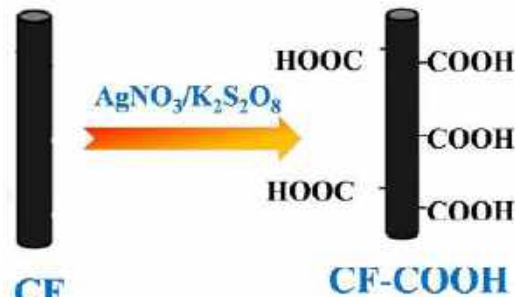
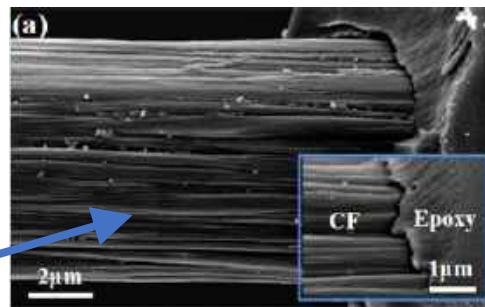
- 表面处理的**目的**：**提高纤维与基体的界面结合强度**
- 表面处理的**方法**：表面清洁法、表面氧化法、表面涂层法等
- 表面处理方法的**原理**：

✓ **清除表面杂质**

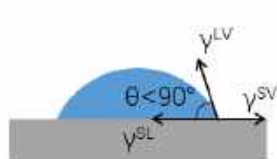
✓ **在纤维表面形成微孔或刻蚀沟槽**

✓ **引进具有极性或反应性官能团**

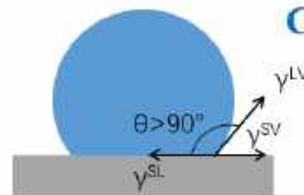
✓ **增加表面能**



临界



亲水



疏水

2.3 界面

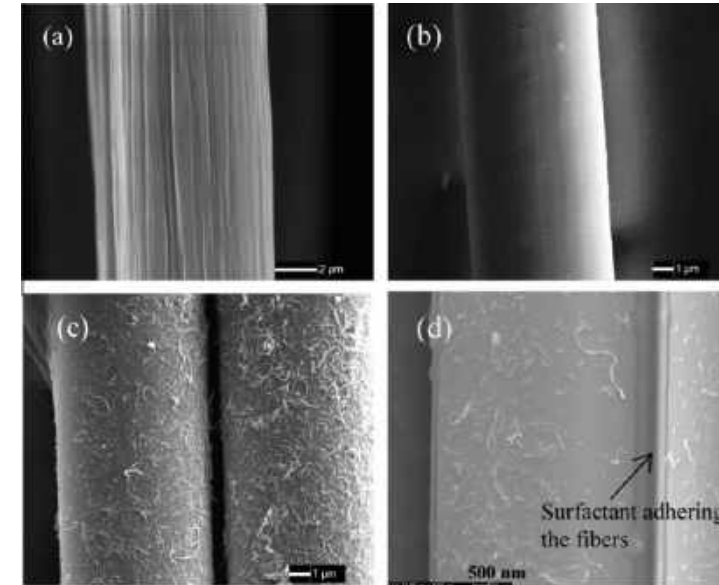
■ 增强界面结合的方法



Available at www.sciencedirect.com

SciVerse ScienceDirect

journal homepage: www.elsevier.com/locate/carbon



Interfacial improvement of carbon fiber/epoxy composites using a simple process for depositing commercially functionalized carbon nanotubes on the fibers

Min Li, Yizhuo Gu *, Yanan Liu, Yanxia Li, Zuoguang Zhang

Key Laboratory of Aerospace Materials and Performance (Ministry of Education), School of Materials Science and Engineering, Beihang University, 37 Xue Yuan Road, Haidian District, Beijing 100191, PR China

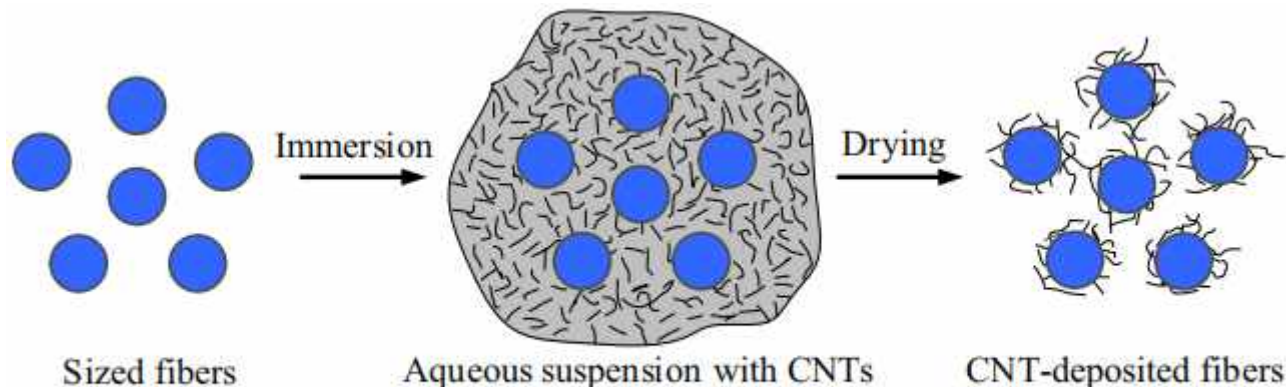
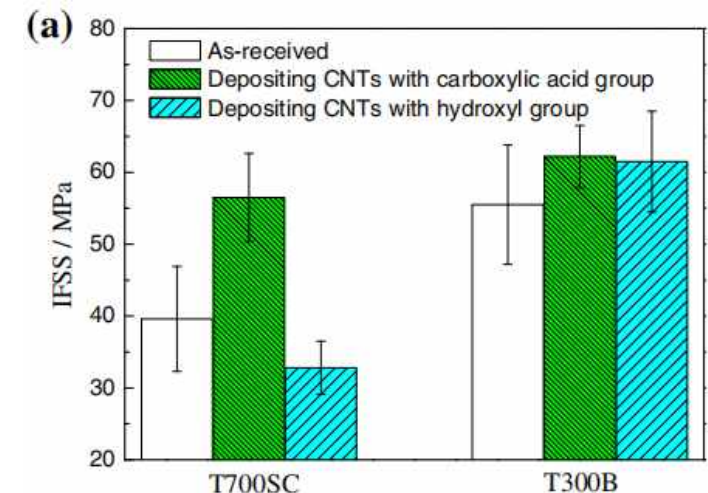


Fig. 1 – Schematic of the CNT-depositing process on carbon fibers.



2.3 界面

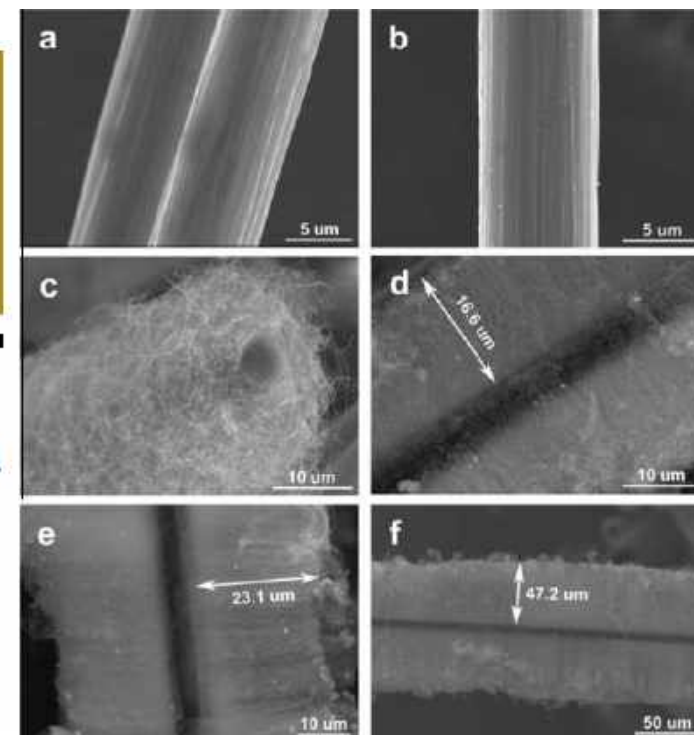
■ 增强界面结合的方法



available at www.sciencedirect.com



journal homepage: www.elsevier.com/locate/carbon



Increasing the interfacial strength in carbon fiber/epoxy composites by controlling the orientation and length of carbon nanotubes grown on the fibers

Peng Lu, Yi-yu Feng, Peng Zhang, Hui-min Chen, Naiqin Zhao, Wei Feng *

School of Materials Science and Engineering, Tianjin Key Laboratory of Composite and Functional Materials, Tianjin University, Tianjin 300072, China

Table 3 – Weibull shape parameters (m), scale parameter (σ_0) and single fiber fragmentation test results for unsized CFs and CFs grafted with entangled MWCNTs and aligned MWCNTs with different length, respectively. The fiber tensile strengths (σ_f) at critical length (l_c) are predicted from the Weibull distribution.

Sample	Orientation	Length (μm)	m	σ_0 (GPa)	σ_f (GPa)	l_c (μm)	τ_{IFSS} (MPa)
Unsize	–	–	5.37	2.13	3.53	760	17.4
1	Entangled	N/A	4.43	1.72	3.44	570	22.3
2	Aligned	16.6	4.64	1.77	3.5	520	25.2
3	Aligned	23.1	4.28	1.63	3.62	420	32.3
4	Aligned	47.2	4.36	1.76	4.07	320	47.8
5	Aligned	63.5	4.02	1.69	4.19	340	46.1
6	Aligned	108.6	4.22	1.88	4.34	370	42.9

2.3 界面

■ 增强界面结合的方法

Interfacial Microstructure and Properties of Carbon Fiber Composites Modified with Graphene Oxide

Xiaoqing Zhang, Xinyu Fan,* Chun Yan, Hongzhou Li, Yingdan Zhu, Xiaotuo Li, and Liping Yu

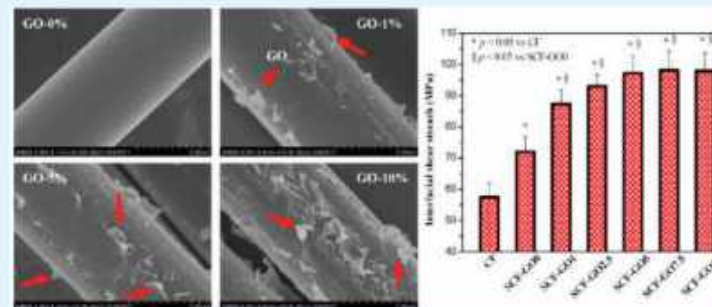
Ningbo Key Laboratory of Polymer Material, Ningbo Institute of Material Technology and Engineering, Chinese Academy of Sciences, Ningbo 315201, China

Supporting Information

ABSTRACT: The performance of carbon fiber-reinforced composites is dependent to a great extent on the properties of fiber–matrix interface. To improve the interfacial properties in carbon fiber/epoxy composites, we directly introduced graphene oxide (GO) sheets dispersed in the fiber sizing onto the surface of individual carbon fibers. The applied graphite oxide, which could be exfoliated to single-layer GO sheets, was verified by atomic force microscope (AFM). The surface topography of modified carbon fibers and the distribution of GO sheets in the interfacial region of carbon fibers were detected by scanning electron microscopy (SEM). The interfacial properties between carbon fiber and matrix were investigated by microbond test and three-point short beam shear test. The tensile properties of unidirectional (UD) composites were investigated in accordance with ASTM standards. The results of the tests reveal an improved interfacial and tensile properties in GO-modified carbon fiber composites. Furthermore, significant enhancement of interfacial shear strength (IFSS), interlaminar shear strength (ILSS), and tensile properties was achieved in the composites when only 5 wt % of GO sheets introduced in the fiber sizing. This means that an alternative method for improving the interfacial and tensile properties of carbon fiber composites by controlling the fiber–matrix interface was developed. Such multiscale reinforced composites show great potential with their improved mechanical performance to be likely applied in the aerospace and automotive industries.

The interfacial properties between carbon fiber and matrix were investigated by microbond test and three-point short beam shear test. The tensile properties of unidirectional (UD) composites were investigated in accordance with ASTM standards. The results of the tests reveal an improved interfacial and tensile properties in GO-modified carbon fiber composites. Furthermore, significant enhancement of interfacial shear strength (IFSS), interlaminar shear strength (ILSS), and tensile properties was achieved in the composites when only 5 wt % of GO sheets introduced in the fiber sizing. This means that an alternative method for improving the interfacial and tensile properties of carbon fiber composites by controlling the fiber–matrix interface was developed. Such multiscale reinforced composites show great potential with their improved mechanical performance to be likely applied in the aerospace and automotive industries.

KEYWORDS: graphene, interfacial microstructure, interfacial properties, carbon fiber, fiber sizing, composites



2.3 界面

■ 增强界面结合的方法

Composites Science and Technology 133 (2016) 173–183

Contents lists available at ScienceDirect

Composites Science and Technology

journal homepage: <http://www.elsevier.com/locate/compscitech>

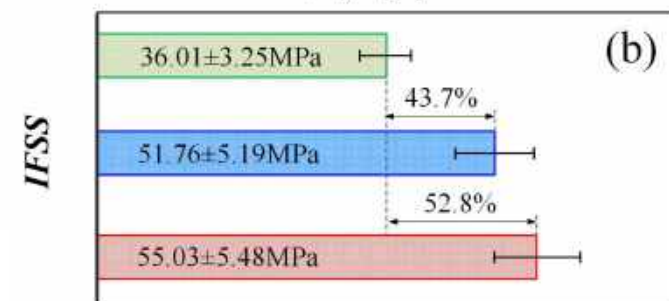
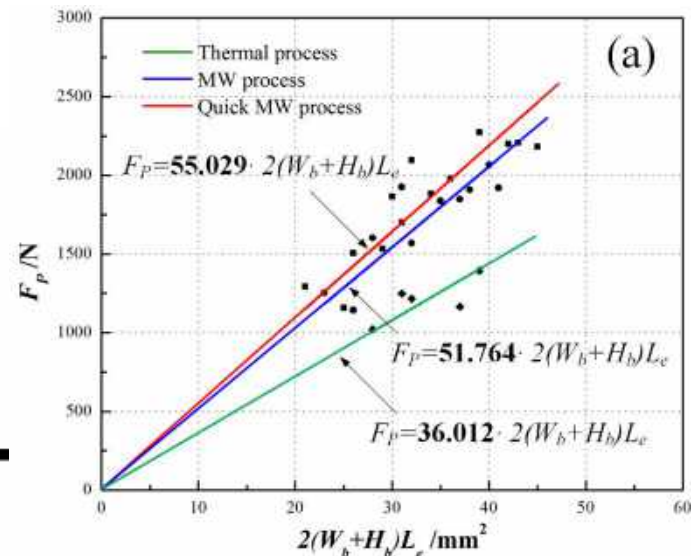


ELSEVIER

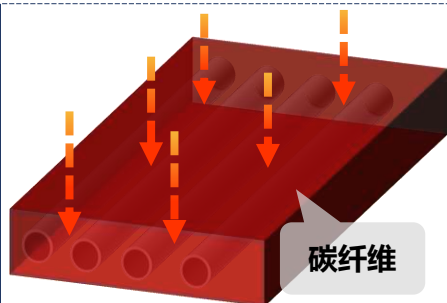
Interfacial shear strength of microwave processed carbon fiber/epoxy composites characterized by an improved fiber-bundle pull-out test

Jing Zhou, Yingguang Li*, Nanya Li, Xiaozhong Hao, Changqing Liu

College of Mechanical and Electrical Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing, 210016, China

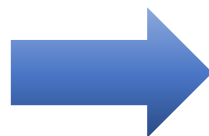


外热源

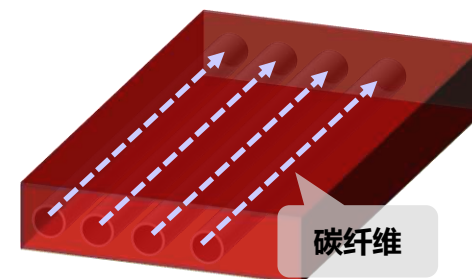


- ◆ 传导加热
- ◆ 传热慢
- ◆ 控温难

新原理



- ◆ 自身发热
- ◆ 加热快
- ◆ 控温灵敏

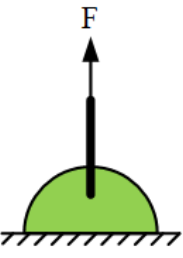
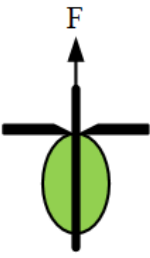

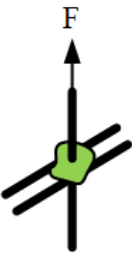
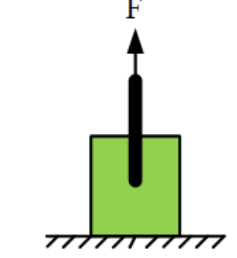




内热源

2.3 界面

■ 界面强度测试方法及其原理

Table 1 Summary of past work on IFSS measurement.

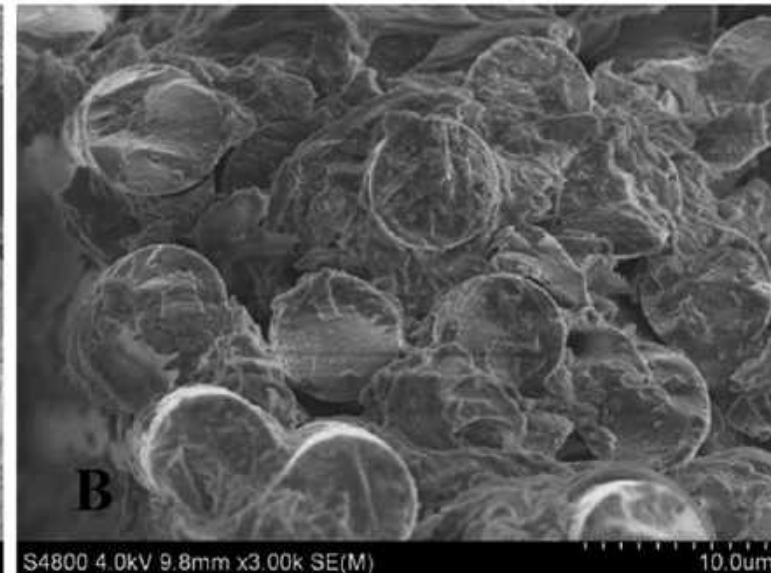
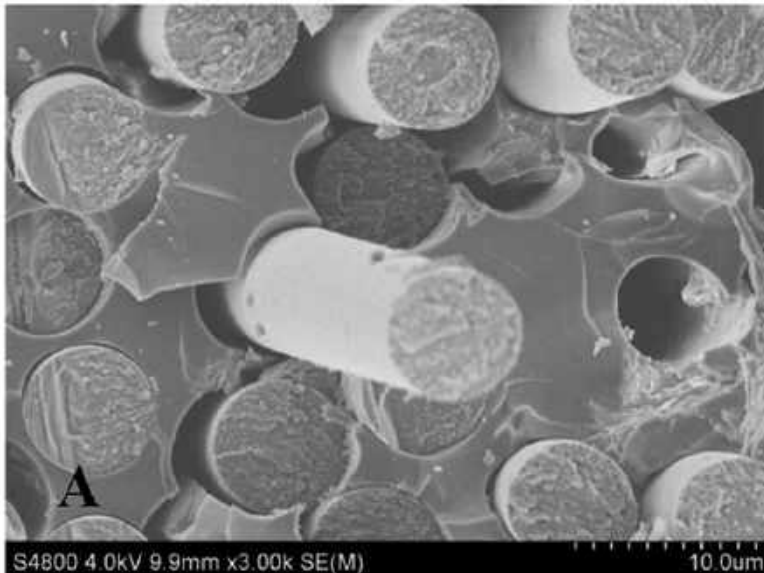
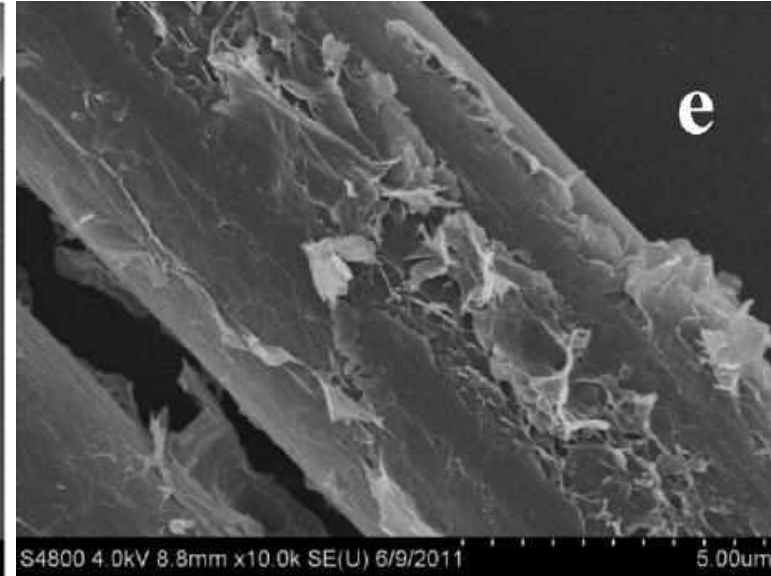
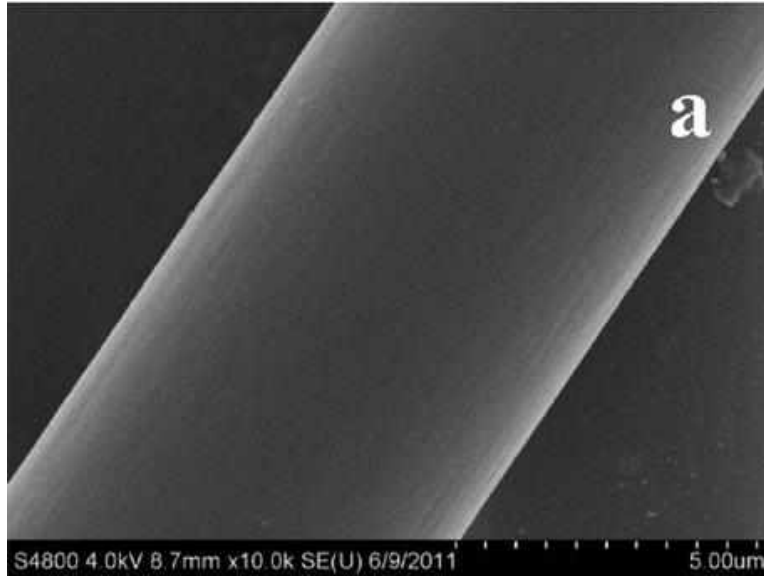
Methods	Fiber loaded					Matrix loaded	
	Single fiber pull-out test [10]	Microbond test [11]	Single fiber push-out test [12]	Three fiber test [13]	Fiber-bundle pull-out test [14] and [15]	Single fiber fragmentation test [18]	Broutman test [19]
Configuration							
Characteristics	Simple stress distribution and failure mode [23] Need careful handling and special test equipment [27]			More real failure modes [25] Wide range of application [26] Complex stress distribution [23]		Requirements on tensile strain or Poisson's ratio of matrix [21] Difficulties in determination of interfacial failures [22] and [23]	
Feasibility in MW heating	No	No	Partially	No	No	Partially	Partially
Reason	Exposed CF arcing in fiber externally loaded methods [2] and [3]; Compressive failure of CF rather than interfacial debonding in push-out test [17]; Limitations of tensile strain of the matrix in fragmentation test [21] and Poisson's ratio in Broutman test [23].						

Jing Zhou, Yingguang Li, Nanya Li, Xiaozhong Hao, Changqing Liu. Interfacial shear strength of microwave processed carbon fiber/epoxy composites characterized by an improved fiber-bundle pull-out test[J]. *Composites Science and Technology*, 2016, 133: 173-183.

延伸阅读：刘政, 翟哲, 刘东杰, 等. 纤维树脂基复合材料微观界面性能表征方法的进展[J]. *纤维复合材料*, 2014, 31(2): 36-40.

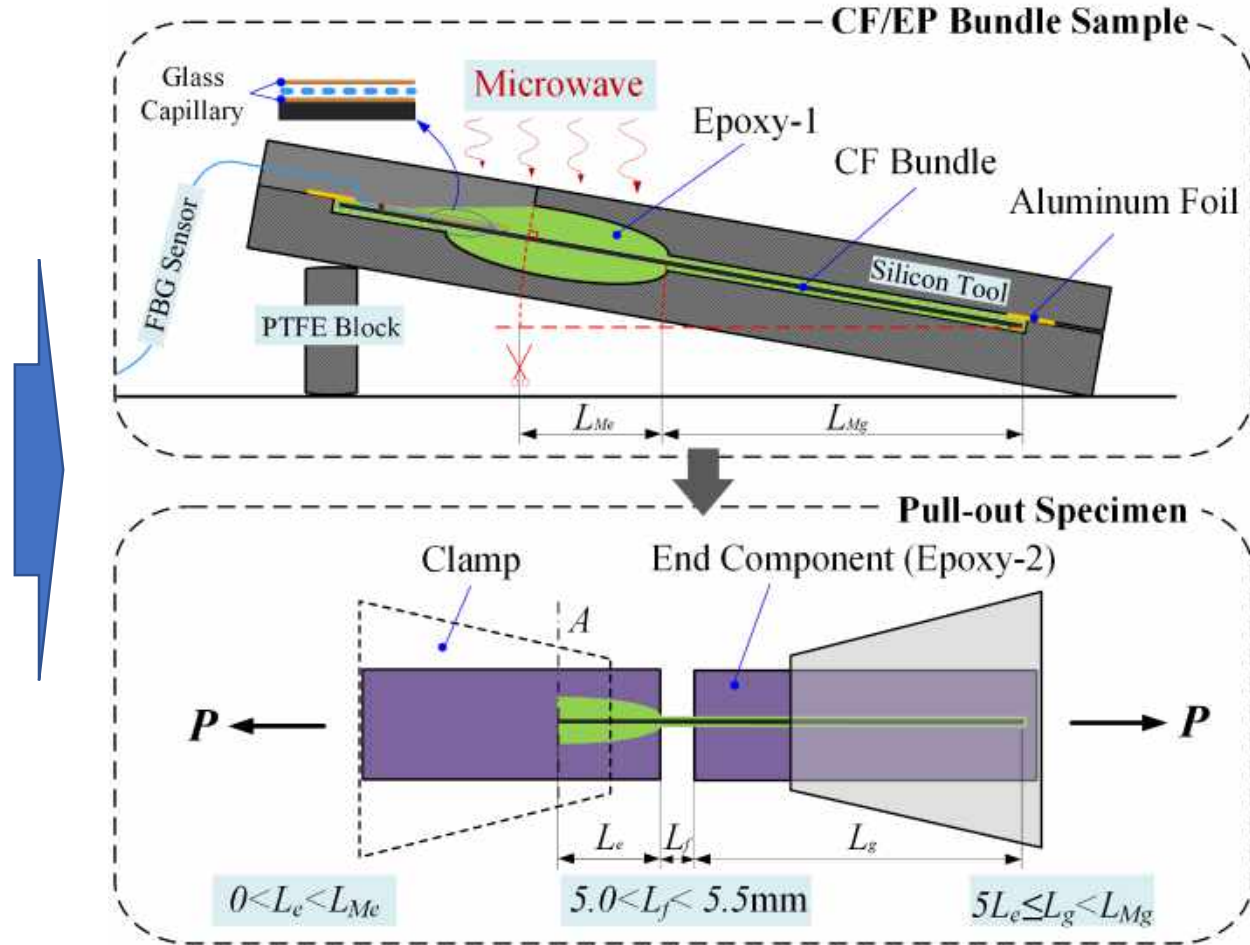
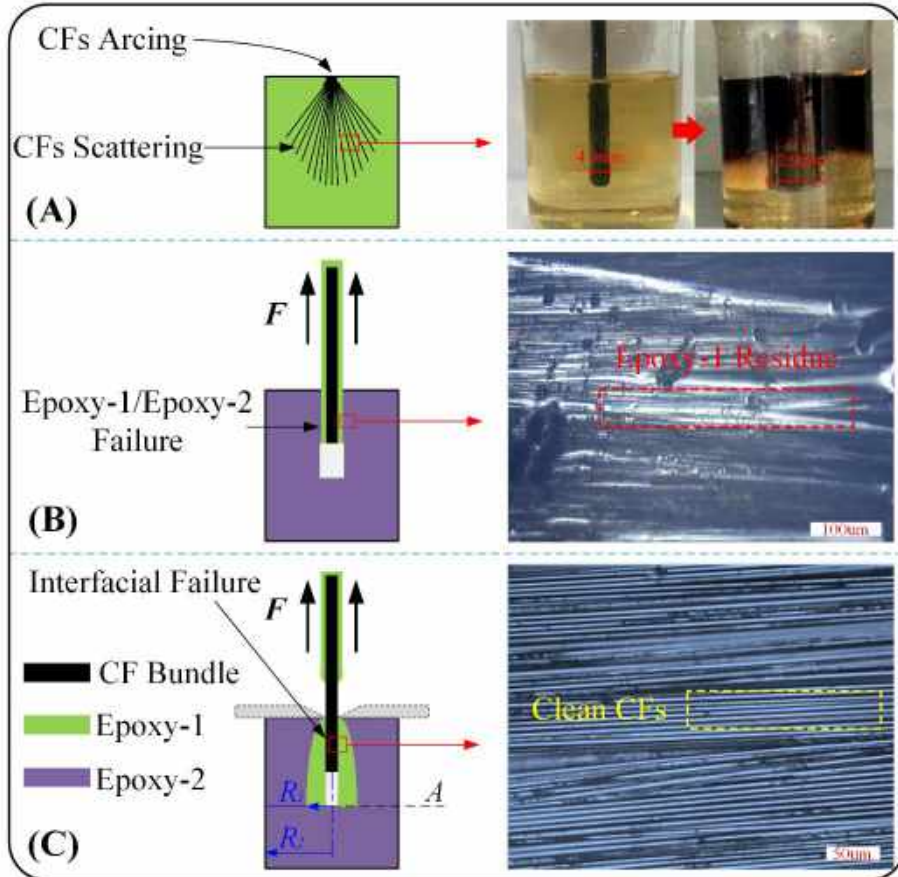
2.3 界面

■ 界面强度间接表征方法——显微成像



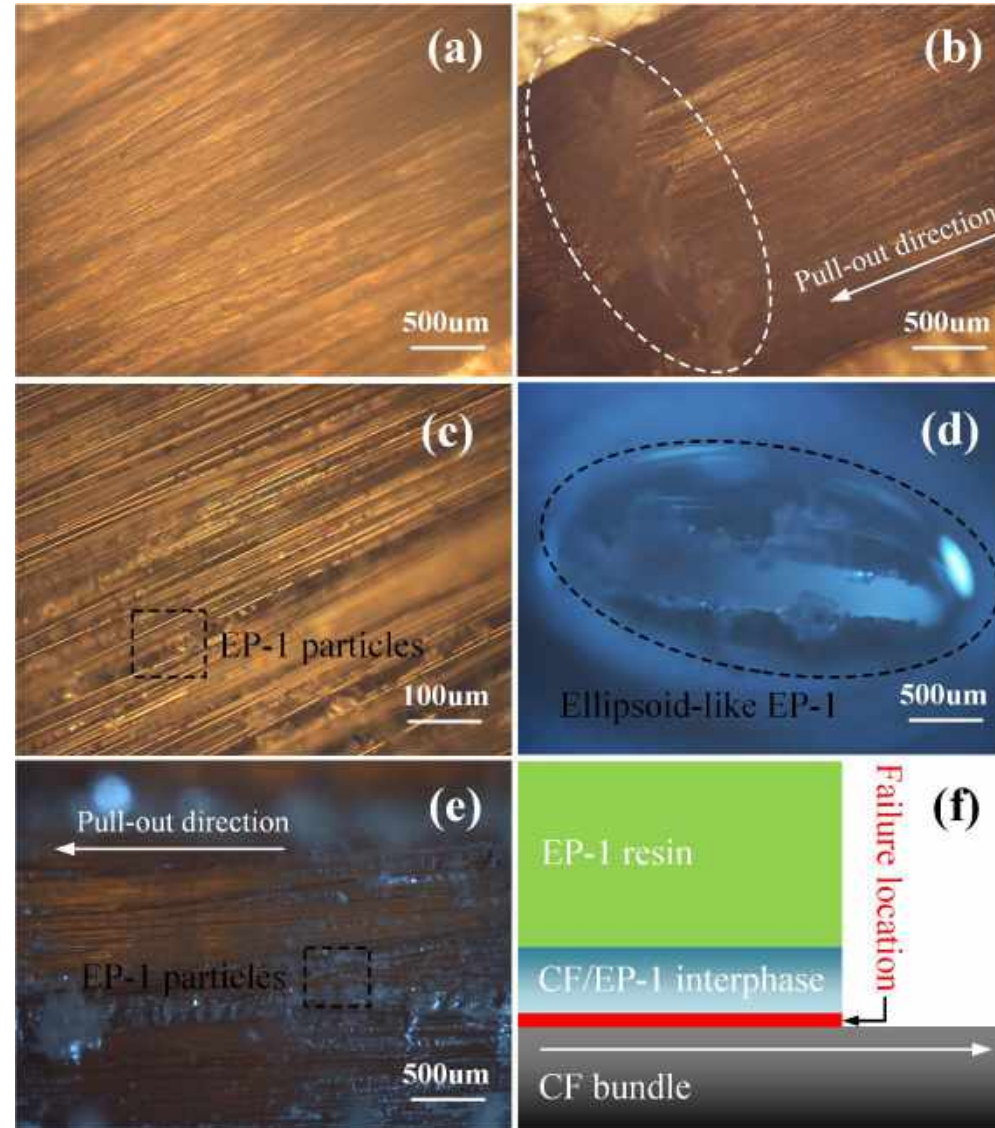
2.3 界面

■ 界面强度测试案例分析



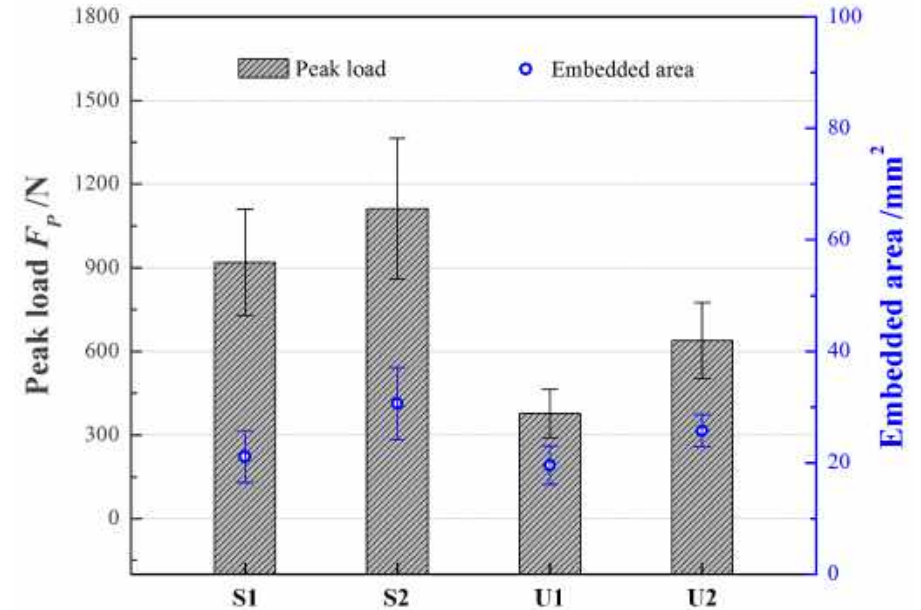
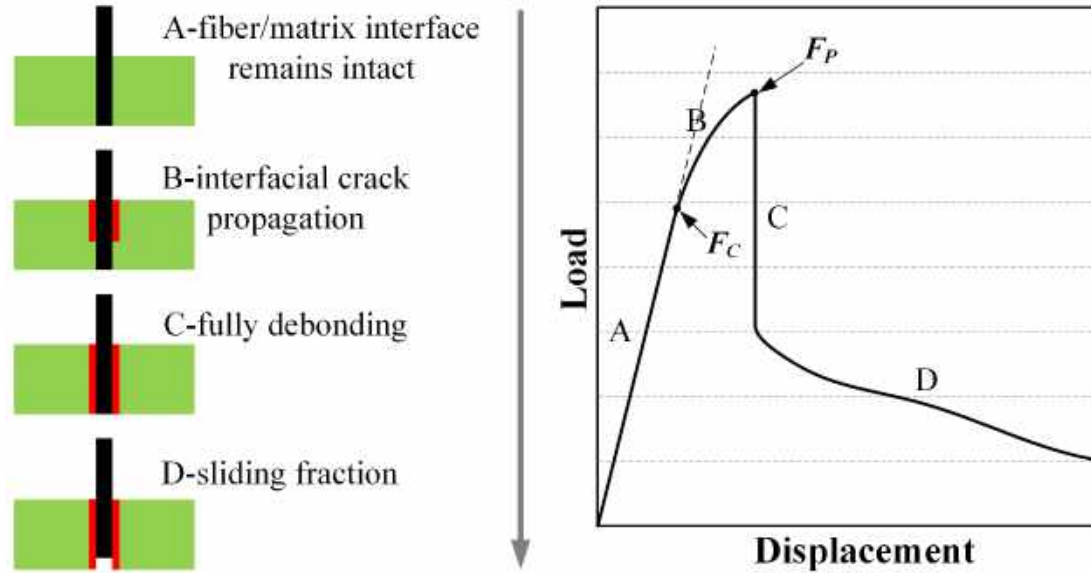
2.3 界面

■ 界面强度测试案例分析



2.3 界面

■ 界面强度测试案例分析



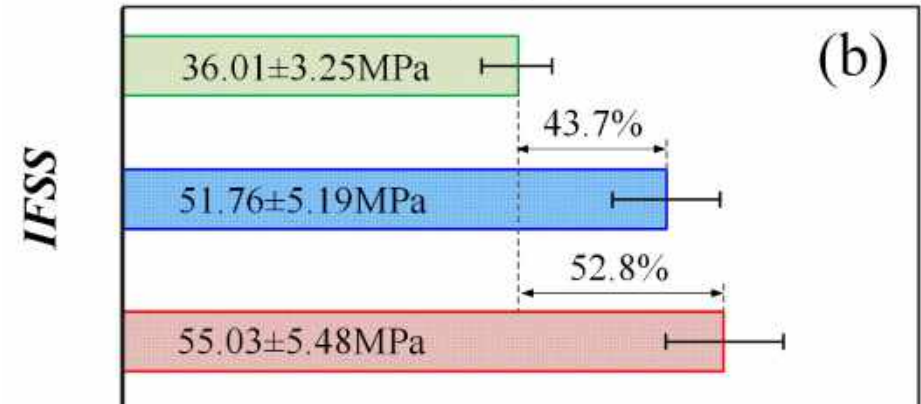
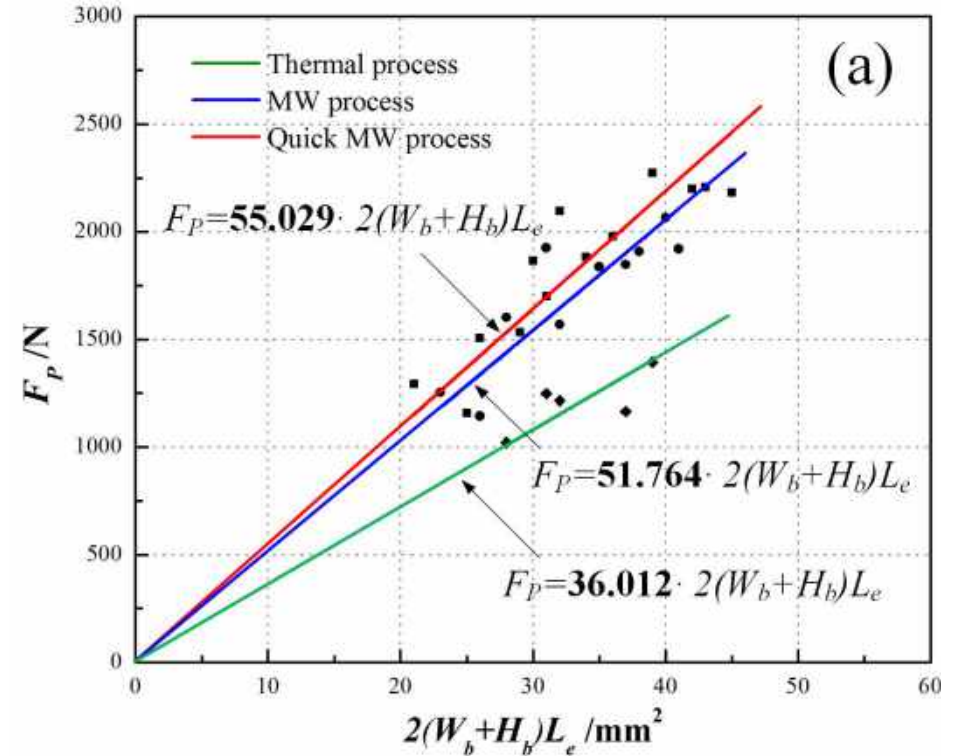
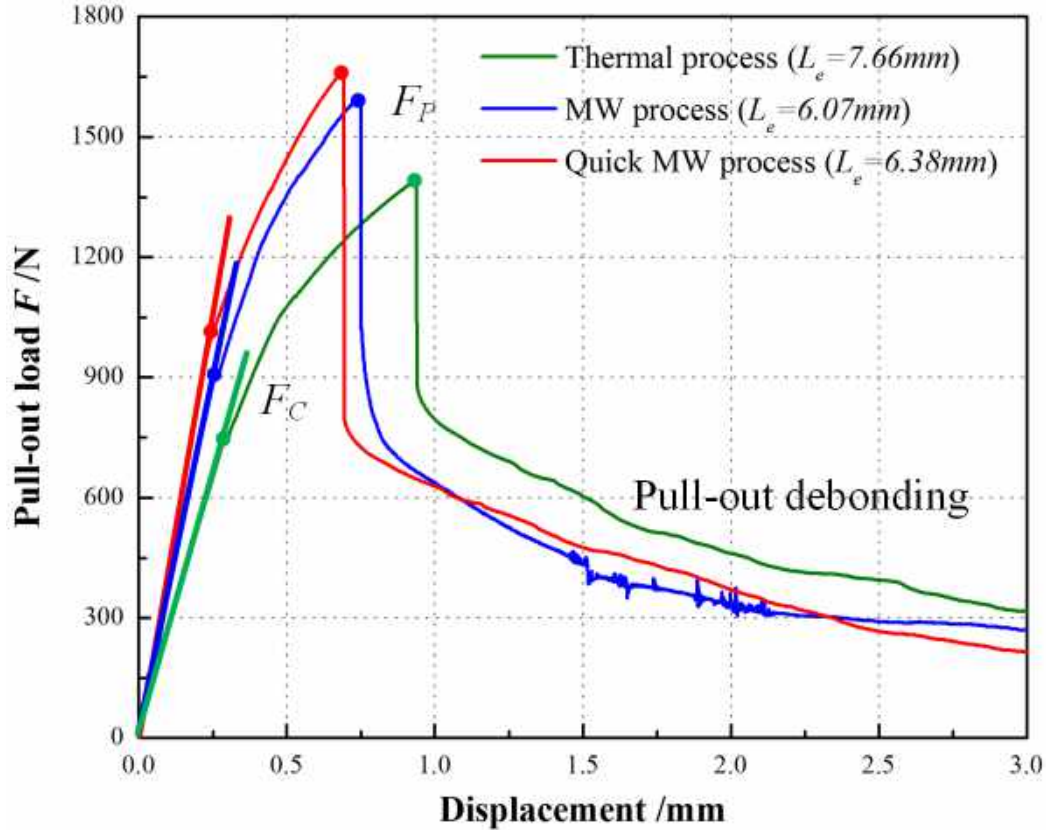
Constituents and IFSSs of various material systems.

Sample	Carbon fiber	Resin/hardener	Number of tests	IFSS (MPa)	Test method
S1	T300	AG-80/DDS	9 ≥ 100	43.7 ± 4.8 42.6	Present work Microbond [29]
S2	T700SC	DGEBA/polyether amine	10 ≥ 5	36.3 ± 4.3 39.5 ± 7.5	Present work Fragmentation [30]
U1	T300 (unsized ^a)	AG-80/DDS	10 ≥ 100	18.8 ± 2.2 18.4	Present work Microbond [29]
U2	T300 (unsized)	DGEBA/EMI	10 10	24.8 ± 3.6 25 ± 1.0	Present work Pull-out [31]

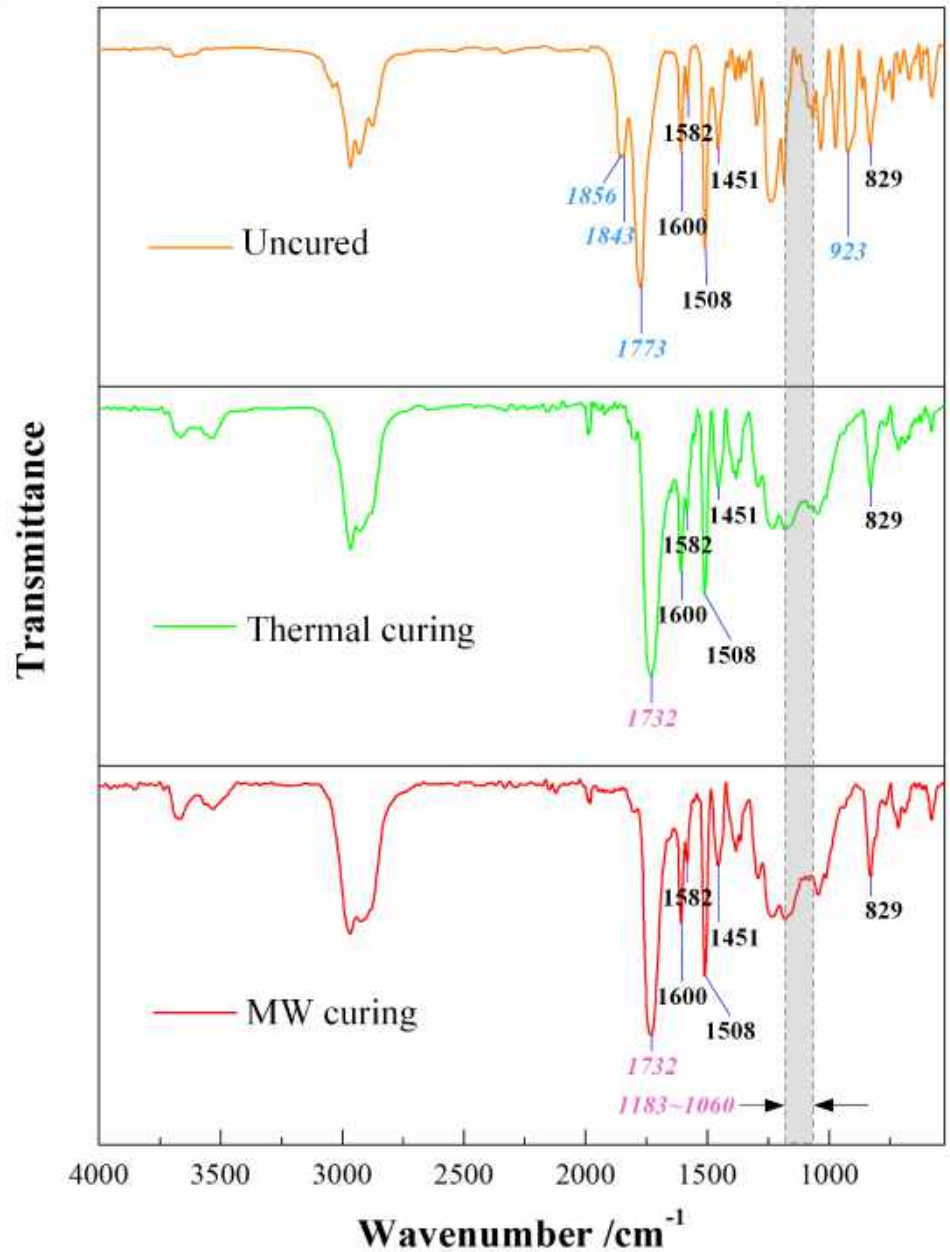
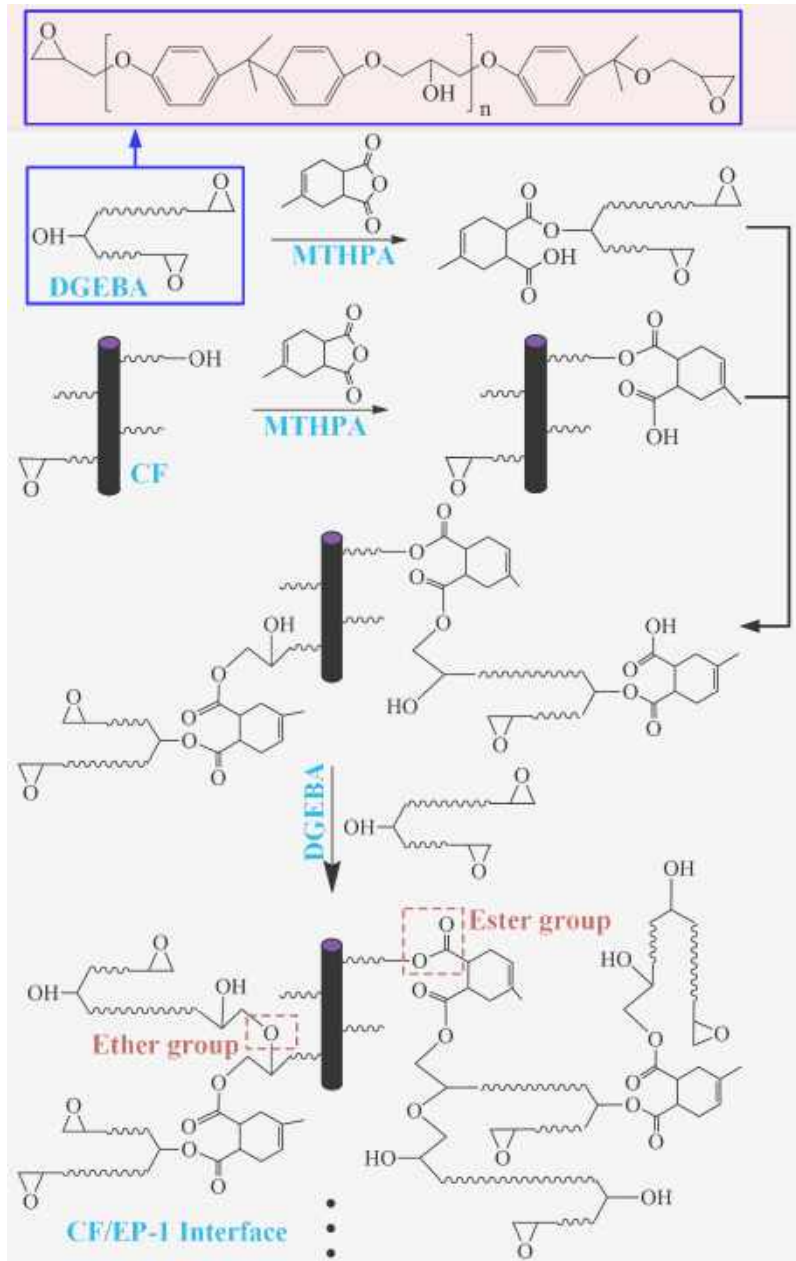
^a Unsized means the sizing agent was removed as the corresponding reference.

2.3 界面

■ 界面强度测试案例分析



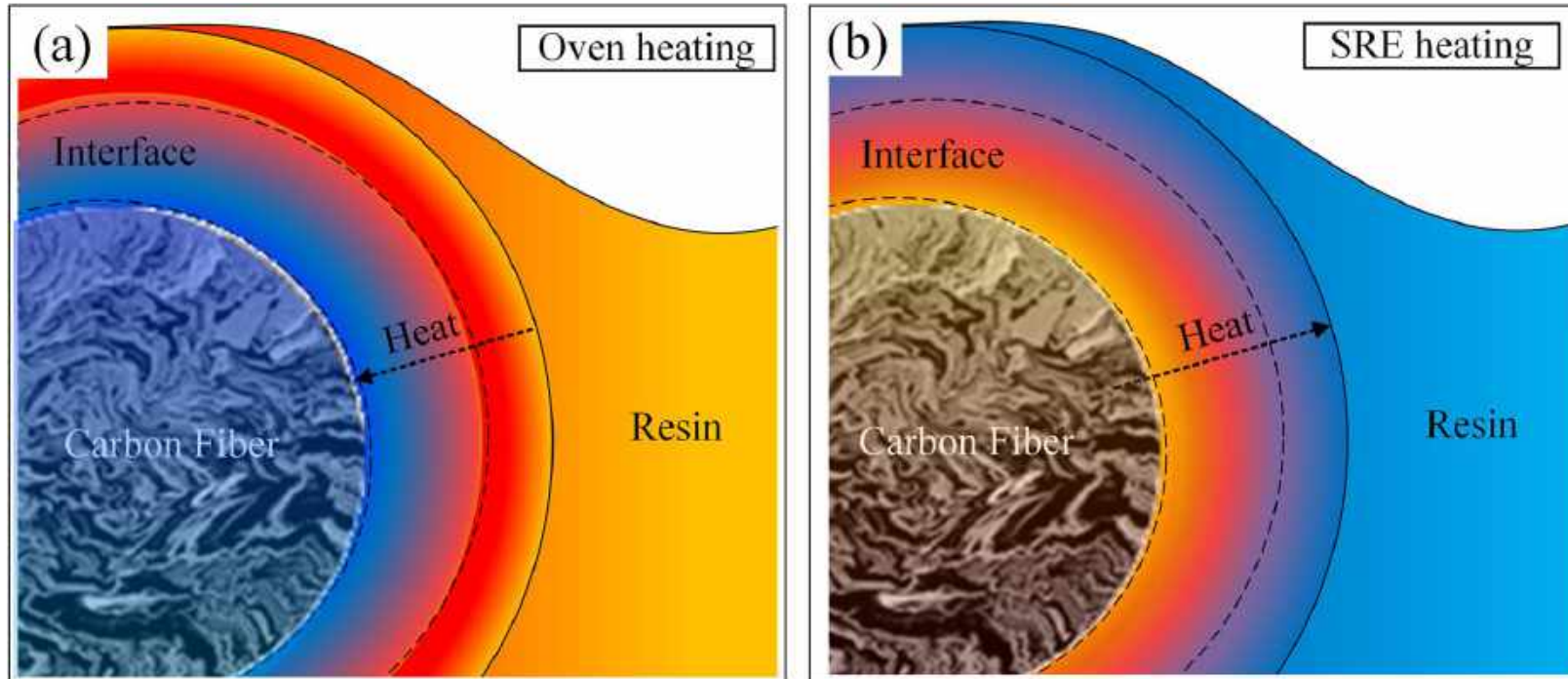
2.3 界面



Jing Zhou, Yingguang Li, Nanya Li, Xiaozhong Hao, Changqing Liu. Interfacial shear strength of microwave processed carbon fiber/epoxy composites characterized by an improved fiber-bundle pull-out test[J]. Composites Science and Technology, 2016, 133: 173-183.

2.3 界面

■ 界面强度测试案例分析



IFSS for glass fiber/EP-1 samples.

Curing method	IFSS (MPa)					Average (MPa)	STDEV ^a
	1	2	3	4	5		
Thermal	34.37	30.52	36.64	31.96	32.18	33.13	2.14
MW	33.31	29.83	30.54	31.42	33.85	31.79	1.56

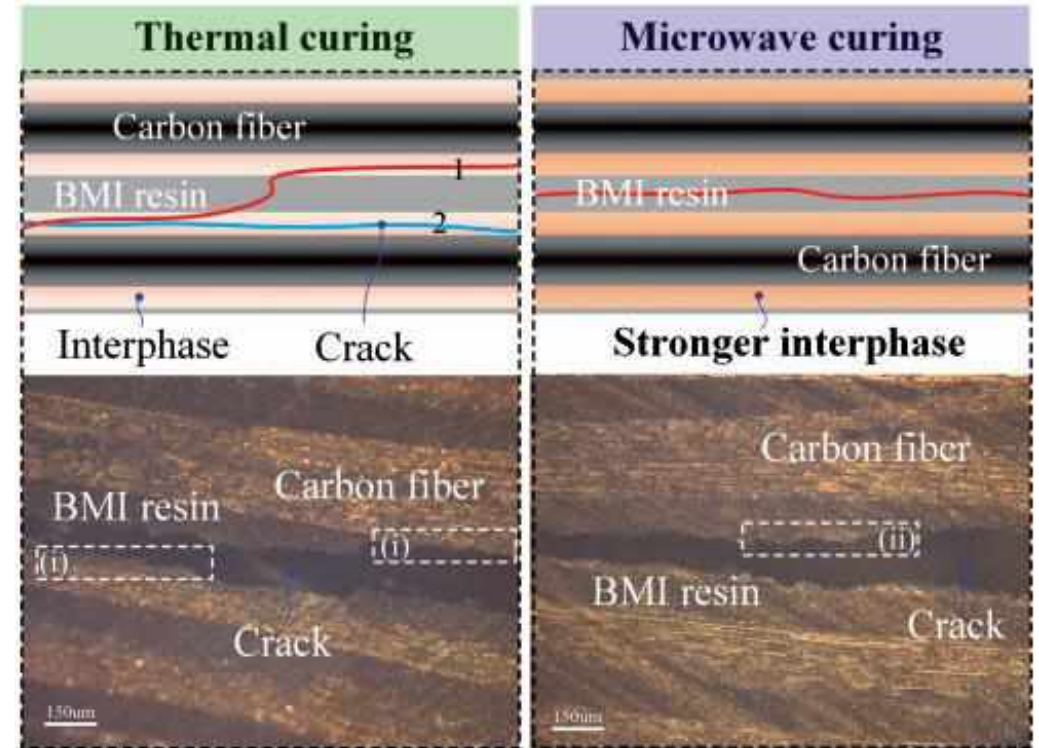
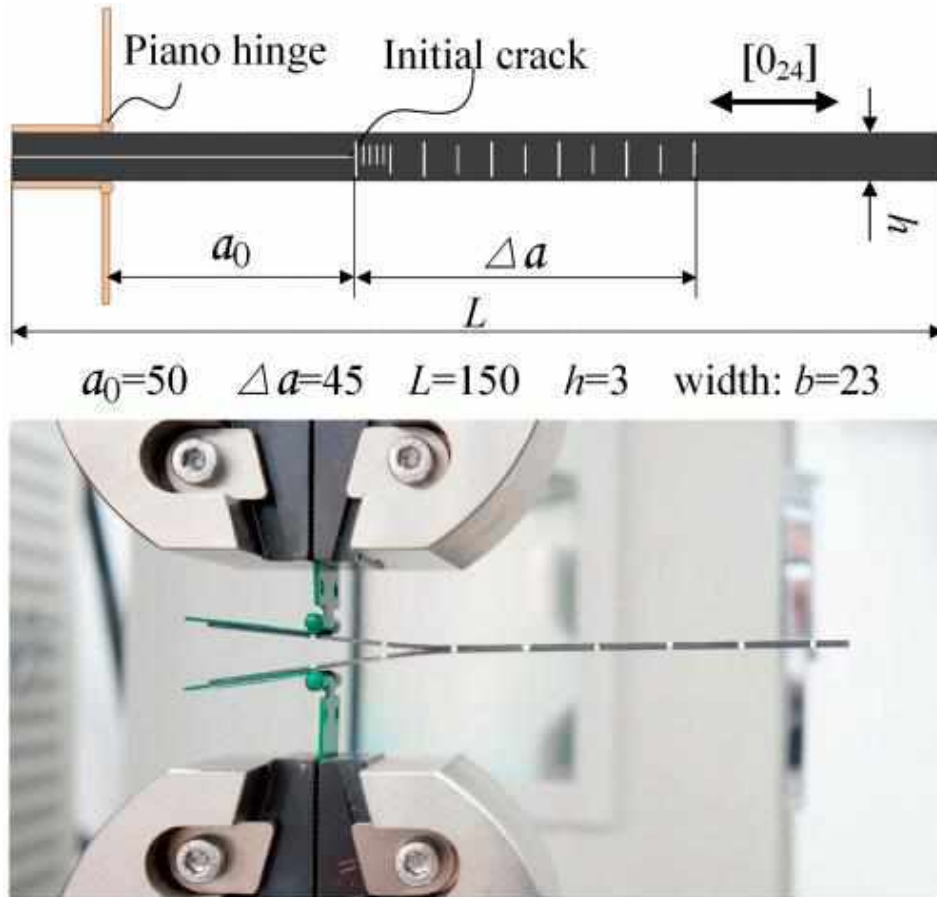
^a STDEV represents standard deviation.

Jing Zhou, Yingguang Li, Nanya Li, Xiaozhong Hao, Changqing Liu. Interfacial shear strength of microwave processed carbon fiber/epoxy composites characterized by an improved fiber-bundle pull-out test[J]. Composites Science and Technology, 2016, 133: 173-183.

Shuting Liu, Yingguang Li, Yan Shen, Yong Lu. Mechanical performance of carbon fiber/epoxy composites cured by self-resistance electric heating method[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2019, 103: 3479-3493.

2.3 界面

■ 界面强度测试案例分析



目录 Outline

2.1 增强体

2.2 基体

2.3 界面

2.4 预浸料

2.4 预浸料

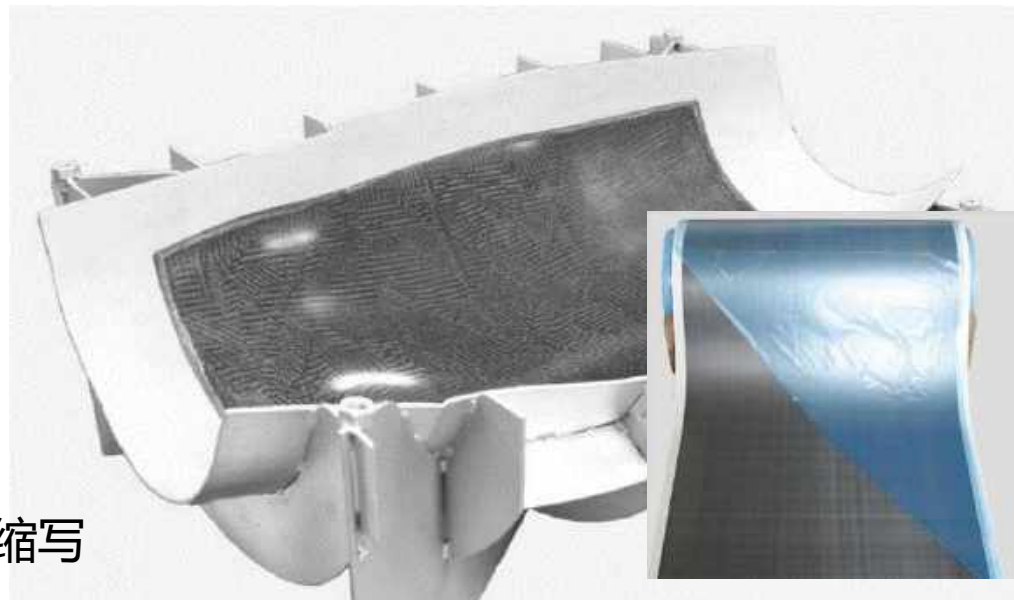
(1) 预浸料的概念

预浸料 (Prepreg) 又称模塑料, 用树脂基体在严格控制的条件下浸渍连续、短切纤维或织物, 通过一定处理后制成的树脂基体与增强体的组合物, 是制造复合材料构件的中间材料。

制备预浸料的目的在于控制复合材料结构厚度, 并满足设计规定的树脂 / 纤维比例和分布的要求。结构件制造过程中, 将一层层预浸料铺放在成型模具上, 然后封装固化制成所需的结构。复合材料的可设计性正是通过调整预浸料的层数、纤维的方向及其铺放顺序而实现的。预浸料作为复合材料结构件成型的中间材料, 其各项性能直接影响最终结构件的成型质量, 在复合材料结构设计、制造过程中占有重要位置。



预浸料 (Prepreg) 是Pre-impregnated Materials的缩写



2.4 预浸料

(2) 预浸料的基本特点

- ◆ 可以正确控制增强体的含量和排列
- ◆ 是干态材料，容易铺层
- ◆ 制品（表面）精度高
- ◆ 预浸料作为中间材料有利于文明生产和安全生产
- ◆ 制造工序较多，价格昂贵

(3) 对预浸料的基本要求

- ◆ 树脂基体和增强体的匹配性好
- ◆ 具有适当的粘性和铺设性
- ◆ 树脂含量偏差应尽可能降低
- ◆ 挥发分含量尽可能小
- ◆ 具有较长的贮存寿命
- ◆ 固化成型时有较宽的加压带
- ◆ 有适当的流动度

2.4 预浸料

(4) 预浸料的分类

按物理状态不同，分为**单向带预浸料**（纬向纱线含量0%~10%，纤维以经向排列）和**织物预浸料**；

按树脂基体不同，分为**热固性树脂预浸料**和**热塑性树脂预浸料**；

按增强材料不同，分为**碳纤维（织物）预浸料**、**玻璃纤维（织物）预浸料**和**芳纶纤维（织物）预浸料**；

按纤维长度不同，分为**短纤维预浸料**、**长纤维预浸料**和**连续纤维预浸料**；

按固化温度不同，分为**中温固化（120℃）预浸料**、**高温固化（180℃）预浸料**以及**固化温度超过200℃的预浸料**等；

按照适用的铺贴工艺，又分为**手铺预浸料**、**自动铺带预浸料**和**自动铺丝预浸料**。

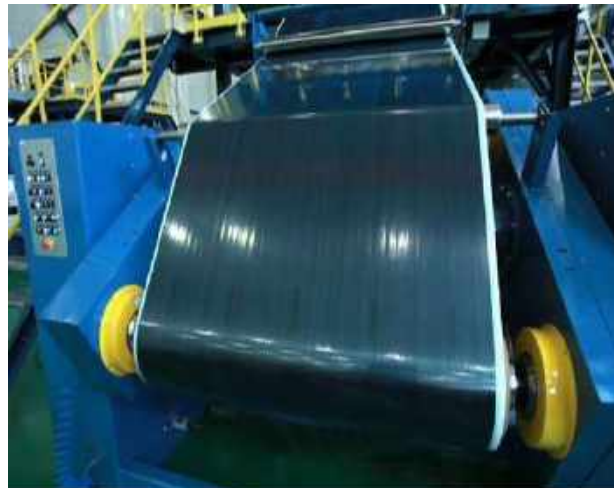
2.4 预浸料

(5) 预浸料的制备方法

制备预浸料即用树脂浸渍纤维(或织物)的过程，主要有**湿法**、**干法**。

湿法的原理：纤维束通过树脂基体溶液槽，停留一定时间使树脂基体浸渍到纤维束上，经碾平后再收集。

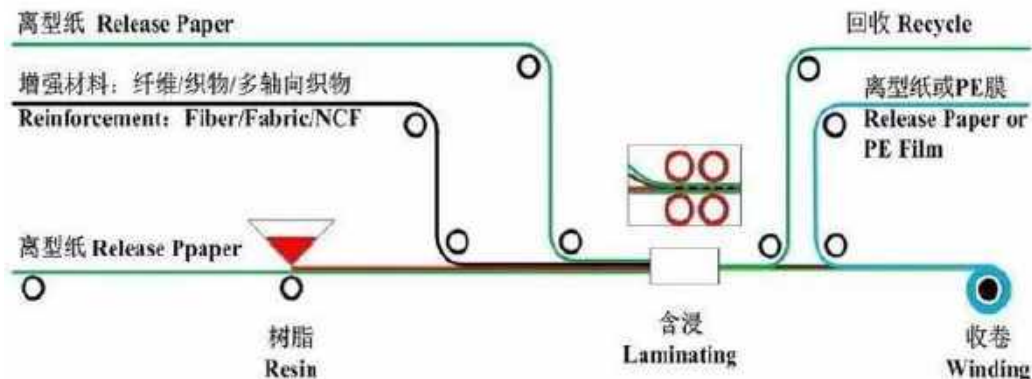
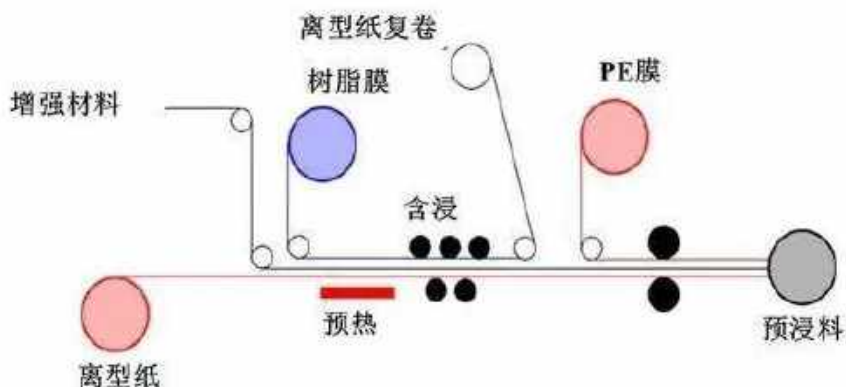
湿法制备预浸料**设备简单、操作方便、通用性强**，但缺点在于**树脂基体在纤维增强体上的均匀性以及预浸料的树脂含量难控制**。另外，由于溶剂的存在，预浸料的**挥发分含量较高**，导致制成的复合材料产品中产生缺陷的概率较大，严重时 will 影响结构件的性能。



2.4 预浸料

(5) 预浸料的制备方法

干法主要分为树脂熔融法与胶膜嵌入法两种。前者是纤维束直接与碾平的熔融树脂复合，而后者则是纤维束与在另一台机器上制成的胶膜复合。干法制造的预浸料不含溶剂，有利于降低复合材料结构件的孔隙率，同时，由于胶膜的厚度可控，预浸料中的树脂含量也可以得到精确控制。甚至可以制备部分浸润的预浸料，预留出一些干纤维，在固化过程中干纤维可形成抽真空的气体导出通道，有利于气体的逸出，从而降低构件孔隙率。



2.4 预浸料

(5) 预浸料的制备方法



2.4 预浸料

(7) 预浸料性能要求

- ◆ 预浸料的物理性能要求一般有：树脂含量、单位面积重量、挥发分含量、流动度、预浸料宽度、料卷边缘齐整度等；
- ◆ 对于长期稳定提供的预浸料，通常还要求提供预浸料的红外光谱图、高效液相色谱图以及热分析图谱（DSC）等化学性能；
- ◆ 预浸料的寿命要求：预浸料的贮存、运输、使用等都需要在一定的时间内完成，否则将影响固化后零件的性能。预浸料的寿命包含如下几个概念：
 - ✓ 外置时间是指预浸料暴露在指定的贮存温度以上的时间量。
 - ✓ 贮存寿命是指预浸料在指定的贮存温度及以下，在密封的包装中所允许的贮存时间。在此期间，材料能够保持它的操作寿命、力学性能寿命以及规定的所有其他要求。
 - ✓ 操作寿命指预浸料离开指定贮存温度后，在组成零件之前，能够保持黏性和可下垂状态的时间。在这个寿命内，材料适于铺贴操作。

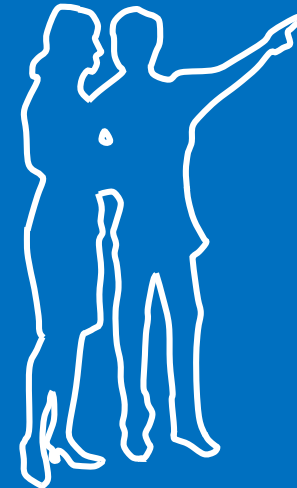
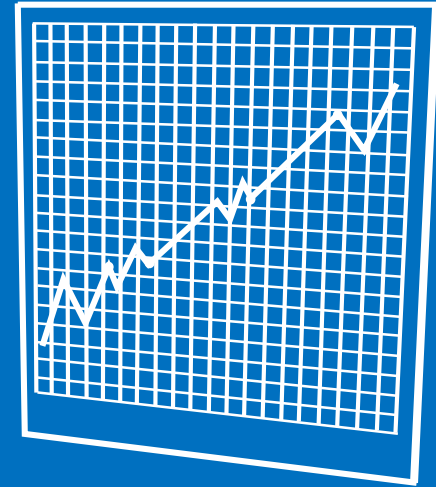
2.4 预浸料

预浸料的寿命包含如下几个概念：

- ✓ **力学性能寿命**是指材料离开指定贮存温度后，在操作寿命期间进行了铺层和压实操作，能够保持规定力学性能的时间。在这个寿命结束之前，材料必须完成固化，否则产品的力学性能将受到影响。
- ✓ **暴露单位**是指产品暴露在材料规范规定的**贮存温度以上的时间当量**，用于计算剩余操作寿命与力学性能寿命。在不同的环境温度下，暴露单位与实际暴露时间有不同的比例关系。例如，某材料的操作寿命（暴露单位）为240h,该材料在30°C下放置了3h(该温度下每小时等效的暴露单位为2h),则操作寿命（暴露单位）应扣除 $3 \times 2h$,剩余操作寿命（暴露单位）为234h。

我有问题：

1. 碳纤维与石墨纤维有何区别？
2. 小丝束碳纤维与大丝束碳纤维优缺点？
3. 双马来酰亚胺树脂的性能特点？
4. 列举 2 - 3 种高性能热固性树脂，并说明其特点及应用？
5. 凯芙拉是谁？
6. 玻璃纤维的特点？
7. 基体材料的作用、主要类型？
8. 界面的作用及增强方法？
9. 预浸料是什么，有什么要求？
10. 查一查复合材料常用夹芯材料有哪些，各有什么特点？



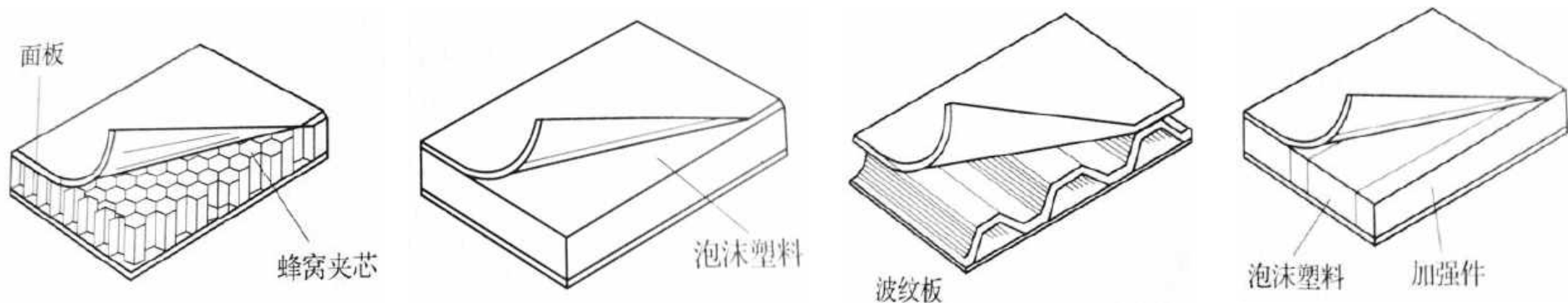
夹芯材料 (拓展)

概述

夹芯材料 (Sandwich Core Materials) 是指用于一种特殊的复材夹层结构中的芯子材料。

复合材料夹层结构由强度很高的上下面板和强度较低的轻质夹芯材料组成，是一种高效的结构形式，具有最优的强度 / 重量比、刚度 / 重量比和可设计性，同时还具有消声、达波、隔热、保温等功能。

夹层结构的面板和芯材大多用高强度的胶黏剂胶接在一起。夹层结构的开发从飞机应用开始，用于飞机的次承力构件，如雷达罩、机翼和尾翼蒙皮、舱门、口盖和机身整流等。随着复合材料应用领域的扩展，夹层结构的应用领域已由最初的航空航天扩大到汽车、建筑、石化、船舶，轨道交通，风力发电叶片等。



2.4 夹芯材料（拓展）

夹芯材料分类

夹芯材料按使用要求可分为

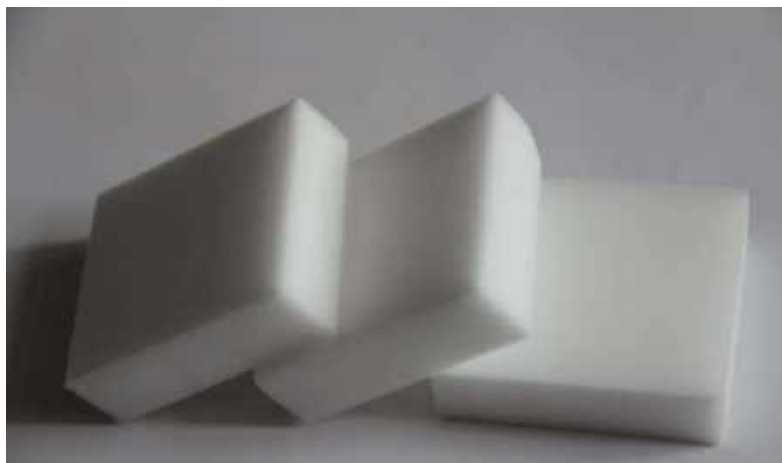
(1) 非结构芯材。这类芯材只能提供一定的刚度，对载荷的承受能力较低。例如密度为 $32\text{kg} / \text{m}^3$ 的聚氨酯泡沫或纸质蜂窝。用纸质蜂窝制造居民住宅区的房屋内门是这类芯材较好的应用范例。

(2) 准结构芯材。例如剪切强度低于 0.69MPa 的低密度聚乙烯泡沫芯材（密度 $< 60\text{kg} / \text{m}^3$ ），这类芯材还包括酚醛基纸蜂窝和较高密度聚氨酯泡沫。

(3) 结构芯材。能提供最大的刚度和很大的承载能力。如密度高于 $60\text{kg} / \text{m}^3$ 的Nomex蜂窝和铝蜂窝，BALSA（巴尔杉）端纹轻木，硬质聚氨酯泡沫和玻璃布芯材。



纸蜂窝



低密度聚乙烯泡沫



BALSA木



3 复合材料结构设计制造基础

Foundation of composite material
design & manufacturing

复合材料结构制造技术

Manufacturing Technologies of Composite Structure

3.1 复合材料的性能特点

- (1) 高比强度和高比模量
- (2) 各向异性和性能可设计性
- (3) 损伤、断裂和疲劳
- (4) 环境影响
- (5) 导电性

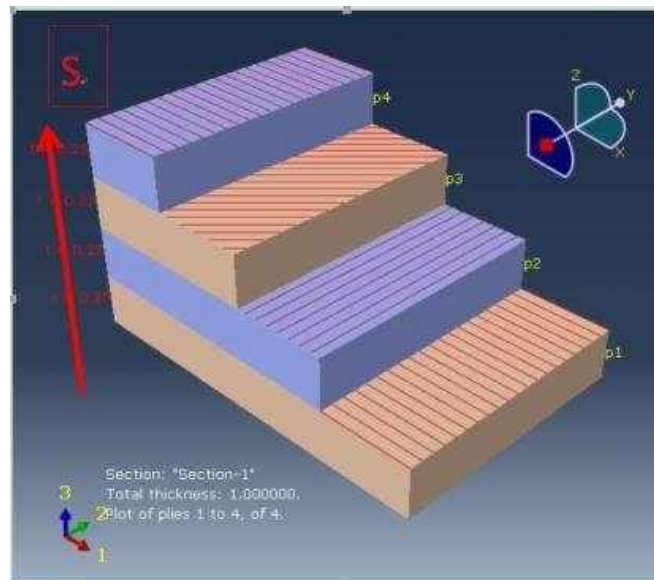
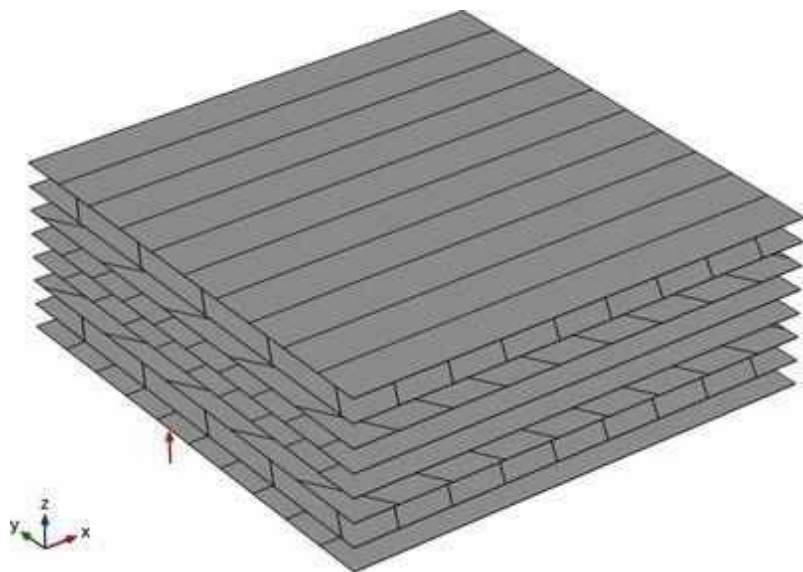
3.2 复合材料结构设计基础

- 3.2.1 单层性能的确定
- 3.2.2 层压板设计
- 3.2.3 结构设计
- 3.2.4 结构验证

3.3 复合材料制造概述

3.1 复合材料的性能特点

航空航天复合材料结构以高性能纤维增强的树脂基复合材料为主，它的主要组成形式目前仍是**层压板结构**，它表现出与金属材料不同的力学性能。



3.1 复合材料的性能特点

层压复合材料的性能特点主要有以下方面：

(1) 高比强度和高比模量

材料	拉伸强度 MPa	拉伸模量GPa	比强度	比模量	密度 g/cm ³
铝合金	420	72.0	151.1	25.9	2.78
钢（结构用）	1200	206.0	152.9	26.3	7.85
钛合金	1000	116.7	221.2	25.8	4.52
高强度碳纤维/环氧树脂	1471	137.3	1014	94.7	1.45
高模量碳纤维/环氧树脂	1049	235.0	656.0	146.9	1.60
芳纶纤维/环氧树脂	1373	78.4	981.0	56.0	1.40

3.1 复合材料的性能特点

(2) 各向异性和性能可设计性

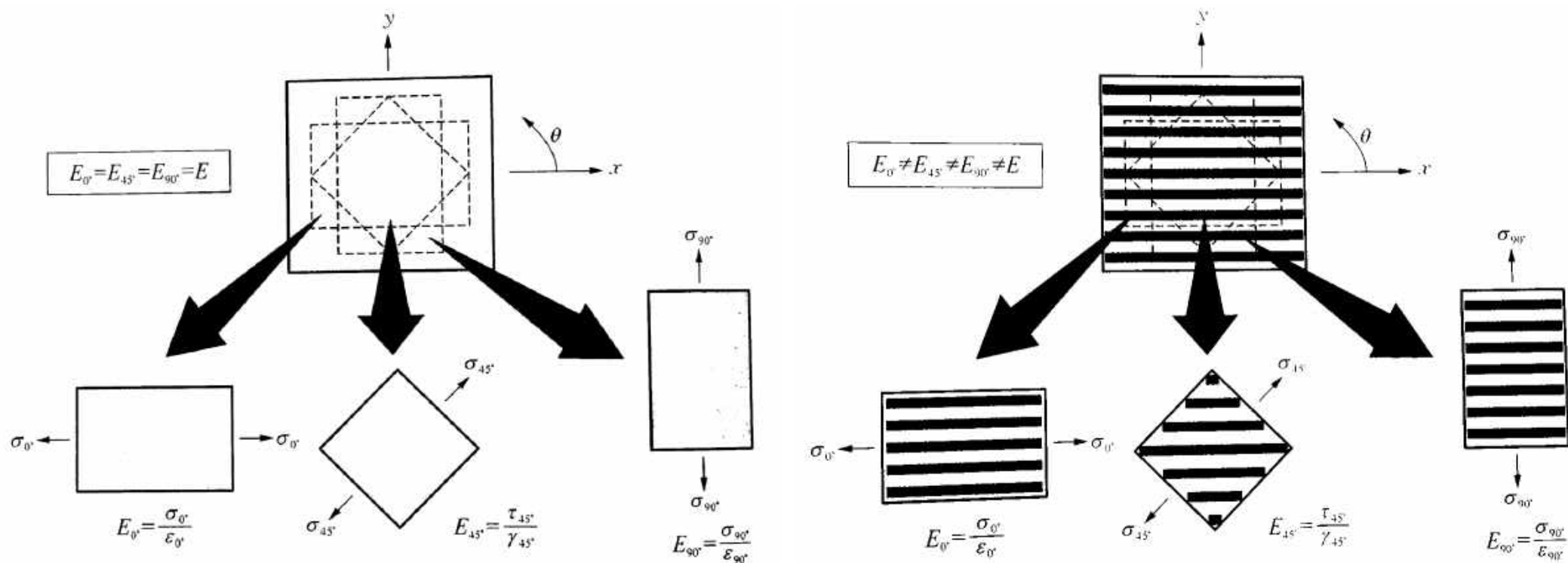
层压复合材料是由**单向带**逐层叠合并固化而成的，宏观上表现出**非均匀性**和**各向异性**。单向带沿纤维方向的性能与垂直纤维方向的性能差别很大，按不同的方向铺设不同比例的单向带，可以设计出不同性能的层压板来满足不同的结构要求。通过这种“剪裁”，使复材的效率充分发挥，真正做到“物尽其用”，例如主承力方向，可以适当增加纤维含量比例以达到提高承载能力的效果，而不需要额外增加结构的重量。当然各向异性给结构设计、分析和制造增加了困难，这是复合材料结构设计的特点之一。

各向同性材料工程弹性常数： E 、 G 、 μ

正交各向异性工程弹性常数： E_L 、 E_T 、 μ_L 、 μ_T 、 G_{LT}

3.1 复合材料的性能特点

(2) 各向异性和性能可设计性



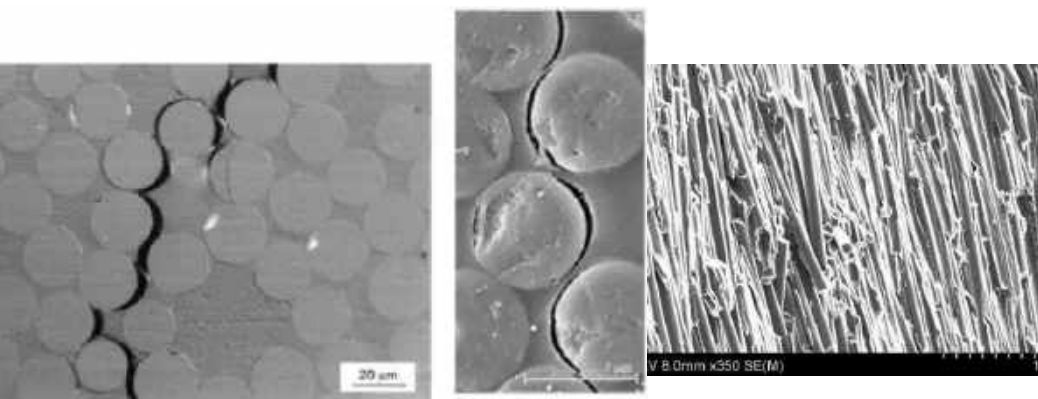
各向同性材料工程弹性常数: E 、 G 、 μ

正交各向异性工程弹性常数: E_L 、 E_T 、 μ_L 、 μ_T 、 G_{LT}

3.1 复合材料的性能特点

(3) 损伤、断裂和疲劳

各向异性、脆性和非均质性，特别是**层间性能远低于层内性能**等特点，使复合材料层压板的失效机理与金属完全不同，因而它们的损伤、断裂和疲劳性能也有很大差别。另一方面，复合材料构件制造目前主要靠人工铺贴和热压成型，再加上加工、运输过程中可能受到的**外来物冲击**，其制件会比金属制件更易带有程度不等的缺陷 / 损伤。

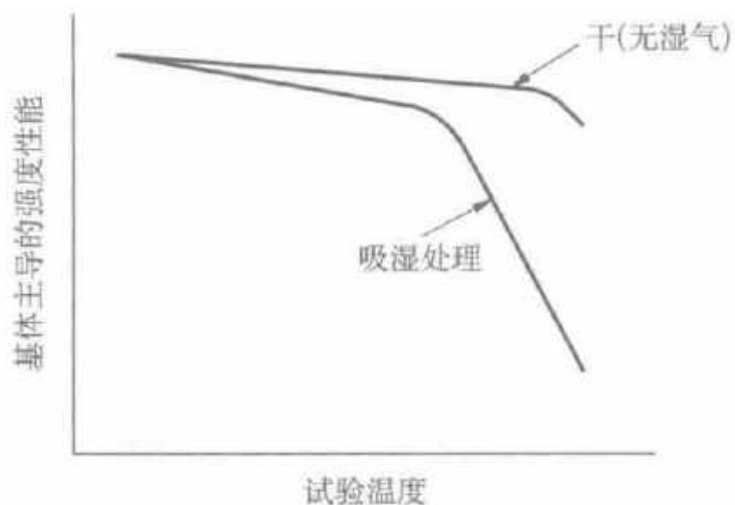


损伤容限要求是指含有缺陷的结构在规定的**使用期内**应有足够的剩余强度。复合材料结构缺陷的主要形式是冲击损伤、分层和划伤，在设计时，通常是假定一个缺陷初始尺寸来进行结构的剩余强度分析。

3.1 复合材料的性能特点

(4) 环境影响

除了极高的温度，一般不考虑**湿热**对金属强度的影响，但复合材料结构必须考虑湿热环境的联合作用。这是因为复合材料的基体通常为分子材料，湿热的联合作用会降低其玻璃化转变温度，从而引起由基体控制的力学性能（如压缩、剪切等）的明显下降。



湿热环境主要是指飞机服役的大气环境和飞行环境，即温度和湿度条件，它们对复合材料结构性能的影响方式不同，温度影响是通过热传导在较短时间内发生作用，而湿度影响是由复合材料的树脂基体吸进湿气，不同树脂基体有不同的最大吸湿量。如环氧树脂基体，最大吸湿量可达0.3~0.6wt%，引起层间剪切强度下降达20%。湿气对基体起到增塑作用，使网状交联的立体分子结构产生链段松弛，玻璃化转变温度和胶接强度下降。

3.1 复合材料的性能特点

(5) 导电性

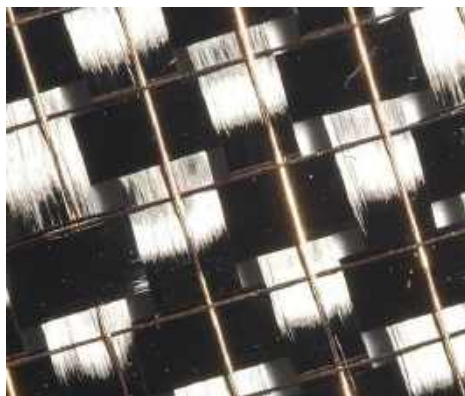
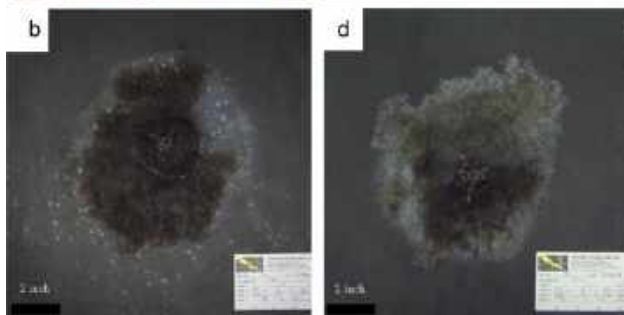
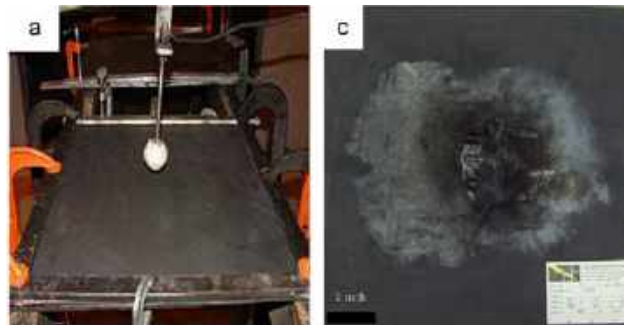
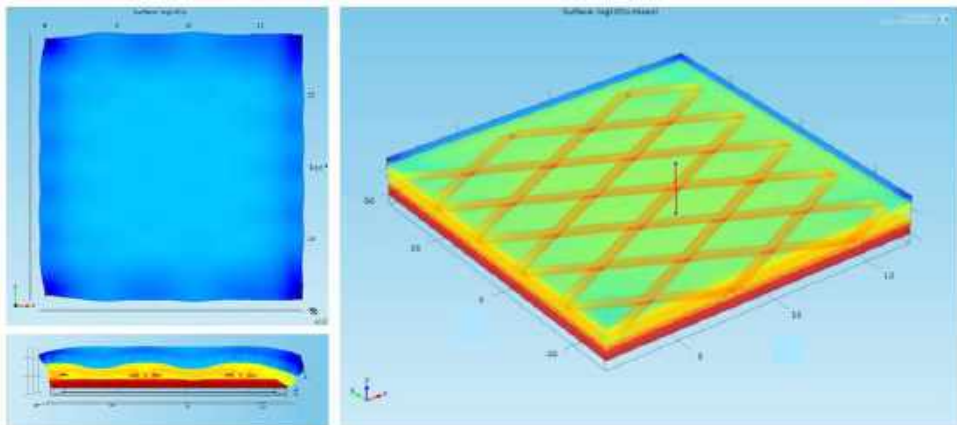
金属有着良好的导电性，复合材料的导电性则差得多。因此对复合材料的结构设计必须有专门的防雷击措施，油箱部位要有专门的防静电设计，同时对安装大量仪器仪表的设备舱和雷达罩，要进行特殊的电磁相容性设计。



例如：飞机结构应为雷电流提供低阻抗的通路，以使强大的雷电电流安全通过而无过热；在雷电电流流动的两个端点上，如翼尖到翼尖，水平安定面到机身最前面的金属部件之间，必须有良好的电气连接，用在直接雷击区的复合材料外表面应喷涂导电涂层。有关雷电防护，现在也有相关标准可循。

3.1 复合材料的性能特点

(5) 导电性



3.1 复合材料的性能特点

- (1) 高比强度和高比模量
- (2) 各向异性和性能可设计性
- (3) 损伤、断裂和疲劳
- (4) 环境影响
- (5) 导电性

3.2 复合材料结构设计基础

3.2.1 单层性能的确定

3.2.2 层压板设计

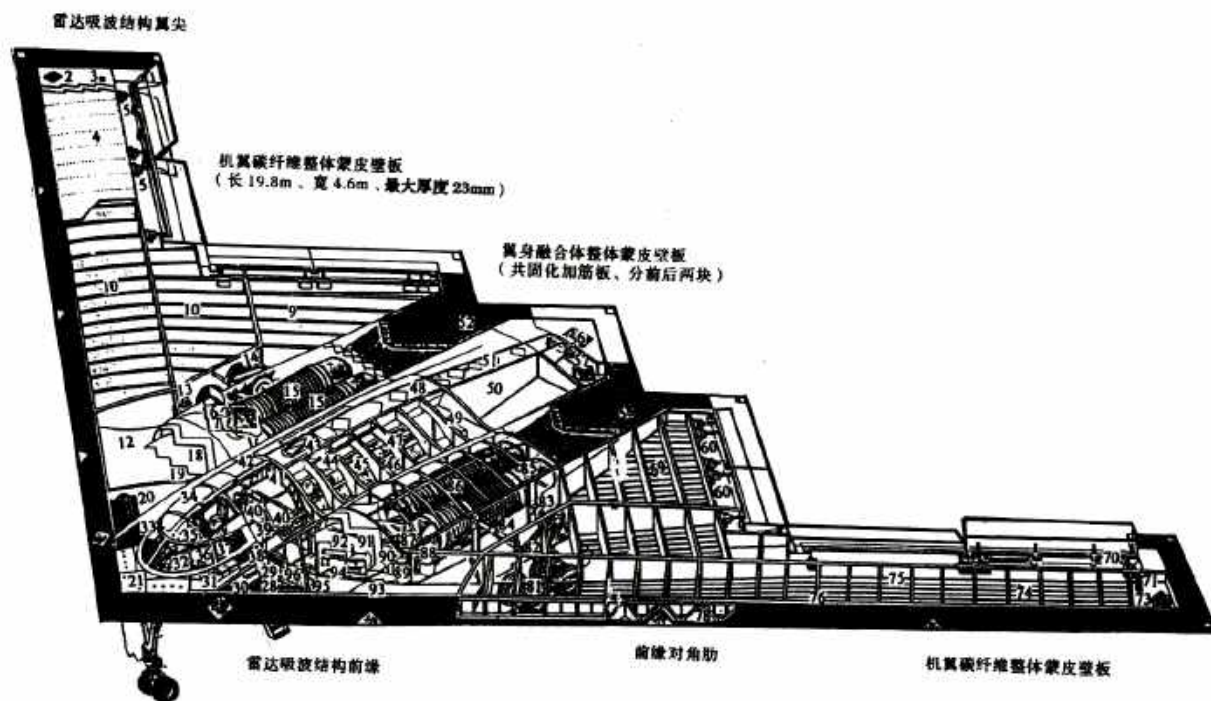
3.2.3 结构设计

3.2.4 结构验证

3.3 复合材料制造概述

3.2 复合材料结构设计基础

复合材料结构设计的最终目的是要提出最佳的结合方案，是一种根据预定设计目标的要求和约束条件，充分利用材料性能的方向性、结构性能的可设计性及大型构件可整体成型等优点，通过分析计算、试验、工艺等条件来进行多因素综合、平衡、协调、优化的创造性工作。

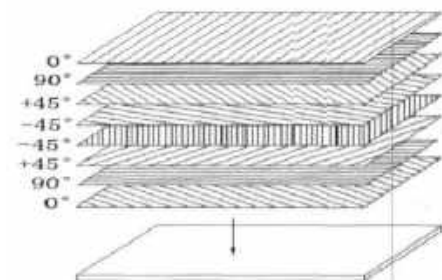
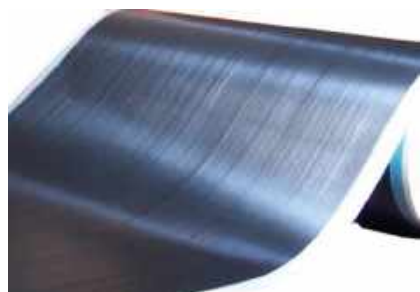
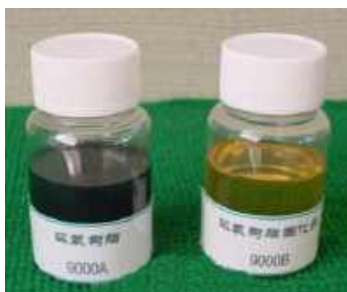


3.2 复合材料结构设计基础

复合材料结构设计分为两个互相关联的层次：

材料设计 由于目前大多复合材料结构多采用薄壁的层压结构，所以材料设计通常是纤维增强的层压板设计，也就是**铺层设计**；

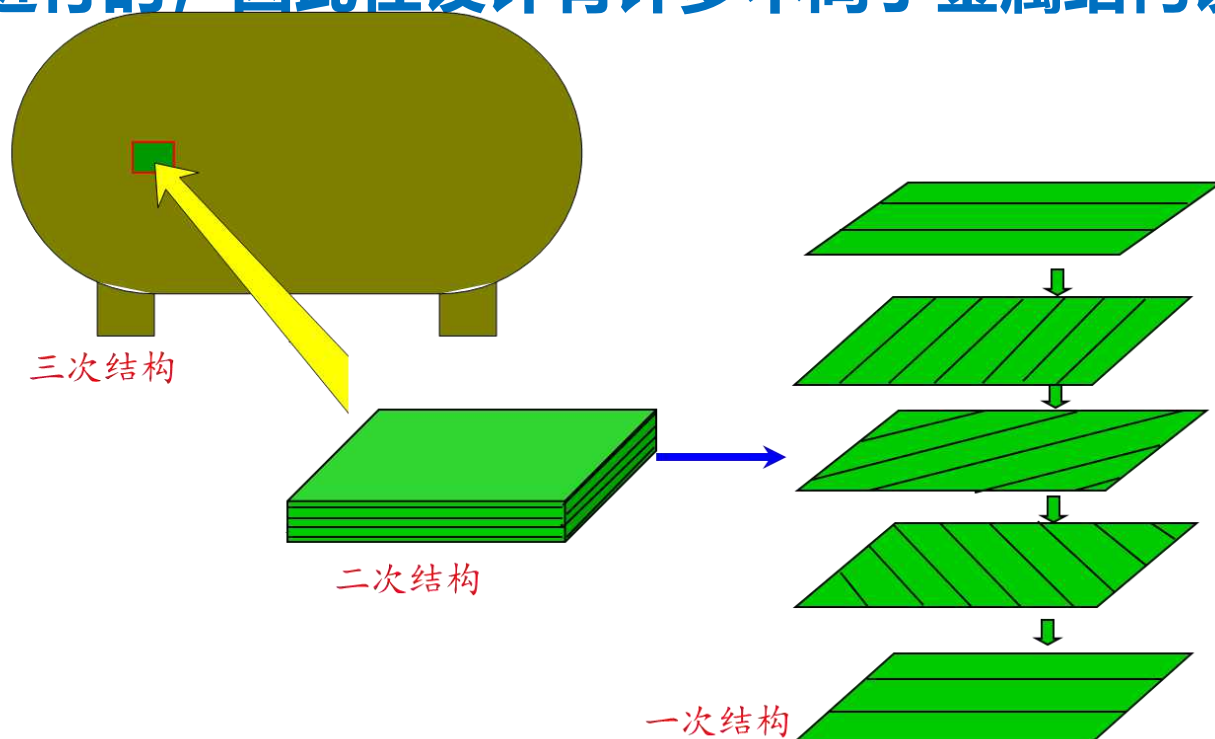
结构设计 复合材料结构设计始于材料设计，两者同时进行，这是复合材料结构不同于金属材料结构的特点之一。



3.2 复合材料结构设计基础

复合材料结构设计沿用了金属结构设计的一般原则，如受力构件布置采用最短传力路线的一些基本原则，又如细节设计中要避免受载偏心，尽量避免开口，开口时注意其形状等一些原则。

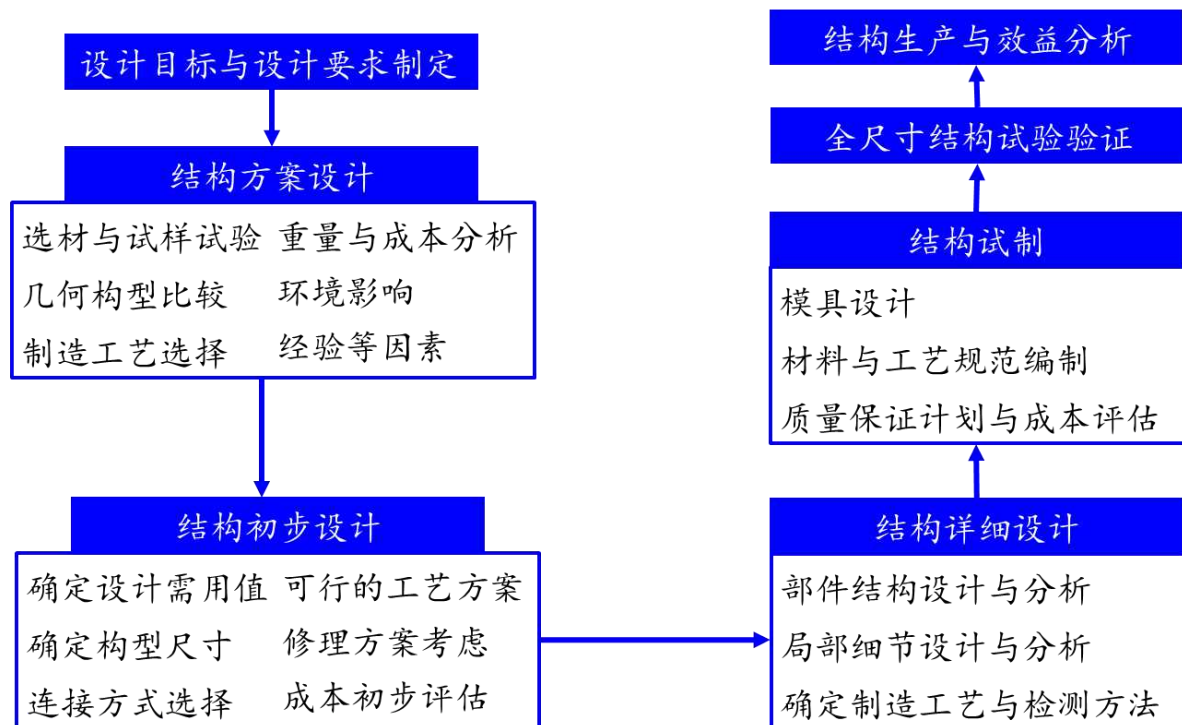
但由于复合材料是一种多相的材料体系，复合材料结构设计是材料设计与结构设计同时进行的，因此在设计有许多不同于金属结构设计的特点。



3.2 复合材料结构设计基础

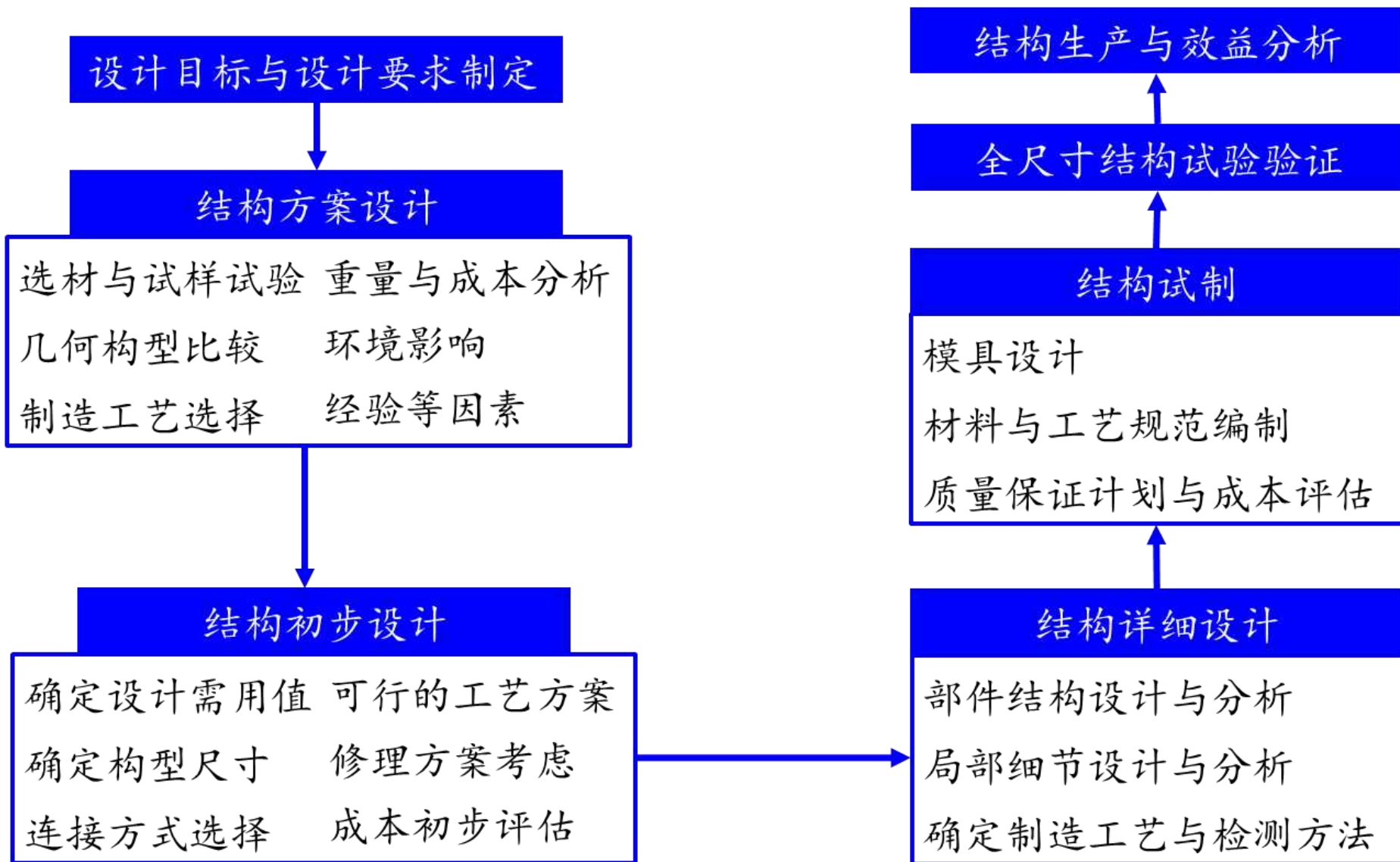
复合材料结构设计综合过程如下图所示，大致分为4个阶段。

- ①**设计要求**。如性能要求、载荷情况、环境条件和形状尺寸等。
- ②**材料设计**。包括组分材料的选用、**单层性能**的确定以及**层压板**设计。
- ③**结构设计**。包括结构形式的确定、**典型件和细节设计**、**部件设计**等。
- ④**结构验证**。材料试样、零件、组合件和部件4个层次**积木式**方法的验证试验。



3.2 复合材料结构设计基础

复合材料结构设计综合过程



3.2 复合材料结构设计基础

3.2.1 单层性能确定

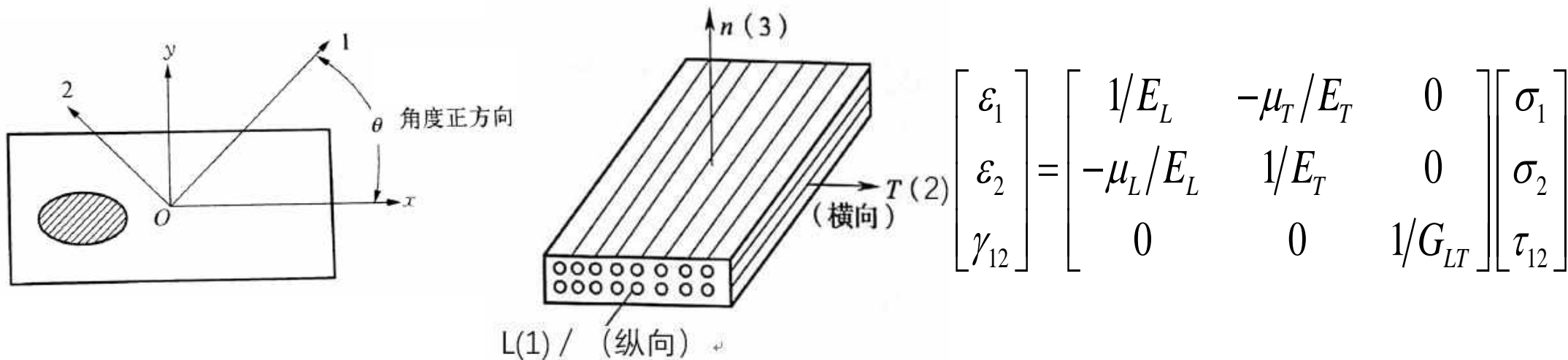
单层是指用连续排列的平行纤维浸渍树脂基体制成的层片，通常以**单向预浸带**的形式提供。单层沿纤维方向的强度和模量都很高，因此是复合材料承力结构中最重要的一类材料。若将单层沿纤维逐层叠合就得到**单向层压板**，单向层压板很少在结构中单独采用，但经常用来进行力学试验，以测量单层的力学性能数据。也可将不同方向的单层逐层叠合，经热压后就得到**多向层压板**。

单层板又是叠层板的基本单元。单层的力学性能取决于所用的纤维和树脂基体以及它们的结合情况，纤维是承受载荷的主体，但纤维必须与基体牢固地黏结在一起才能更有效提高单层强度。因此，正确**选择基体和纤维以及保证其复合效果**是复合结构设计非常重要的第一步。

3.2 复合材料结构设计基础

3.2.1 单层性能确定

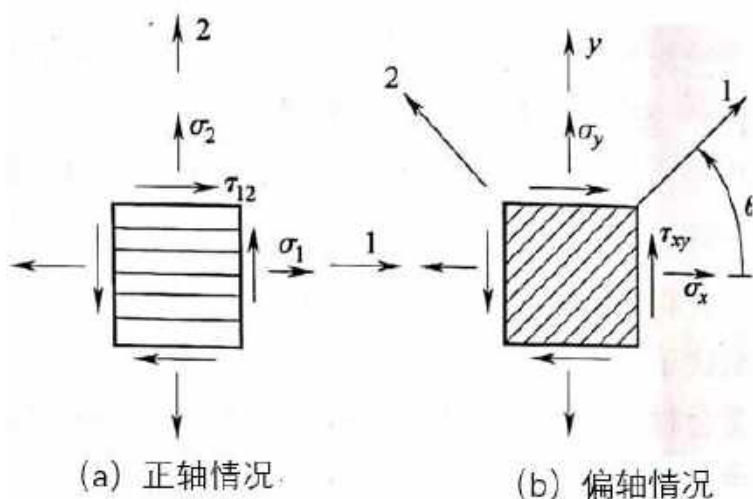
为了研究方便，通常要定义一个单层的坐标体系。其中，面内沿纤维方向称为**纵向**（ 0° 方向），面内垂直纤维方向称为**横向**（ 90° 方向），而与单层面垂直的方向称为**法向**（ n 方向）。由于单层一般很薄，法线方向的应力分量与面内的应力分量相比很小，可以忽略不计，因此单层可简化为广义的二维平面应力问题。



3.2 复合材料结构设计基础

3.2.1 单层性能确定

单层视为**宏观均匀、连续的正交各向异性体**，其**正轴和偏轴**方向的应力分量如下图所示。正轴是指以材料弹性主方向为轴向的参考坐标系。偏轴是指轴向不与材料弹性主方向重合的参考坐标系。采用这两种坐标系对分析单层在不同方向的应力分布很有利。由于应力具有方向性的特征，只要测量出单层正轴的强度与刚度，就可通过**坐标体系的转换**计算出各种偏轴的强度和刚度，这也是多向层压板铺层设计的基础。



$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m^2 & n^2 & 2mn \\ n^2 & m^2 & -2mn \\ -mn & mn & m^2 - n^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix}$$

3.2 复合材料结构设计基础

3.2.1 单层性能确定

单层性能是复合材料细观力学研究的内容，它是从纤维和基体的性能出发来研究单层的宏观性能。其间要做一些必要的假设，用细观力学分析计算出单层的各种性能参数，这是一个非常复杂的分析计算过程，而且所得结果并不非常精确可靠。因此对于单层性能，目前多采用**单向层压板的力学试验方法**来测量确定，如拉伸、压缩或剪切试验。

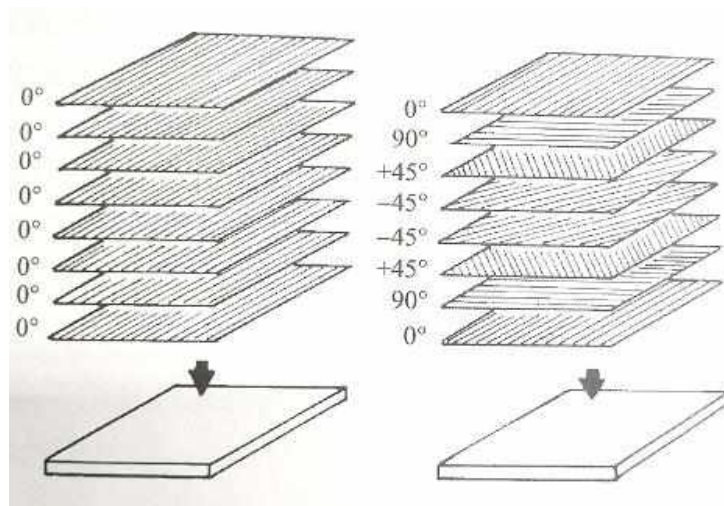
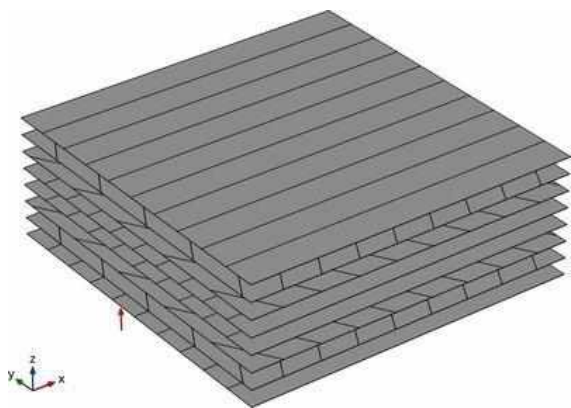
通过这些试验，可得出11个单层的工程常数，即纵向**拉伸强度和模量**、横向**拉伸强度和模量**；纵向**压缩强度和模量**、横向**压缩强度和模量**；面内**剪切强度和模量**以及**主泊松比**。它们是各种层压板设计必不可少的性能参数。

3.2 复合材料结构设计基础

3.2.2 层压板设计

层压板是大多数复合材料结构的内在结构形式，层压板设计是复合材料结构设计的重要内容。它充分体现了利用单层的纤维取向进行层压板性能剪裁的特点，是复合材料结构设计特有的内容。

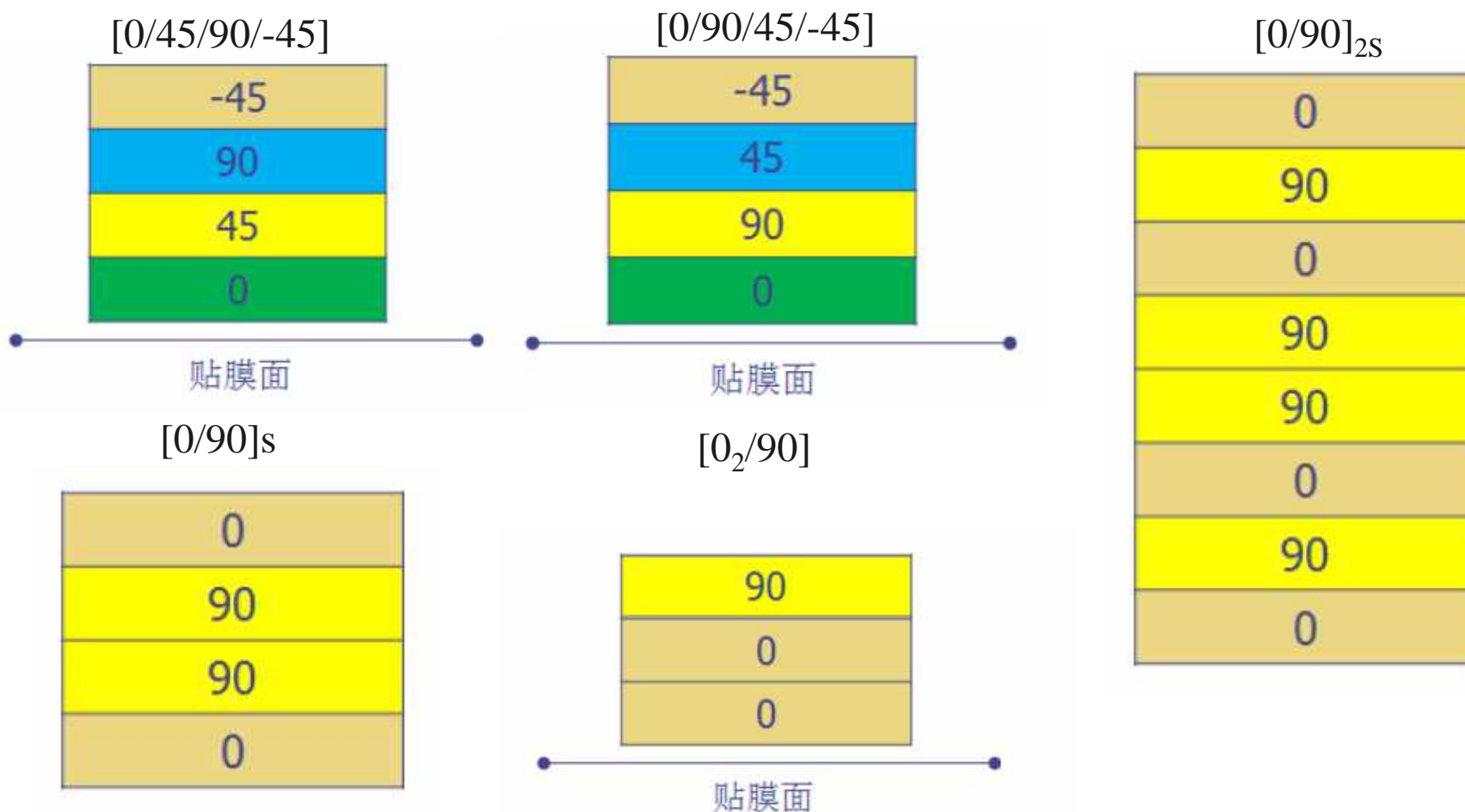
层压板设计主要包括选择**单层铺设角**、确定各铺设角单层的**层数**（铺层比）和**铺层顺序**。



3.2 复合材料结构设计基础

3.2.2 层压板设计

铺层角度和铺层顺序信息用中括号[]ns来表示，默认从贴膜面开始，沿堆栈方向逐层铺设



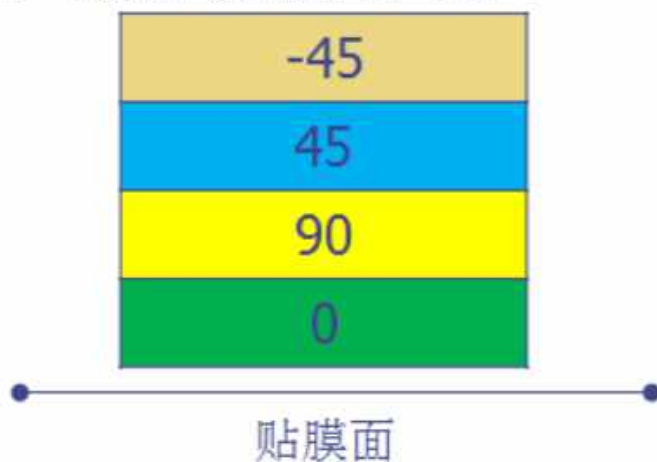
n表示该铺层重复n层；
s表示对称

3.2 复合材料结构设计基础

3.2.2 层压板设计

铺层角度和铺层顺序信息用中括号 $[]_n$ 来表示，默认从贴膜面开始，沿堆栈方向逐层铺设

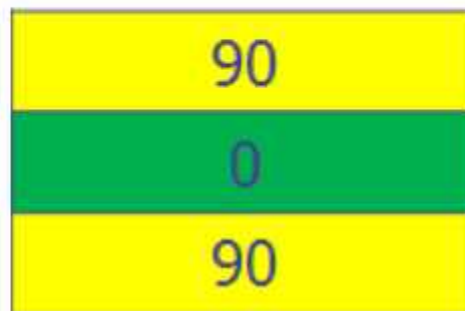
$[0/90/\pm 45]$:连续正负铺层用" \pm "表示，上面的符号" $+$ "表示前一个铺层，下面的符号" $-$ "表示后一个铺层，即 $[0/90/45/-45]$ 。



.....

$[90/\bar{0}]_s$

加上划线表示该铺层为对称面上的铺层，此时的总铺层数为奇数。



3.2 复合材料结构设计基础

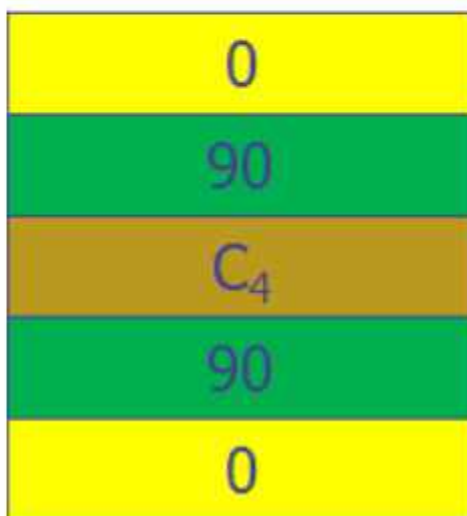
3.2.2 层压板设计

铺层角度和铺层顺序信息用中括号[]_{ns}来表示，默认从贴膜面开始，沿堆栈方向逐层铺设

$[(\pm 45), (0/90)]$: 圆括号()表示的是织物铺层。

$[90_C/45_K/0_G]$: 字母下标表示纤维的种类, "C"表示碳纤维, "K"表示芳纶纤维, "G"表示玻璃纤维, "B"表示硼纤维。

$[0/90/C_4]_S$: 字母"C"表示夹芯, 下标数字表示的是夹芯厚度, "S"表示对称。



3.2 复合材料结构设计基础

3.2.2 层压板设计

层压板类型：按照不同的铺层编码可以设计出多种不同类型的层压板，主要有以下各类。

①**单向层压板。**是由单层沿同一个纤维方向（ 0° 方向）叠合而得到的层压板，是最基本的层压结构。单向板一般不用在结构中，主要用来制备进行力学性能试验的试样，试验测量结果用于结构选材。

②**正交层压板。**是由单层按相互垂直的取向叠合、压制而成的层压板。这种层压板只含 0° 和 90° 方向的铺层。叠合方式多采用沿这两个方向逐层交替的形式，如先沿 0° 方向铺一层，再沿 90° 方向铺一层，编码是 $[0^\circ / 90^\circ]_n$ 。

3.2 复合材料结构设计基础

3.2.2 层压板设计

层压板类型：按照不同的铺层编码可以设计出多种不同类型的层压板，主要有以下各类。

③角交层压板。也称斜交层压板，由单层按方向角相等、符号相反，且每个方向的铺层数相等的铺设方式叠合而得到的层压板。特殊形式是 $\pm 45^\circ$ 的层压板，例如 $[\pm 45^\circ]_n$ 。

④对称层压板。利用铺层设计，使层压板在沿厚度方向上存在一个中面，中面两侧对应的铺层材料、铺层数、铺层方向角都相同，形成无论是几何形状上还是性能上都呈镜像对称于中面的层压板。对称层压板在铺层编码中用下角标s表示，例如 $[0^\circ / \pm 45^\circ / 90^\circ]_s$ 。

3.2 复合材料结构设计基础

3.2.2 层压板设计

层压板类型：按照不同的铺层编码可以设计出多种不同类型的层压板，主要有以下各类。

⑤非对称层压板。在铺层结构上沿厚度方向不存在镜像中面对称性的层压板。这种层压板必须标明铺层编码方括号中的全部铺层或铺层组的铺设顺序，并用下角标 t 表示，例如 $[0^\circ / 90^\circ \pm 45^\circ / 90 / 0^\circ]_t$ 。非对称层压板因固化残余应力不呈中面对称性，成型后产生挠曲。由于温度改变或吸进湿气而产生的应力不呈中面对称性，也会使层压板产生挠曲。

⑥反对称层压板。是由相对于中面的、铺层角大小相同而方向相反，且材料和体积含量相同的铺层构成的层压板，也即中面两侧的所有铺层恰好成反对称的层压板。

3.2 复合材料结构设计基础

3.2.2 层压板设计

层压板类型：按照不同的铺层编码可以设计出多种不同类型的层压板，主要有以下各类。

⑦均衡层压板。除 0° 和 90° 方向的铺层外，其余铺层均按大小相等、符号相反的铺层角 ($\pm\theta$) 成对铺设的层压板，均衡层压板可以有多对铺层角。例如 $[0^\circ / \pm 30^\circ / \pm 45^\circ / \pm 60^\circ / 90^\circ]$ ，在平面应力状态下呈**正交各向异性**。

⑧均衡对称层压板。指在铺层结构上既对称又均衡的层压板，这种层压板同时具有对称层压板和均衡层压板的所有性能特征。

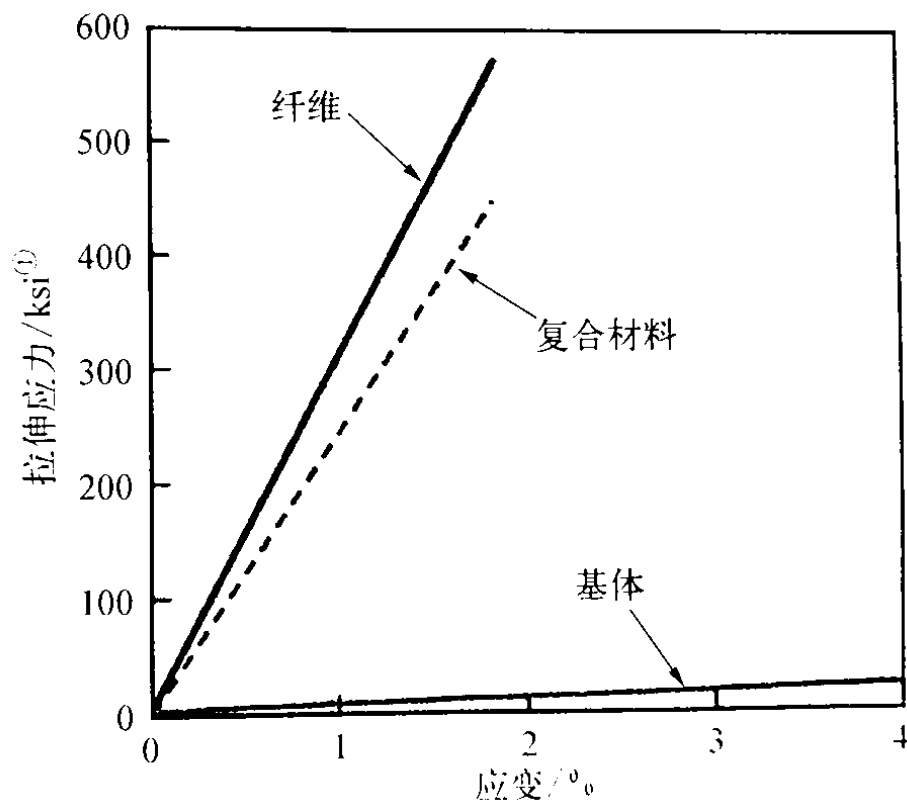
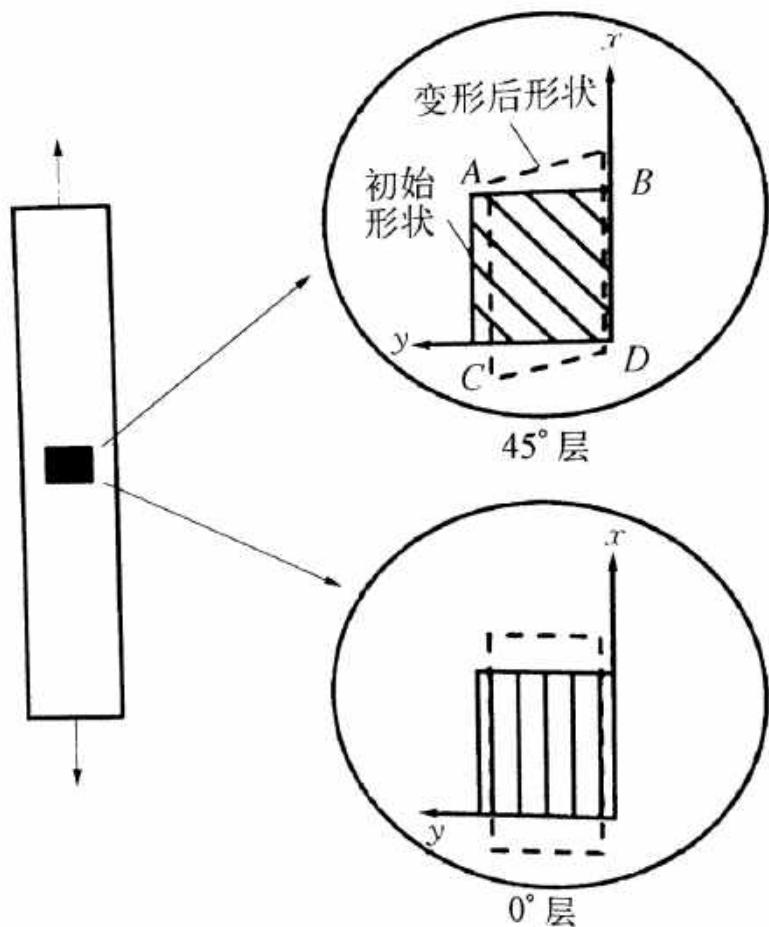
⑨均衡非对称层压板。指在铺层结构上均衡但非对称的层压板。

综上所述，复合材料层压板的设计是一个非常具有挑战性的课题，它可以根据不同的结构要求，设计出许多**高性能的层压结构**。

3.2 复合材料结构设计基础

3.2.2 层压板设计

综上所述，复合材料层压板的设计是一个非常具有挑战性的课题，它可以根据不同的结构要求，设计出许多高性能的层压结构。



3.2 复合材料结构设计基础

3.2.2 层压板设计

层压板设计原则:

- ①铺层定向原则。为避免铺层角过多而使设计复杂化，尽可能选择 0° 、 90° 和 $\pm 45^\circ$ 4种铺层方向，准各向同性层板也可采用 $\pm 30^\circ$ 或 $\pm 60^\circ$ 铺层。
- ②铺层对称均衡原则。除特殊要求外，应采用对称均衡铺层，避免耦合挠曲；如需要采用非对称或非均衡铺层，应考虑工艺变形限制，将非对称和非均衡铺层靠近层压板中面以减少工艺变形。
- ③铺层取向按载荷选取原则。单层 0° 方向尽量与面内拉伸或压缩载荷方向一致，以充分利用纤维沿其轴向的高强度和高刚度； $\pm 45^\circ$ 方向铺层用以承受面内剪切应力； 90° 方向纤维用以改善横向强度和调节泊松比。

3.2 复合材料结构设计基础

3.2.2 层压板设计

层压板设计原则:

④铺层比例分配原则。由 0° 、 90° 和 $\pm 45^\circ$ 单层组成的层压板中，任一个角度单层数的比例应不小于6%，也可选择 $[0 / 90]$ 、 $[\pm 45]$ 、 $[0 / \pm 45]$ 铺层。同一铺层角的单层不宜过多集中在一起，超过4层时易产生树脂基体纵向开裂和使层间应力提高。

⑤铺层顺序原则。应使各铺层尽量沿层压板厚度方向均匀分布，铺层顺序应兼顾强度、刚度、稳定性、损伤阻抗和**损伤容限**。应尽量用 0° 、 90° 层将 $\pm 45^\circ$ 层隔开，同样也应尽量用 $\pm 45^\circ$ 层将 0° 、 90° 层隔开。

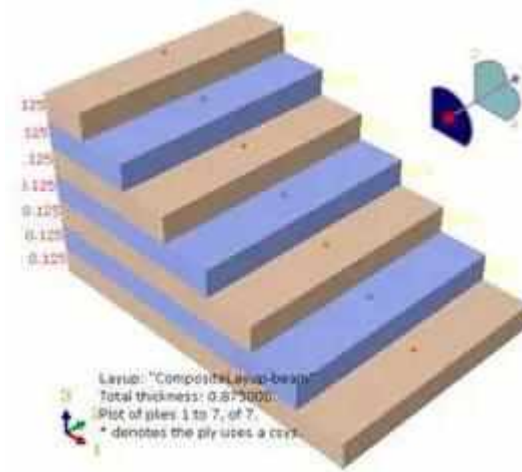
3.2 复合材料结构设计基础

3.2.2 层压板设计

层压板设计原则:

⑥抗冲击铺层原则。外表面层应采用织物或 $\pm 45^\circ$ 铺层，或至少一组 $[0^\circ / 90^\circ / -45^\circ]$ 铺层以改善表面粗糙度，提高损伤容限；对冲击载荷区可采用混杂复合材料，如芳纶或玻璃纤维与碳纤维混杂，以提高局部抗冲击能力。

⑦变厚度设计原则。变厚度构件的铺层差、各层台阶设计宽度应相等，台阶宽度应至少大于2.5mm。为防止台阶处层间剥离破坏，表面应有连续铺层覆盖。



3.2 复合材料结构设计基础

3.2.3 结构设计

飞机复合材料典型结构设计包括蒙皮类（蒙皮层压板、加筋板、夹层结构和格栅结构壁板等），翼梁（墙）类（层压板梁、夹层结构梁、正弦波腹板梁）等纵向骨架件及翼肋、隔框类（层压板肋、夹层结构肋、构框肋）等横向骨架件的设计，部件设计包括机翼、机身、尾翼、起落装置和动力装置等的设计。



3.2 复合材料结构设计基础

3.2.3 结构设计

蒙皮壁板设计：飞机蒙皮壁板为承力壁板，除承受气动载荷外，还参与总体受力。承受扭矩引起的剪应力和弯矩引起的正应力。蒙皮壁板设计要点有以下几项。

①按刚度要求和气动弹性要求进行铺层剪裁设计。为满足蒙皮应力展向和弦向的变化及气动弹性要求，蒙皮沿翼展和翼弦是变厚度的。变厚度设计应有**铺层过渡区**，以减少应力集中。

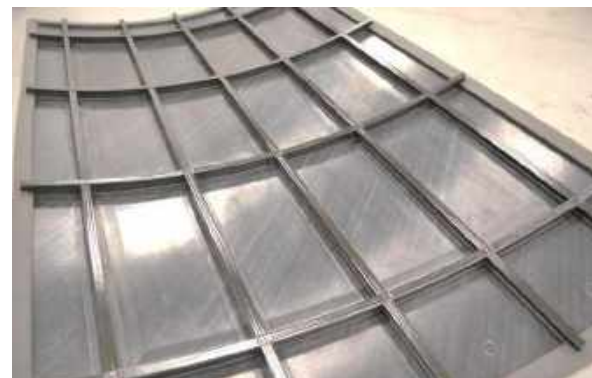
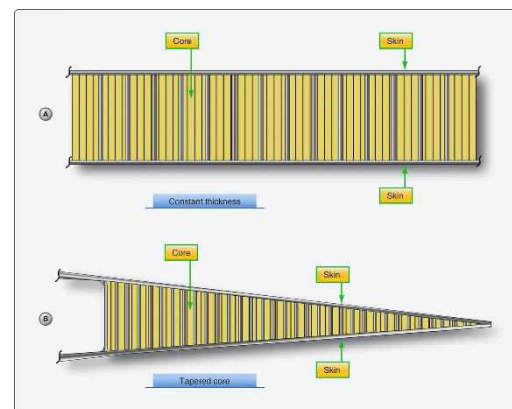
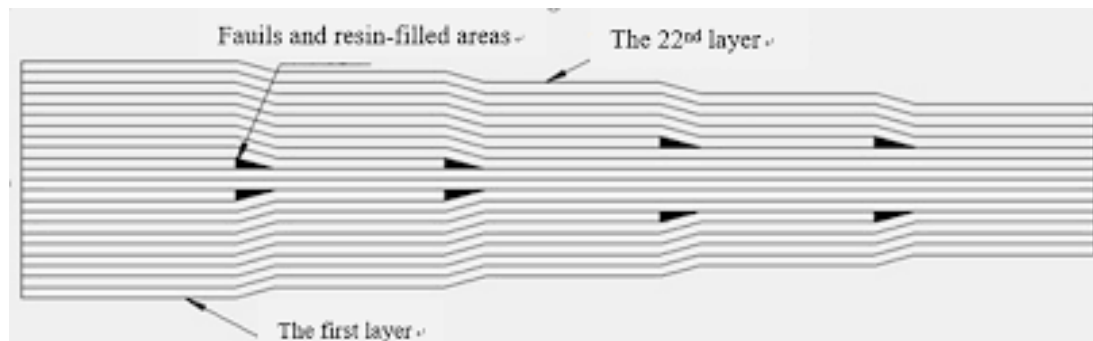
②铺层设计应满足稳定性要求和提高**冲击损伤容限**。

③蒙皮实际最小厚度为0.6 ~ 0.8mm，否则难以操作。最大厚度原则上无限制，但越厚工艺难度越大，一般每6 ~ 8mm预固化一次，要进行**多次固化**以保证质量。

3.2 复合材料结构设计基础

3.2.3 结构设计

蒙皮壁板设计：蒙皮壁板已经应用和正在研制的主要形式有变厚度蒙皮壁板、加筋板蒙皮壁板、夹层结构壁板、格栅结构壁板和整体翼面壁板。

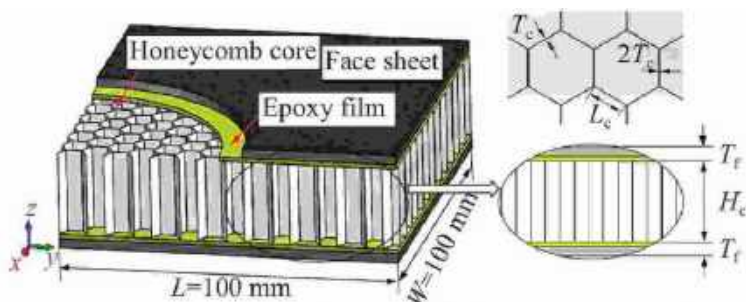


3.2 复合材料结构设计基础

3.2.3 结构设计

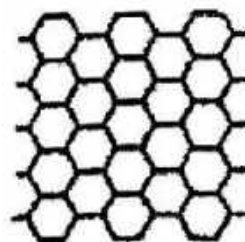
夹层结构设计：夹层结构是一种高刚度的结构形式，在飞机上早已采用，其减重效果显著。

夹层结构由作为上下面板的层压板与夹芯材料构成（见下图）。夹芯材料有蜂窝芯、泡沫芯和波纹板芯等。目前大多采用Nomex蜂窝芯，并已成功将其用于前缘蒙皮、活动面蒙皮壁板、全高度蜂窝夹层结构操纵面、雷达罩、梁肋腹板中。

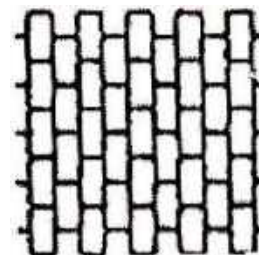


蜂窝夹层结构组成示意图

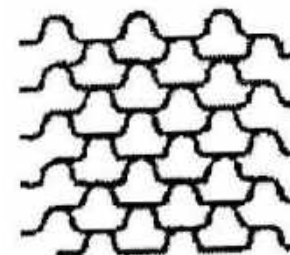
几种常用蜂窝芯格



六角形格



拉长形格



特形格

3.2 复合材料结构设计基础

3.2.3 结构设计

夹层结构设计：夹层结构中，**面板**主要承受面内拉伸、压缩和面内剪切载荷，**芯子**主要支持面板承受垂直于面板的压缩载荷。夹层结构的设计应着重考虑**湿热环境影响和低能量冲击**，要点如下：

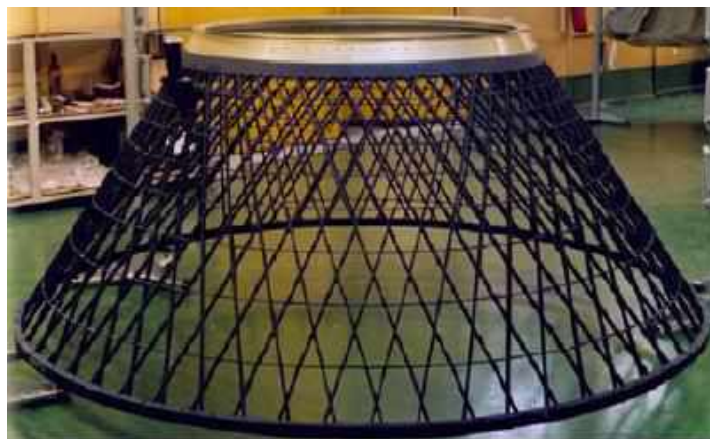
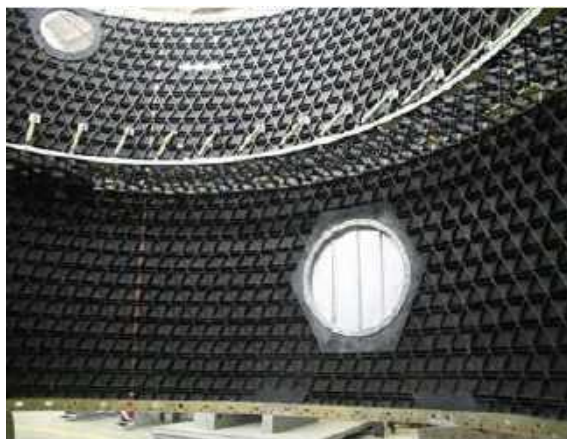
- ①**面板**通常用**均衡对称铺层**，在设计规定的外力下，面内应力小于材料强度。面板应变小于设计极限应变。
- ②**芯子**应有足够高度（厚度），以保证夹层结构有足够的总体刚度，在设计载荷下，结构不发生总体失稳和弯曲过大。
- ③**胶黏剂**必须有足够的胶接强度，还要考虑耐湿热老化和其他耐环境性。
- ④对**雷达罩、客舱内装饰件**所应用的夹层结构，必须考虑阻燃等特殊要求。

3.2 复合材料结构设计基础

3.2.3 结构设计

格栅结构设计：格栅结构是指用格形（方形格、菱形格）密加筋骨架的加筋板或加筋壳（筒壳或锥壳）。由于格间距小，格形加筋骨架形似网状，故又称网格结构。现代民机A300，A310，A330，A340均采用了格栅式的复合材料结构蒙皮壁板。

格栅结构是一种整体结构稳定性好、结构效率高、生存力强的结构形式，在航天结构上有广泛应用前景。



3.2 复合材料结构设计基础

3.2.3 结构设计

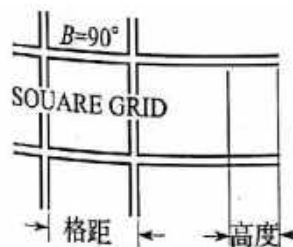
格栅结构设计：其特点有

① 格栅骨架可以用纤维束（带）连续短程铺放制成，充分发挥纤维定向承载能力，且格形骨架整体性好。

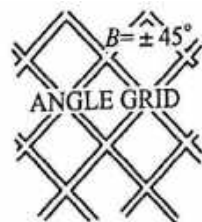
② 方形格、菱形格、等角形格（三角形格）等多种格形可满足结构不同部位设计要求。

③ 对局部初始缺陷敏感性不强，一般不会发生层压板常见的微裂纹及分层。

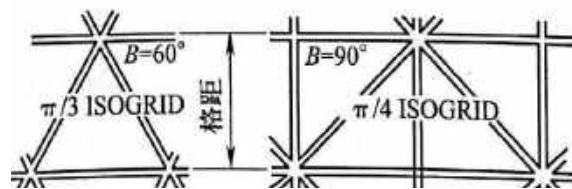
④ 制造过程可实现自动化和机械化，实现低成本制造。



(a) 方形格



(b) 菱形格



(c) 60°和45°等角形格

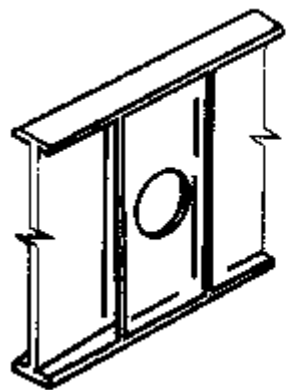


(d) 曲线格栅

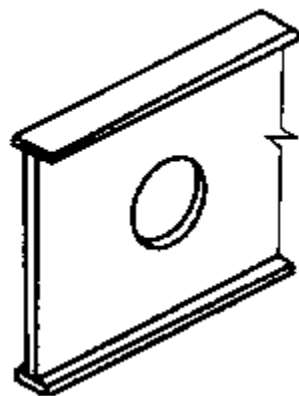
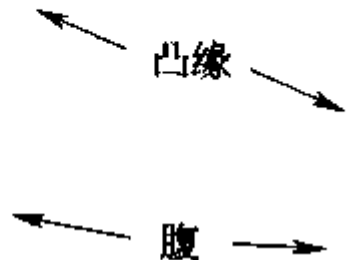
3.2 复合材料结构设计基础

3.2.3 结构设计

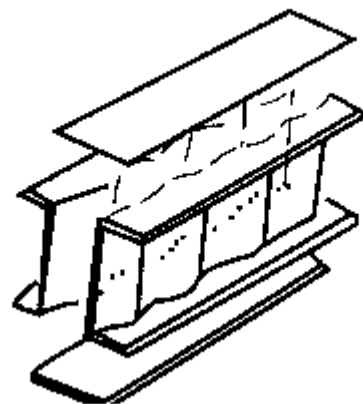
翼梁（墙）结构设计：翼梁（墙）是机翼内架的纵向承力件，它们通过翼身接头将翼面上的气动载荷以集中弯曲力传到机身。按梁的剖面形状分**工形梁、C形梁、J形梁**等。按梁腹板进一步分类更能反映出梁的结构特点，有**立柱加筋腹板梁、夹层结构腹板梁和正弦波腹板梁**。



立柱加筋腹板梁



夹层结构腹板梁



正弦波腹板梁

3.2 复合材料结构设计基础

3.2.3 结构设计

翼梁（墙）结构设计：梁（墙）设计大致可分**凸缘设计、梁腹板设计和凸缘与腹板结合**的细节设计以及梁凸缘与机体的连接设计。

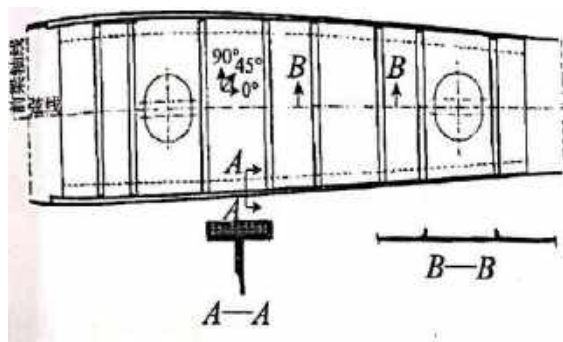
梁（墙）类结构的铺层设计要根据变矩、剪力及其分布特征进行。按许用应变设计方向的铺层数，按稳定性要求优化铺层顺序（尽可能用对称层铺层），根据各切面强度，可局部修改铺层比例和顺序。

正弦波腹板梁是目前在复合材料翼面结构中已采用并有广泛应用前的结构形式，AV-8B机翼、P-22机翼和尾属中均有采用，不仅结构重量轻、刚度大、稳定性好，而且易于制造，目前多采用**梁凸缘与腹板共固化**连接，实现制造低成本。

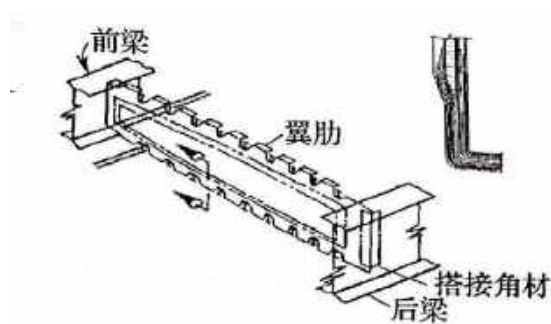
3.2 复合材料结构设计基础

3.2.3 结构设计

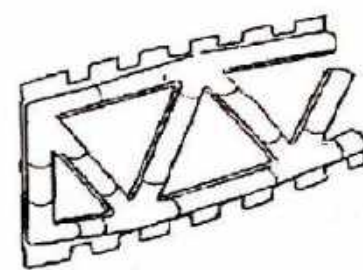
翼肋和隔框设计: 翼肋是机翼的维形件，用来形成和保持机翼剖面形状；与桁条和蒙皮相边连，以其自身刚度给桁条和蒙皮以支持和加强，提高蒙皮稳定性。复合材料翼肋形式有层压板立柱加筋肋、夹层板肋和构架肋等。



(a) 层压板立柱加筋肋



(b) 夹层板肋



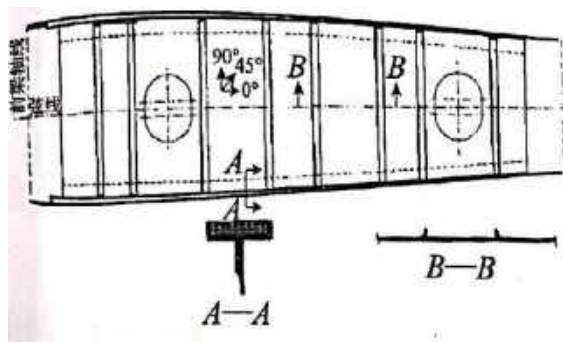
(c) 构架肋

隔框是机身的横向承载或维形结构件，作用和设计原理与翼肋相同，但构件曲率大。

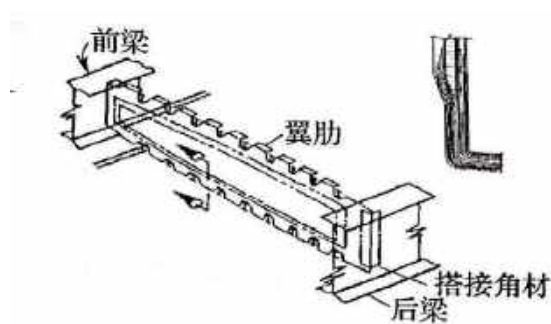
3.2 复合材料结构设计基础

3.2.3 结构设计

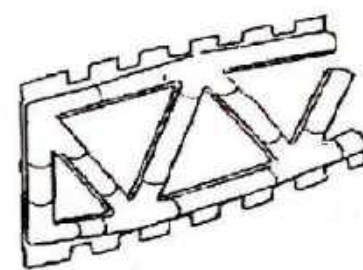
翼肋和隔框设计: 翼肋是机翼的维形件，用来形成和保持机翼剖面形状；与桁条和蒙皮相边连，以其自身刚度给桁条和蒙皮以支持和加强，提高蒙皮稳定性。复合材料翼肋形式有层压板立柱加筋肋、夹层板肋和构架肋等。



(a) 层压板立柱加筋肋



(b) 夹层板肋



(c) 构架肋

隔框是机身的横向承载或维形结构件，作用和设计原理与翼肋相同，但构件曲率大。

3.2 复合材料结构设计基础

3.2.3 结构设计

飞机部件设计: 大多数飞机由5个主要部分组成, 即机翼、机身、尾翼、起落装置和动力装置。其中机翼、机身、尾翼、起落架是构成机体的主要部件, 这些部件的发展趋势是用复合材料逐步取代传统的金属材料, 如波音787飞机, 复合材料用量占整个结构重量的50%, 其机身、机翼和尾翼都采用复合材料, 标志着复合材料的航空应用进入新的发展阶段。



A350复合材料机翼



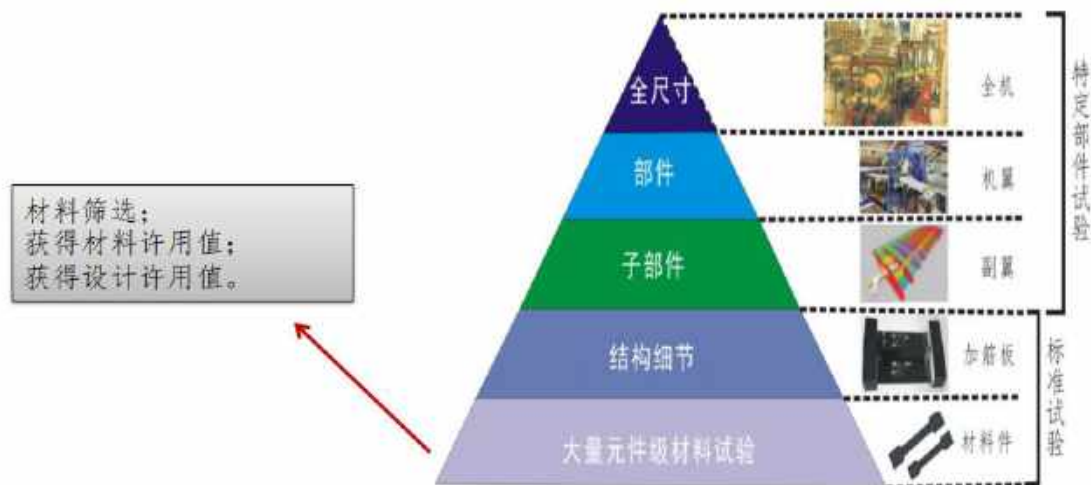
F-35 复合材料身

3.2 复合材料结构设计基础

3.2.4 结构验证

复合材料结构多相组分的特点，使其结构设计和分析变得十分复杂，而目前多数的构设计和分析都沿引自金属材料，与实际情况较难符合，因此在结构设计和制造过程中必须进行**多层次的结构验证试验**，以保证其发展要求和使用安全。目前多采用**试样、元件、典型结构件、组合件、全尺寸部件**等多个层次的**积木 (Building Block Approach, BBA) 设计验证试验**。

- 民机复合材料结构采用“积木式”试验验证方式，许用值是“积木式”验证的基础；
- 国内外民机复合材料结构都曾投入大量的人力、物力和时间进行复合材料许用值研究。



3.1 复合材料的性能特点

- (1) 高比强度和高比模量
- (2) 各向异性和性能可设计性
- (3) 损伤、断裂和疲劳
- (4) 环境影响
- (5) 导电性

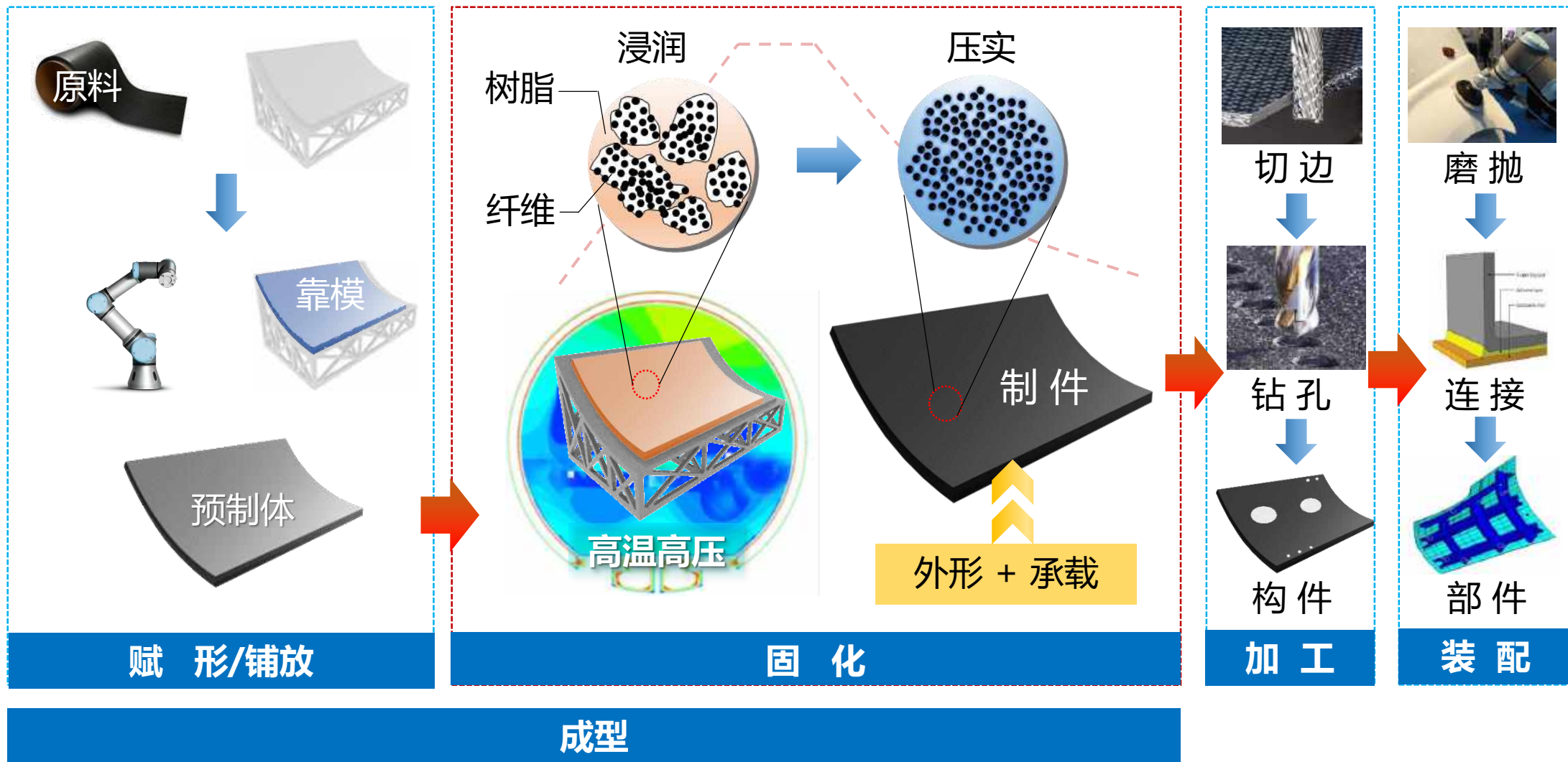
3.2 复合材料结构设计基础

- 3.2.1 单层性能的确定
- 3.2.2 层压板设计
- 3.2.3 结构设计
- 3.2.4 结构验证

3.3 复合材料制造概述

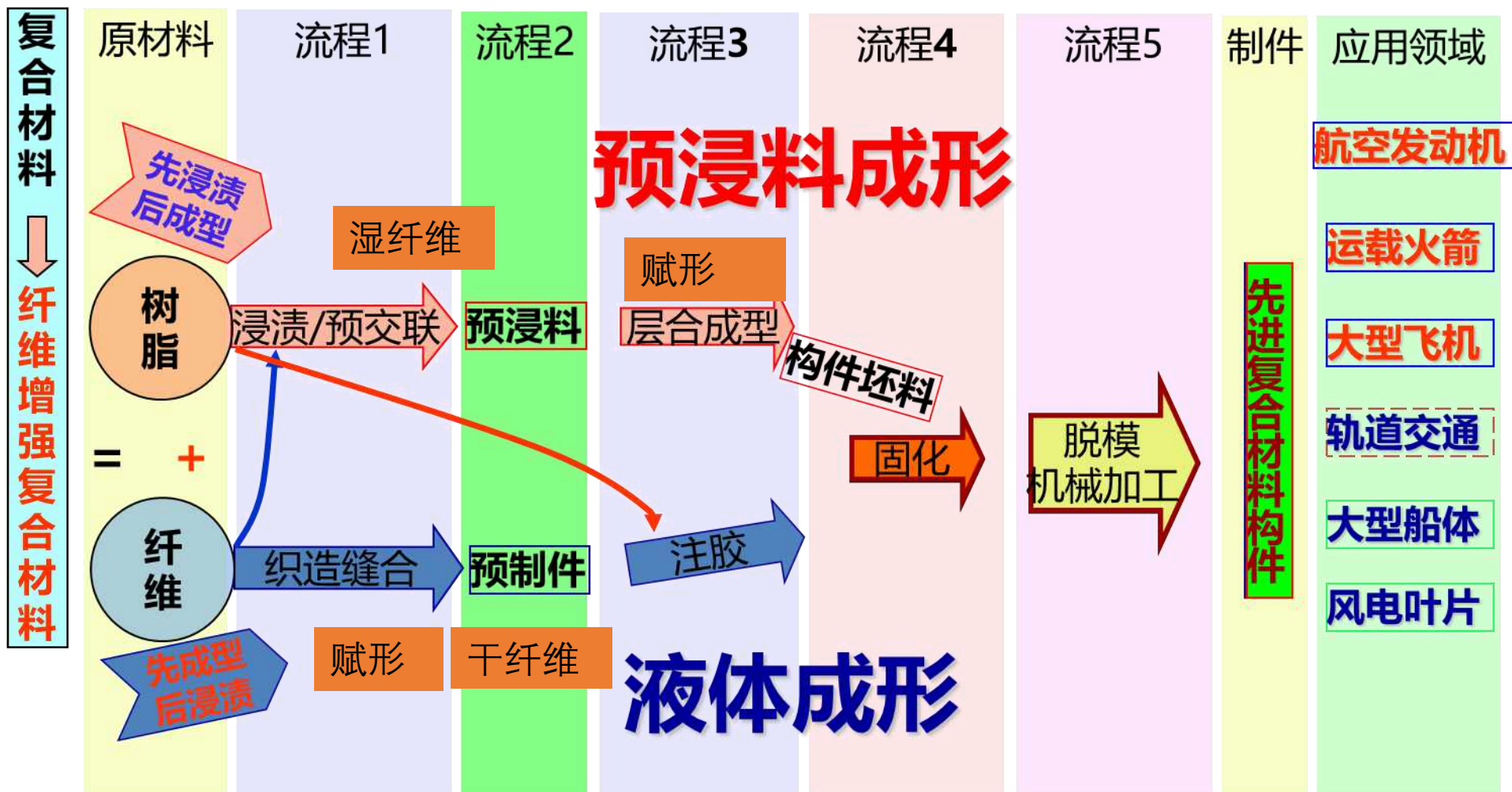
3.3 复合材料制造概述

制造流程



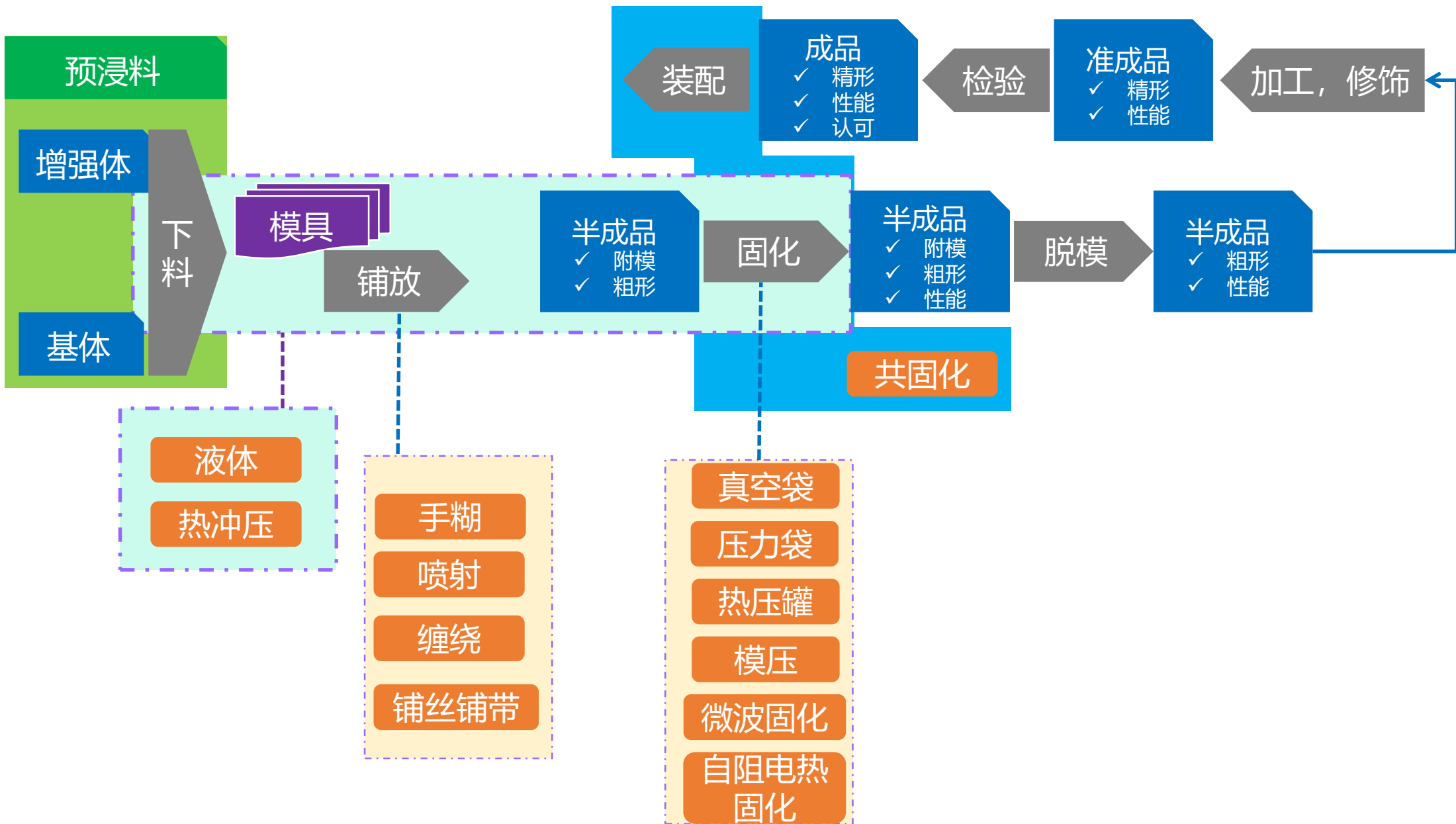
3.3 复合材料制造概述

纤维增强树脂基复合材料成型一般流程



3.3 复合材料制造概述

纤维增强树脂基复合材料预浸料制造工艺解析

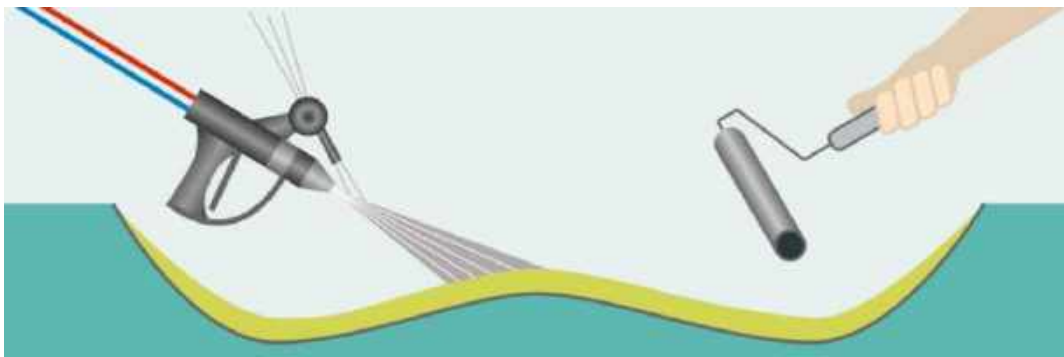
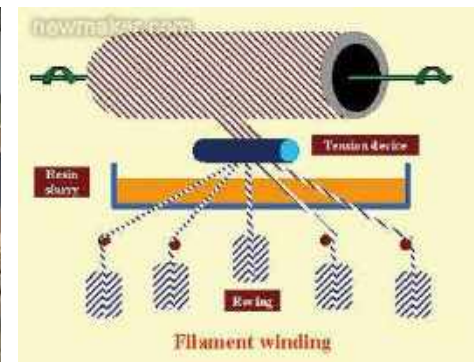


3.3 复合材料制造概述

纤维增强树脂基复合材料成型一般流程(举例)

复合材料制品成型的基本步骤(1/4)

•增强材料的整个表面必须涂敷基体。它可用许多方法，包括浸渍、涂刷或喷涂，或用纯树脂，或用**聚合物溶液**。有时可以往隔离剂薄膜上涂聚合物，并使两者通过加热的滚子将聚合物转移到增强材料上。

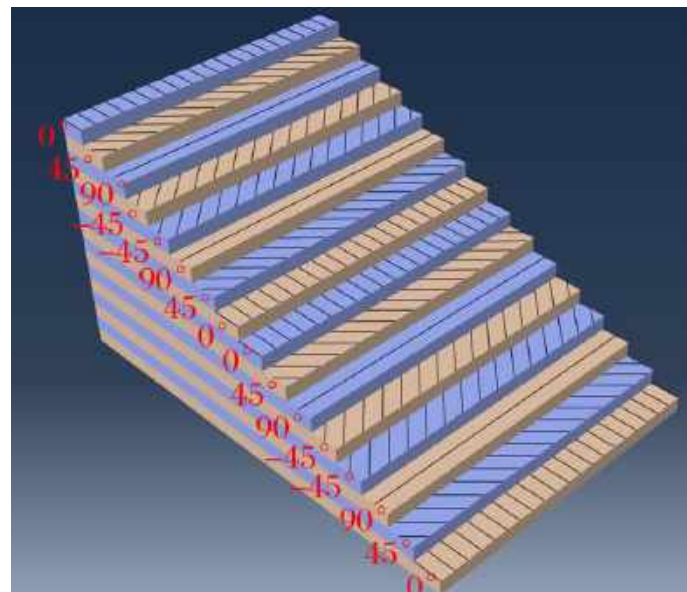
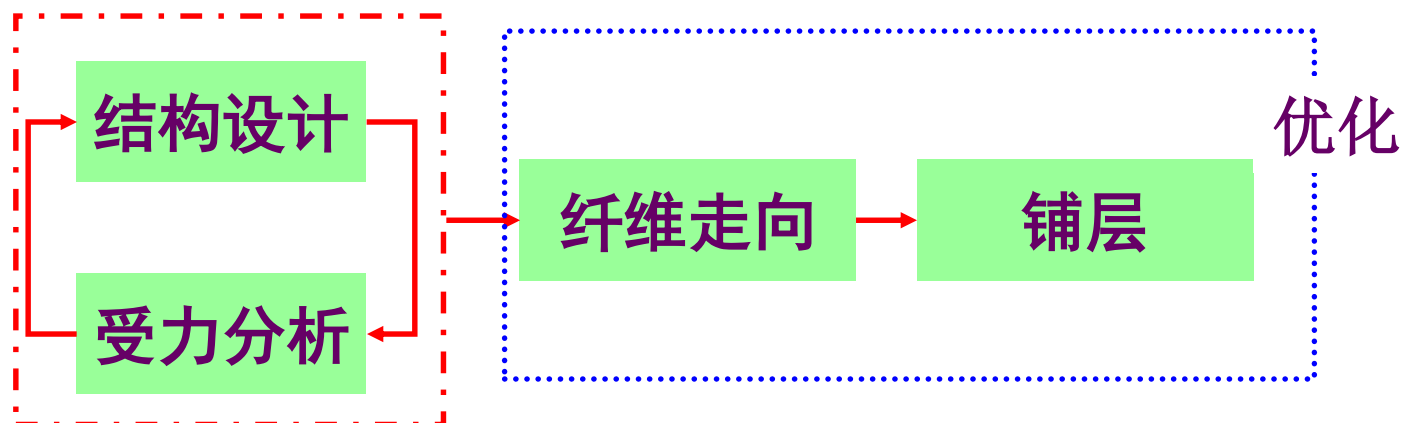


3.3 复合材料制造概述

纤维增强树脂基复合材料成型一般流程(举例)

复合材料制品成型的基本步骤(2/4)

•纤维必须以合适的方向按正确的比例铺放，以承受作用在制品上最不利的应力。为了承受应力，纤维的取向必须严格确定。铺层的详细程序由设计者提供给铺叠组合人员。

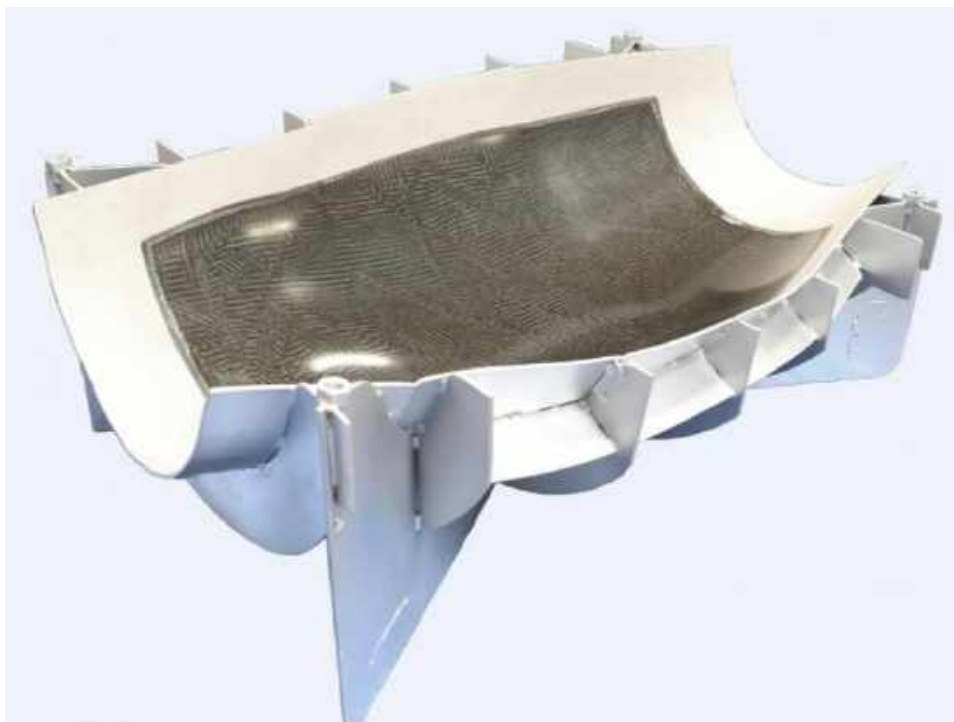


3.3 复合材料制造概述

纤维增强树脂基复合材料成型一般流程(举例)

复合材料制品成型的基本步骤(3/4)

- 完成的铺层强行贴到合适的模具表面加以成型。在需要精确外形的场合，使用阴模；在需要精确内部尺寸的场合，则使用阳模。

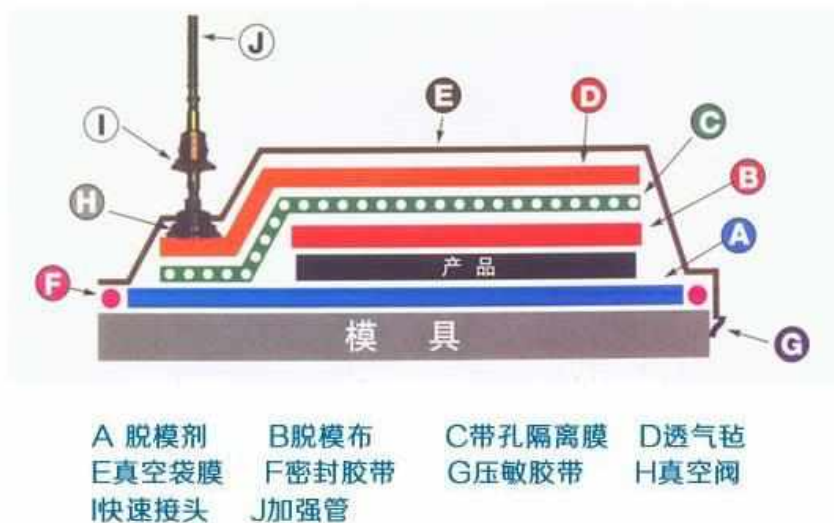
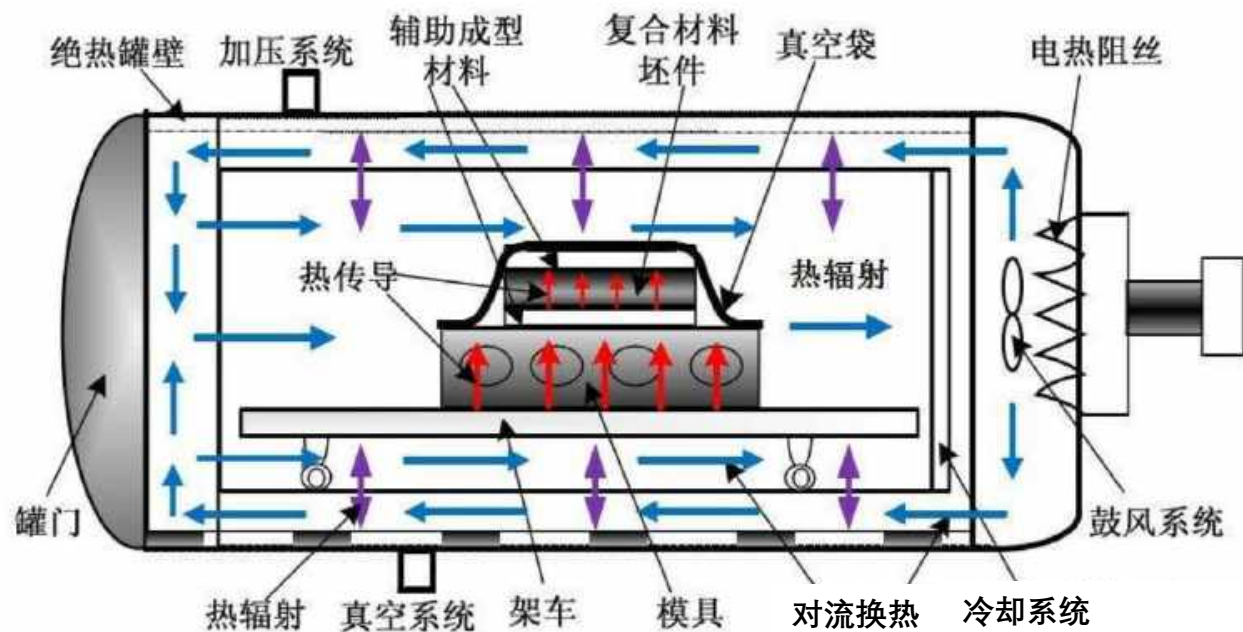


3.3 复合材料制造概述

纤维增强树脂基复合材料成型一般流程(举例)

复合材料制品成型的基本步骤(4/4)

•在基体流动一段时间之后，使其变硬或固化，复合材料就获得了最终形状。固化靠加热与加压完成，或由引起化学交联的合适的化学媒剂完成。对于热塑性复合材料，一旦热量与压力引起足够的流动，单靠冷却下来就足以使基体变硬。





4 复合材料结构赋形技术

Composites structure shaping technologies

复合材料结构制造技术

Manufacturing Technologies of Composite Structure

目录 Outline

4.1 赋形技术概述

4.2 复合材料手工铺放

4.3 复合材料自动铺放

4.4 复合材料缠绕技术

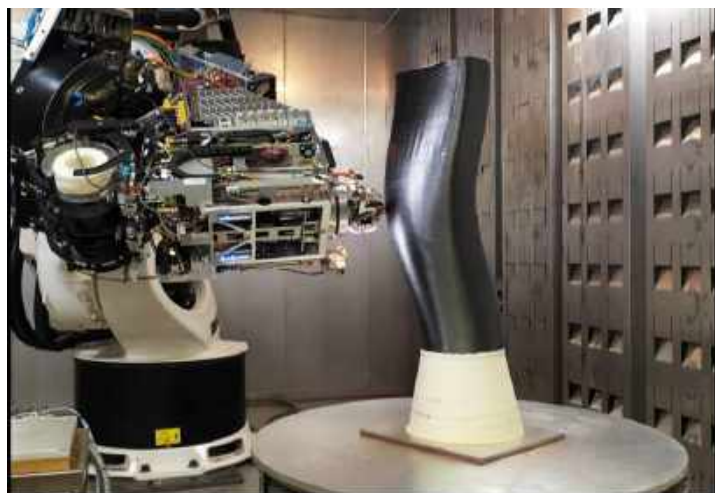
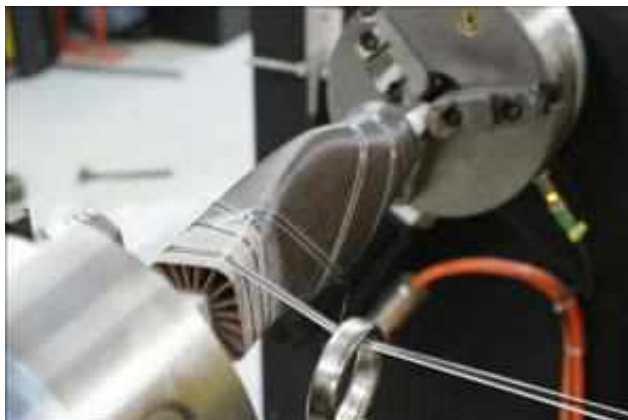
4.5 干纤维预成型体制备技术与液体成型

4.6 复合材料板材热冲压技术

4.1 赋形技术概述

赋形技术的定义

赋形，是指在外力的作用下，将干纤维和树脂或预浸料等原材料，按照一定的规则贴合模具而最终形成**三维形状**的过程，是复合材料结构制造的第一步。



4.1 赋形技术概述

赋形技术的分类

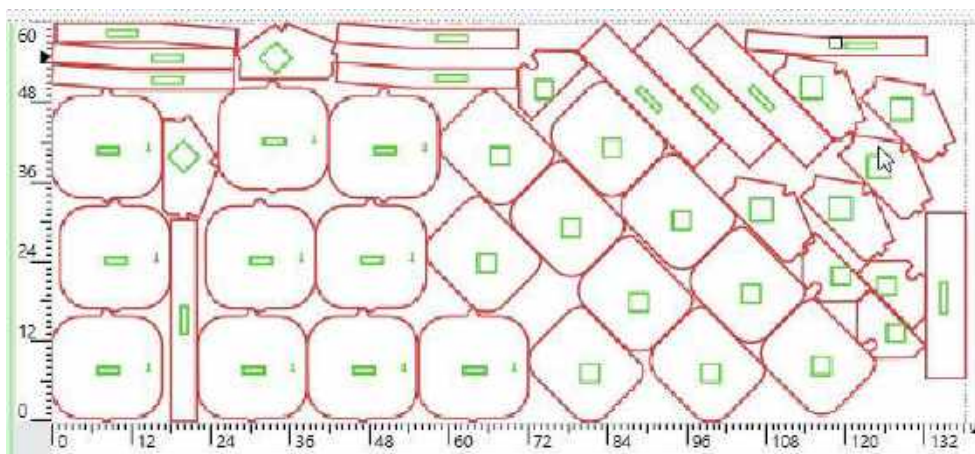
赋形技术可根据原材料的种类和形态分类，面向不同形状和用途的零件应当选择适宜的赋形方法。



4.2 复合材料手工铺放

4.2.1 裁切下料

手工铺贴首先需要将原料裁切成特定的轮廓。根据铺层设计要求和零件形状，规划各层对应的下料形状，并在料卷上合理地排样。



4.2 复合材料手工铺放

4.2.1 裁切下料

Advanced flatbed cutter/router **G3**
Cutting of prepreg on G3 L-2500



G3 The new generation
of Zünd digital cutters.

ZÜND
Exact Cutting Systems

4.2 复合材料手工铺放

湿法铺放、干法铺放（按生产步骤分类）

1) 一步法（湿法铺放）

直接将液体树脂基体与增强体以不同方式混合，施加到模具上或模腔内成型。

2) 二步法（干法铺放）：

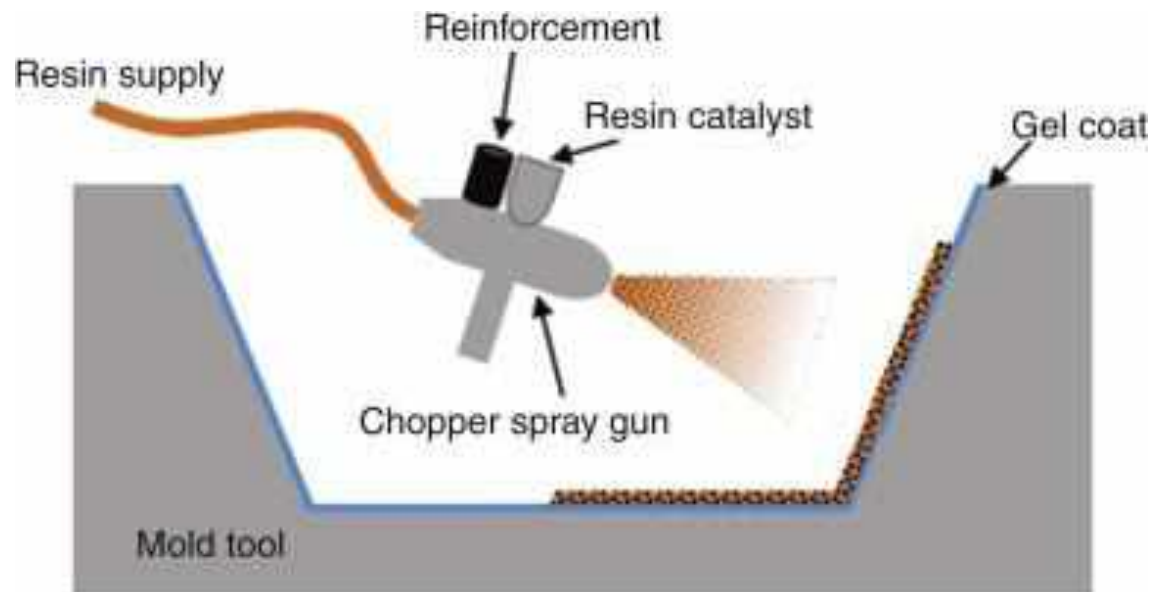
(1) 第一步。第一道工序将纤维和树脂做成预浸料，是原材料（树脂基体和纤维增强体）和最终复合材料制品之间的一种中间材料，通常成品预浸料要在低温下贮存，在常温下呈半干态，便于铺层。

(2) 第二步。第二道工序是铺放，将裁切完成的预浸料逐层铺贴在模具表面。

4.2 复合材料手工铺放

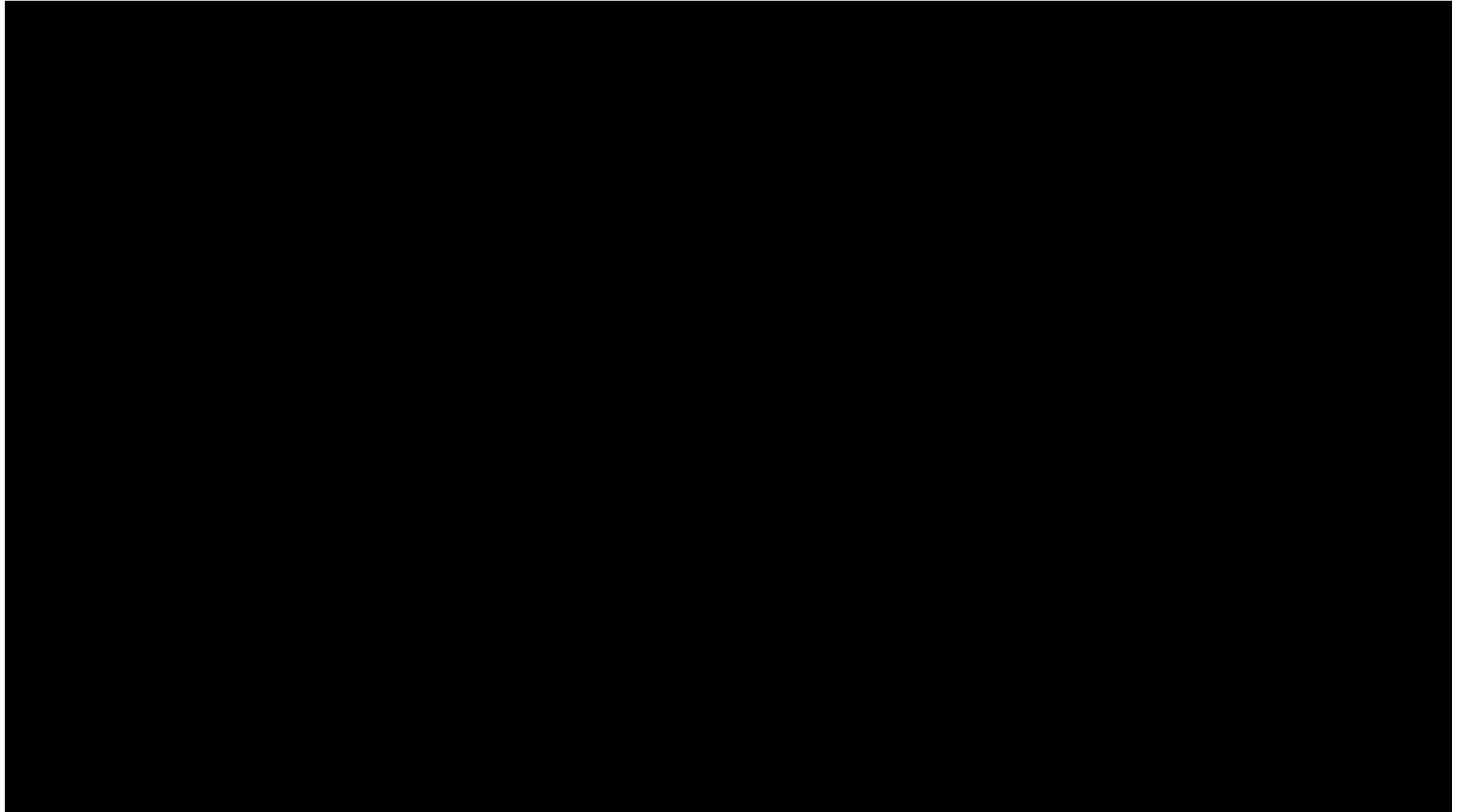
4.2.2 湿法铺放

湿法铺放是直接在模具上将增强材料浸胶，一层一层地紧贴在模具上，扣除气泡，使之密实。一般手铺工艺多用此法铺层。湿法铺放又分为胶衣层糊制和结构层糊制。



4.2 复合材料手工铺放

4.2.2 湿法铺放



4.2 复合材料手工铺放

4.2.2 湿法铺放



4.2 复合材料手工铺放

4.2.2 湿法铺放

湿法铺放可生产飞机蒙皮、风扇叶片、机翼、雷达罩、天线罩、火箭外壳、防热底板等大中型零件。



4.2 复合材料手工铺放

4.2.2 湿法铺放

➤ 与其它成形工艺相比，湿法铺放的优点有：

操作简便，操作者容易培训；

设备投资少，生产费用低；

能生产大型的和复杂的制品；

制品的可设计性好，且容易改变设计；

模具材料来源广。

➤ 湿法铺放的缺点有：

是劳动密集型成形方法，生产效率低；

制品质量与操作者的技术水平有关；

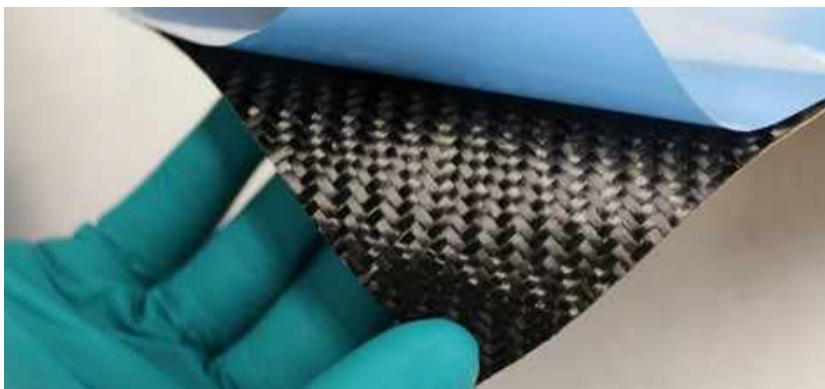
生产周期长；

产品强度较其它方法低。

4.2 复合材料手工铺放

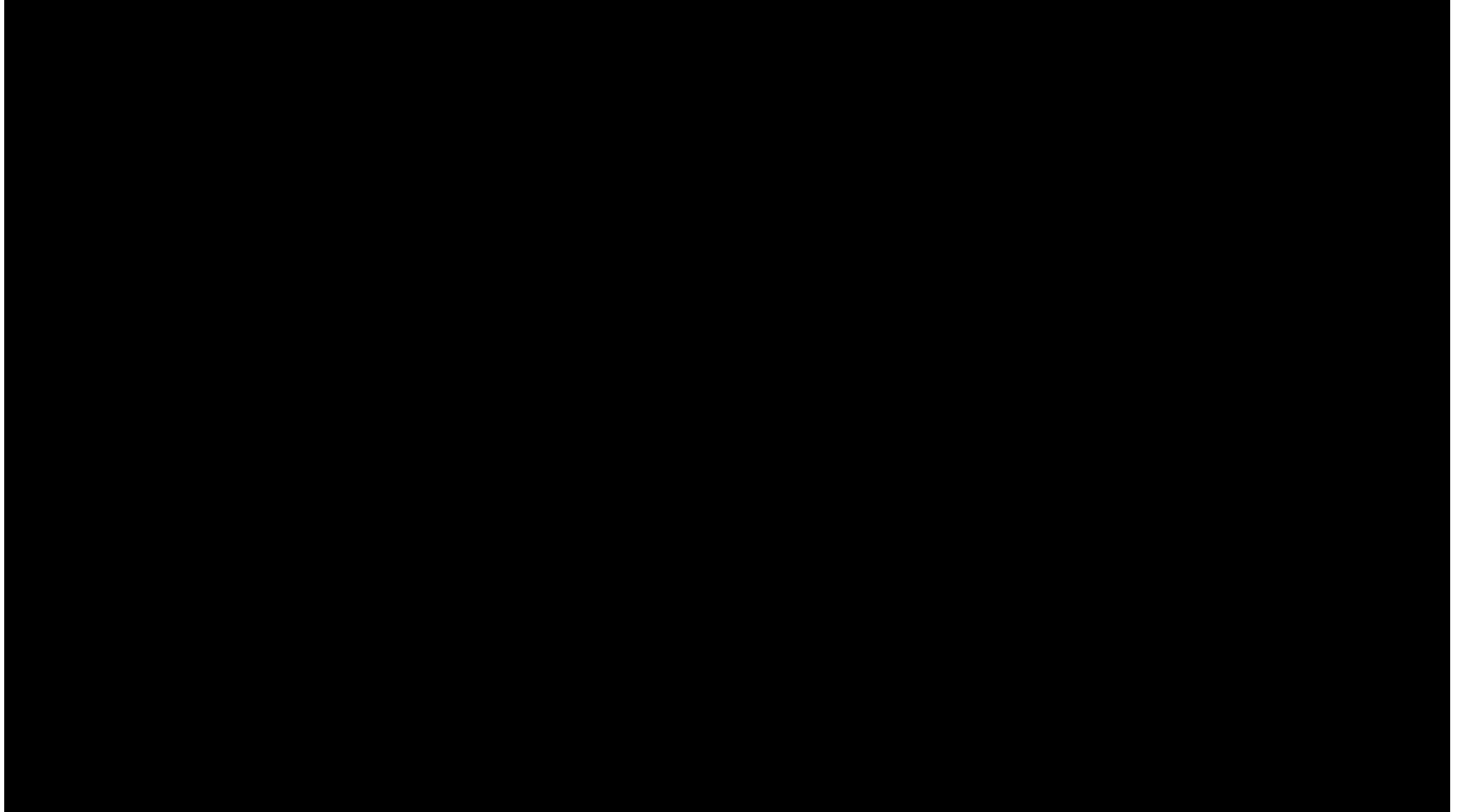
4.2.3 干法铺放

干法铺放是用预浸料为原料，先将预浸料按样板裁剪成胚料，铺层时加热软化，然后再一层一层地紧贴在模具上，并注意排除层间气泡密实。此法多用于热压罐和袋压成型。



4.2 复合材料手工铺放

4.2.3 干法铺放



4.2 复合材料手工铺放

4.2.3 干法铺放

大型构件预浸料铺放，各层材料轮廓复杂，且位置各不相同，需通过计算机辅助激光投影引导定位。



4.2 复合材料手工铺放

4.2.3 干法铺放

大型构件预浸料铺放，各层材料轮廓复杂，且位置各不相同，需通过计算机辅助激光投影引导定位。



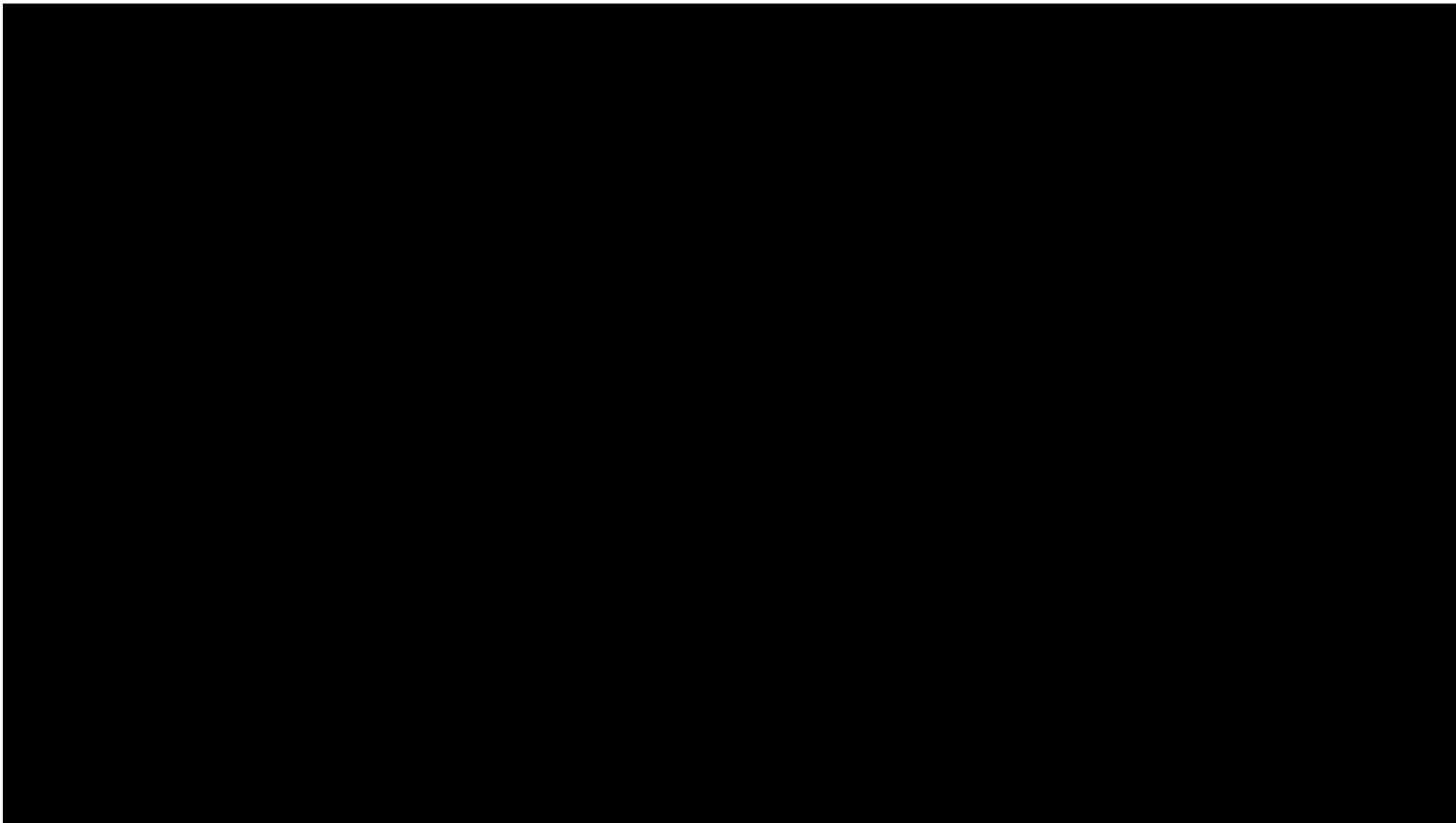
4.2 复合材料手工铺放

4.2.3 干法铺放-定位



4.2 复合材料手工铺放

4.2.3 干法铺放-定位



4.2 复合材料手工铺放

4.2.3 干法铺放

当前，预浸料手工铺放仍然是飞机复合材料零件的主要生产工艺。

Prepreg Lay-Up Process Advantages and its limitation

Advantages

1. It allows production of high fiber volume fraction (more than 60%) composite parts because of the use of prepregs. Prepregs usually have more than 60% fiber volume fraction.
2. Simple to complex parts can be easily manufactured using this process.
3. This process is very suitable for making prototype parts. It has the advantage of low tooling cost but the process requires high capital investment for the autoclave.
4. Very strong and stiff parts can be fabricated using this process.

Limitation

1. It is very labor intensive and is not suitable for high-volume production applications.
2. The parts produced by the prepreg lay-up process are expensive.



4.3 复合材料自动铺放



央视军事

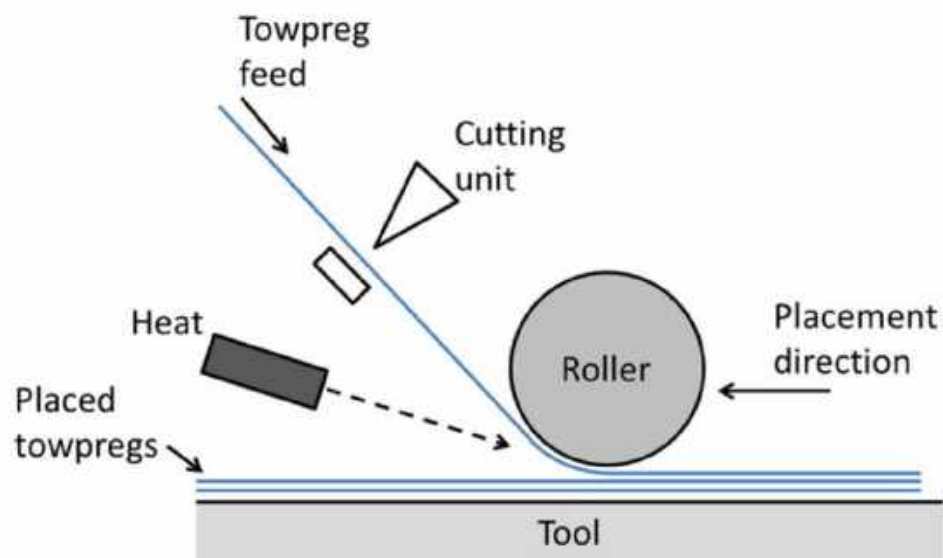
省出来的重量就可以多带几枚导弹 就可以多加一些燃油

3月5号央广军事新闻

4.3 复合材料自动铺放

4.3.1 自动铺放技术原理与分类

自动铺放技术(automated placement technology,APT)集预浸料剪裁、定位、铺叠、压实等功能于一体，是具有温控和质量检测功能的复合材料集成化**数控技术**。铺放头搭载于多轴机械臂、龙门机床等装置的末端，在数控程序的驱动下按照一定规律运动，一定范围内替代了原有手工铺放中剪裁下料和激光定位铺放过程，可实现非规则负曲率型面铺放。



自动铺放的基本原理示意图



自动铺放头

4.3 复合材料自动铺放

4.3.1 自动铺放技术原理与分类

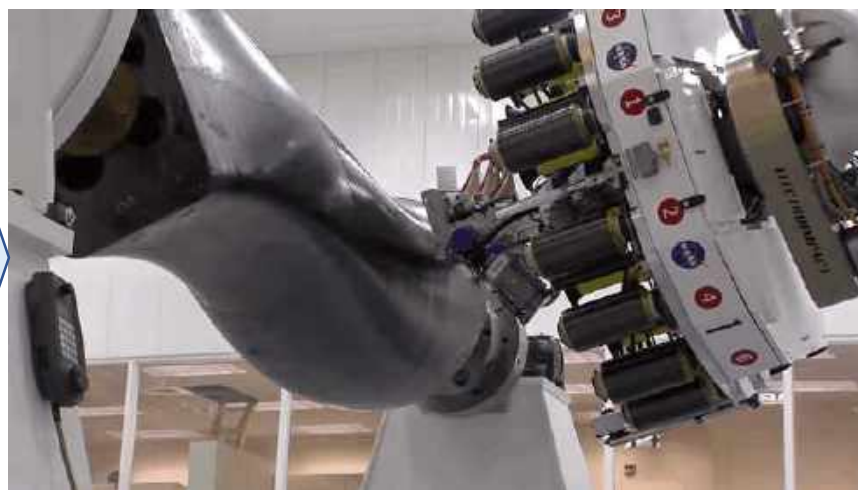
自动铺放技术是实现大型复合材料构件生产的主要制造技术之一。APT 技术集数控机床技术、CAD/CAM 软件技术和材料工艺技术于一体，是发达国家广泛应用的一种先进复合材料构件低成本、自动化、数字化制造技术，包括**自动铺带技术**(automated tape placement, ATP)和**自动铺丝技术**(automated fiber placement, AFP)。具有**高效、高质、高精度和高可靠性**的优点,适用于大型飞机、运载火箭等各类航空航天飞行器中多种结构部件的制造，现已成为发达国家航空航天工业领域中大型复合材料构件典型制造工艺。

自动缠绕 (类比车削)



面向复合材料回转壳体成型

自动铺放 (类比铣削)



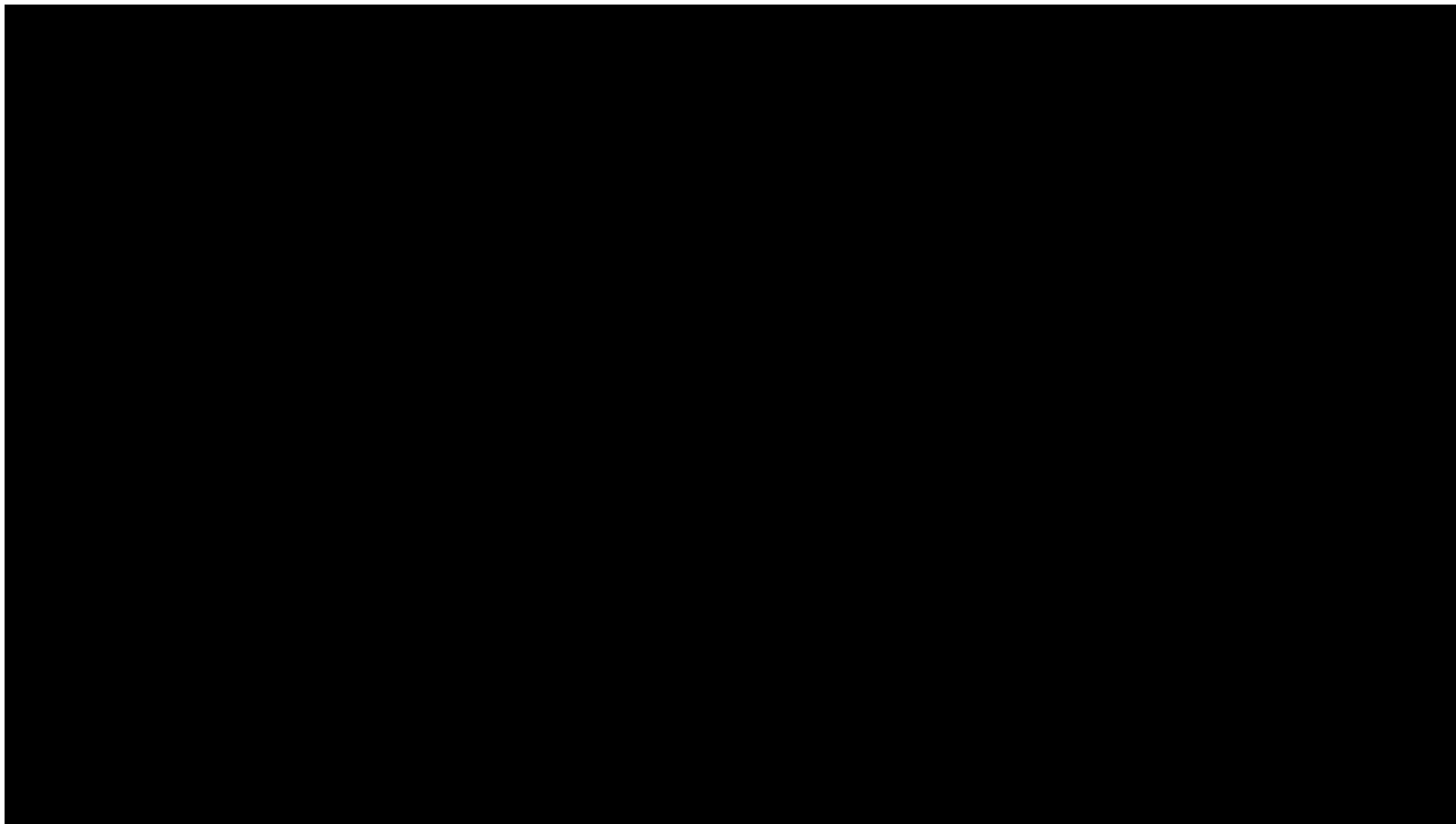
面向复合材料大尺寸复杂构件成型

对象不同
设备不同
原材料不同
工艺不同

4.3 复合材料自动铺放

4.3.1 自动铺放技术原理与分类

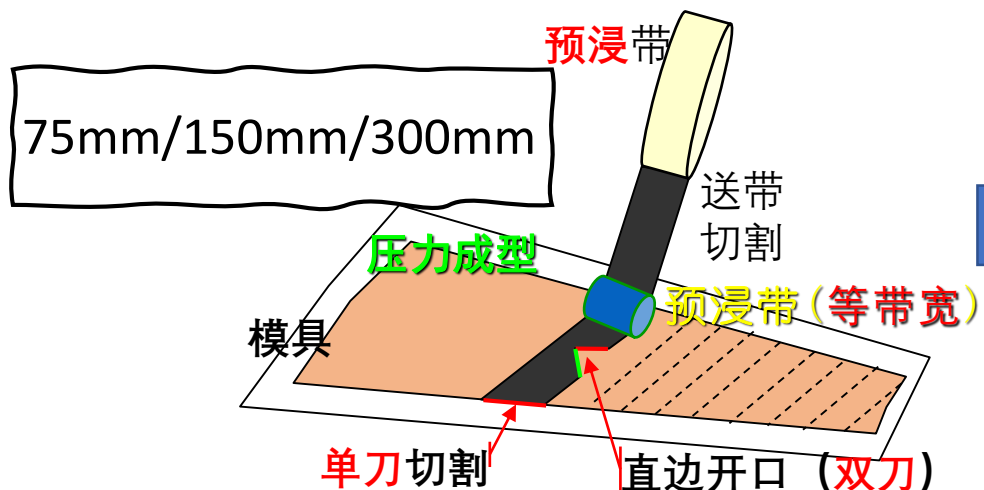
自动铺放的基本过程



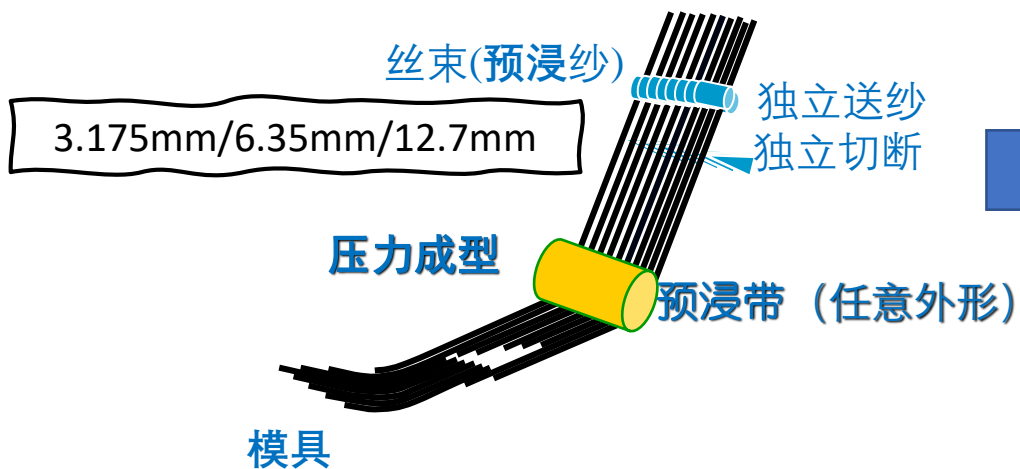
4.3 复合材料自动铺放

4.3.1 自动铺放技术原理与分类

自动铺带 (Automated Tape Laying)



自动铺丝 (Automated Fiber Placement)



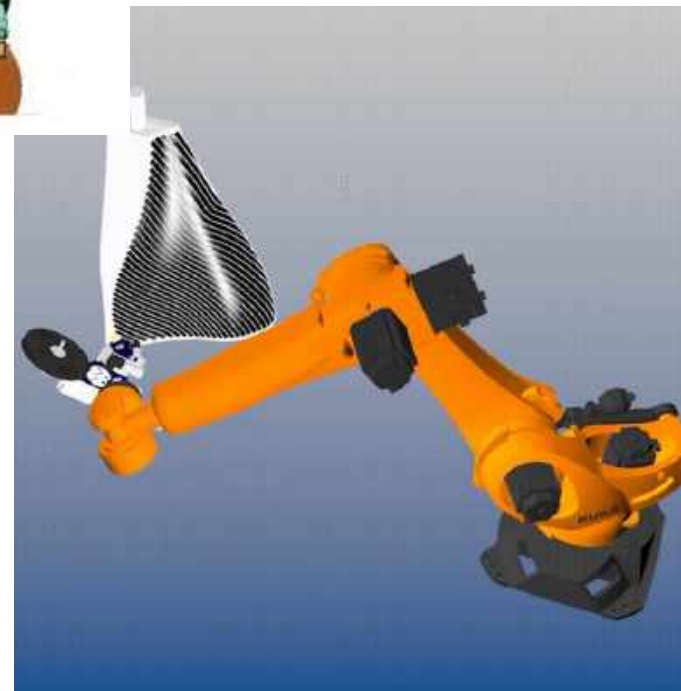
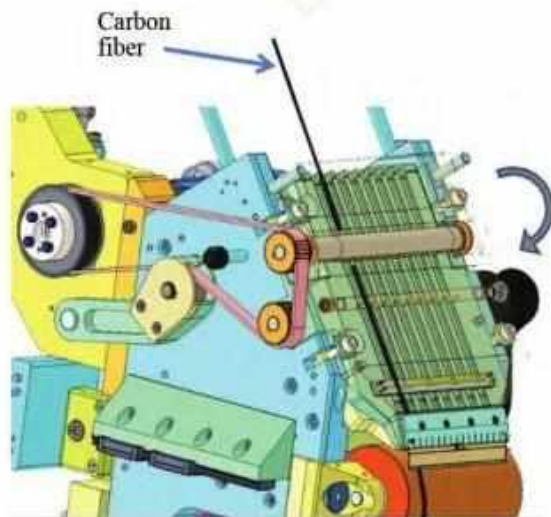
4.3 复合材料自动铺放

4.3.1 自动铺放技术原理与分类

丝束变窄后带来了什么好处？

①采用多组预浸纱，具有增减纱束根数的功能；根据构件形状自动切纱适应边界，几乎没有废料、且不需要隔离纸；可以完成局部加厚 / 混杂、加筋、铺层递减和开口铺层补强等来满足多种设计要求。

②由于各预浸纱独立输送，不受自动铺带中 Natural path 轨迹限制，铺放轨迹自由度更大、可以实现连续变角度铺放(Tow steering)，适合大曲率复杂构件成型。



4.3 复合材料自动铺放

4.3.1 自动铺放技术原理与分类

Electroimpact AFP Summary



4.3 复合材料自动铺放

4.3.1 自动铺放技术原理与分类



4.3 复合材料自动铺放

4.3.2 自动铺放装备

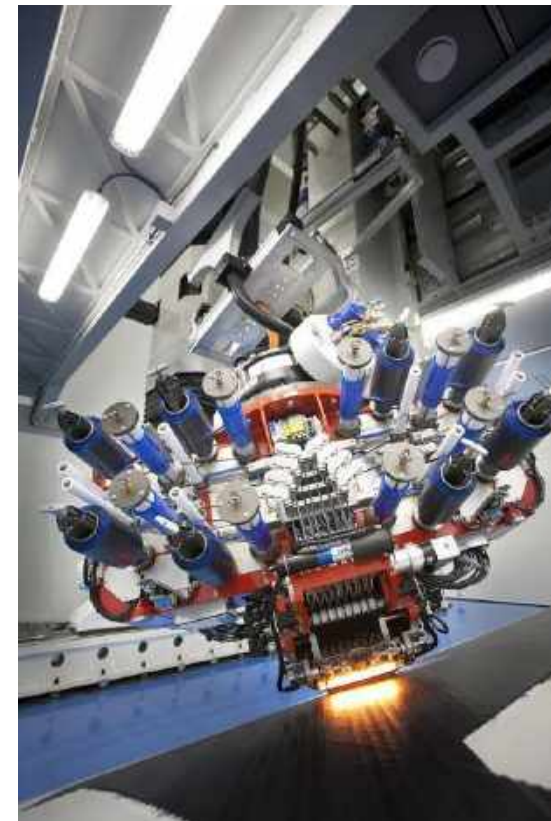
美国Cincinnati公司



美国Ingersoll公司



西班牙M. torres公司



美国Electro Impact公司



法国Coriolis公司



4.3 复合材料自动铺放

4.3.2 自动铺放装备-构型

根据机床主体的不同可将自动铺放设备区分为**立式机**、**卧式机**、**龙门机**、**机器人式机**。立式与卧式自动铺丝设备同为机床结构，设备使用寿命长且铺放精度高，目前已是机身结构铺放不可或缺的设备。龙门式自动铺丝机主要适用于小曲率壁板、翼面等非回转构件，具有结构宽度大、行程长、运行速度快等优点但设备成本高于卧式铺丝设备。



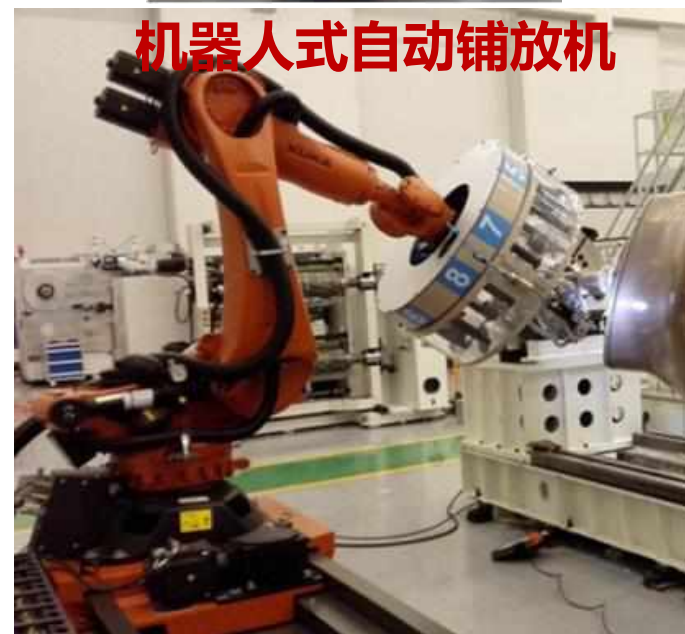
立式自动铺放机



卧式自动铺放机



龙门式自动铺放机



机器人式自动铺放机

4.3 复合材料自动铺放

4.3.2 自动铺放装备-纱架系统

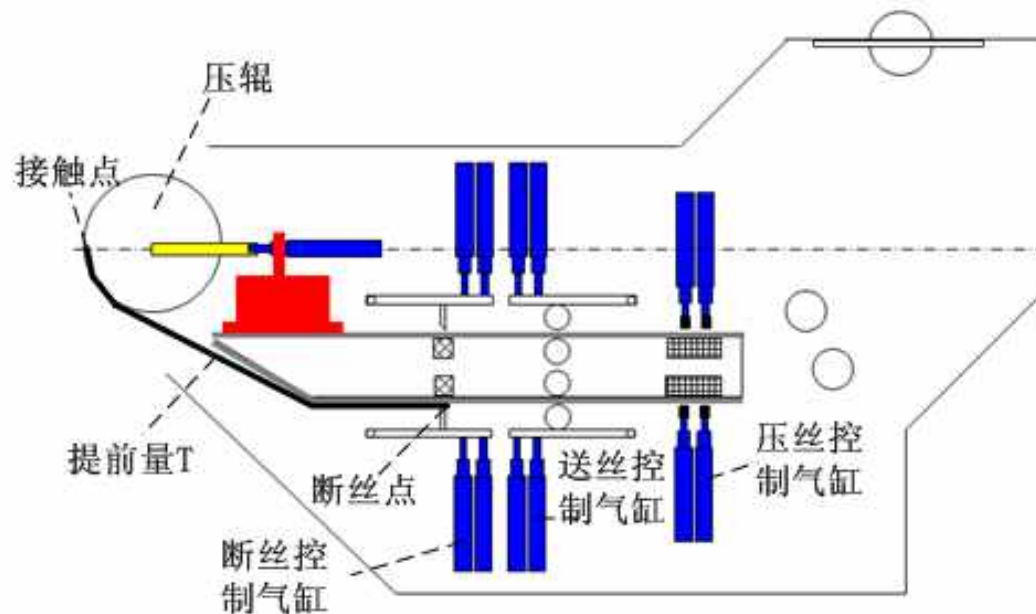
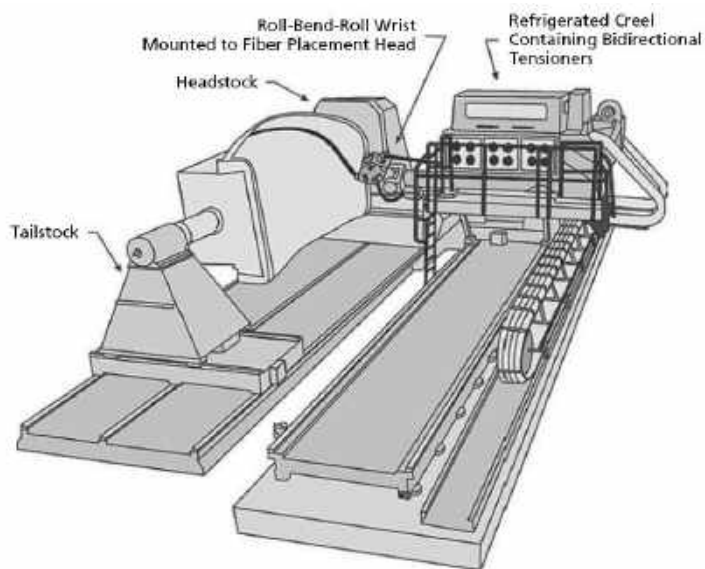
根据丝束料卷与铺丝头的相对位置,可将自动铺丝设备分为长传纱型与直传纱型。

长传纱型	直传纱型
纱架容积大	纱架体积受限
铺放长度可达5000m	铺放长度仅有2000m
容易出现断纱	不易出现丝束断开



4.3 复合材料自动铺放

4.3.2 自动铺放装备-铺丝头

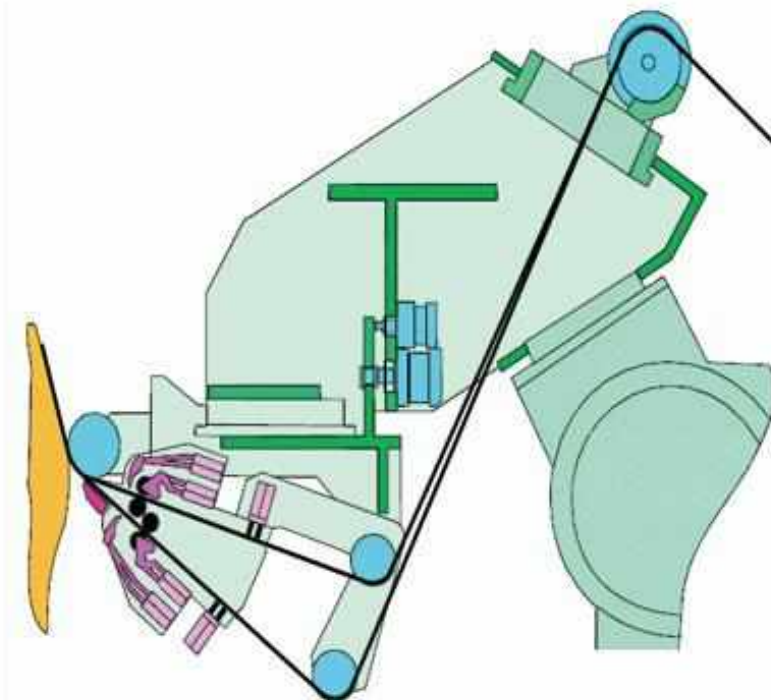


上图是典型的自动铺丝机和铺丝头，该系统包括**7个运动轴**，并通过计算机进行数控。这台机器包括三个定位轴（机架、倾斜、横向）、三个方位轴（偏转、俯仰、摆动）和一个芯模的转轴。铺丝机具有多个可收纱的电子张力器（装在靠近贮纱箱），提供独立的预浸纱铺放并维持正确的张力。

4.3 复合材料自动铺放

4.3.2 自动铺放装备-铺丝头

自动铺丝的核心是铺丝头，典型的铺丝头一般包括**送进**、**夹紧**、**剪切**、**重送**、**加热**、**滚压**等装置，以此实现自动铺丝设备的各项铺放工作。



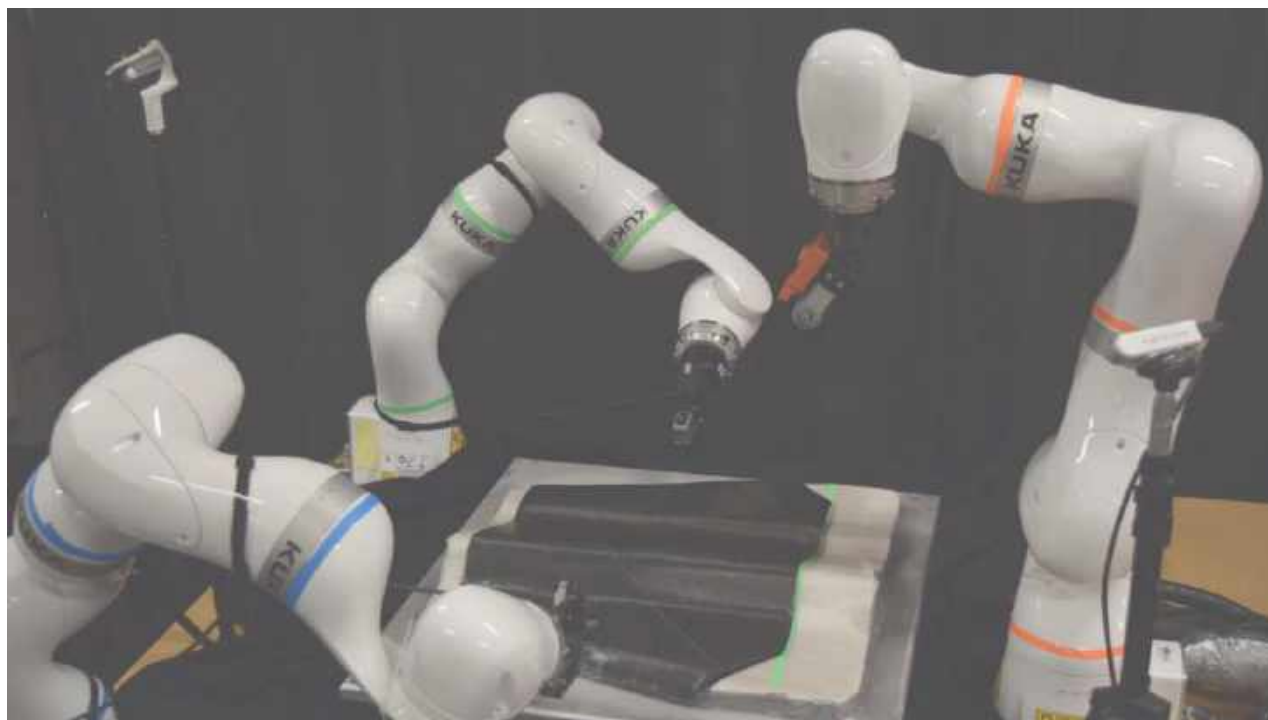
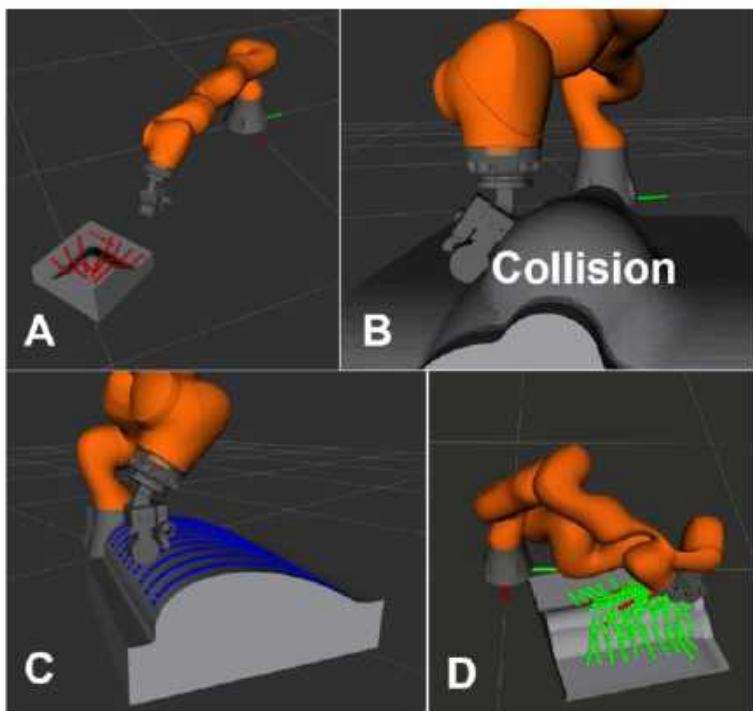
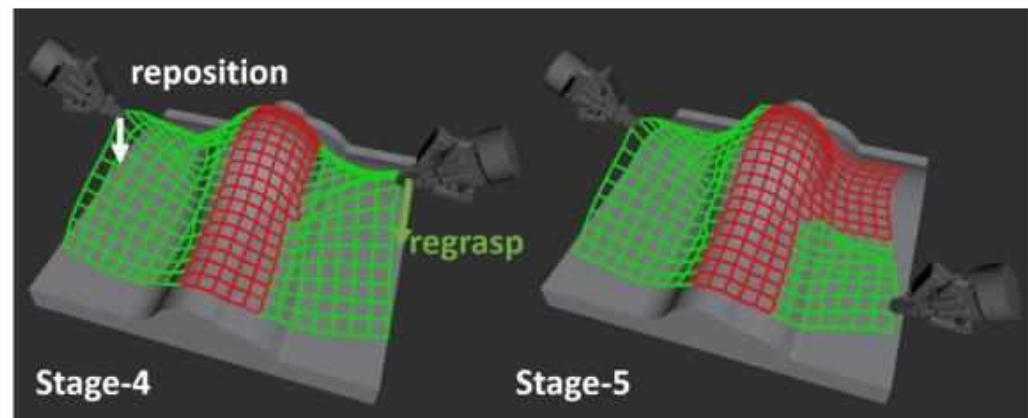
具备红外热源的铺丝头



4.3 复合材料自动铺放

4.3.2 拓展：机器人片材铺贴技术

利用多个机器人协同，完全模拟人工铺放过程



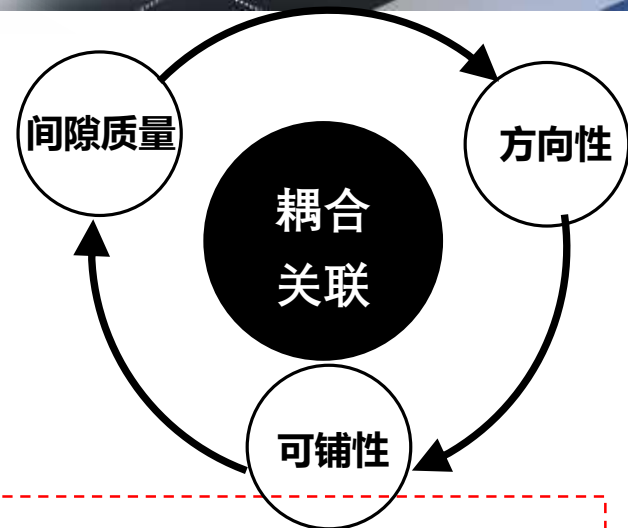
4.3 复合材料自动铺放

4.3.3 自动铺放CAD/CAM技术

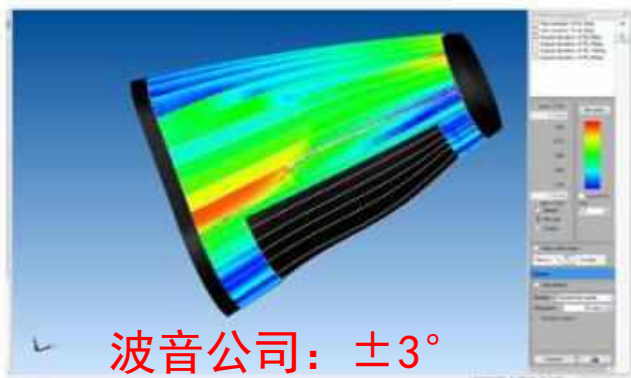
设计制造一体化

自动铺带：准一维的宽带积分→二维铺放成型面→三维结构

自动铺丝：一维丝束积分→二维铺放成型面→三维结构

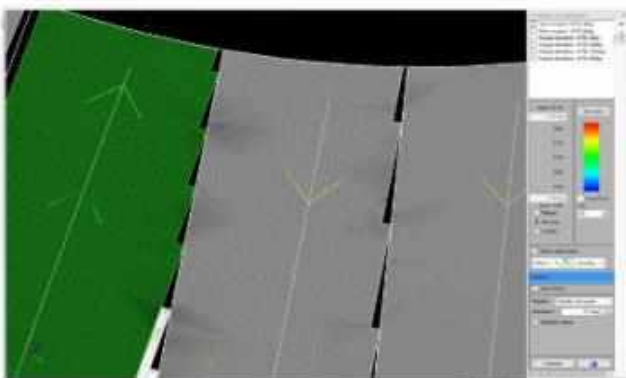


纤维角度偏差



波音公司：±3°

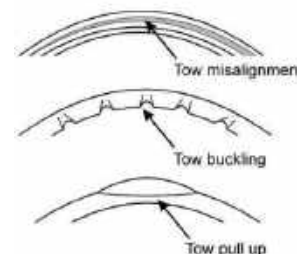
三角镂空区



转弯半径



转弯半径过大造成产品质量问题



角度偏差、镂空区过大易造成产品结构性能损失

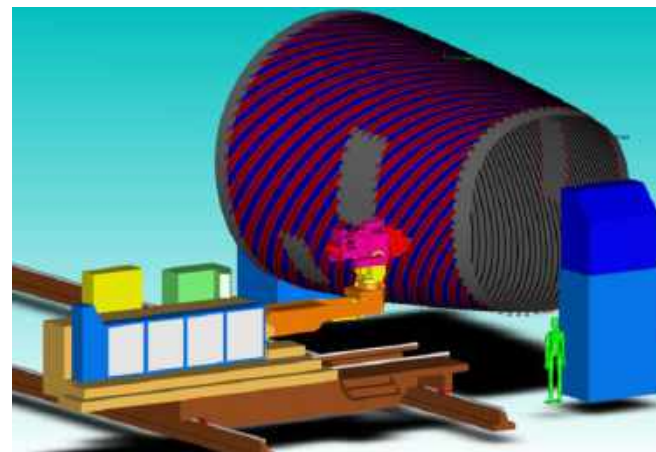
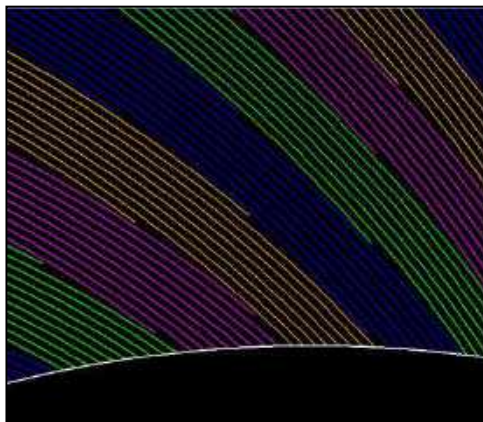
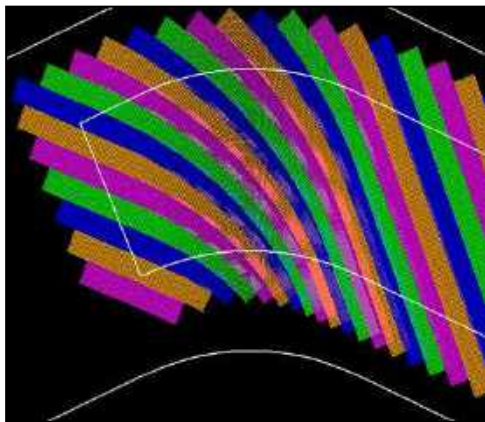
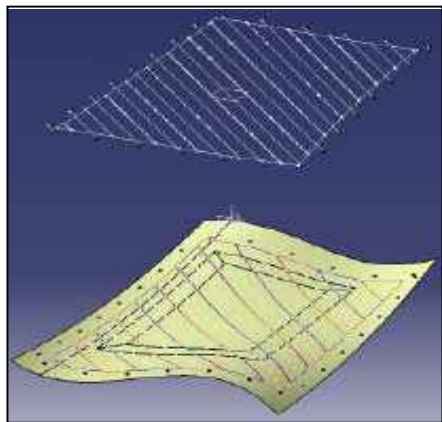
如何化解工艺约束间的矛盾？

4.3 复合材料自动铺放

4.3.3 自动铺放CAD/CAM技术

设计制造一体化

- 铺放轨迹生成
- 覆盖性分析与边界处理技术
- 基于fiber steer的结构优化
- 铺层仿真技术
- 干涉检验与避碰
- 后置处理与铺层代码合成
- 加工仿真



4.3 复合材料自动铺放

4.3.3 自动铺放CAD/CAM技术-轨迹生成

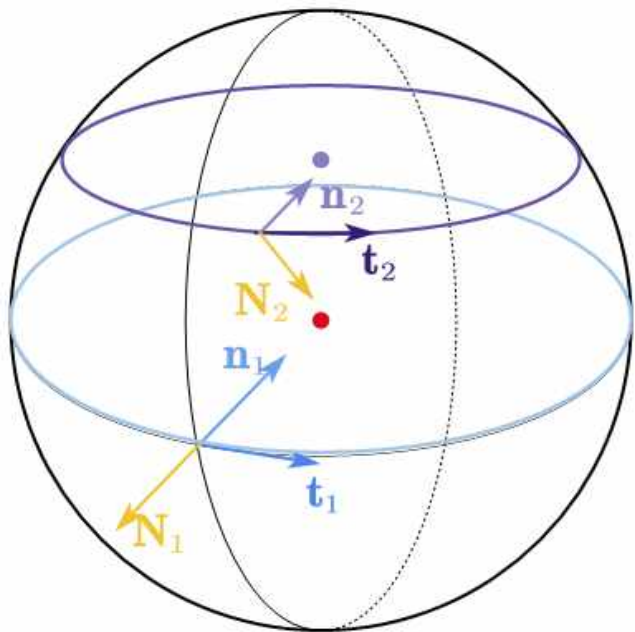
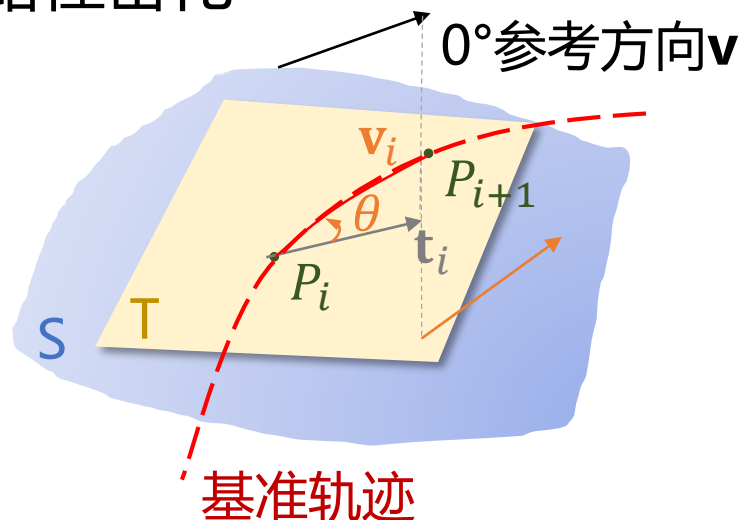
基准轨迹设计



路径密化

1. 固定角度法

保证铺放轨迹与参考方向的吻合度



2. 自然路径法 (测地线)

测地线: **N**与**n**平行

以对应方向的测地线作为基准轨迹
保证纤维铺放轨迹的**转弯半径**

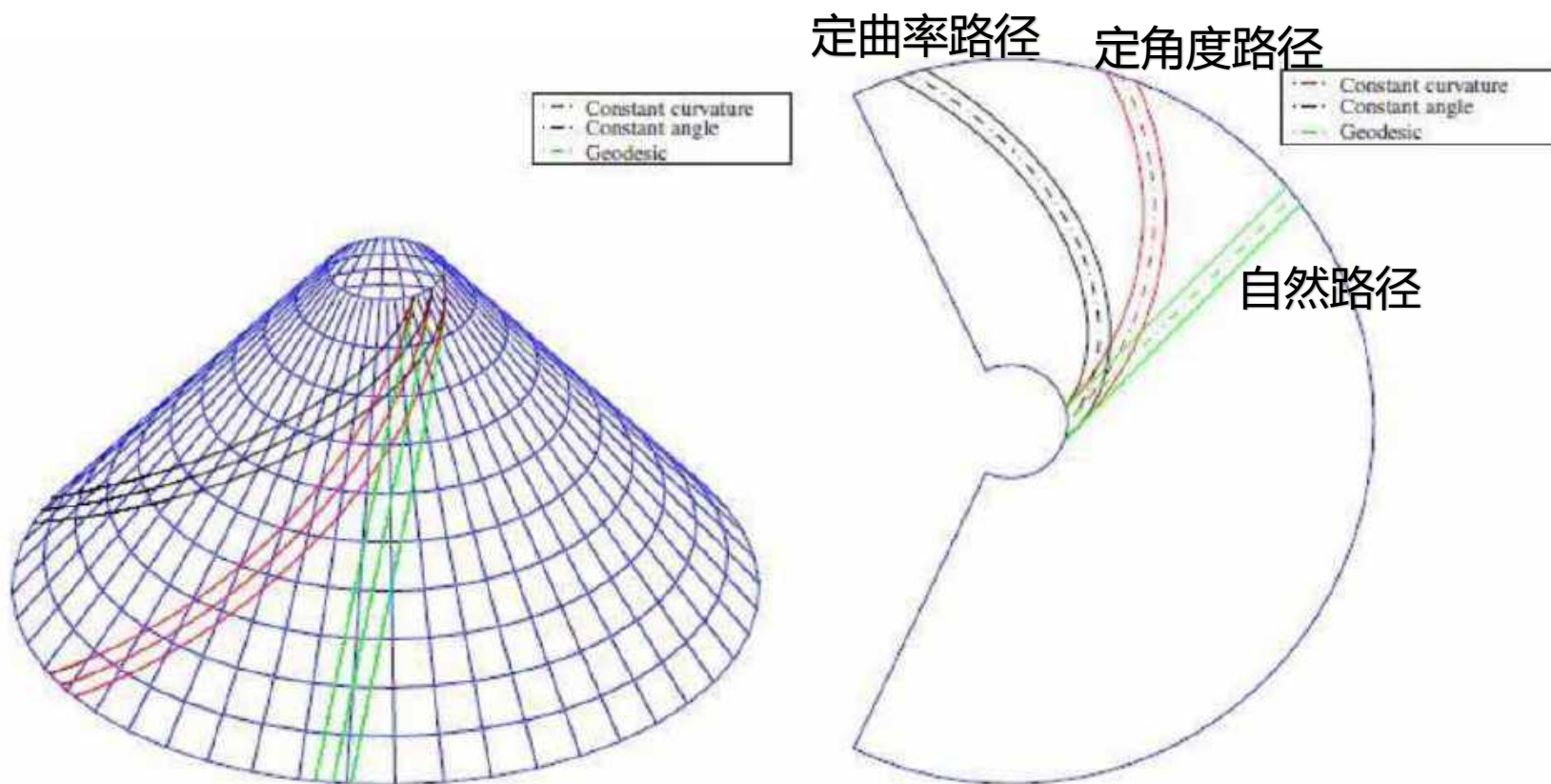
4.3 复合材料自动铺放

4.3.3 自动铺放CAD/CAM技术-轨迹生成

基准轨迹设计



路径密化



4.3 复合材料自动铺放

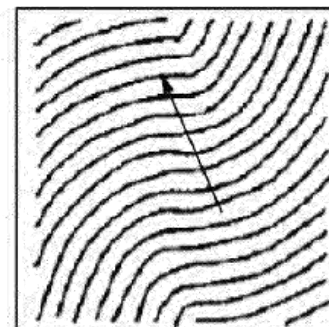
4.3.3 自动铺放CAD/CAM技术-轨迹生成

基准轨迹设计 → 路径密化

偏置法

算法:两条路径之间的垂直距离处处相等

优缺点:路径之间等距，没有间隔和重叠；但转弯半径不受控制，实际角度变化与设计预期也可能产生较大差距。

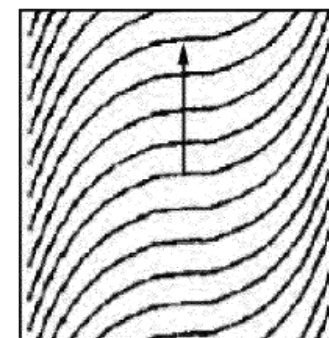


parallel

平移法

算法:将初始方向的变角路径沿某固定方向平移相同距离

优缺点:适用于平面构件；曲面可能存在gap和overlap



shifted

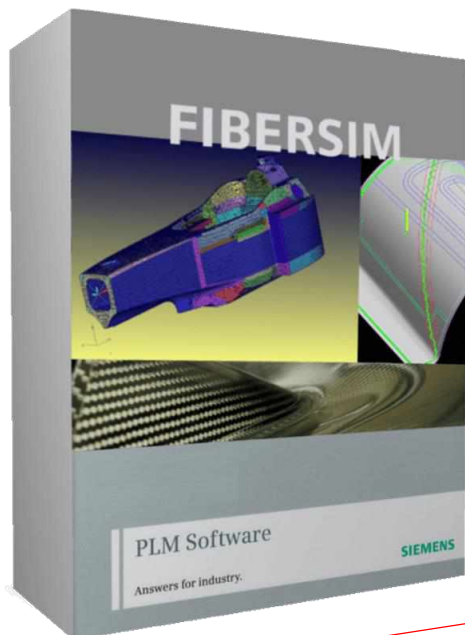
生成法

算法:每一条路径单独生成

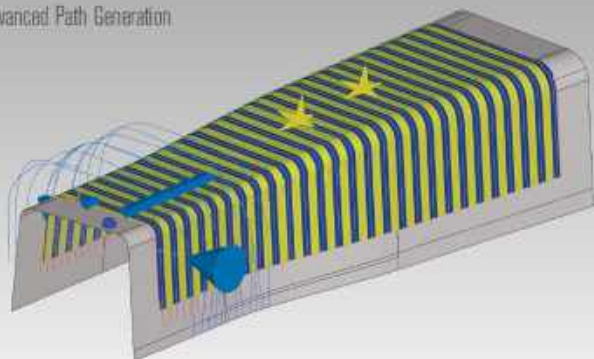
优缺点:方向偏差和转弯半径都能被控制；存在gap和overlap

4.3 复合材料自动铺放

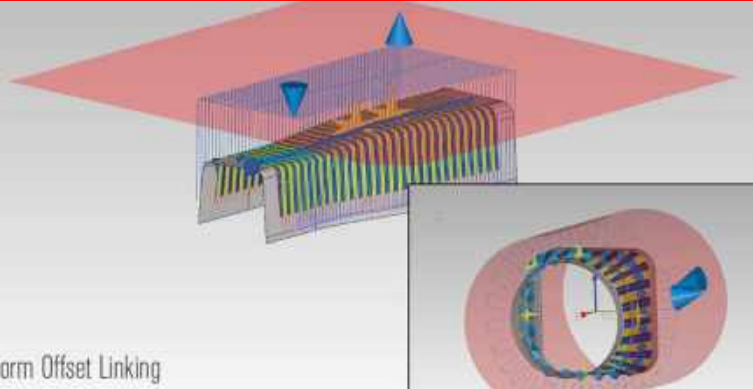
4.3.3 自动铺放CAD/CAM技术-商用软件



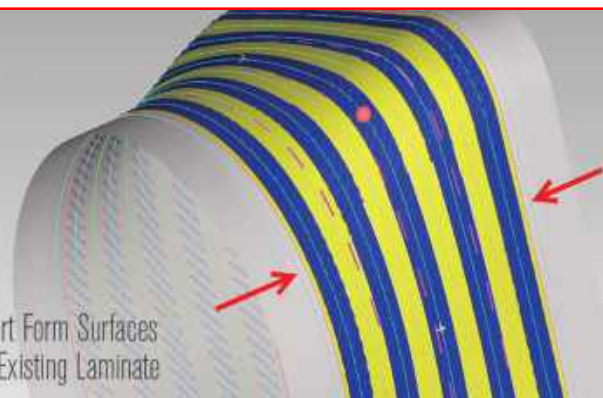
Advanced Path Generation



Form Offset Linking



Import Form Surfaces into Existing Laminate



4.3 复合材料自动铺放

4.3.4 自动铺放质量控制

铺放过程中常见缺陷

由于自动铺丝机的特殊结构,纤维自动铺放时,多根预浸料是被同时铺放至模具表面的,因此铺丝头纱路的机械设计会对铺放的精度产生很大影响。若铺放时不同丝束间产生重叠区,则会导致丝束之间堆叠,产生搭接,搭接通常也会相应导致间隙出现。在预浸料的制造过程中,会有丝束被扭转的情况出现,此时预浸料被铺放在模具表面时,会留下扭转的“纤维结”,对铺放表面造成影响。若轨迹曲率过大或铺丝头铺放时发生抖动等,会导致褶皱产生。

间隙和搭接



扭转



褶皱

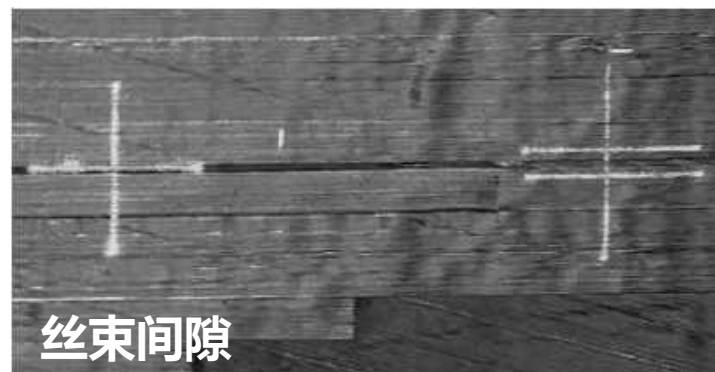
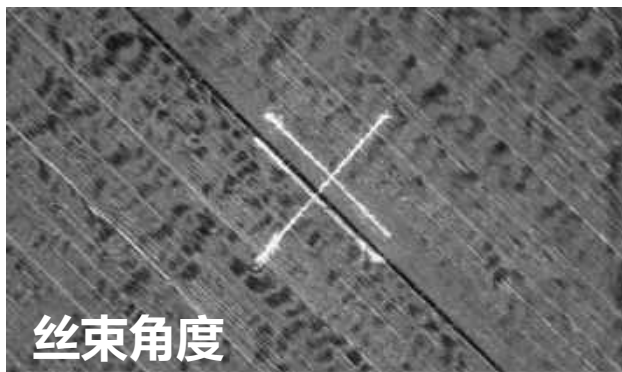
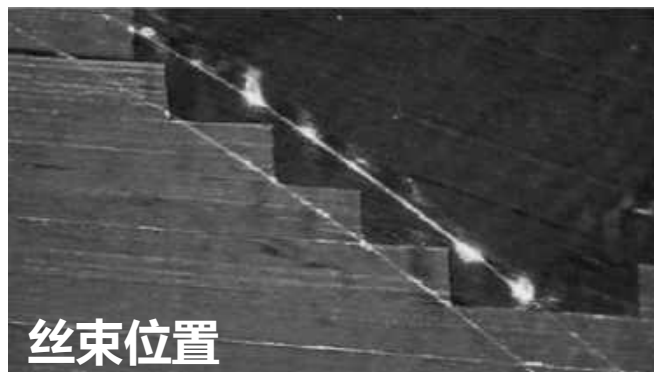


4.3 复合材料自动铺放

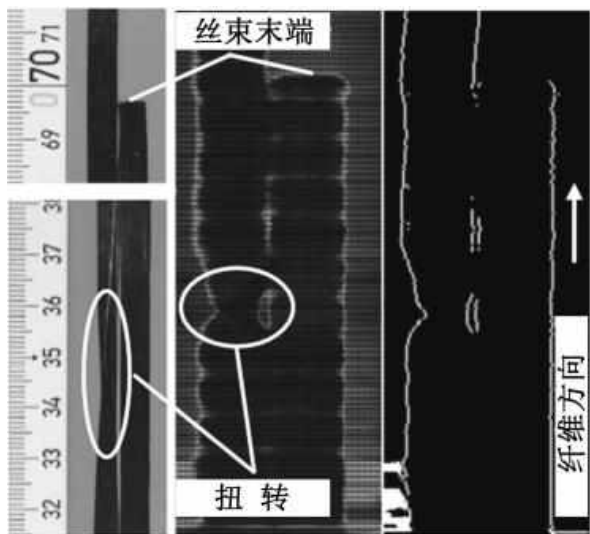
4.3.4 自动铺放质量控制

缺陷检测方法

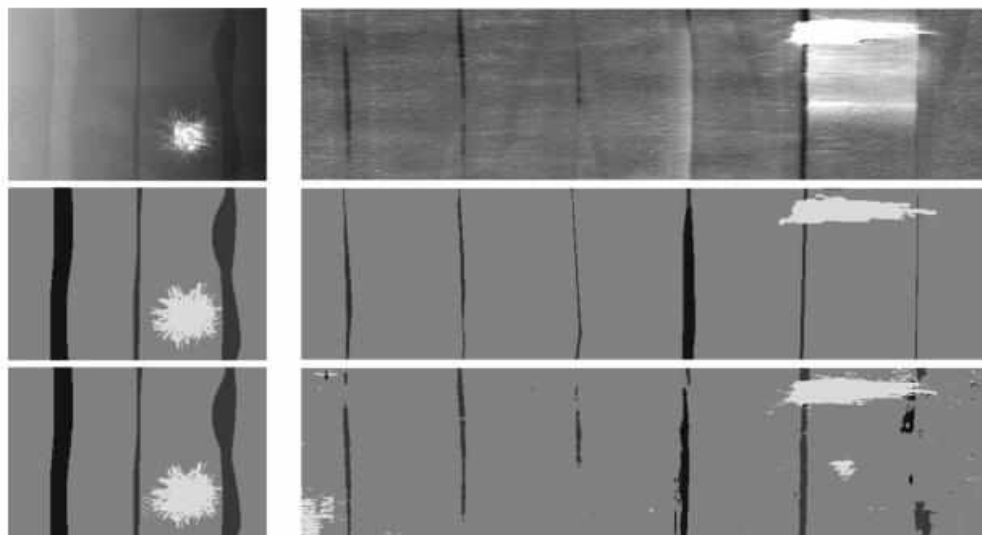
激光辅助检测



红外热成像



机器视觉 (图像处理)

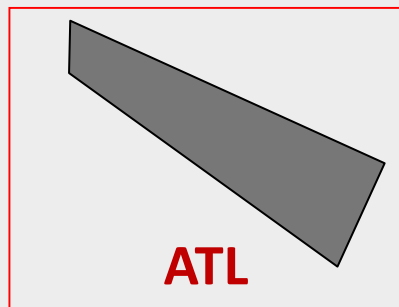
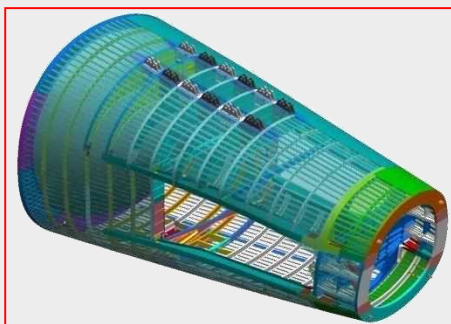


4.3 复合材料自动铺放

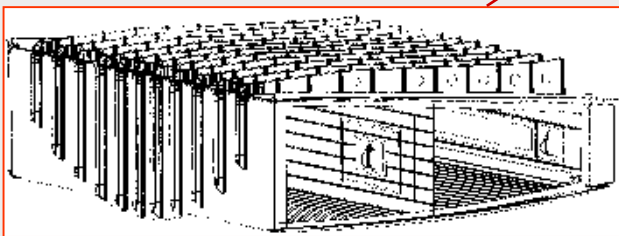
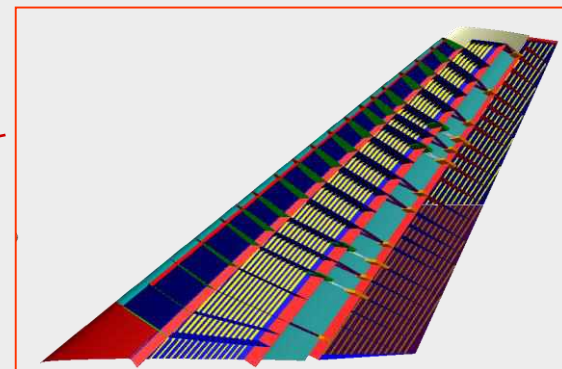
4.3.5 自动铺放技术在航空航天中的应用

A380自动铺放技术应用

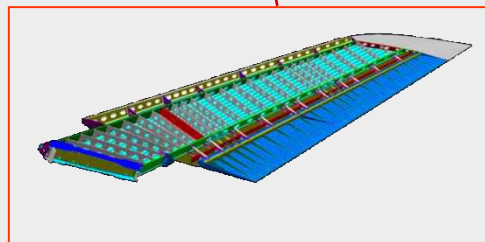
Un-pressurized Fuselage: solid laminated CFRP, **AFP**



Vertical Tail Plane:
IM Fiber, **ATL** for Torsion
Box and Rudders



Center Wing Box:
HT & IM Fiber, **ATL**



Horizontal Tail Plane:
IM Fiber, **ATL** for
Torsion
Box and Elevators

4.3 复合材料自动铺放

4.3.5 自动铺放技术在航空航天中的应用

World's largest known thermoplastic aircraft structure

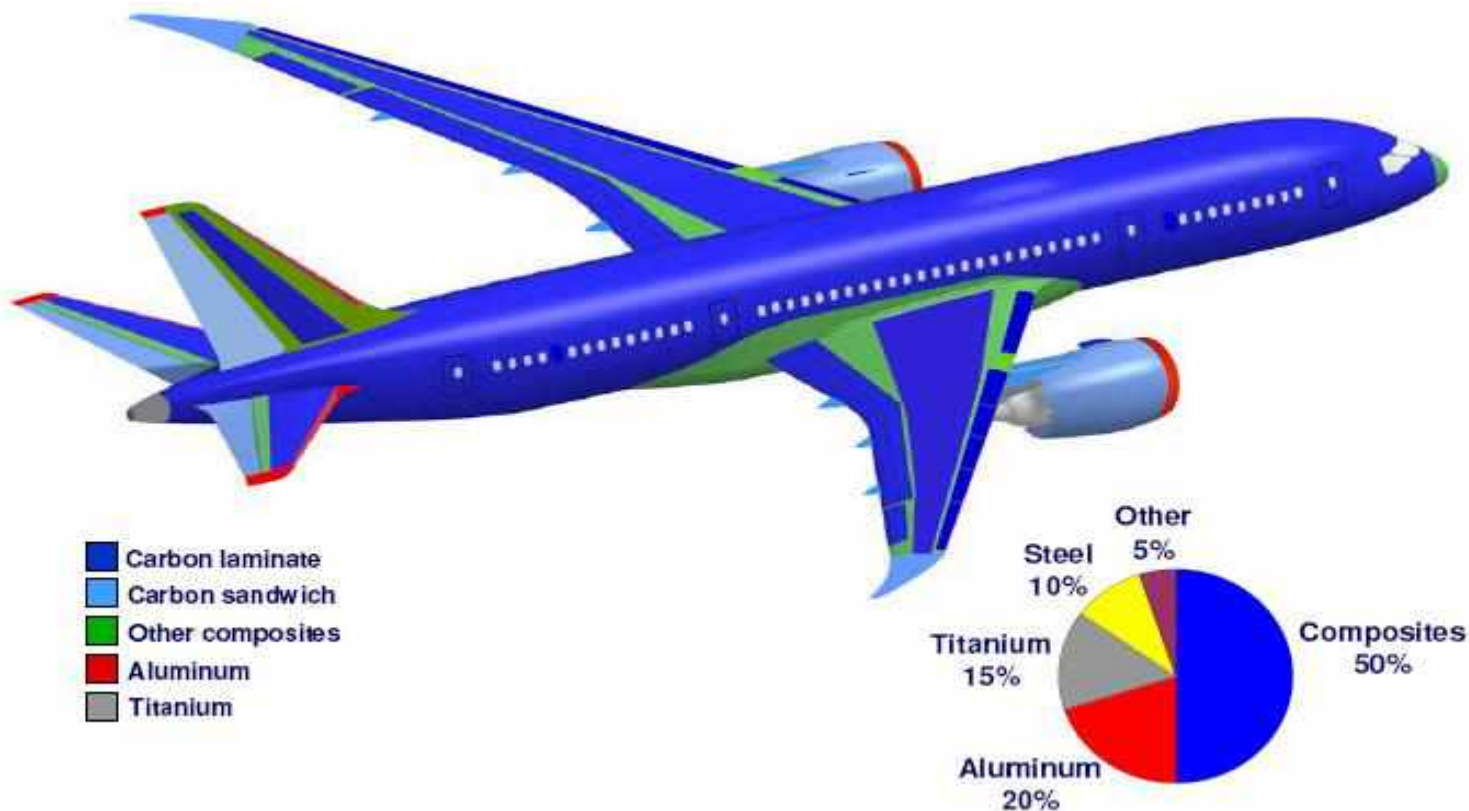


4.3 复合材料自动铺放

4.3.5 自动铺放技术在航空航天中的应用

B787自动铺放技术应用

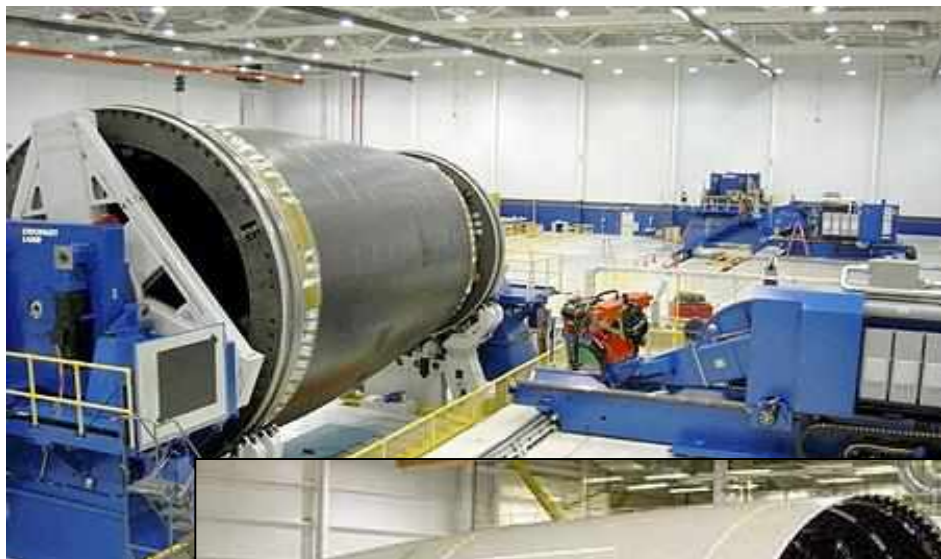
B787大量应用复合材料、达到50%，很大程度得益于自动铺放技术：所有翼面蒙皮采用自动铺带技术制造，全部机身采用自动铺丝技术整体制造。



4.3 复合材料自动铺放

4.3.5 自动铺放技术在航空航天中的应用

B787自动铺放技术应用



4.3 复合材料自动铺放

4.3.5 自动铺放技术在航空航天中的应用



X32 和F35进气道



F35机身蒙皮

4.3 复合材料自动铺放

4.3.5 自动铺放技术在航空航天中的应用



战斗机
进气道快速制造

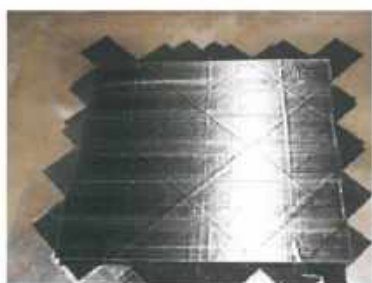
4.3 复合材料自动铺放

4.3.6 我国自动铺放技术发展现状

国内自2000年起开始自动铺放机及应用技术研究，主要单位有**南京航空航天大学**、西安交通大学、武汉理工大学、浙江大学及中国航空制造技术研究院（简称“中航制造院”）。



(a) 龙门铺带机



(b) 铺层试验



(a) 翼面铺带试验



(b) 发射筒铺带试验

图4 中国第1台自动铺带原理样机及应用

图5 自动铺带工程样机试验系统与自动铺带试验



(a) 大型筒段自动铺带机



(b) 铺放产品

图6 大型筒段自动铺带机及铺放产品



(a) 翼梁铺丝



(b) 翼身融合体铺丝



(c) S进气道铺丝



(d) 尾锥壁板铺丝

图17 翼梁、翼身融合体、S进气道和尾锥壁板自动铺丝

南京航空航天大学肖军老师团队成果

4.3 复合材料自动铺放

4.3.6 我国自动铺放技术发展现状



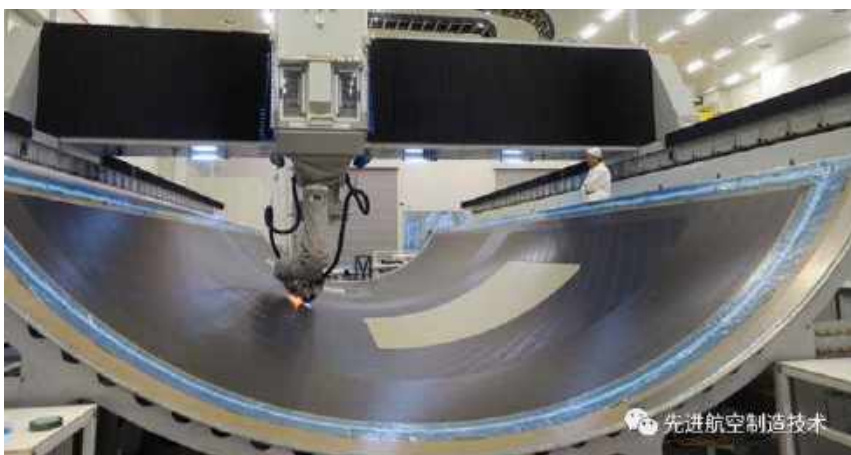
图 12 武汉理工大学 4 丝束自动铺丝原理样机



图 13 哈尔滨工业大学 4 丝束自动铺丝原理样机



图 14 16 丝束铺丝机器人 西交大



先进航空制造技术



中航制造院联合中航复材，2015年引进Coriolis铺丝头，研制了大型龙门自动丝束铺放设备，和上飞公司联手实现了C929前机身全尺寸筒段制造



4 复合材料结构赋形技术

Composites structure shaping technologies

复合材料结构制造技术

Manufacturing Technologies of Composite Structure

目录 Outline

4.4 复合材料缠绕技术

4.4.1 缠绕技术原理

4.4.2 缠绕工艺与装备

4.4.3 缠绕技术在航空航天中的应用

4.4 复合材料缠绕技术

4.4.1 缠绕技术原理



 ENGINEERING TECHNOLOGY CORP.
 Toray Group

SM+ filament winder for
high-rate pressure vessel applications

Initial commissioning

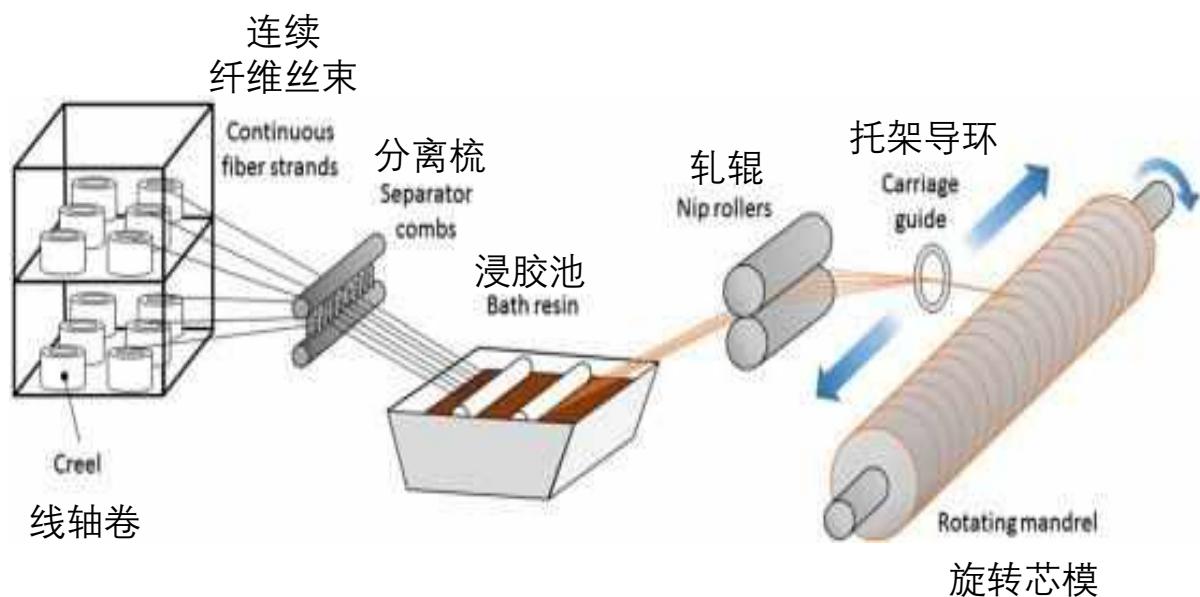
MORE THAN MACHINES

www.etcwinders.com | +1 (801) 486-8721 | sales@etcwinders.com

4.4 复合材料缠绕技术

4.4.1 缠绕技术原理

纤维缠绕技术(Filament winding technology)，在控制纤维张力和预定线型的条件下，将连续的纤维粗纱或布带浸渍树脂胶液，连续的缠绕在相应于制品内腔尺寸的芯模或内衬上。具有效率高、材料性能利用充分、成产成本低、产品质量一致性好等优点，成为复合材料回转壳体零件赋形的首选工艺。



纤维缠绕的基本原理示意图



芯模、轧辊

4.4 复合材料缠绕技术

4.4.1 缠绕技术原理

纤维缠绕技术是30年代发展起来的、最早的复合材料机械化、自动化成型技术，最早的纤维缠绕制品为美国于1945年制成的玻璃纤维复合材料环，被用于原子弹工程。1946年纤维缠绕技术在美国取得专利，1947年美国Kellog公司成功研制了世界上第一台缠绕机，随后缠绕了第一台火箭发动机壳体，至80年代相继出现了程控式缠绕机。**纤维缠绕技术**相对其他赋形工艺具有更高的生产效率，更低的成本，采用纤维缠绕工艺获得的复合材料结构具有纤维排列整齐、准确率高等特点，因此比刚度和比强度均较高。

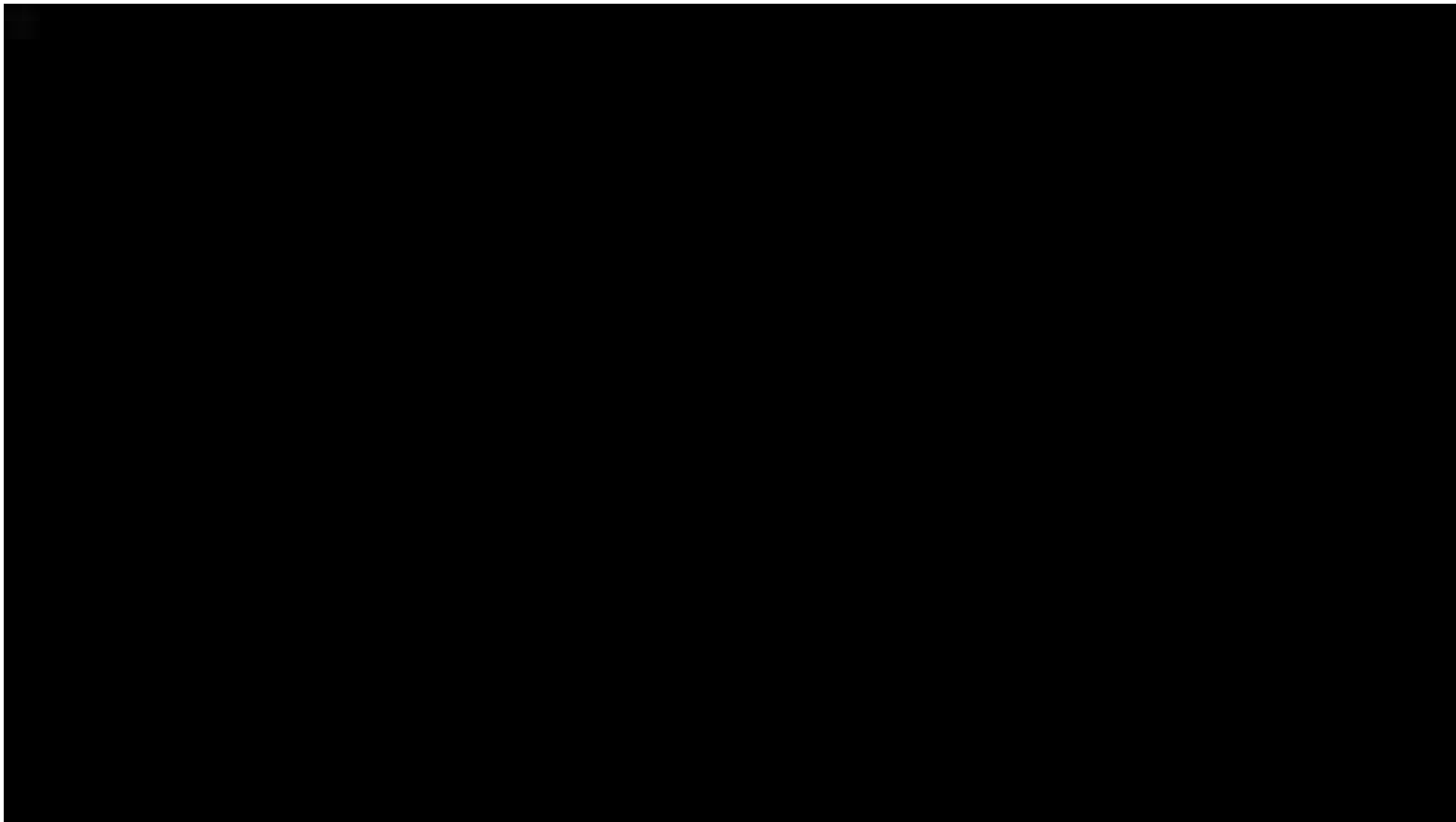
表 不同生产工艺的比较

成型工艺	典型成型效率/(kg·h ⁻¹)	相对部件质量	相对部件成本
手铺单向带	1.1	1.0	1.6
手铺织物	3.4	1.4	1.2
自动铺带机	4.5	1.0	1.2
纤维缠绕	9.0	1.3	0.8
带缠绕	6.8	1.0	1.0



4.4 复合材料缠绕技术

4.4.1 缠绕技术原理

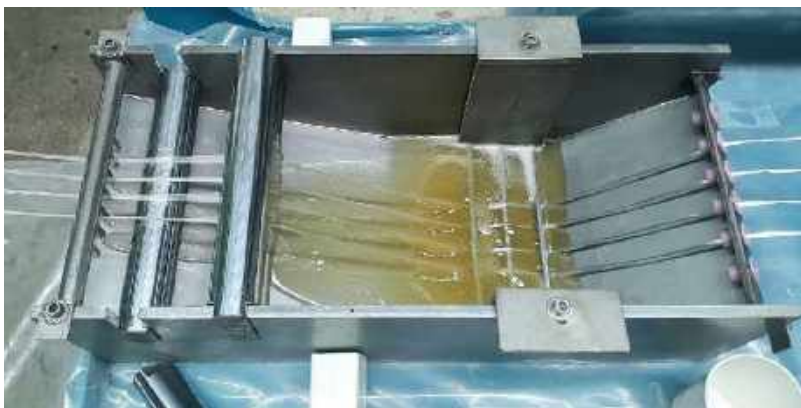
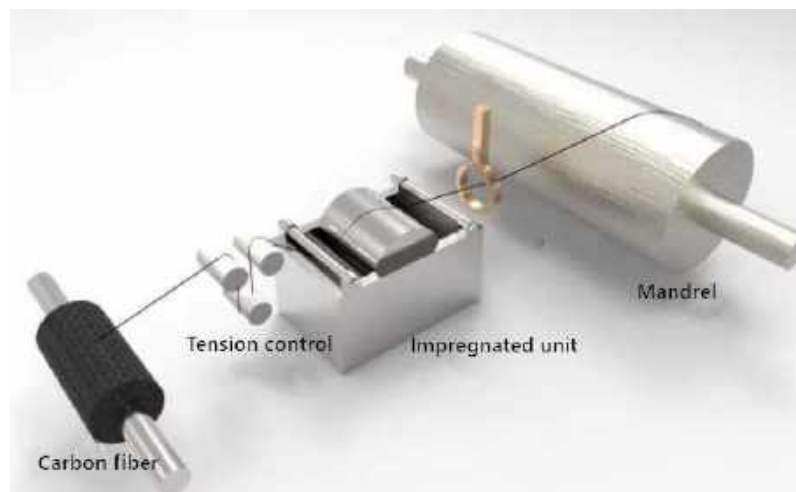
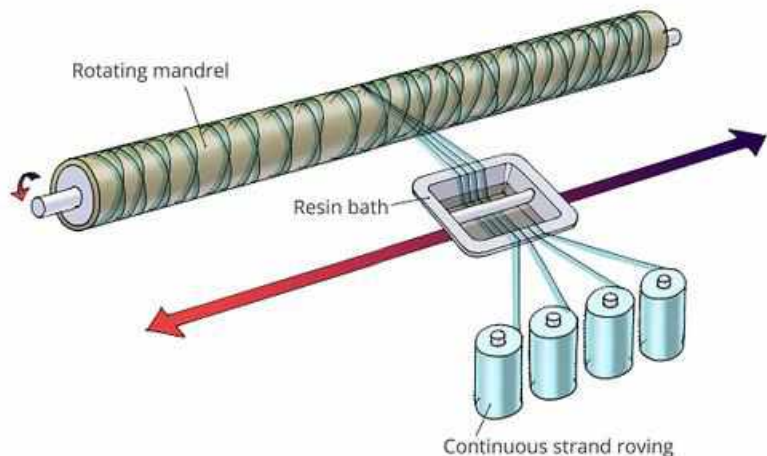


4.4 复合材料缠绕技术

4.4.1 缠绕技术原理

纤维缠绕分为**湿法**、干法、半干法三大类缠绕工艺

湿法缠绕：在缠绕系统中，将连续纤维通过树脂浸渍，然后直接缠绕到芯模或内衬上。



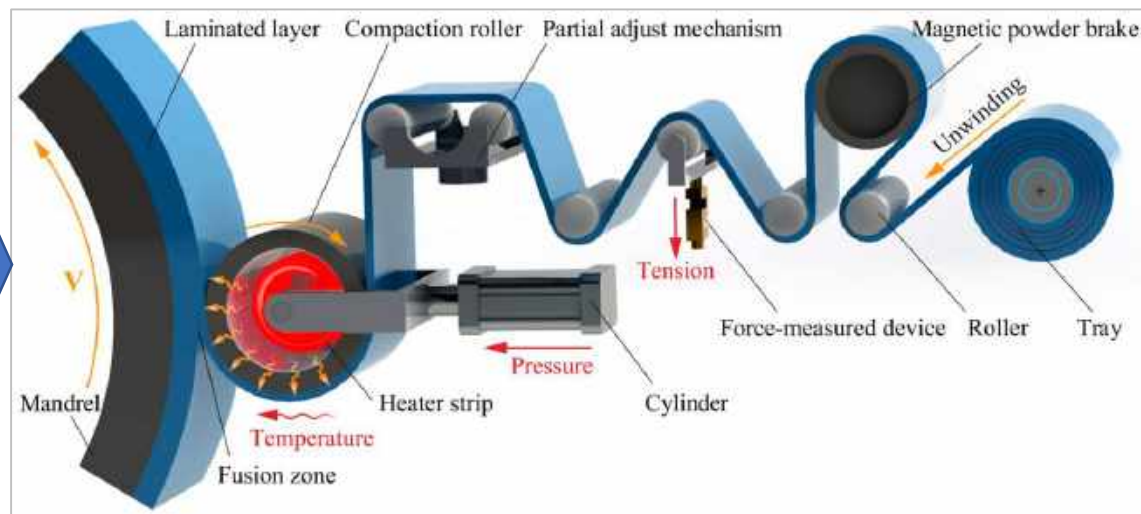
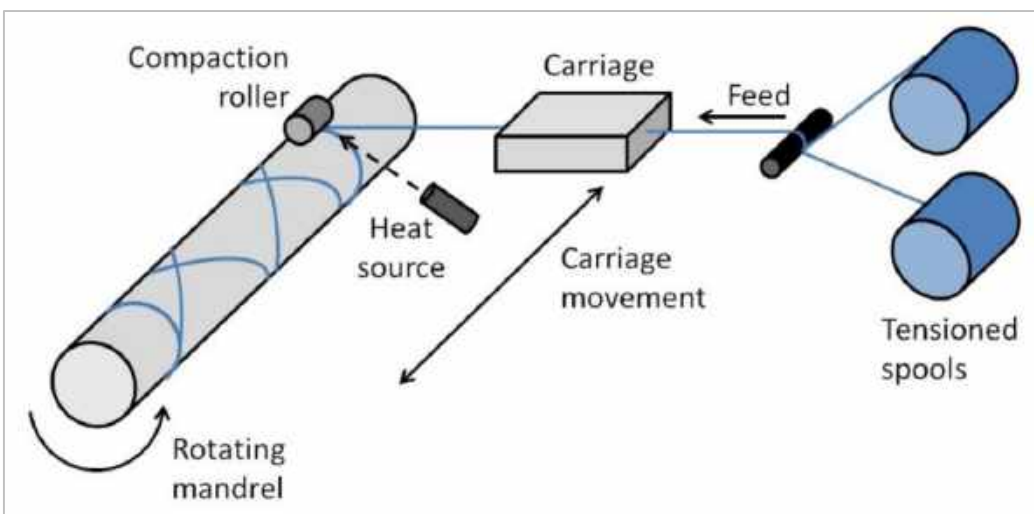
湿法缠绕成本较低，但张力控制、产品性能较差、操作环境较差，多用于民用制品。

4.4 复合材料缠绕技术

4.4.1 缠绕技术原理

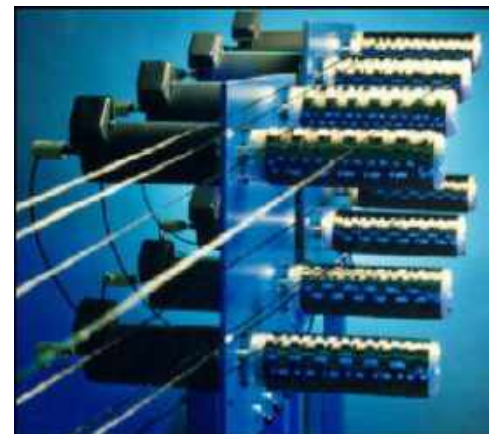
纤维缠绕分为湿法、干法、半干法三大类缠绕工艺

干法缠绕：预浸料缠绕



- 制品质量稳定(预浸纱由专用预浸设备制造, 能较严格地控制纱带的含胶量和尺寸);
- 缠绕速度快(100 ~ 200m/min);
- 缠绕设备清洁, 劳动卫生条件好;
- 预浸设备投资大。

张力系统



4.4 复合材料缠绕技术

4.4.1 缠绕技术原理

纤维缠绕分为湿法、干法、**半干法**三大类缠绕工艺

半干法缠绕：将连续纤维通过树脂浸渍，随即预烘干，然后缠绕到芯模上的成型工艺方法。

项目	干法	湿法	半干法
缠绕场所清洁状态	最好	最差	几乎与干法相同
增强材料规格	较严,不是所有规格都能用	任何规格	任何规格
使用碳纤维可能引发的问题	不存在	碳纤维飞丝可能导致机器故障	不存在
树脂含量控制	最好	最困难	并非最好,黏度可能有少许变化
材料储存条件	必须冷藏,有储存记录	不存在储存问题	类似于干法,但储存期较短
纤维损伤	取决于预浸装置	损伤机会最少	损伤机会较少
产品质量保证	在某些方面有优势	需要严格的品质控制程序	与干法类似
制造成本	最高	最低	略高于湿法
室温固化可能性	不可能	可能	可能
应用领域	航空/航天	广泛应用	类似于干法

← 不同纤维缠绕方法比较

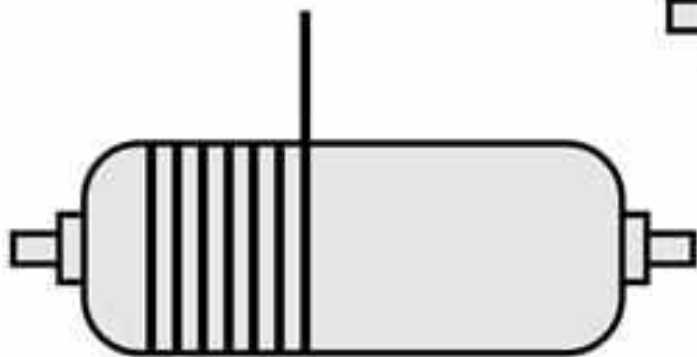
航空航天高性能复合材料构件主要采用干法缠绕



4.4 复合材料缠绕技术

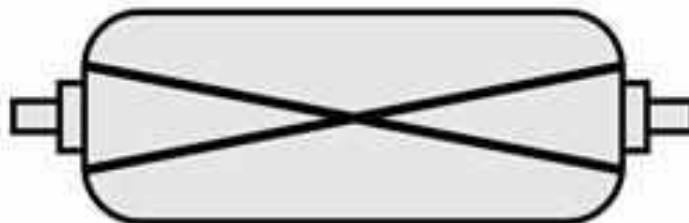
4.4.1 缠绕技术原理

按照束纱运动规律特点可以分为**环向缠绕**、**纵向/平面缠绕**、**螺旋缠绕**：



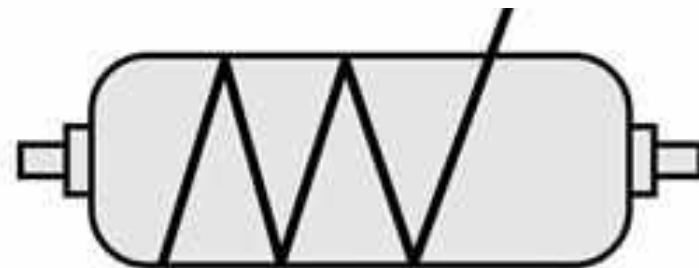
Hoop winding

环向缠绕



Polar winding

纵向缠绕



Helical winding

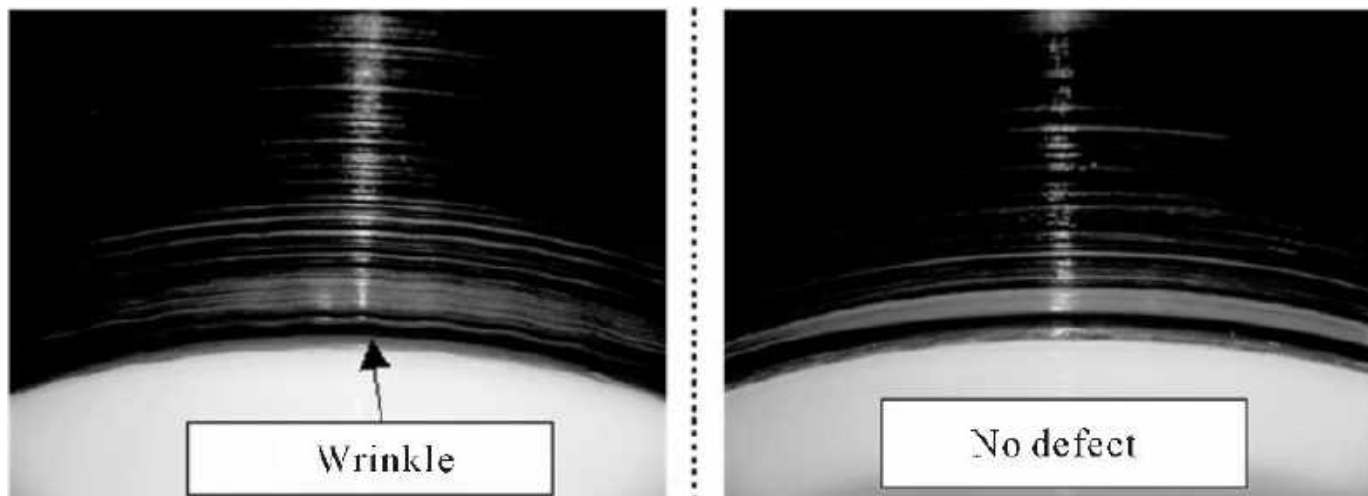
螺旋缠绕

4.4 复合材料缠绕技术

4.4.1 缠绕技术原理

缠绕工艺设计的重要组成部分是**线型设计**，即束纱在芯模表面的轨迹与排布方式。如果束纱无规则地乱绕，必然导致束纱在芯模表面离缝或重迭、以及束纱滑移不稳定、架空（对含有凹曲面部分）等现象，形不成制品，因此，要求束纱的轨迹满足：

- ①束纱均匀分布在芯模表面。 →周期性
- ②束纱在芯模表面稳定不滑移。 →稳定性
- ③束纱贴合模具面。 →不架空性

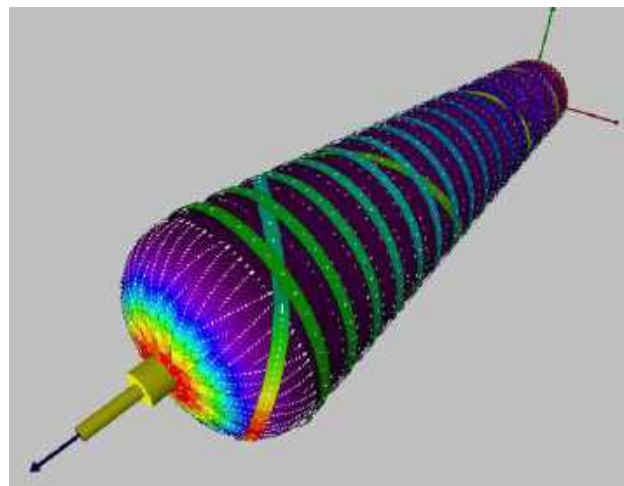
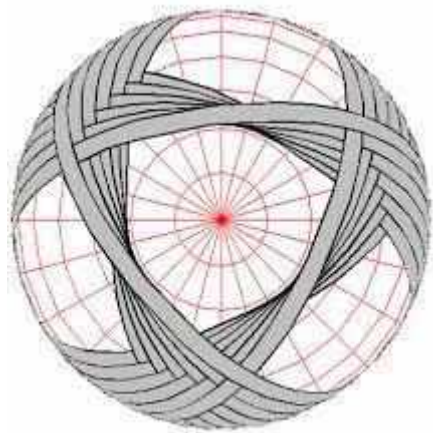
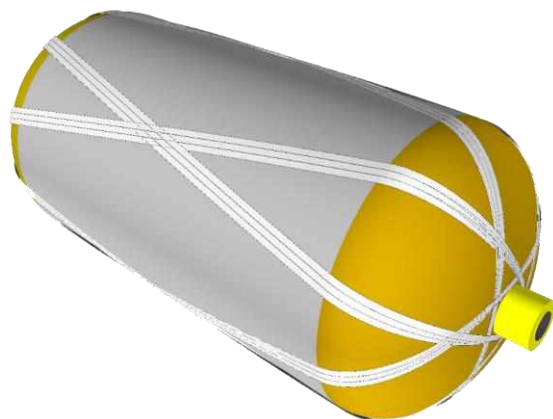


4.4 复合材料缠绕技术

4.4.1 缠绕技术原理

上述三项要求蕴涵了缠绕规律的基本要素：

1. 周期性：连续缠绕的束纱轨迹必须满足**周期性**才能均匀分布在芯模表面。无论芯模形状如何，连续缠绕必然使丝嘴往复运动，并在极孔处形成切点。当缠绕到一个周期时，新切点与起始切点重合，束纱轨迹闭合形成一个基本线型，通常称为**标准线**；这样的**一个周期**也称为一个完整循环；完成一个循环，**芯模转角必然是 2π 的整倍数**。若下一个循环在原位置继续，则厚度增加形成**网格缠绕**；若下一个循环在原位置有一个**不超过纱片宽度的步进**，经过多个完整循环，纱片沿芯模形成**完全覆盖**。

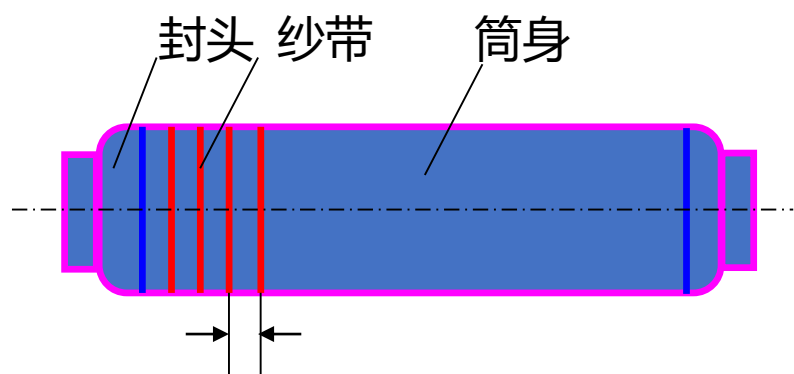


4.4 复合材料缠绕技术

4.4.1 缠绕技术原理

(1) 环向缠绕参数关系

芯模自转一周，导丝头近似移动一个纱片宽度的缠绕（只能缠绕直筒段）

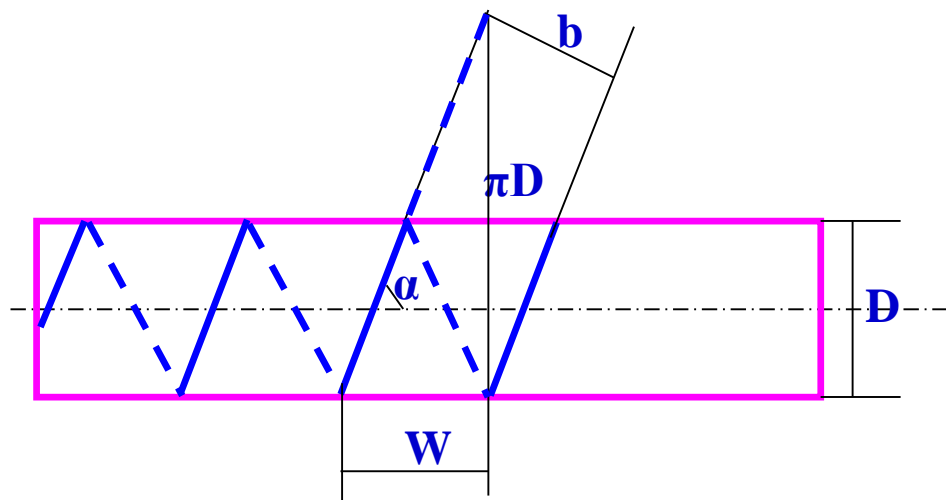


b 纱片螺距: $W = \pi D * \cot\alpha$
 $\cot\alpha = \cos\alpha / \sin\alpha$

纱片宽: $b = \pi D \cos\alpha$

$b = W \sin\alpha$

其中 α 是纱片与芯模轴线的交角称缠绕角。

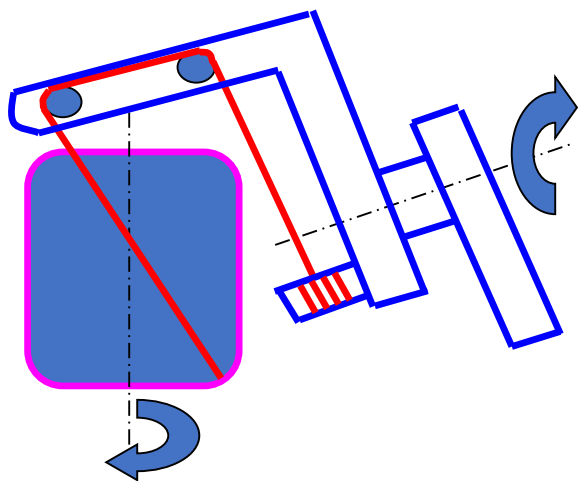


4.4 复合材料缠绕技术

4.4.1 缠绕技术原理

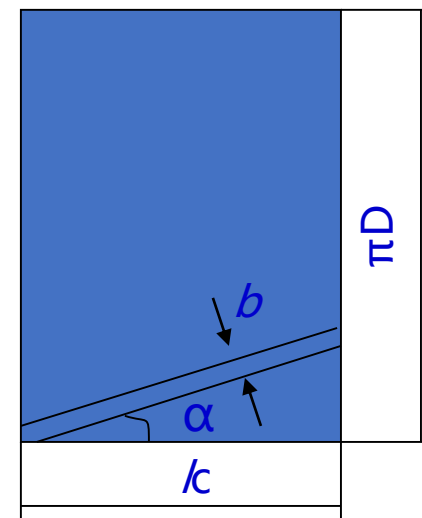
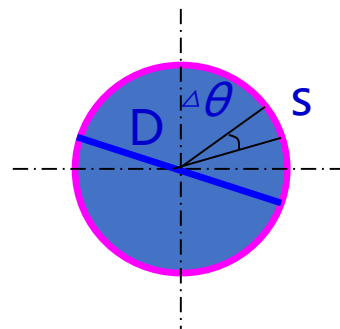
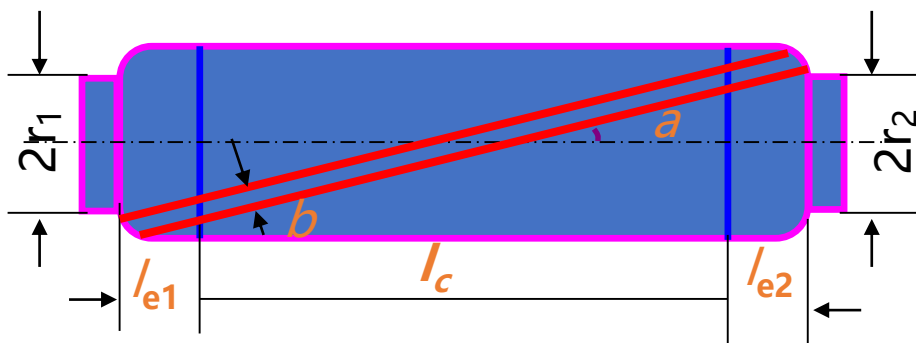
(2) 纵向缠绕

导丝头在固定平面内做匀速圆周运动，芯模绕自轴慢速旋转，导丝头转一周，芯模转动的微小角度近似一个纱片宽度。



平面缠绕、缠绕角的正切值为：

$$\tan \alpha = \frac{r_1 + r_2}{l_c + l_{e1} + l_{e2}}$$



4.4 复合材料缠绕技术

4.4.1 缠绕技术原理

(2) 纵向缠绕

芯模旋转周数与导丝头绕芯模旋转的圈数比。

$$i = \frac{b}{\pi D \cos \alpha}$$

证明：

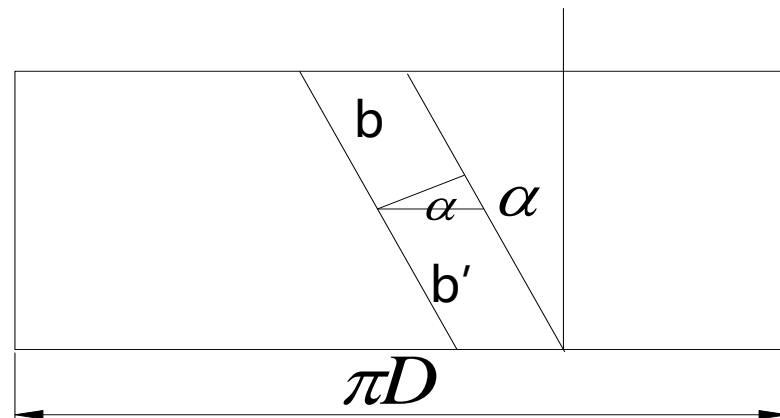
因为芯模转一周时，恰好纱片在芯模上布满一层。设此时丝头转了 n 圈，由速比定义有： $i = \frac{1}{n}$

在芯模筒段，纱片的有效宽度 $b' = \frac{b}{\cos \alpha}$

缠满整个筒体的必要条件是：

$$\pi D = nb' = n \frac{b}{\cos \alpha} = \frac{b}{i \cos \alpha}$$

则：
$$i = \frac{b}{\pi D \cos \alpha}$$



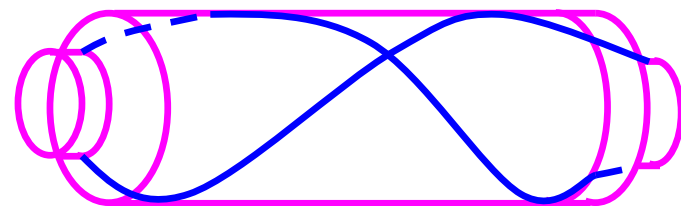
4.4 复合材料缠绕技术

4.4.1 缠绕技术原理

(3) **螺旋缠绕** 芯模绕自轴匀速转动，导丝头以特定速度沿芯模轴线方向往复运动的缠绕方式。

此缠绕方式不仅可以缠绕圆筒段，而且缠绕端头(封头)。

纤维缠绕轨迹：由圆筒上的螺旋线和封头上与极孔相切的空间曲线组成。

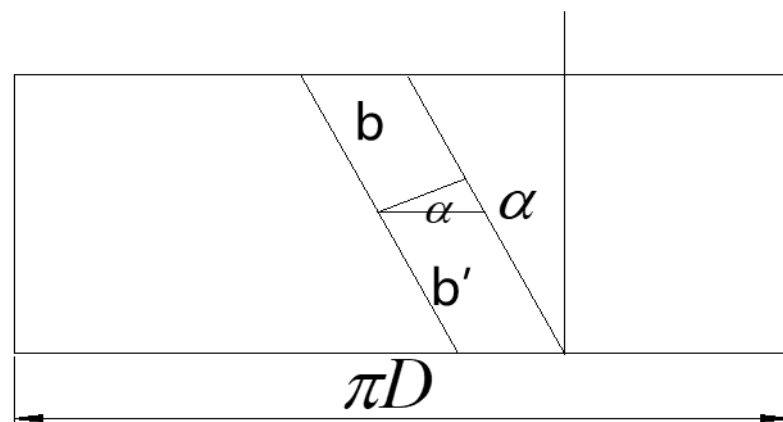


$$i_0 = \frac{M}{n} = S_0$$

螺旋缠绕的转速比--芯模转数与导丝头往返次数之比。

芯模转角微小增量 $\Delta\theta$ 的计算：
$$\Delta\theta = \frac{b}{\cos\alpha} \times \frac{360^\circ}{\pi D}$$

b -纱片宽度； α -缠绕角。



4.4 复合材料缠绕技术

4.4.1 缠绕技术原理

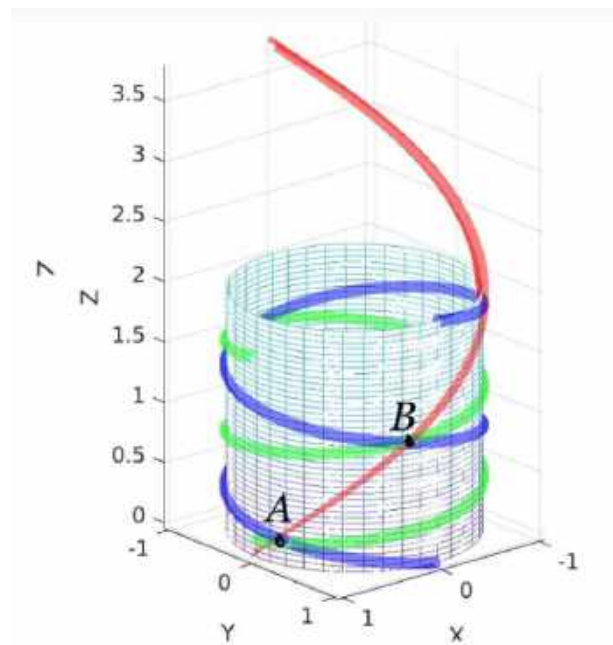
II. 稳定性: 束纱在芯模表面最稳定的轨迹是测地线, 研究表明: 在摩擦力作用下偏离测地线也可以实现稳定缠绕, 相应的稳定条件为

$$-\mu \leq f = \frac{k_g}{k_n} \leq \mu$$

式中, f — 摩擦系数;

k_g, k_n — 曲面测地曲率, 法曲率;

μ — 表面摩擦系数。



思考: 圆柱面上通过两点的测地线测地线有多少条?

测地线:

数学上可视作直线在弯曲空间中的推广。过曲面上任一点, 给定一个曲面的切方向, 则存在唯一一条测地线切于此方向。测地线又称大地线或短程线, 可以定义为空间中两点的局域最短或最长路径。

4.4 复合材料缠绕技术

4.4.1 缠绕技术原理

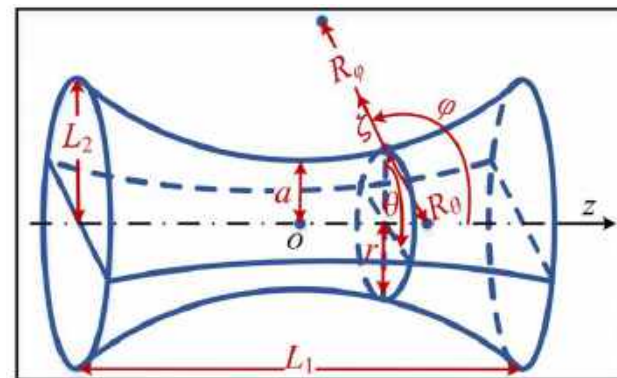
III. 不架空性：束纱只有贴合模具面才能形成成型压力，对正曲面不言而喻的，对于负高斯曲面（即马鞍面，如环壳面），当缠绕角超过一定值时才能保证不架空：

$$\operatorname{tg}^2 \alpha \geq -\frac{k_{\varphi}}{k_{\theta}}$$

式中, α — 缠绕角

k_{φ}, k_{θ} — 曲面经线曲率、纬线曲率；

缠绕规律确定了束纱在模具表面的轨迹和分布，即线型，也确定了丝嘴与芯模间的运动关系。



4.4 复合材料缠绕技术

4.4.2 缠绕工艺与装备

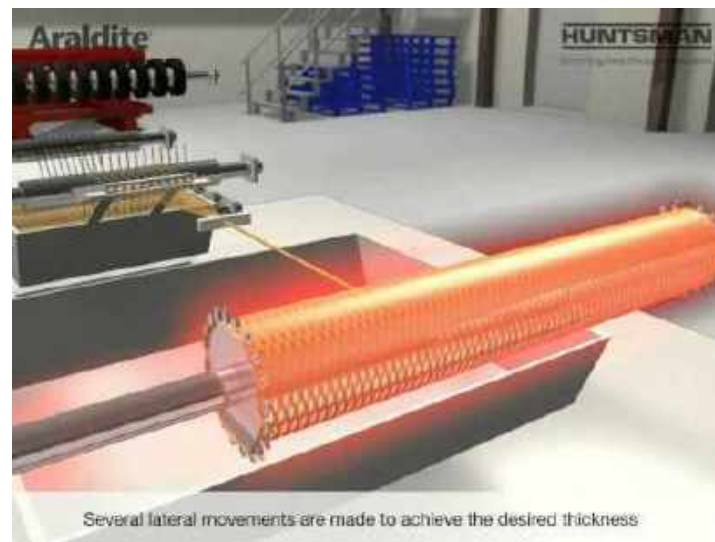
芯模与内衬：具有足够的刚度和强度，能承受自重、缠绕张力、热应力等，能满足制品内墙形状尺寸和精度要求，如同心度、圆度、光洁度等，能保证制品顺利脱模

湿法芯模



湿法芯模通常采用低熔点金属、
低熔点盐类及石膏制造

干法芯模



需要对芯模加热（蒸汽管、电阻、油管等），
低熔点金属、石膏、铸铝（击碎）等

4.4 复合材料缠绕技术

4.4.2 缠绕工艺与装备

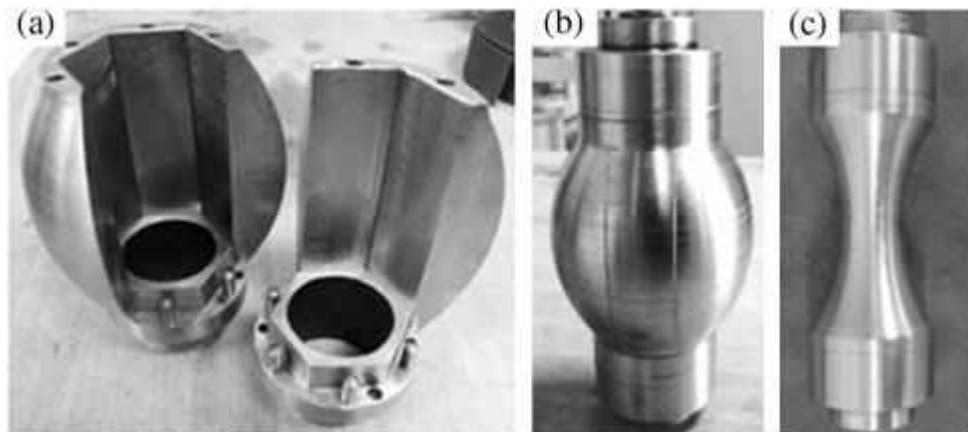
芯模的类型：芯模的结构形式和制造方法和所取材料密切相关。如不可拆卸金属芯模、金属可拆卸芯模、可敲碎式芯模、橡皮袋芯模、组合芯模等。



不可拆卸金属芯模



橡皮袋芯模



金属可拆卸芯模

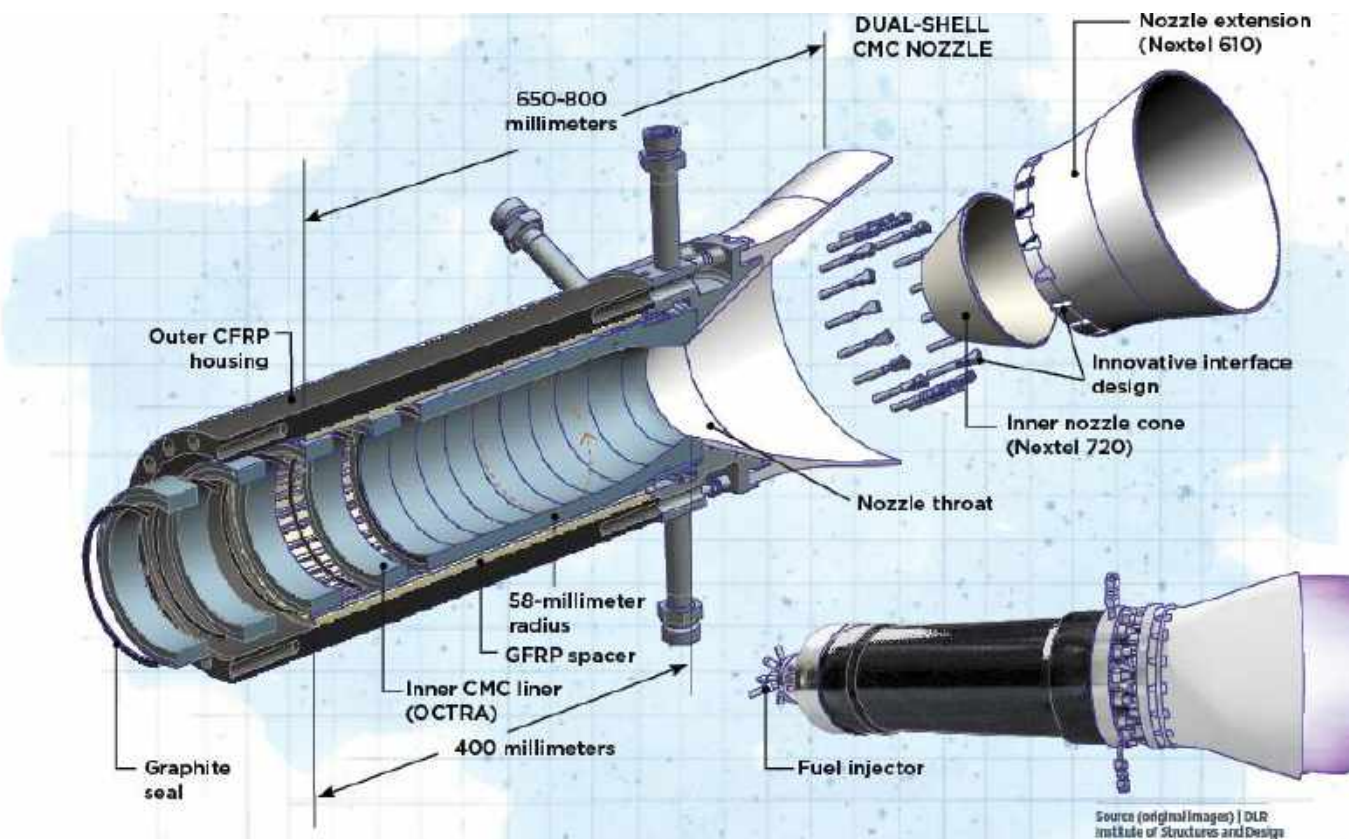
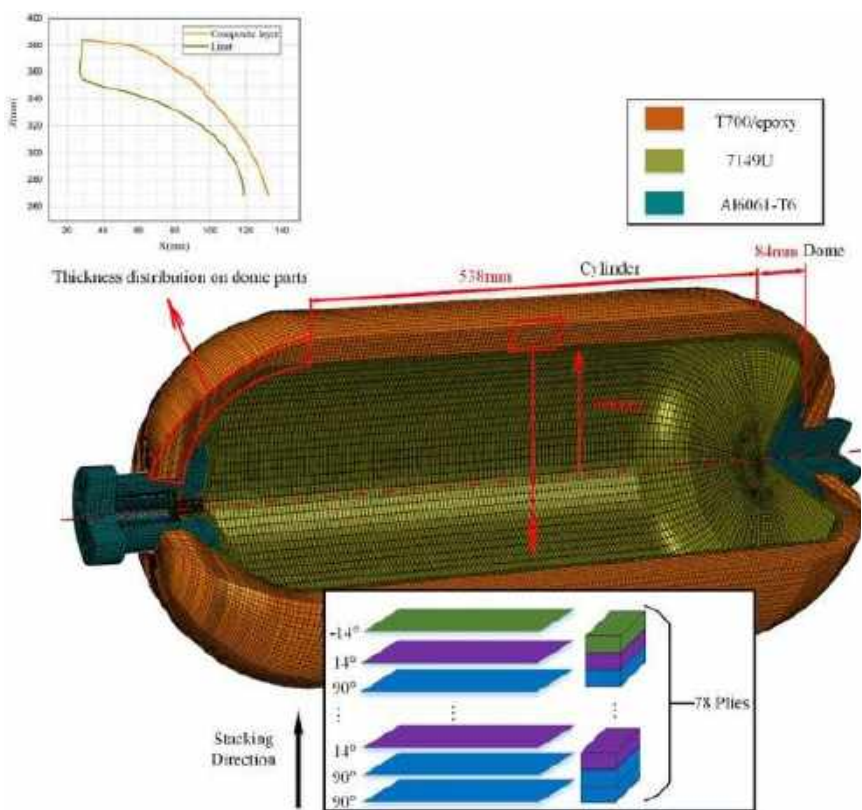


组合芯模

4.4 复合材料缠绕技术

4.4.2 缠绕工艺与装备

内衬: 缠绕的复材制品非气密，因此需要在内部加入具有气密性的内衬，要求耐腐蚀和耐高低温等，同时还必须与壳体牢固粘接、变形协调、统筹承载，需要具有较高的延伸率。



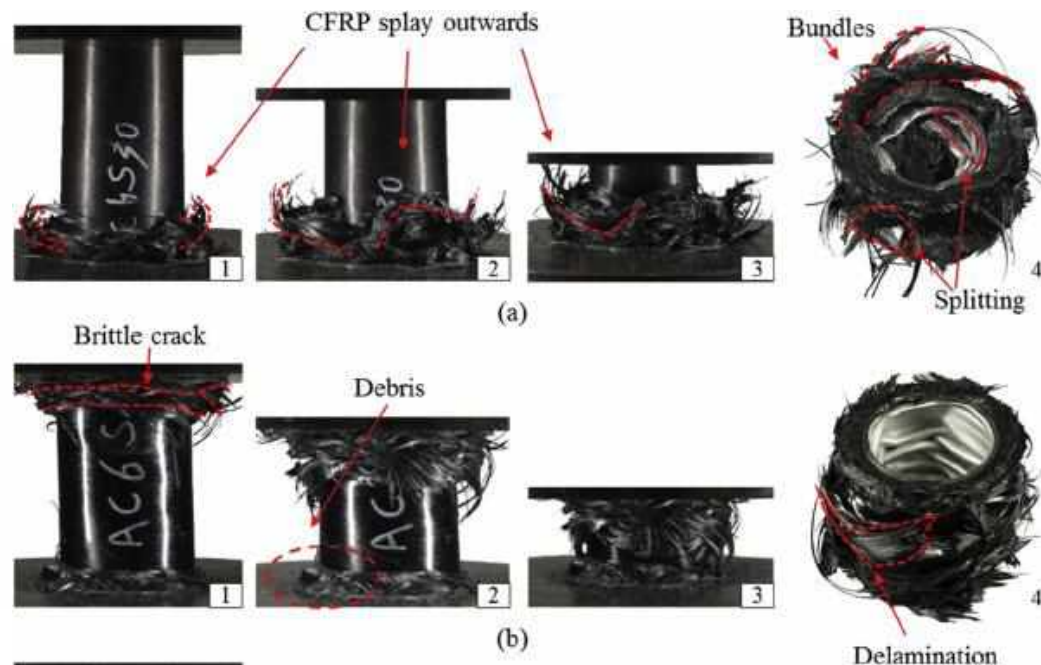
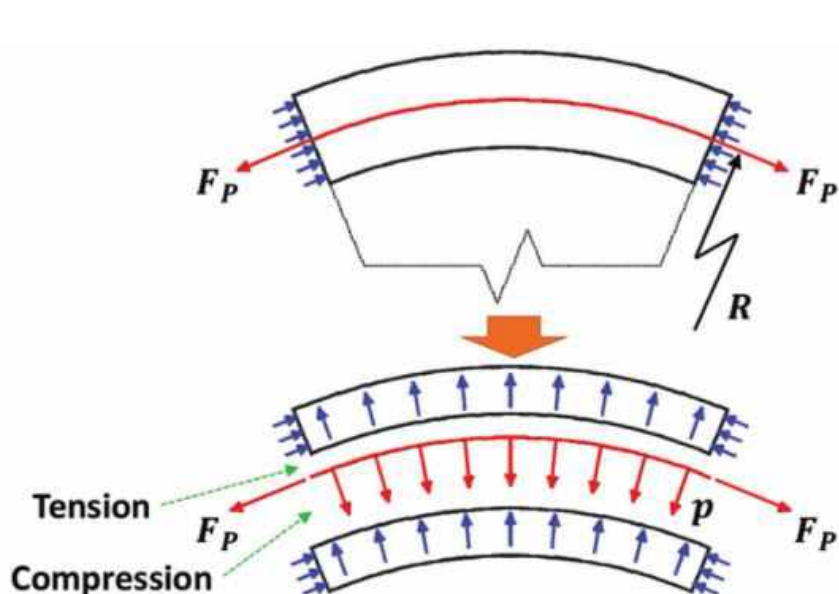
4.4 复合材料缠绕技术

4.4.2 缠绕工艺与装备

张力控制：缠绕张力是缠绕工艺的重要参数。张力大小、各数纤维间张力的均匀性，以及各缠绕层之间纤维张力的均匀性，均对制品的质量影响极大。

(1) 对制品机械性能的影响

研究表明，复合材料制品的强度和疲劳性能与缠绕张力有密切关系。张力过小,制品强度偏低,内衬所受压缩应力较小，因而内衬在充压时的变形较大，其疲劳性能就越低。张力过大，则纤维磨损大，使纤维和制品强度都下降。此外，过大的缠绕张力还可能造成内衬失稳。



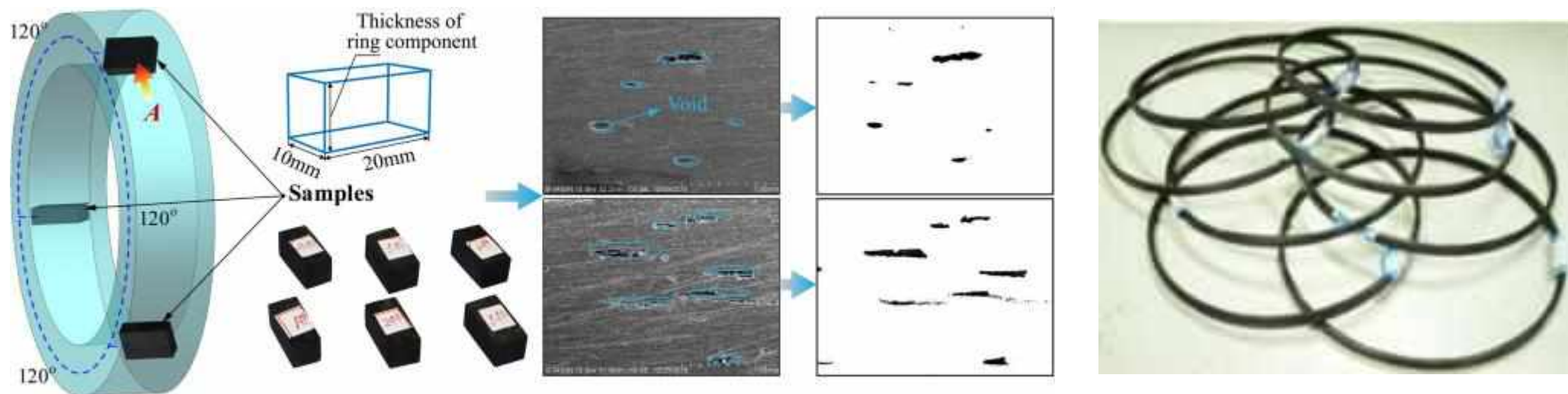
4.4 复合材料缠绕技术

4.4.2 缠绕工艺与装备

张力控制：缠绕张力是缠绕工艺的重要参数。张力大小、各数纤维间张力的均匀性，以及各缠绕层之间纤维张力的均匀性，均对制品的质量影响极大。

(2) 对制品密实度的影响

制品致密的成型压力与缠绕张力成正比，与制品曲率半径成反比。对于干法生产,为了生产密实的制品，须控制缠绕张力。对于湿法缠绕,树脂黏度对所需预定密实度的结构采用的成型压力有很大影响。黏度越小，所需的成型压力就越小。或者说,在固定的成型压力下，可使玻璃纤维复合材料制品具有较高的密实度。



4.4 复合材料缠绕技术

4.4.2 缠绕工艺与装备

纱片宽度及缠绕速度：纱片间隙会成为富树脂区,是结构上的薄弱环节。纱片宽度很难精确控制,这是因为它会随着缠绕张力的变化而变化,通常纱片宽度为 15~35 mm。缠绕速度通常是指纱线速度,应控制在一定范围。因为纱线速度过小,生产率低;而纱线速度过大,会受到下列因素限制:

- 湿法缠绕,纱线速度受到纤维浸胶过程的限制。而且当纱线速度很大时,芯模转速很高,有出现树脂胶液在离心力作用下从缠绕结构中向外迁移和溅洒的可能。
- 干法缠绕,纱线速度主要受两个因素的限制,应保证预浸纤维用树脂通过加热装置后能熔融到所需黏度;避免杂质吸入。



4.4 复合材料缠绕技术

4.4.2 缠绕工艺与装备

缠绕装备

机械系统

数控系统

浸胶装置

张力控制系统

其他



4.4 复合材料缠绕技术

4.4.2 缠绕工艺与装备

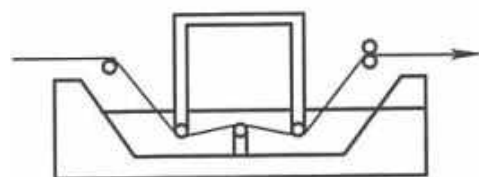
机械系统

包括机架、动力系统、传动系统、运动系统和芯模夹持系统

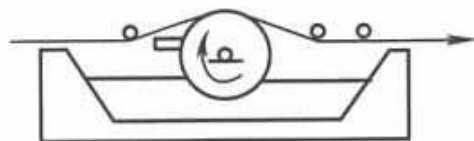
数控系统

通过利用数字、文字和符号组成的数字指令来实现一台或多台机械设备动作控制，它所控制的通常是位置、角度、速度等机械量和开关量。

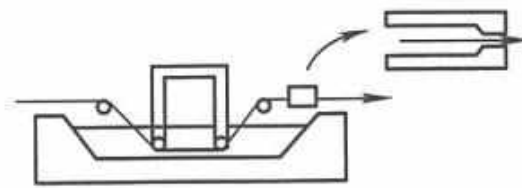
浸胶装置



(a) 浸胶法



(b) 擦胶法



(c) 计量浸胶法

张力控制系统

张力控制系统有机械式和电子式两种,均由张力传感器、张力控制器和张力测控系统组成。张力装置应具有以下功能:缠绕张力可变、可控;缠绕张力便于调整;张力器有绕紧功能,避免纤维松弛;随着纱管尺寸的变化张力可自动补偿。

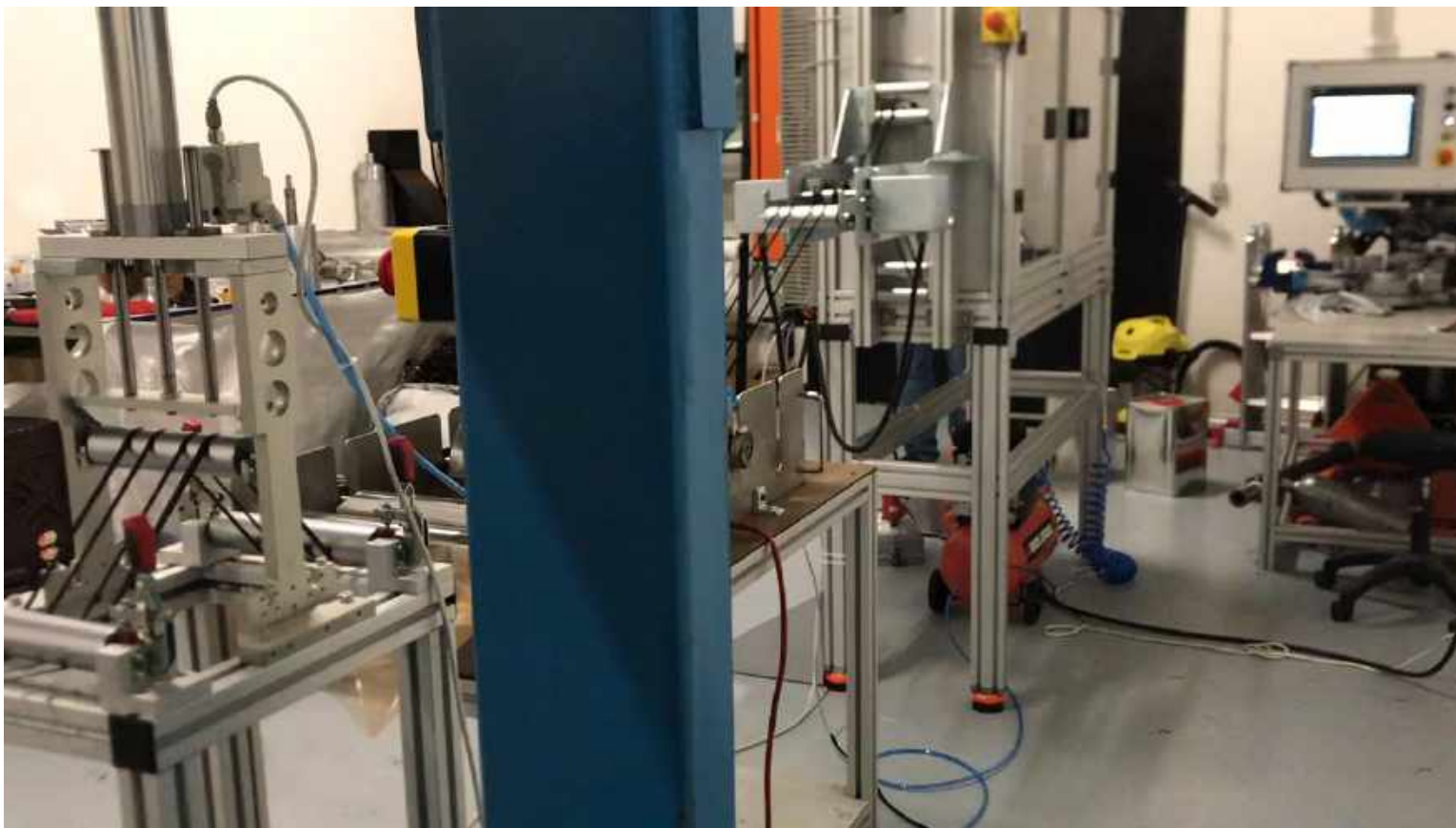
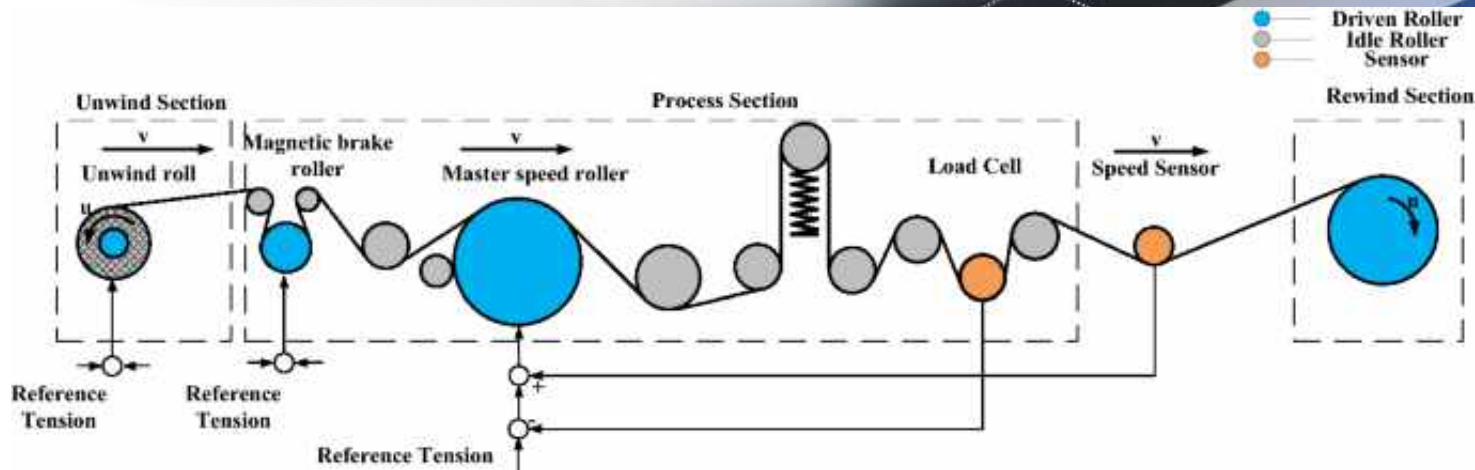
其他

纤维铺展; 纱架; 加热等

4.4 复合材料缠绕技术

4.4.2 缠绕工艺与装备

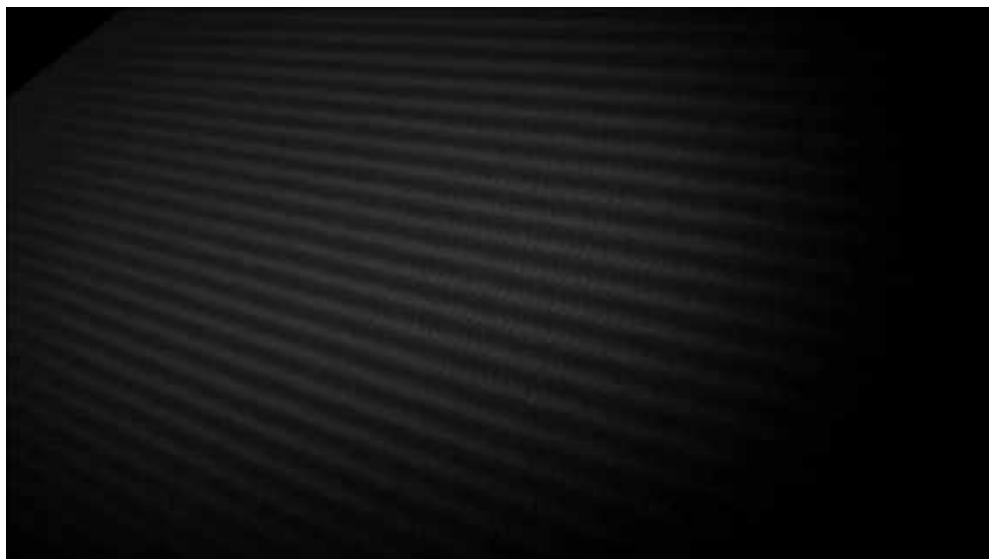
张力控制系统



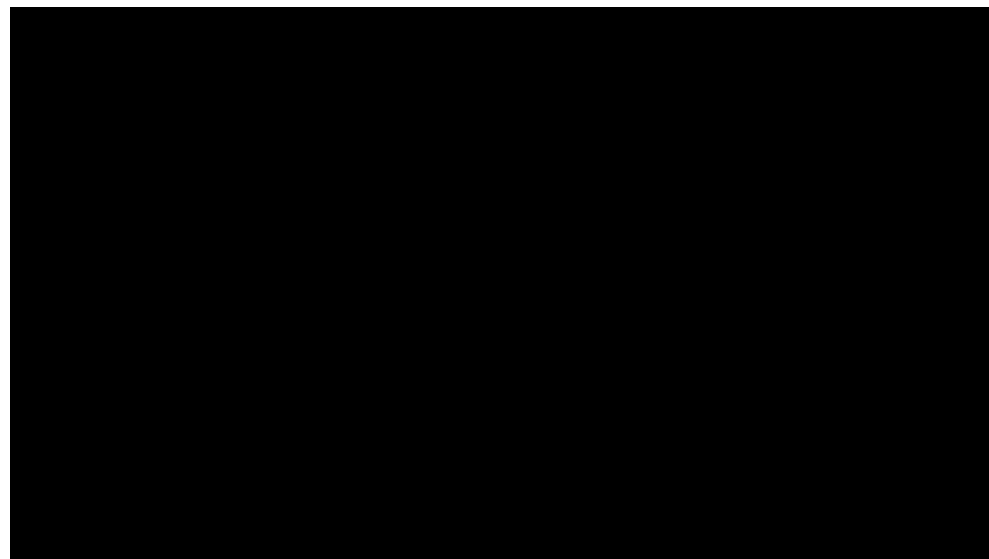
4.4 复合材料缠绕技术

4.4.2 缠绕工艺与装备

最新发展



多轴缠绕技术



3D缠绕技术

4.4 复合材料缠绕技术

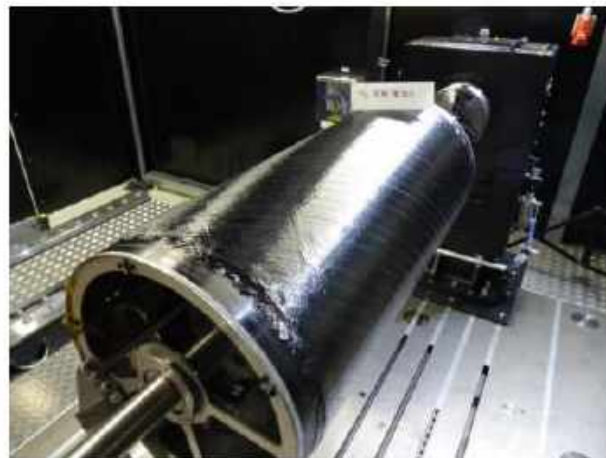
4.4.3 缠绕技术在航空航天中的应用



缠绕技术在航空中主要用于机身筒段的制造



火箭发动机



火箭级间段

4.4 复合材料缠绕技术

4.4.3 缠绕技术在航空航天中的应用



*Amazing
Space
Videos*

课堂报告

➤ 报告题目

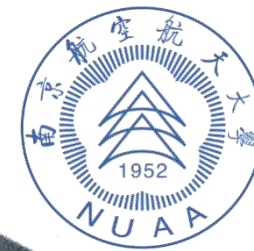
1. 微波固化技术
2. 固化过程监测技术
3. 固化变形控制技术
4. 复合材料3D打印技术
5. 功能复合材料

分组：4-5人/组×5组

形式：PPT汇报（提供每人贡献度）

打分：学生匿名打分50%、老师打分50%

成绩：占期末总成绩30%



4 复合材料结构赋形技术

Composites structure shaping technologies

复合材料结构制造技术

Manufacturing Technologies of Composite Structure

目录 Outline

4.5 干纤维预制体制备技术与液体成型

4.5.1 预制体制备与液体成型原理

4.5.2 干纤维预制体制备技术与装备

4.5.3 液体成型技术

4.5.4 预制体制备与液体成型在航空航天中的应用

4.5 干纤维预制体制备技术与液体成型

干法（预浸料）赋形

树脂含量控制精准，孔隙低，密实性好，
质量稳定，制造环境清洁

层间、厚向性能薄弱，成本高

湿法赋形

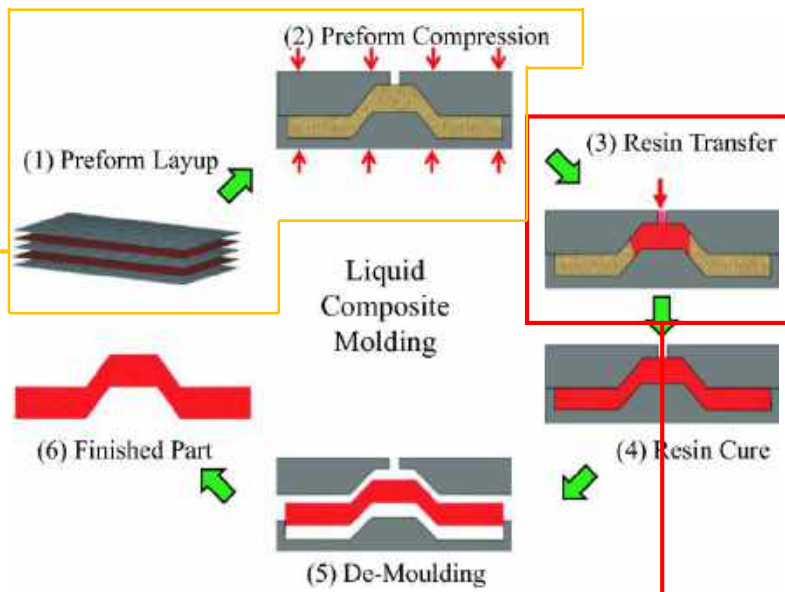
成本低、操作简单

树脂含量控制难，缺陷多，制造环境清洁程度低

干纤维预制体制形

+

液体成型



预制体结构可设计性强，性能较好，
制造环境清洁，成本低

树脂流动、分布控制较难，树脂含量偏高

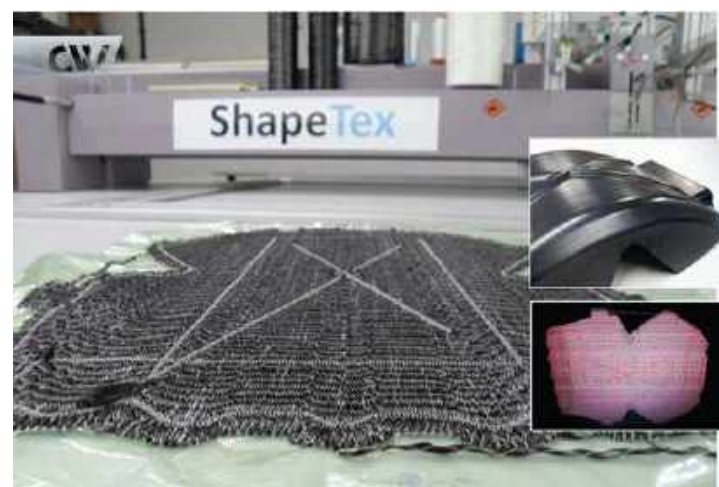
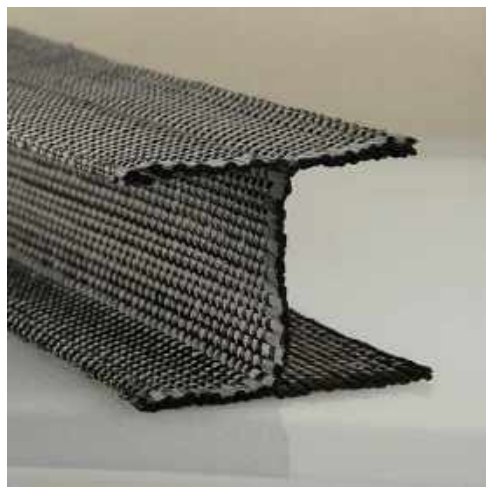
4.5 干纤维预制体制备技术与液体成型

4.5.1 预制体制备与液体成型原理

复合材料液体成型(liquid composite molding, LCM)是复合材料低成本制造技术发展的重要方向之一，而其中关键技术之一就是**干纤维预制体制备技术**。

干纤维预制体

该技术就是通过一定的**预成型技术**，把经向、纬向及厚度方向等纤维束(或纱线)制备成一个干纤维整体，即为**干纤维预制体**，然后以预制体作为增强材料进行**树脂浸渍**而完成复合材料结构的赋形。

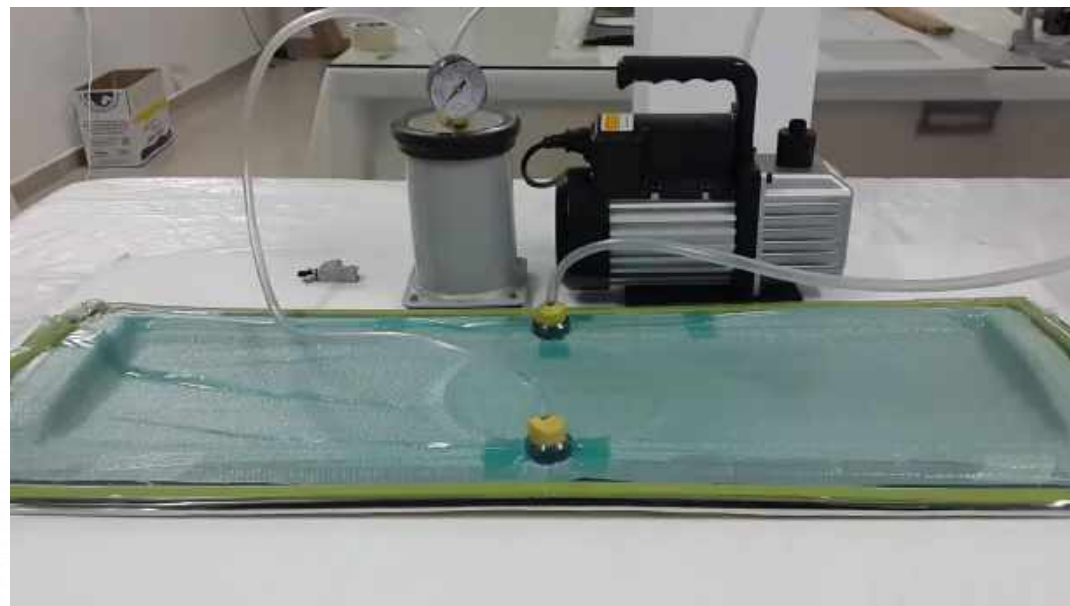
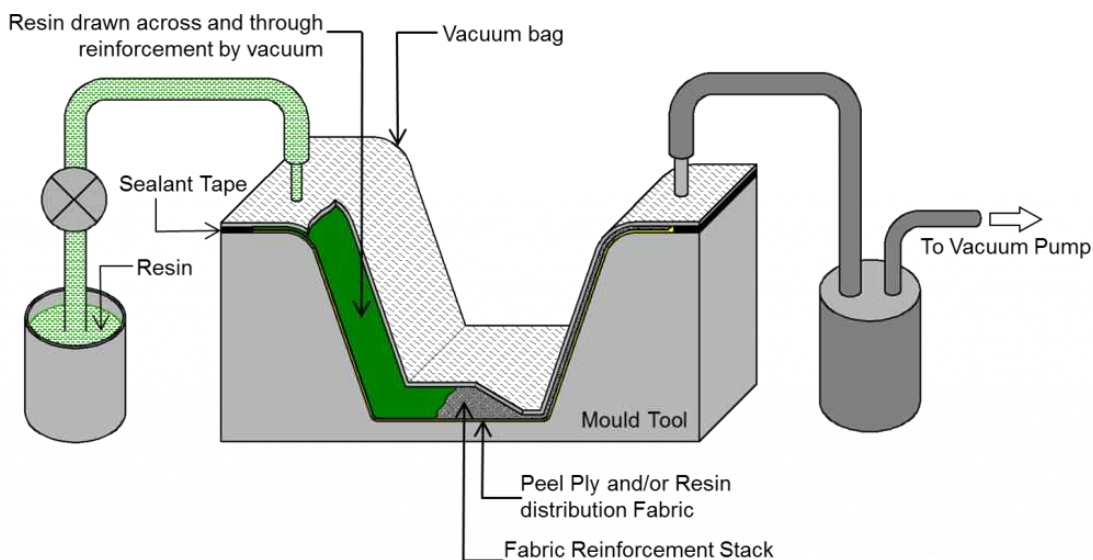


4.5 干纤维预制体制备技术与液体成型

4.5.1 预制体制备与液体成型原理

液体成型

复合材料液体成型技术(liquid composite molding, LCM)是指将**液态聚合物**在压力作用下注入铺有纤维预制体的**闭合模腔中**(或加热熔化预先放入模腔内的树脂膜)，**液态聚合物在流动充模的同时完成对纤维的浸润**，同时将增强体内的空气完全排出。



目录 Outline

4.5 干纤维预制体制备技术与液体成型

4.5.1 预制体制备与液体成型原理

4.5.2 干纤维预制体制备技术与装备

4.5.3 液体成型技术

4.5.4 预制体制备与液体成型在航空航天中的应用

4.5 干纤维预制体制备技术与液体成型

4.5.2 干纤维预制体制备技术与装备

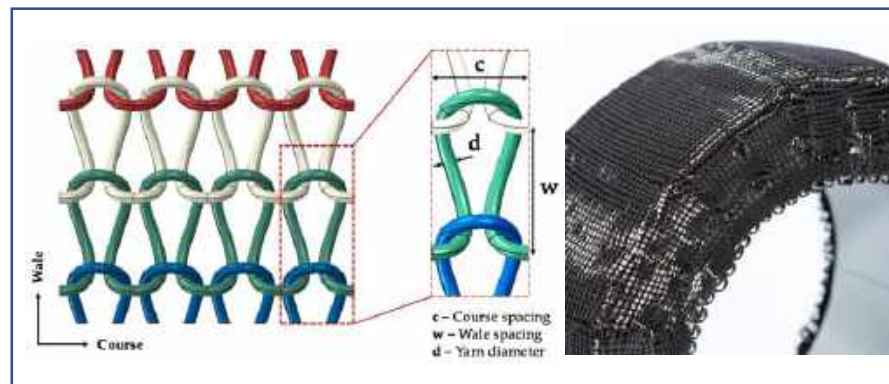
干纤维预制体制备技术分类

手工铺贴——编织——针织——缝合——干纤维自动铺放

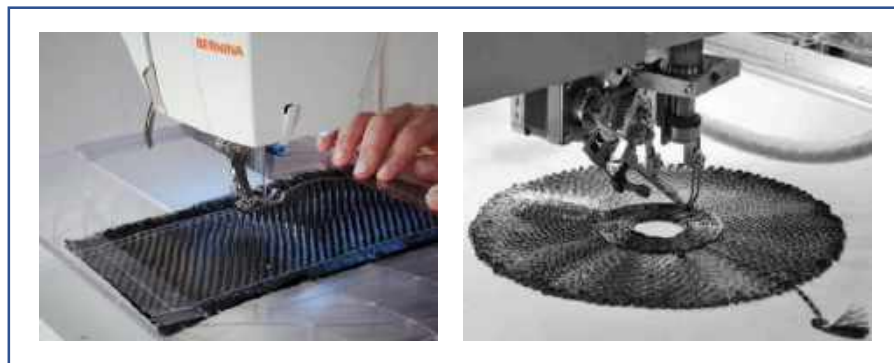
Weaving Knitting Sewing Dry fiber placement



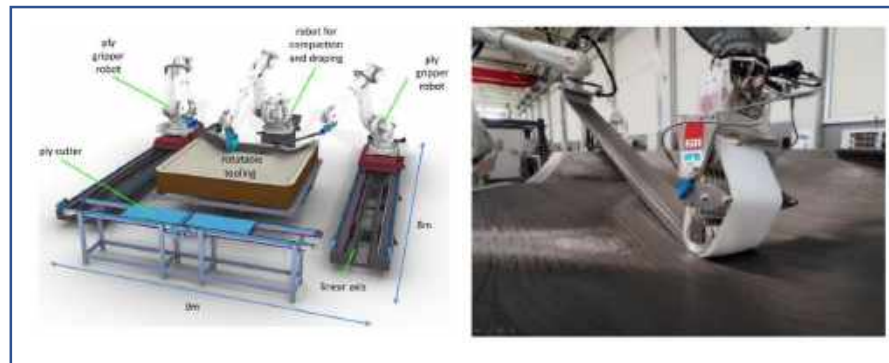
Weaving



Knitting



Sewing

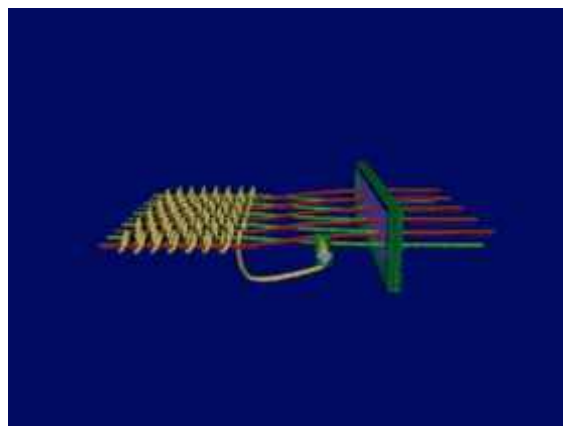


Dry fiber placement

4.5 干纤维预制体制备技术与液体成型

4.5.2 干纤维预制体制备技术与装备 **编织 Weaving**

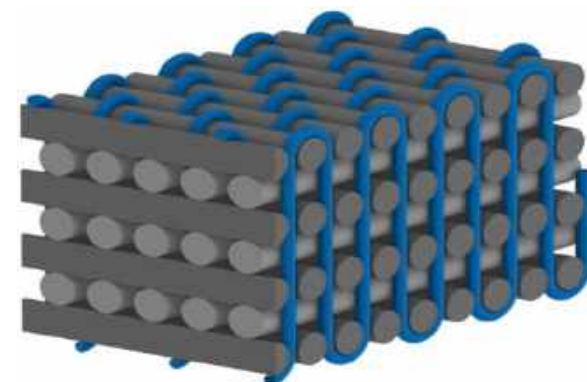
编织技术是干纤维预制体的主要成型技术之一。编织是由若干携带编织纱的编织锭子沿着预先确定的轨迹在编织平面上移动，使编织纱**相互交织构成空间网络状结构**。



典型的二维 (2D) 编织过程

编织分为二维 (2D) 编织和三维 (3D) 编织，二维编织是指编织物厚度**不大于编织纱直径3倍**的编织方法，三维编织是指所加工的编织物厚度至少超出编织纱直径的3倍，并在厚度方向上有纱线相互交织。

3D编织保证了整体特性，同时可根据构件几何形状编织各种复杂的预制体。



三维 (3D) 编织物

4.5 干纤维预制体制备技术与液体成型

4.5.2 干纤维预制体制备技术与装备

编织 Weaving



4.5 干纤维预制体制备技术与液体成型

4.5.2 干纤维预制体制备技术与装备

编织 Weaving

3D编织具备的优势:

(1) 复杂形状产品切割浪费较少

3D 编织技术制备的织物, 能够实现复杂预制体部件的净成形, 即预制体成形后, 仅需少量加工或不再加工, 就可用作复合材料构件的成形技术, 生产效率高, 减少纤维切割浪费。

(2) 编织能承担复杂载荷

3D编织可以实现复杂预制体, 纤维形成真正的 3D 结构, 特别是可以按最终用户要求(机械载荷标准、安全标准、环境标准)设计满意的织物结构, 纤维角度可以贯穿整个预制体进行变换, 能够承担复杂载荷。

(3) 能实现变截面的复杂构件

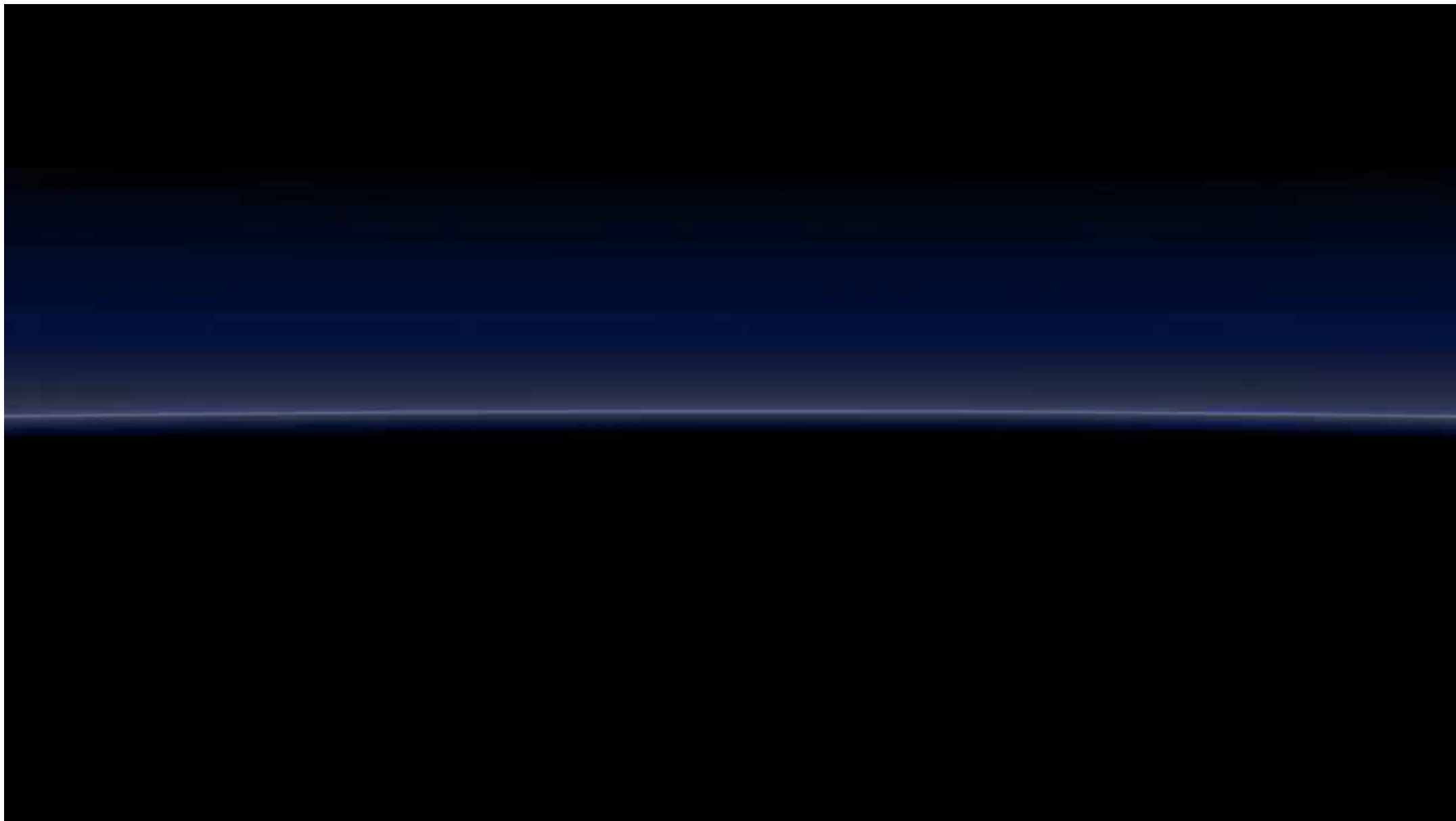
3D 编织工艺中, 编织参数可以改变, 使复杂形状编织成为可能, 包括任意截面和变厚度均可实现, 同时保持纤维角度的连续。大的交叉截面也可以实现, 包括中空形状



4.5 干纤维预制体制备技术与液体成型

4.5.2 干纤维预制体制备技术与装备

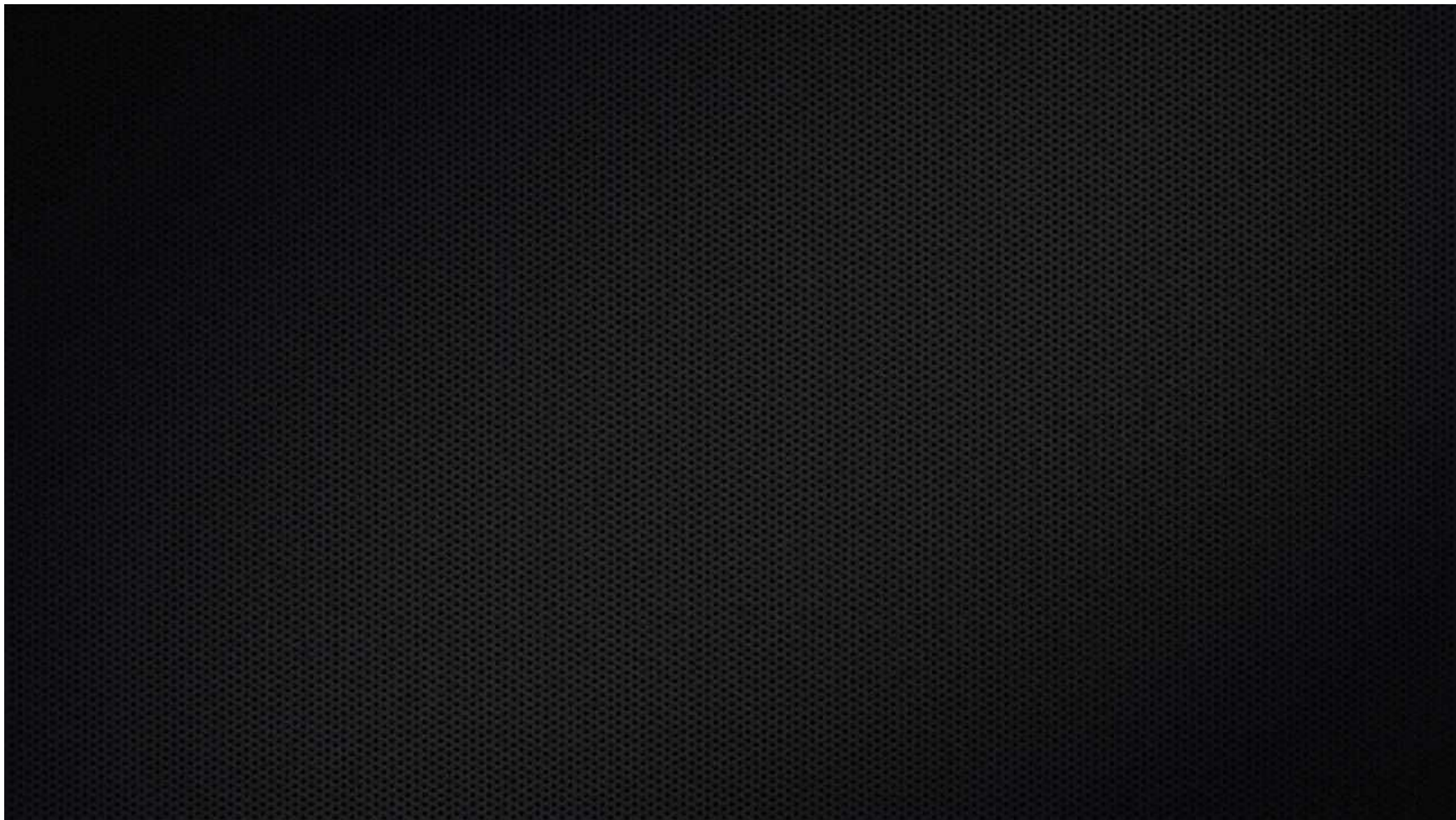
编织 Weaving



4.5 干纤维预制体制备技术与液体成型

4.5.2 干纤维预制体制备技术与装备

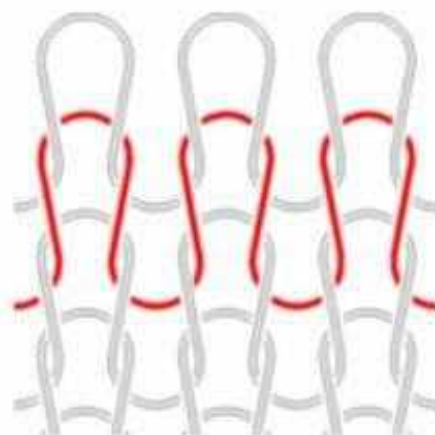
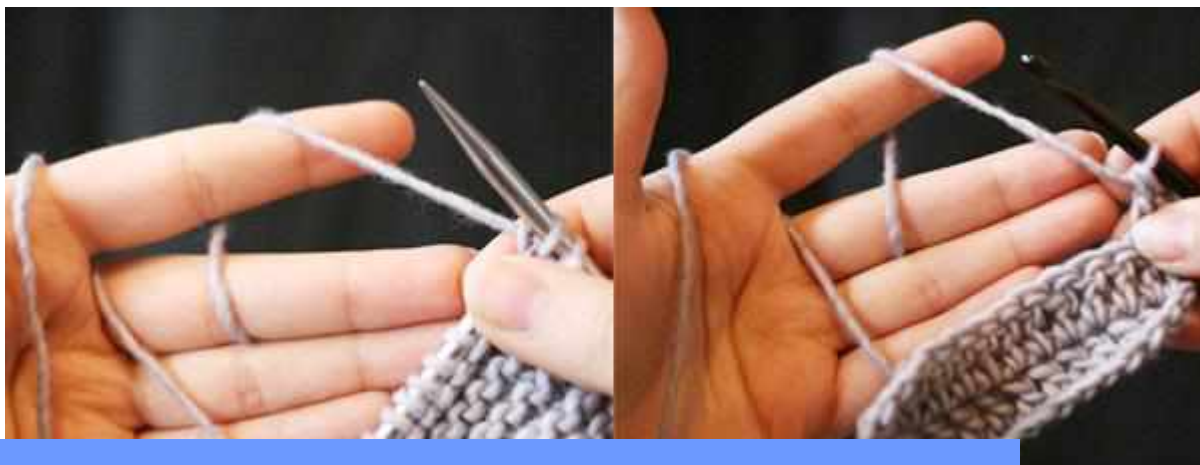
编织 Weaving



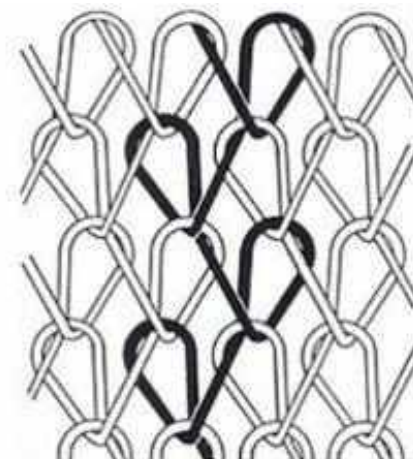
4.5 干纤维预制体制备技术与液体成型

4.5.2 干纤维预制体制备技术与装备 **针织 Knitting**

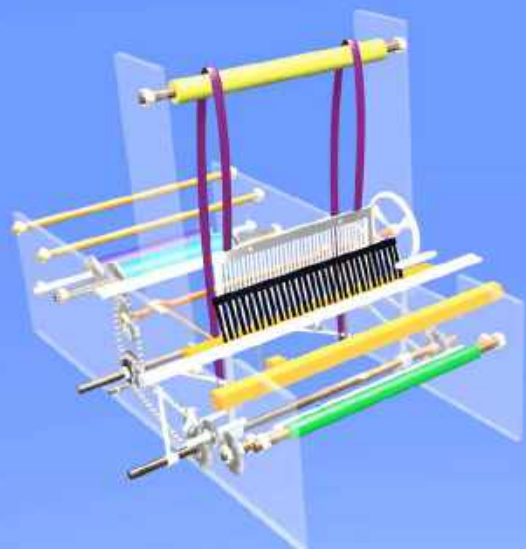
利用织针把各种原料和品种的纱线构成**线圈**、再经**串套连接成针织物**的工艺过程。根据不同的工艺特点，针织生产分为**纬编**和**经编**两大类。



Basic Weft Knitting



Basic Warp Knitting



TEXTILE
School
Of Textiles

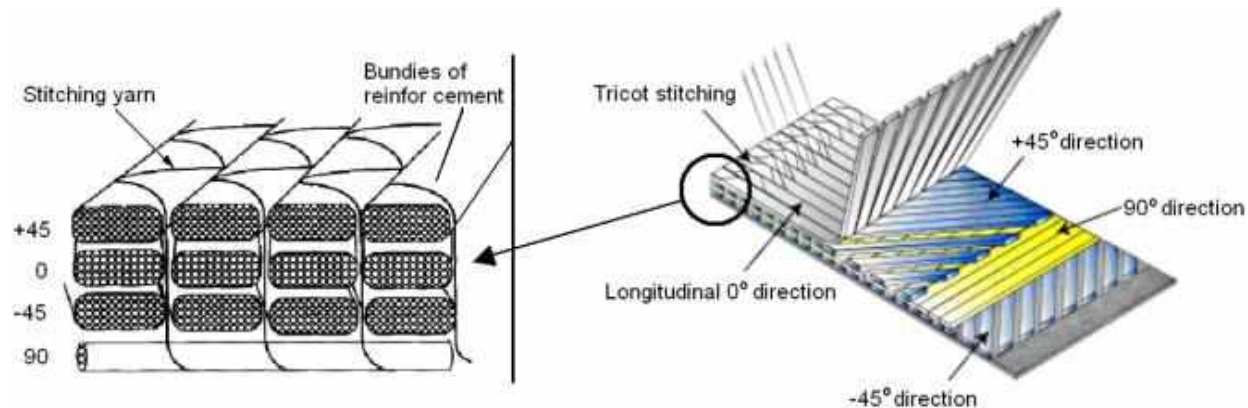
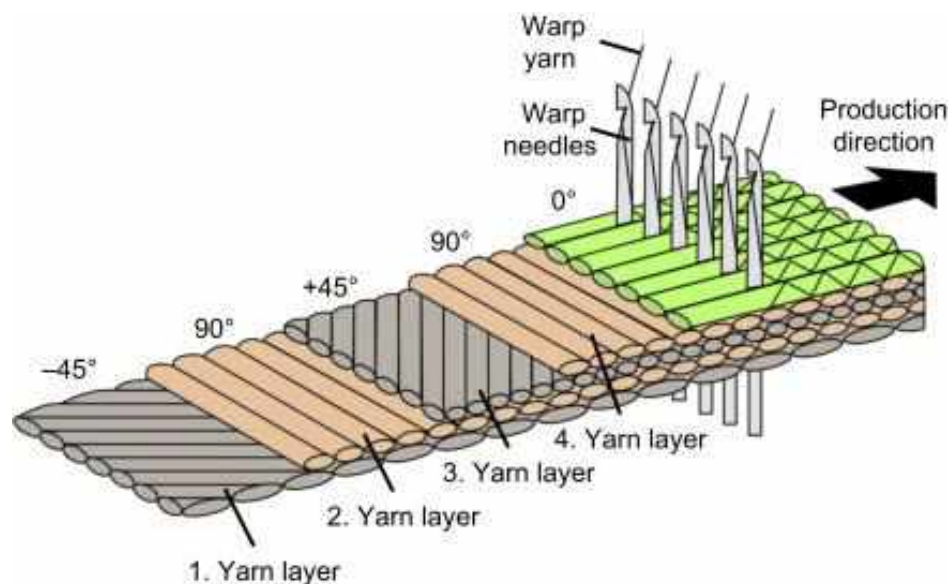
传统的经编或纬编的针织结构中，有**线圈结构**。然而**高性能纤维不易成圈**，且**复合材料中的纤维最好为伸直状态**，以提高复合材料的刚度和强度



4.5 干纤维预制体制备技术与液体成型

4.5.2 干纤维预制体制备技术与装备 **针织 Knitting**

针织主要用于多轴向经编织物或者非卷曲布(Non-crimp fabrics, NCF), 是 20 世纪 90 年代末欧美先进工业国家针对低成本液体成型工艺开发的一种新型碳纤维织物。

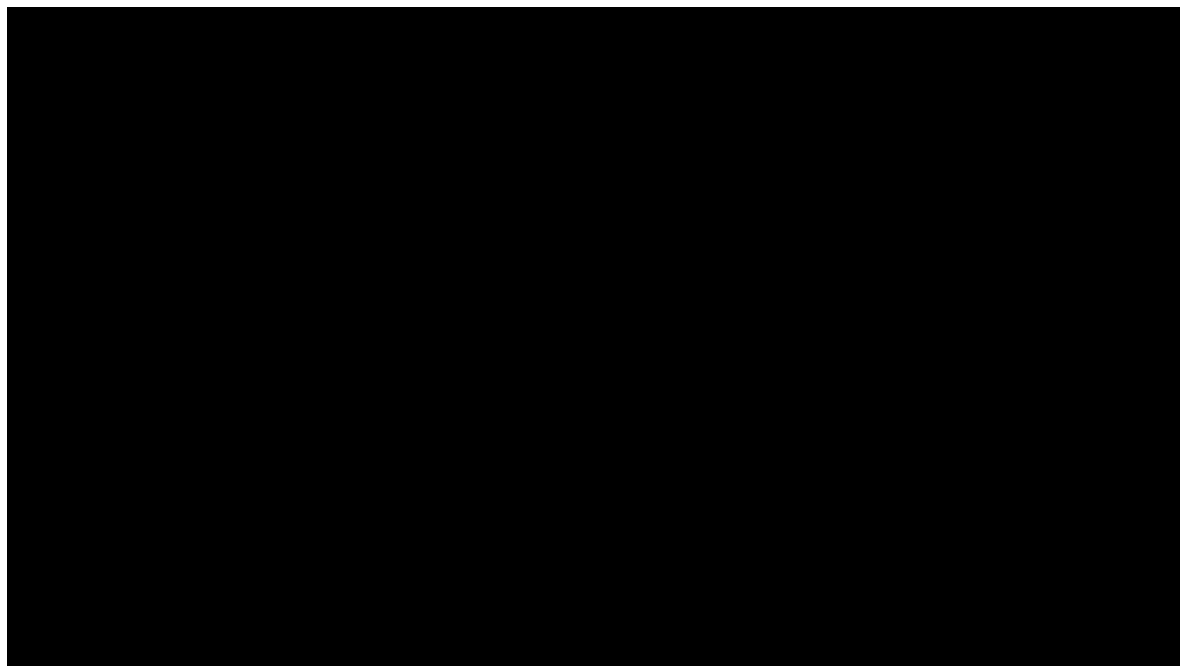


4.5 干纤维预制体制备技术与液体成型

4.5.2 干纤维预制体制备技术与装备 **缝合 Sewing**



复合材料缝合技术是指采用缝合线使多层织物结合成**准三维立体织物**或使分离的数片织物连接成**整体结构**的一种复合材料预制体制备技术。该技术起源于 20 世纪中后期,是针对传统工艺方法不足而开发的一种全新的技术。其原理是通过缝合手段,使复合材料在**垂直于铺层平面的方向得到增强**,从而提高材料层间损伤容限,穿过增强织物厚度方向的**缝线可以大大改善复合材料的层间性能**。

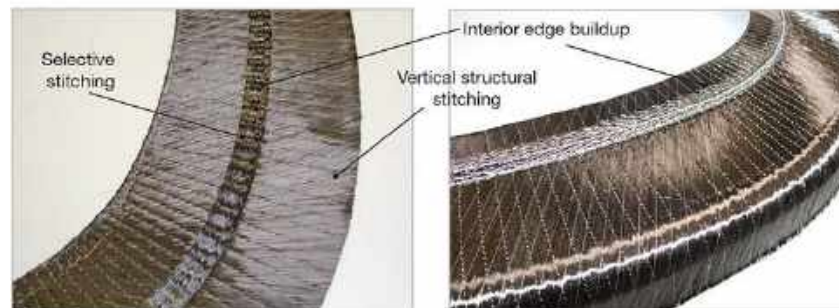


← 锁式缝合和链式缝合



Fig. 2

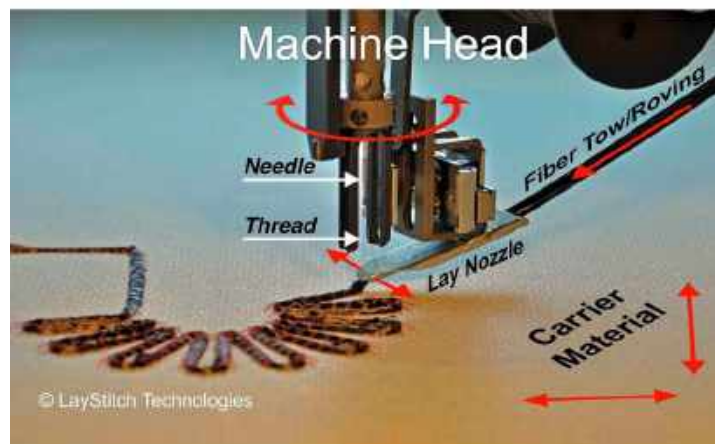
The A350 window frame preforms use vertical structural stitching and selective stitching to achieve an L-cross-sectioned oval without any wrinkles and a glass fiber lining to prevent galvanic corrosion in contact with metal.



4.5 干纤维预制体制备技术与液体成型

4.5.2 干纤维预制体制备技术与装备 **缝合 Sewing**

纤维铺缝 Tailored Fiber Placement, TFP 是一种独特的缝合预成型工艺



连续丝束被精确放置并缝合到基材上。该过程是自动化的，可实现高生产率和可重复性。使用专用缝合机控制缝合单元运动和旋转，并使用计算机数控 (CNC) 移动丝束来在任何方向放置连续的丝束。

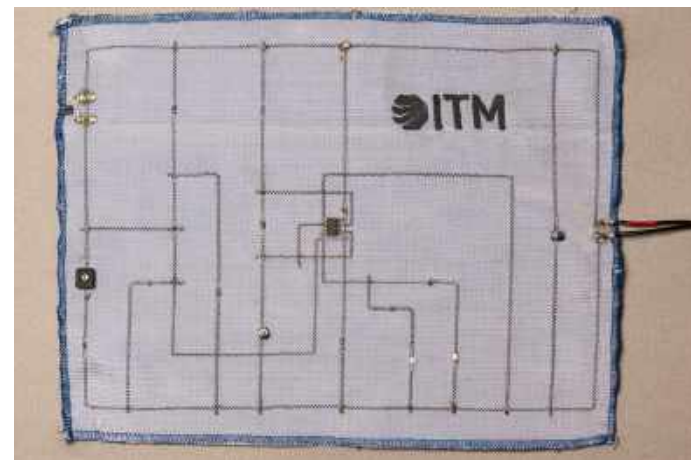
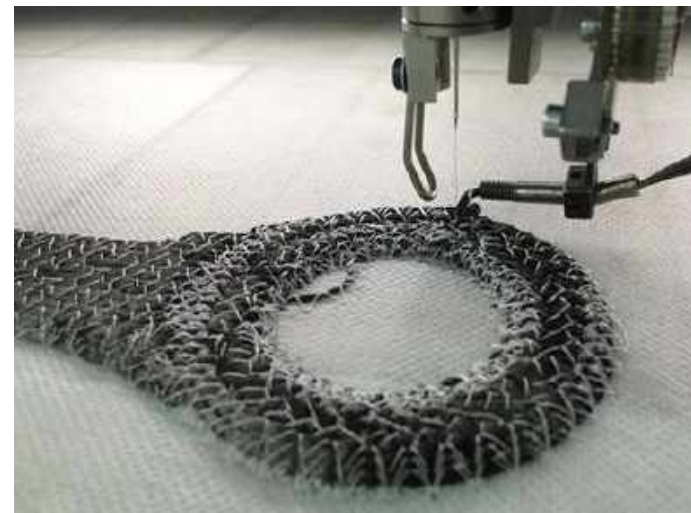
根据纤维应力方向进行结构**拓扑优化**，再利用TFP技术制造，可实现在力学性能提升的前提下，大幅减重



4.5 干纤维预制体制备技术与液体成型

4.5.2 干纤维预制体制备技术与装备 **缝合 Sewing**

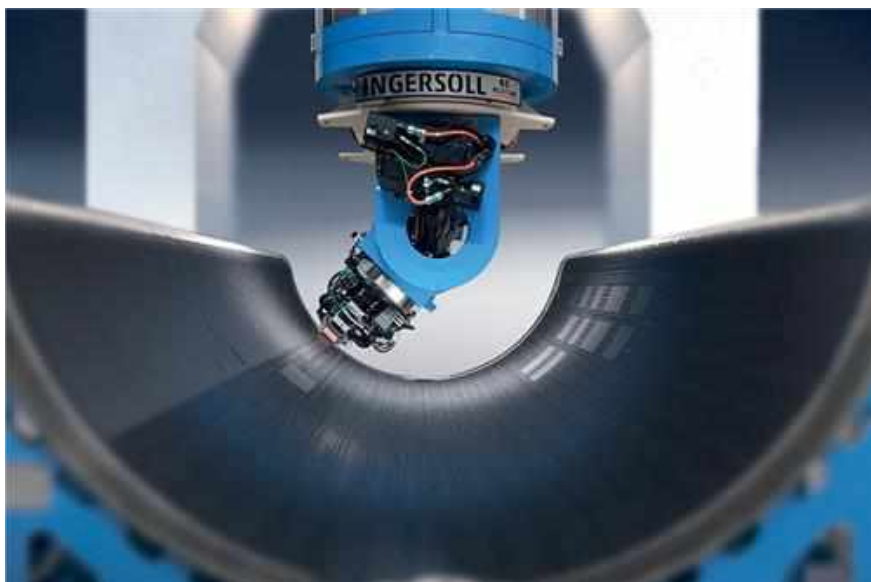
纤维铺缝 Tailored Fiber Placement, TFP 是一种独特的缝合预成型工艺



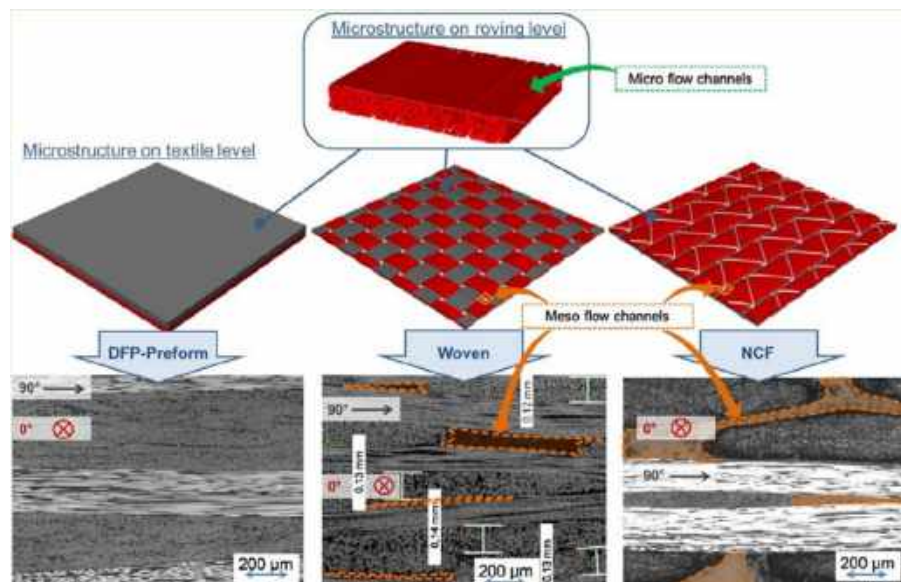
4.5 干纤维预制体制备技术与液体成型

4.5.2 干纤维预制体制备技术与装备

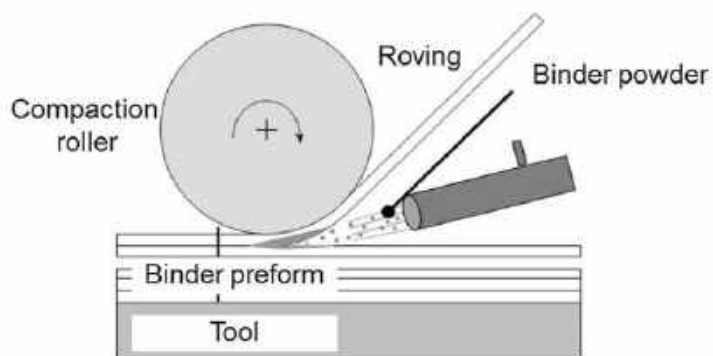
干纤维自动铺放 Dry fiber placement



Dry Fiber Placement (DFP)



DFP可以实现无纤维弯曲的预制体制备



Binder: 胶粘剂、定型剂



干纤维自动铺放预成型技术是最新发展的一种先进的预制体制造技术, 代表着航空复合材料制造业最新的技术发展前沿。

目录 Outline

4.5 干纤维预制体制备技术与液体成型

4.5.1 预制体制备与液体成型原理

4.5.2 干纤维预制体制备技术与装备

4.5.3 液体成型技术

4.5.4 预制体制备与液体成型在航空航天中的应用

4.5 干纤维预制体制备技术与液体成型

4.5.3 液体成型技术

复合材料液体成型 (Liquid Composites Molding, **LCM**)

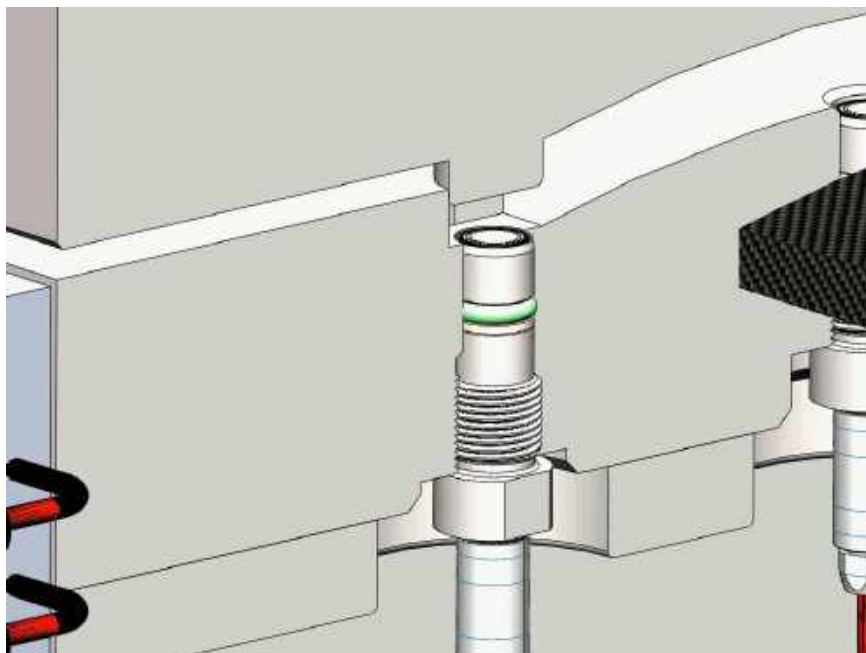
- ① **RTM** (Resin Transfer Molding, 树脂传递模塑)
- ② **VARI** (Vacuum Assisted Resin Infusion, 真空辅助树脂浸渗)
- ③ **RFI** (Resin Film Infusion, 树脂膜渗透)
- ④ **SRIM** (Structural reaction injection molding, 结构反应注射模塑)
- ⑤ **TERTM** (Thermal expansion resin transfer molding, 热膨胀树脂传递模塑)
- ⑥ **VIP**(Vacuum Infusion Process, 真空导入)

4.5 干纤维预制体制备技术与液体成型

4.5.3 液体成型技术

① RTM (Resin Transfer Molding, 树脂传递模塑)

RTM 成型工艺是将干纤维预成型体铺放到闭合模具的模腔内，通过压力将低黏度树脂注入闭合模腔中，通过树脂的流动充分浸渍预成型体，最后固化得到复合材料制件。



RTM采用闭合模具，具有更高的表面质量、尺寸精度和纤维含量。RTM已成为复合材料低成本制造的主流技术。

4.5 干纤维预制体制备技术与液体成型

4.5.3 液体成型技术

① RTM (Resin Transfer Molding, 树脂传递模塑)



4.5 干纤维预制体制备技术与液体成型

4.5.3 液体成型技术

① **RTM** (Resin Transfer Molding, 树脂传递模塑) —— 低压 10-20 bar

HP-RTM (High Pressure Resin Transfer Molding) —— 高压 30-120 bar

BMW I3 底盘HP-RTM过程



HP-RTM注胶机



空客采用HP-RTM制造的翼肋零件,
纤维体积含量>60%, 孔隙率<2%

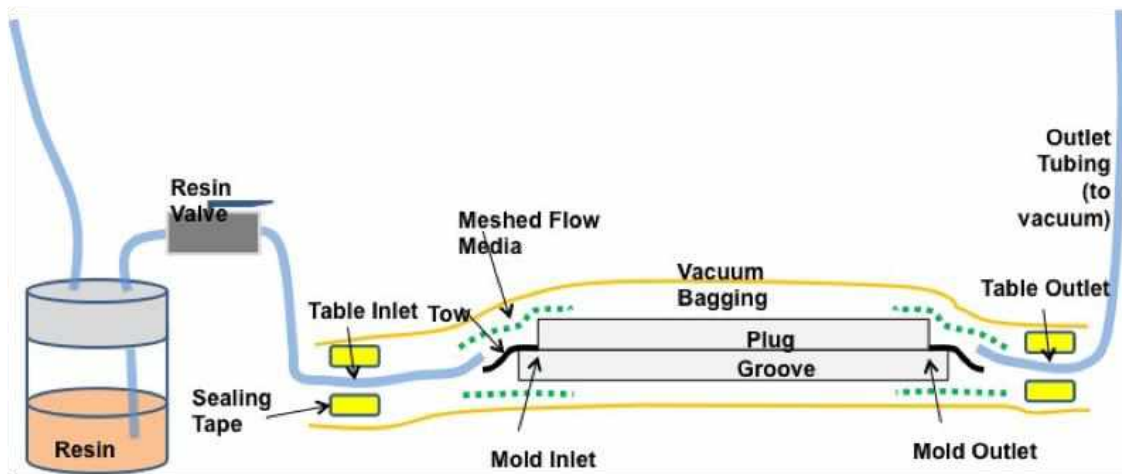


4.5 干纤维预制体制备技术与液体成型

4.5.3 液体成型技术

② VARI (Vacuum Assisted Resin Infusion, 真空辅助树脂浸渗)

真空辅助树脂浸渗成型工艺 (VARI) 是一种在 RTM工艺的基础上演变而来的低成本技术，是一种采用半开放式模具的工艺。该工艺在模具上铺放干纤维增强材料和导流网、脱模布、透气毡等辅助材料，然后封装真空袋，在真空状态下排除干纤维预成型体中的气体，利用真空压差使树脂流入并渗透干纤维预制体。这种工艺在命名上有多种称呼,如真空导入、真空灌注、真空注射等。



VARI工艺的铺设示意图



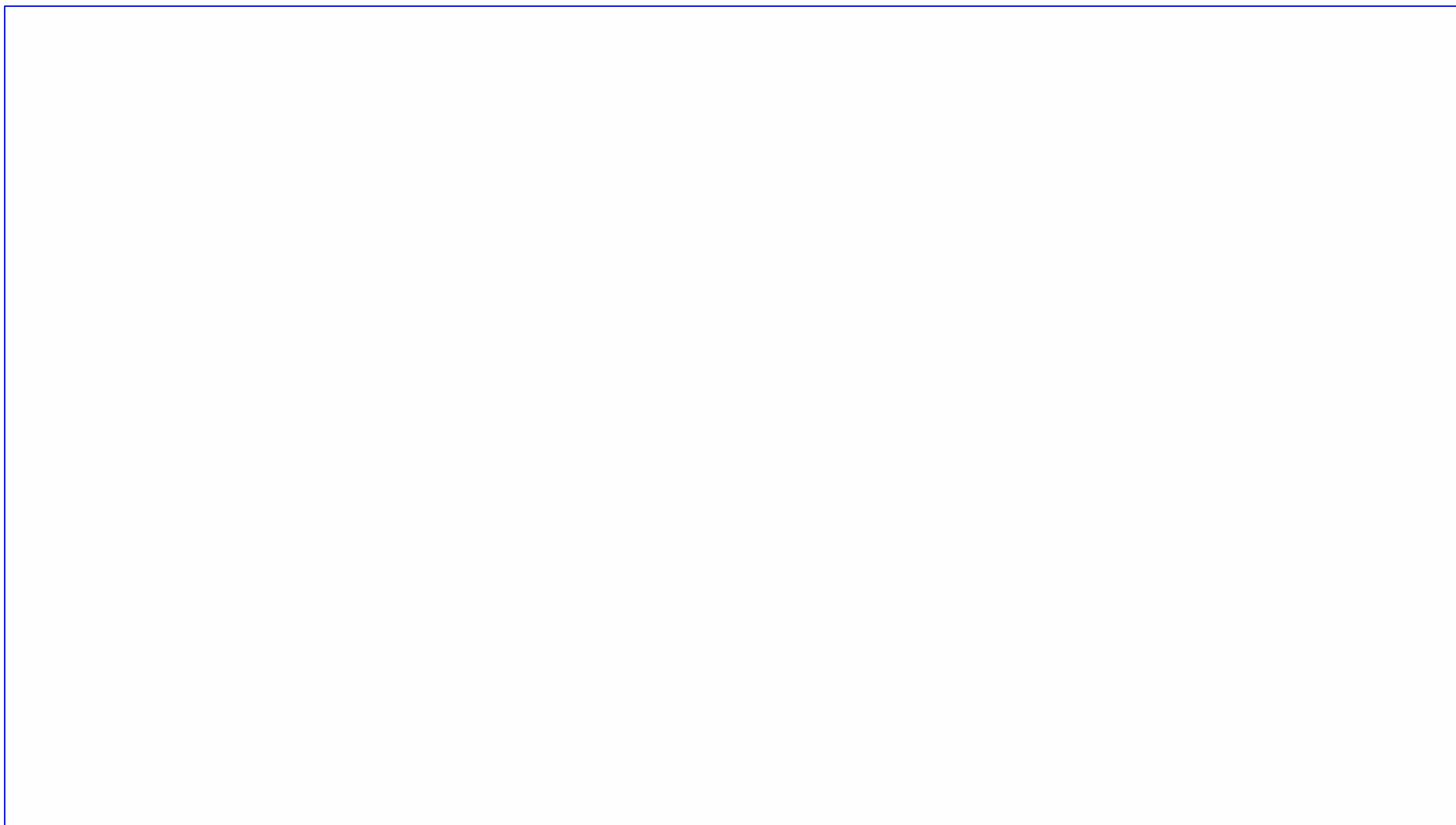
VARI工艺实物图及需要的工艺材料和装置



4.5 干纤维预制体制备技术与液体成型

4.5.3 液体成型技术

② **VARI** (Vacuum Assisted Resin Infusion, 真空辅助树脂浸渗)



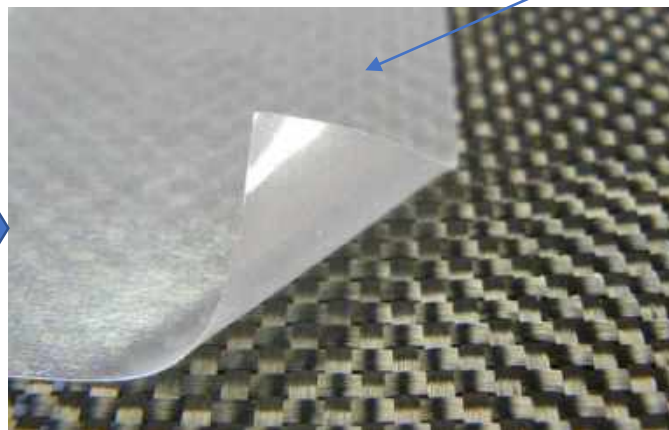
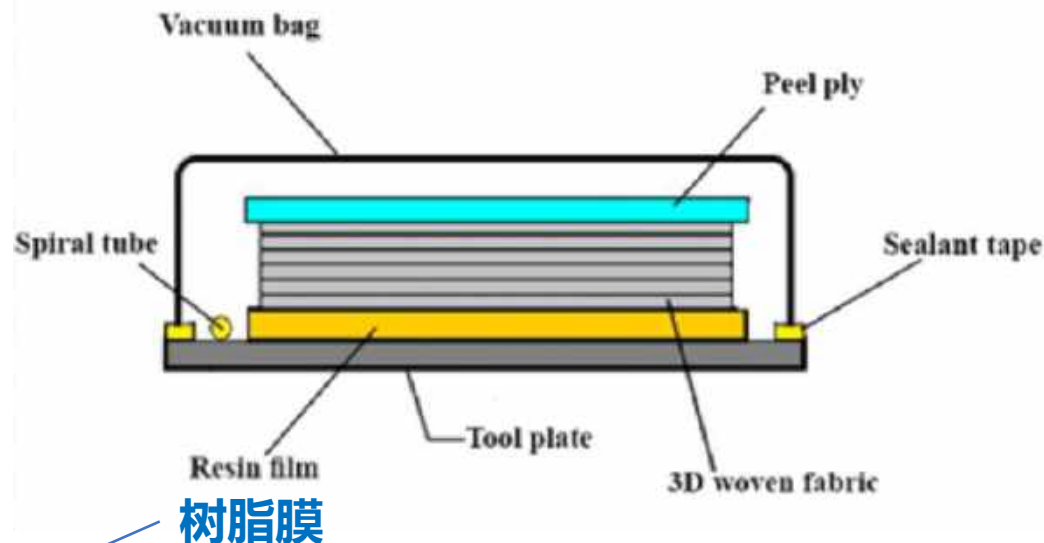
3分——干纤维铺贴 6分——VARI辅料 9分——树脂配比 10分——注胶 18分——脱模

4.5 干纤维预制体制备技术与液体成型

4.5.3 液体成型技术

③ RFI (Resin Film Infusion, 树脂膜渗透)

RFI工艺也是在 RTM工艺的基础上发展起来的, 通常是将预先制备的树脂膜或稠状树脂块铺放在成型模的底部, 其上层铺放增强材料预制体, 在热环境下使树脂膜熔化流动并在真空和压力下使树脂由下向上浸透预制体。



RFI通常采用预浸料使用的高性能树脂, 适合制造大型、复杂、带加强筋的高性能构件

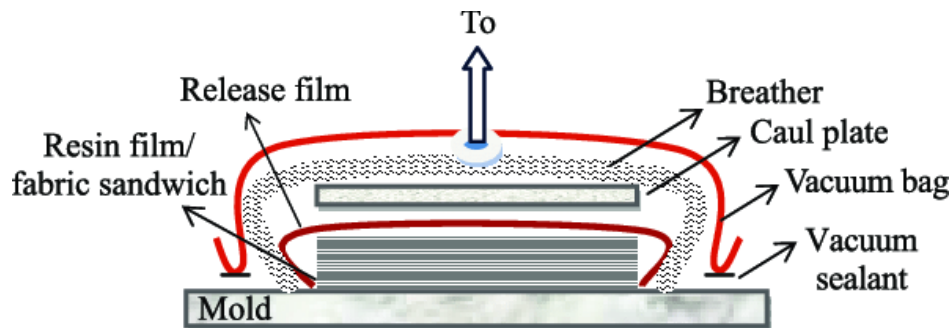
4.5 干纤维预制体制备技术与液体成型

4.5.3 液体成型技术

③ RFI (Resin Film Infusion, 树脂膜渗透)

RFI工艺具有显著的优点:

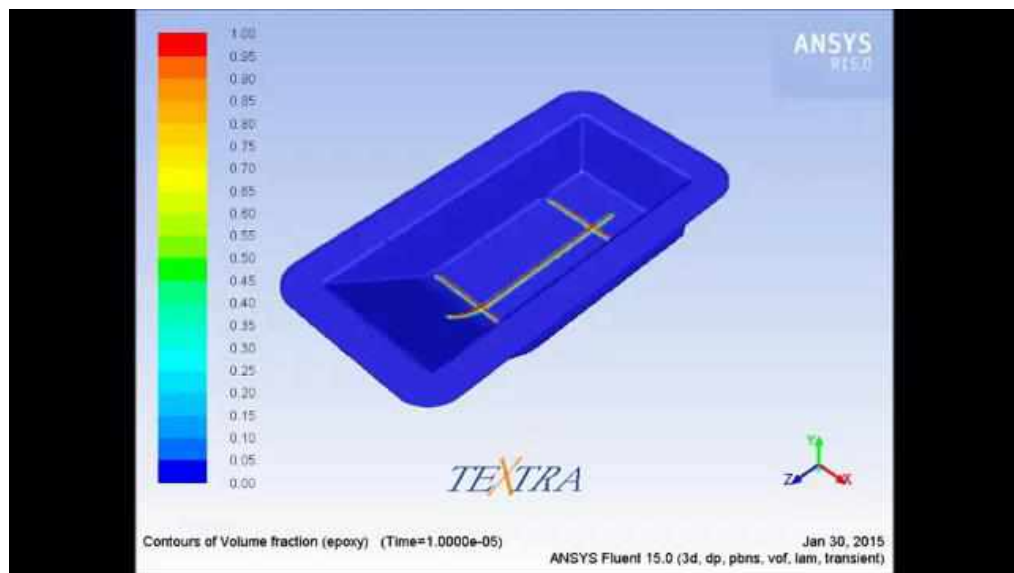
在树脂传递模塑(RTM)或真空辅助树脂传递模塑(VARI)工艺中, 液态树脂通过推压或抽吸方式, 通过模具内的纤维预制体, 形成最终制件形状。这些方法使树脂经历较长的有时甚至较复杂的路径。为了保证前部树脂均匀推进不留孔隙或干区, 需要仔细的工艺设计和细节考虑。废品率可能较高(至少在初期如此)。成型厂商必须配混树脂, 加入适量的固化剂和催化剂, 用量须与纤维和模具类型相适。如果不能保持一致, 则会导致产品质量不均。RFI工艺克服了这些缺点, 加热并用真空或压力帮助树脂, 渗透连续的纤维预制体使得树脂, 分布均匀、制品成型周期短。



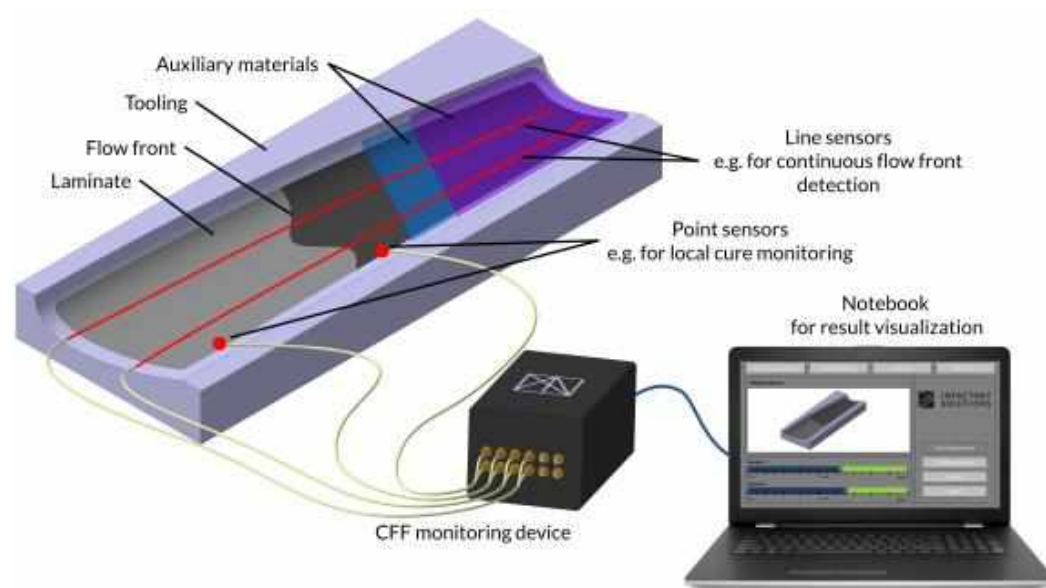
4.5 干纤维预制体制备技术与液体成型

4.5.3 液体成型技术

液体成型技术的**研究热点**



有限元模拟树脂流动过程
辅助工艺人员确定最佳的**注胶口数量和分布**



流动传感器实时测量树脂的流动
实现构件液体成型过程的**可视化监测**

目录 Outline

4.5 干纤维预制体制备技术与液体成型

4.5.1 预制体制备与液体成型原理

4.5.2 干纤维预制体制备技术与装备

4.5.3 液体成型技术

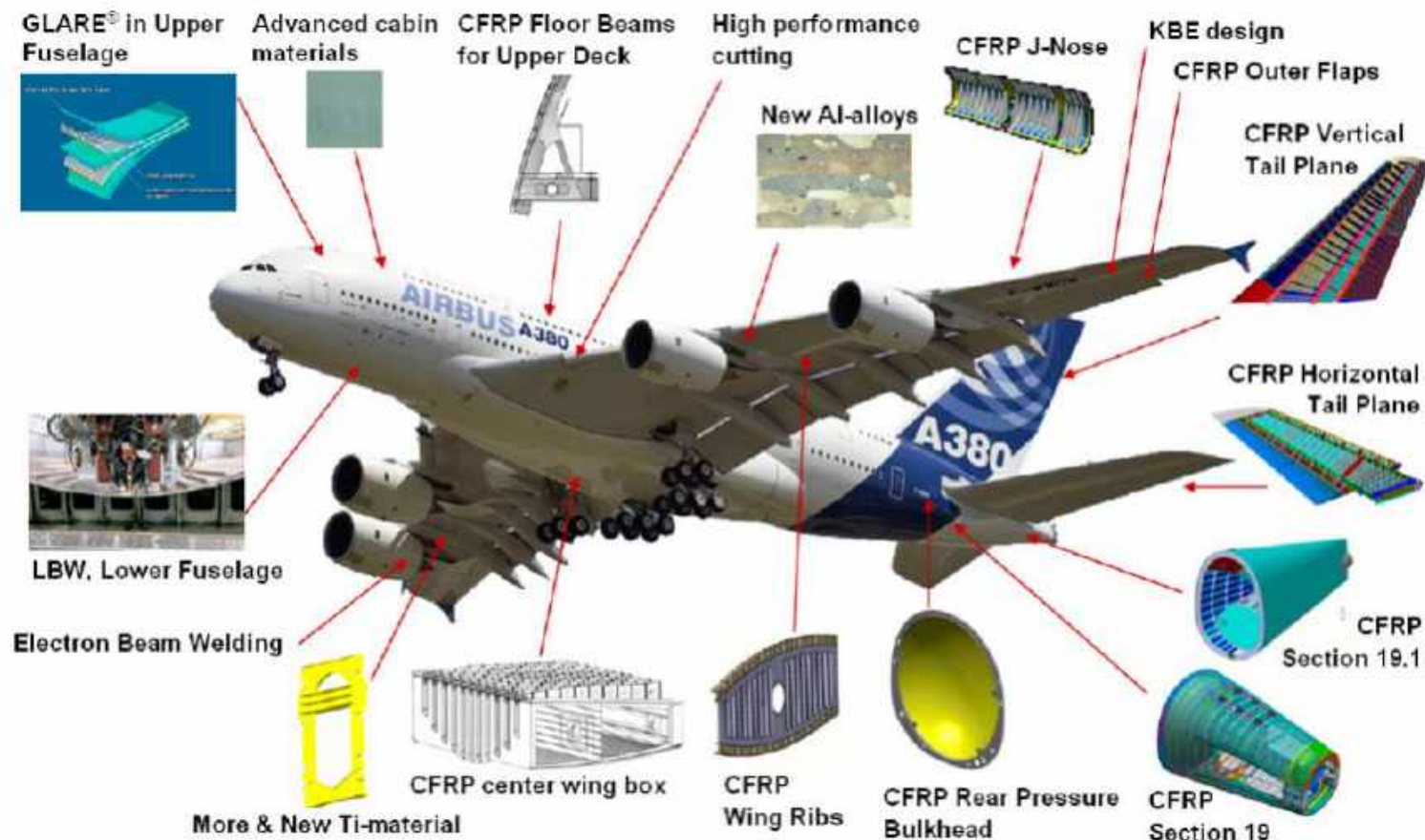
4.5.4 预制体制备与液体成型在航空航天中的应用

4.5 干纤维预制体制备技术与液体成型

4.5.4 预制体制备与液体成型在航空航天中的应用

A380 的**肋、梁机身框**和**悬挂接头**等复杂部件采用了低成本 RTM工艺制造，织物主要是碳纤维机织物或多向非屈曲织物(NCF)，树脂体系为 RTM6 环氧树脂。

A380**后承压框**尺寸**6.2 mX5.5 mX16 m**,采用 RFI工艺(树脂膜渗透)制造，织物为日本东邦的6k12k碳纤维0/90经编织物，是迄今为止世界上最大的用 RFI工艺成型的整体制件。



4.5 干纤维预制体制备技术与液体成型

4.5.4 预制体制备与液体成型在航空航天中的应用

在 2006 年的一项调查中，美国航空航天制造商得出结论，大型主要结构的液态树脂灌注对于民用飞机来说还不够成熟。

Published 1/1/2014

Resin-infused MS-21 wings and wingbox

Moscow-based aeromanufacturer uses out-of-autoclave composites in attempt to leapfrog Airbus and Boeing with wider, lighter, more efficient single-aisle airliner.

#787 #airbus #autoclave

MS21由俄罗斯雅科夫设计局及其母公司伊尔库特设计生产，首次在机翼壁板、翼梁中大规模的采用了VARTM技术，大幅降低了制造成本。



MC-21首架复材机翼

4.5 干纤维预制体制备技术与液体成型

4.5.4 预制体制备与液体成型在航空航天中的应用

经过多年的技术积累与发展，国内复合材料液体成型工艺技术也日益成熟，建立了比较完善的材料涵盖环氧树脂、双马来酰亚胺树脂和聚酰亚胺等液体成型材料体系以及涵盖RTM、VARI和 RFI等液体工艺技术体系，并在飞机活动翼面/罩体、框/梁/肋结构、发动机叶片等等结构实现了考核验证和批量应用。实现了飞机复杂结构的整体化、高精度制造和结构减重和综合制造成本降低。

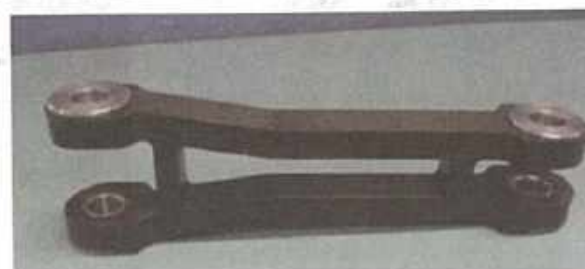


图 6.36 国产复合材料液体成型框、梁类结构件

4.5 干纤维预制体制备技术与液体成型

4.5.4 预制体制备与液体成型在航空航天中的应用



图 6.39 液体成型聚酰亚胺复合材料制件

4.5 干纤维预制体制备技术与液体成型

4.5.4 预制体制备与液体成型在航空航天中的应用

中国商飞上海飞机制造有限公司十分重视复合材料液体成型工艺技术的研发和应用储备。针对预成型体制备、注胶仿真分析及控制、注胶成型、典型结构件研制等技术进行了系统的攻关研究。目前，上飞公司采用 RTM 和 VARI 液体成型工艺，成功研制了 5.5 m 平尾升降舵壁板、3 m 帽型加筋壁板及机身窗框 Z 型隔框、工型肋、C 型肋、机翼口盖等试验件。



液体成型升降舵壁板



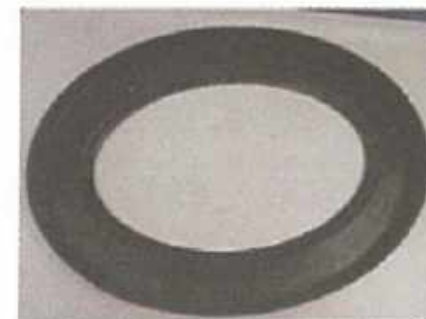
机身壁板



液体成型升降舵肋



液体成型窗框



机身窗框

目录 Outline

4.6 复合材料模压技术

4.6.1 模压技术原理和分类

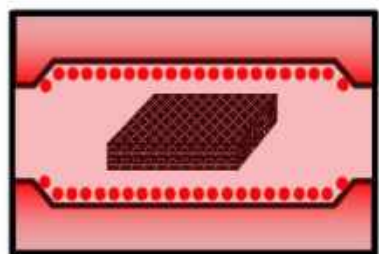
4.6.2 模压工艺与装备

4.6.3 模压技术在航空航天中的应用

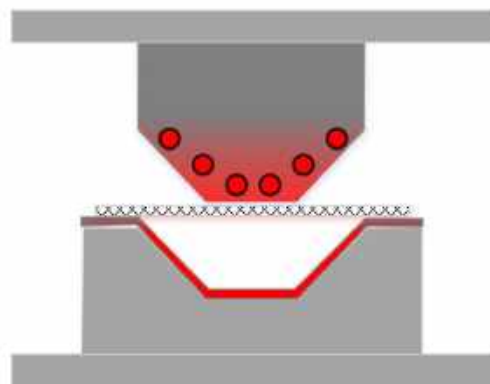
4.6 复合材料模压技术

4.6.1 模压技术原理和分类

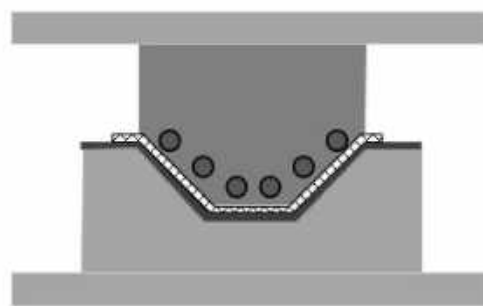
模压（Compression Molding）成型工艺是指**模压料**在金属对模中，在一定的**温度和压力**的作用下，制成异形制品的工艺过程，该工艺过程通常同时包含了材料的赋形和固化两个步骤。



CFRP heating



Transferring



Forming & cooling



Ejecting

模压成型工艺，是碳纤维复合材料制品最常用的成型方法之一

4.6 复合材料模压技术

4.6.1 模压技术原理和分类

优点:

- ① 这种工艺比其它成型工艺有较高的生产效率，**适于大批量生产**。
- ② 制品**尺寸精确，表面光洁**，可以有两个精制表面，价格低廉，容易实现机械化和自动化。
- ③ 多数结构复杂的制品可一次成型，无需有损于制品性能的辅助加工（如车、铣、刨、磨、钻等），制品外观及尺寸的重复性好。

缺点

- ① **压模的设计与制造较复杂，初次投资较高**
- ② **制品尺寸受设备限制，一般只适于制备中、小型复合材料制品**

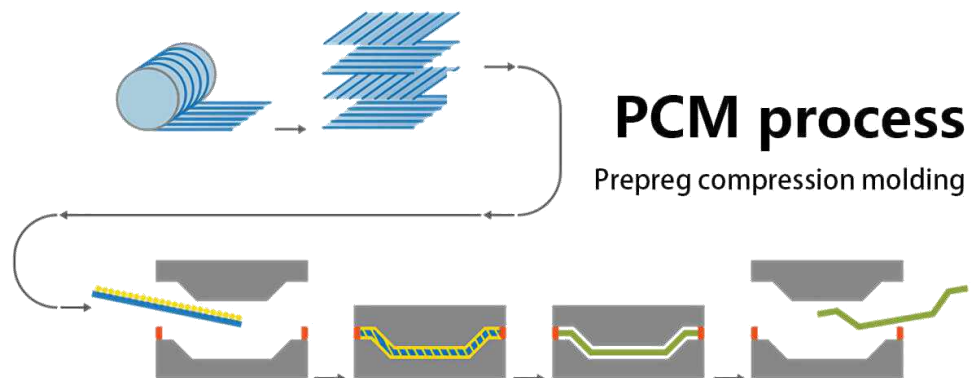
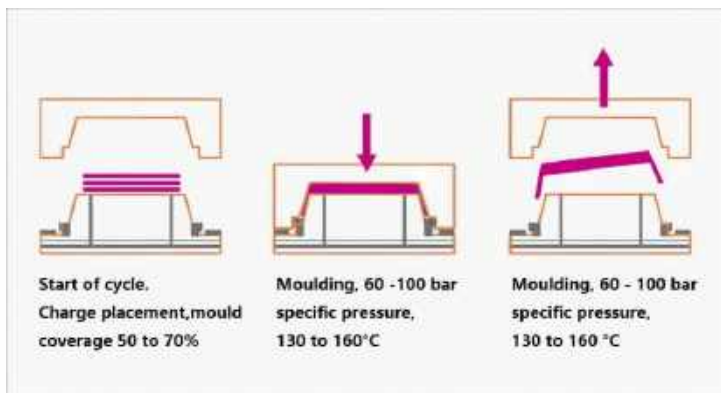
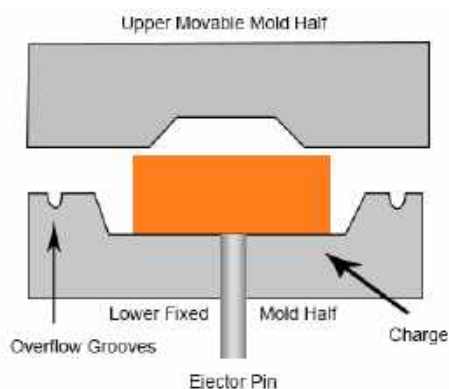
4.6 复合材料模压技术

4.6.1 模压技术原理和分类

Compression Molding 模压

颗粒、短切纤维、毡布等
(非连续纤维)

单向带、织物等
(连续纤维)



BMC (Bulk Molding Compounds) 块状模压料
DMC (Dough Molding Compounds) 团状模压料
SMC (Sheet Molding Compound) 片状模压料

PCM 预浸料模压
Thermo-stamping 热冲压

原材料在加热加压作用下**塑化、流动**，直至充满模腔

原材料加热加压作用下**软化变形、纤维滑移**

4.6 复合材料模压技术

4.6.1 模压技术原理和分类

颗粒、短切纤维、毡布等
(非连续纤维)

原材料在加热加压作用下**塑化、流动**，直至充满模腔

ENGEL

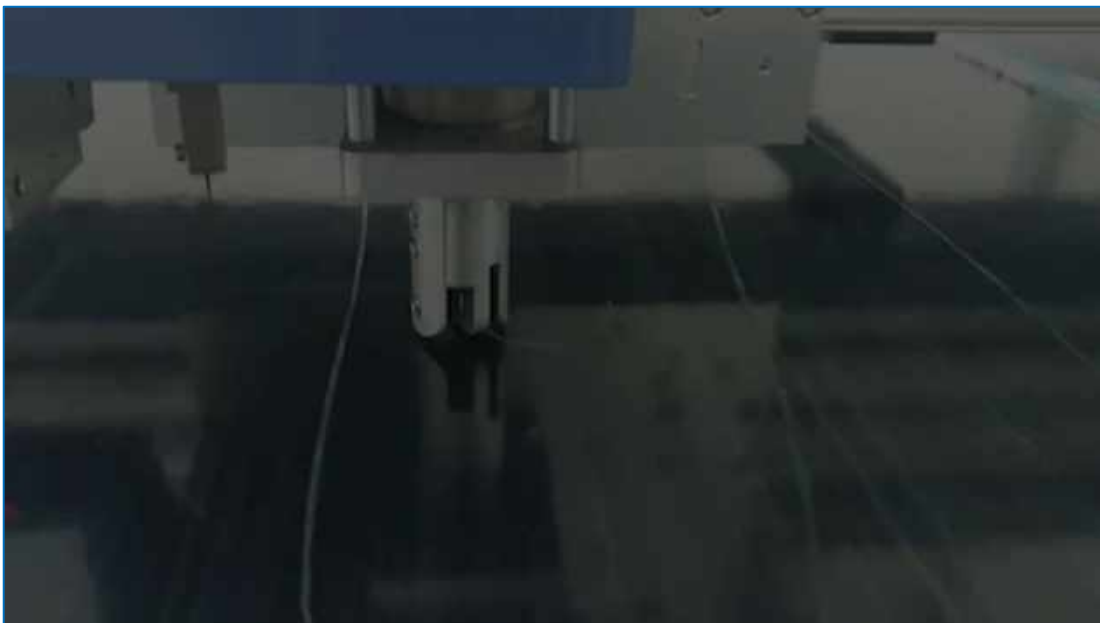
SMC片材(Sheet Molding Compound, 片状模塑料): 不饱和聚酯树脂、增稠剂、引发剂、交联剂、低收缩添加剂、填料、内脱模剂、着色剂等混合物浸渍短切玻纤粗纱或玻纤毡, 两表面加上保护膜(聚乙烯或聚丙烯薄膜)形成的片状模压成型材料。

4.6 复合材料模压技术

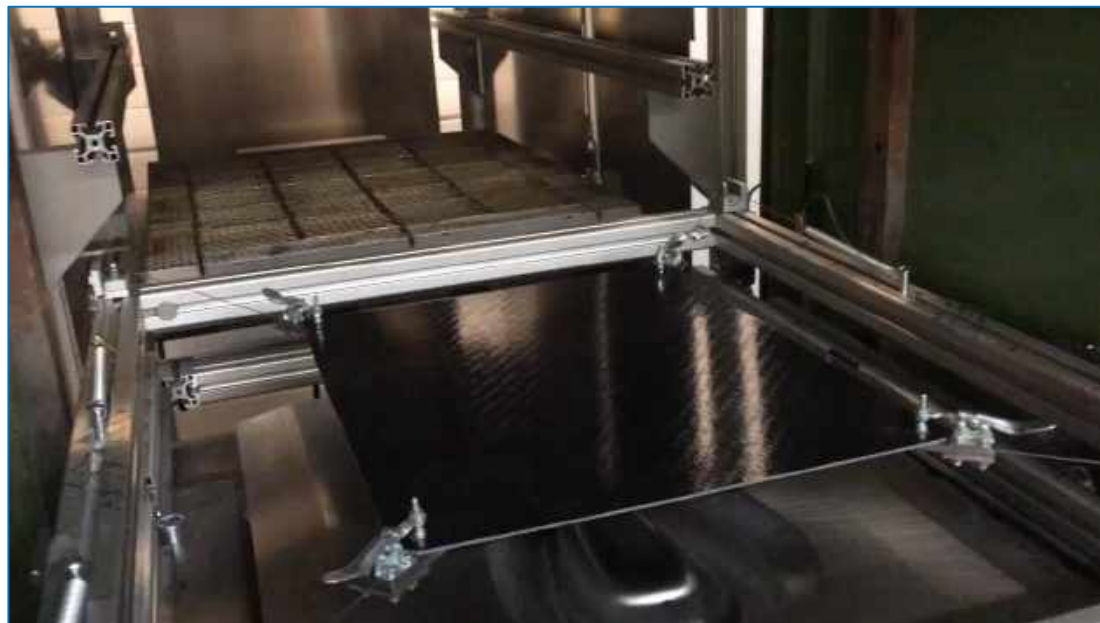
4.6.1 模压技术原理和分类

单向带、织物等
(连续纤维)

原材料加热加压作用下**软化变形、纤维滑移**



PCM, Prepreg compression molding
预浸料模压



Thermo-stamping (press forming)
热冲压

以上为硬质模具的机械加压，可能存在受压不均匀等问题

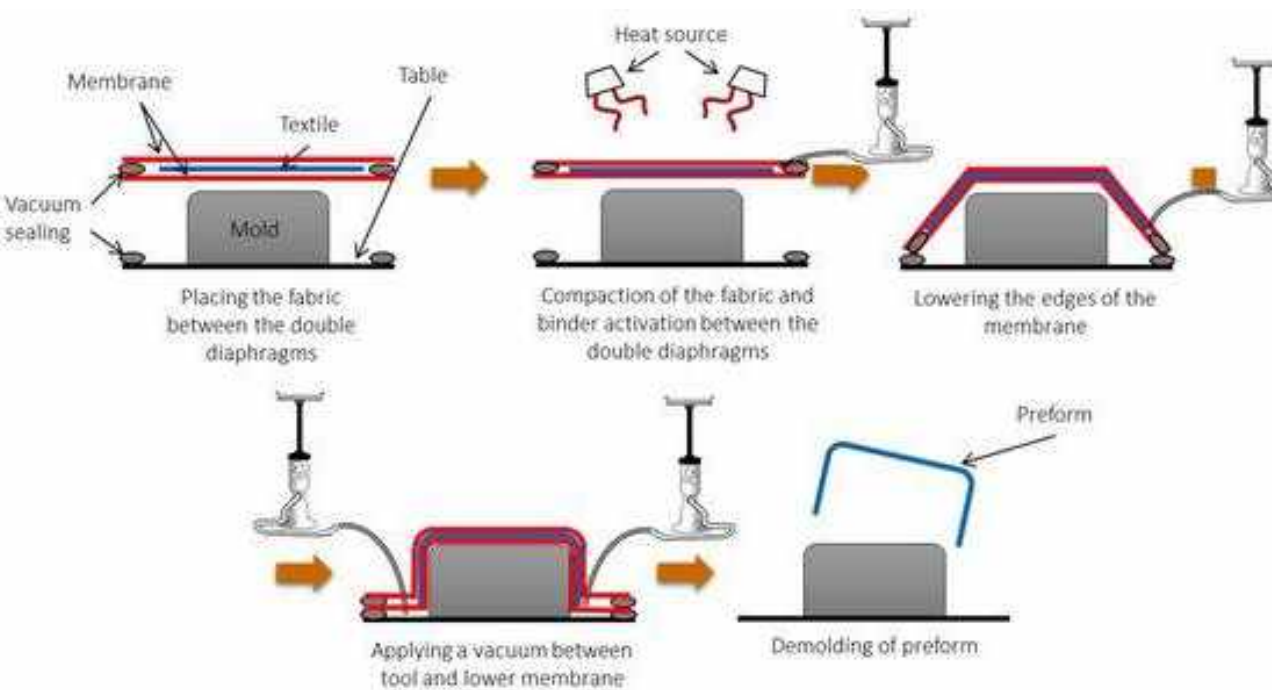
4.6 复合材料模压技术

4.6.1 模压技术原理和分类

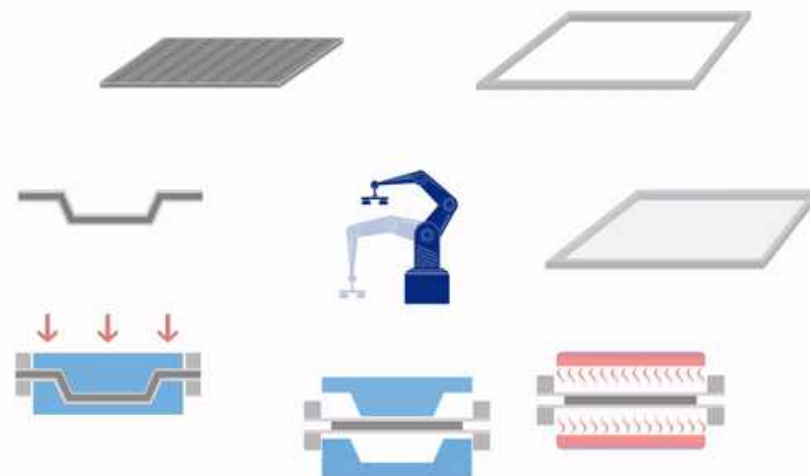
单向带、织物等
(连续纤维)

原材料加热加压作用下**软化变形、纤维滑移**

隔膜成型 Diaphragm Forming (DF), 也称为**热悬垂成型 Hot drape forming**, 材料受压均匀, 通过薄膜张力, 可有效避免纤维起皱和屈曲, 不受压机大小限制, 可实现大型构件赋形。



Double Diaphragm Forming



双隔膜成型 Double Diaphragm Forming (DDF)

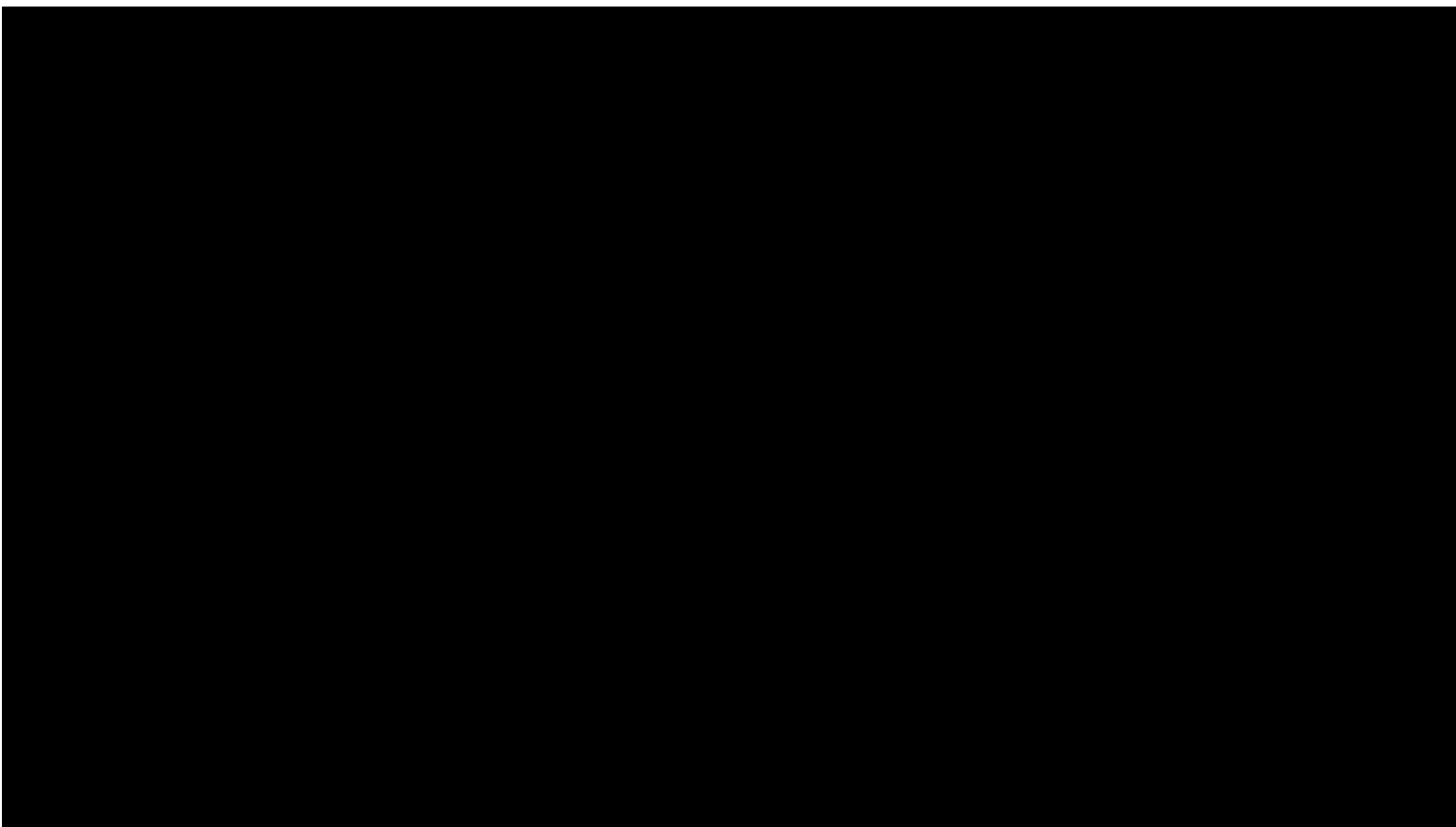
4.6 复合材料模压技术

4.6.1 模压技术原理和分类

单向带、织物等
(连续纤维)

原材料加热加压作用下**软化变形、纤维滑移**

隔膜成型 Diaphragm Forming (DF), 也称为**热悬垂成型 Hot drape forming**, 材料受压均匀, 通过薄膜张力, 可有效避免纤维起皱和屈曲, 不受压机大小限制, 可对大型构件赋形。



目录 Outline

4.6 复合材料模压技术

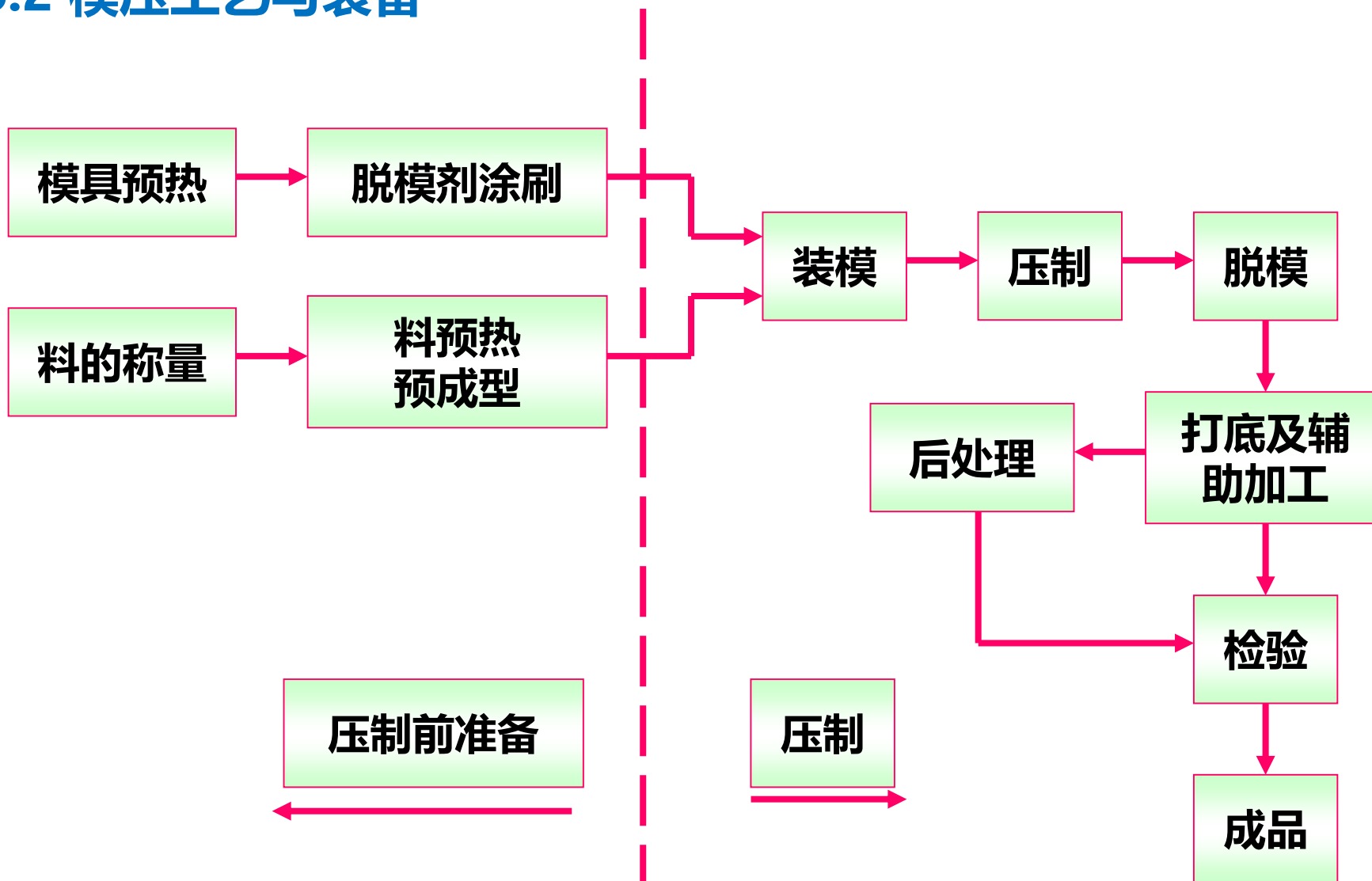
4.6.1 模压技术原理和分类

4.6.2 模压工艺与装备

4.6.3 模压技术在航空航天中的应用

4.6 复合材料模压技术

4.6.2 模压工艺与装备

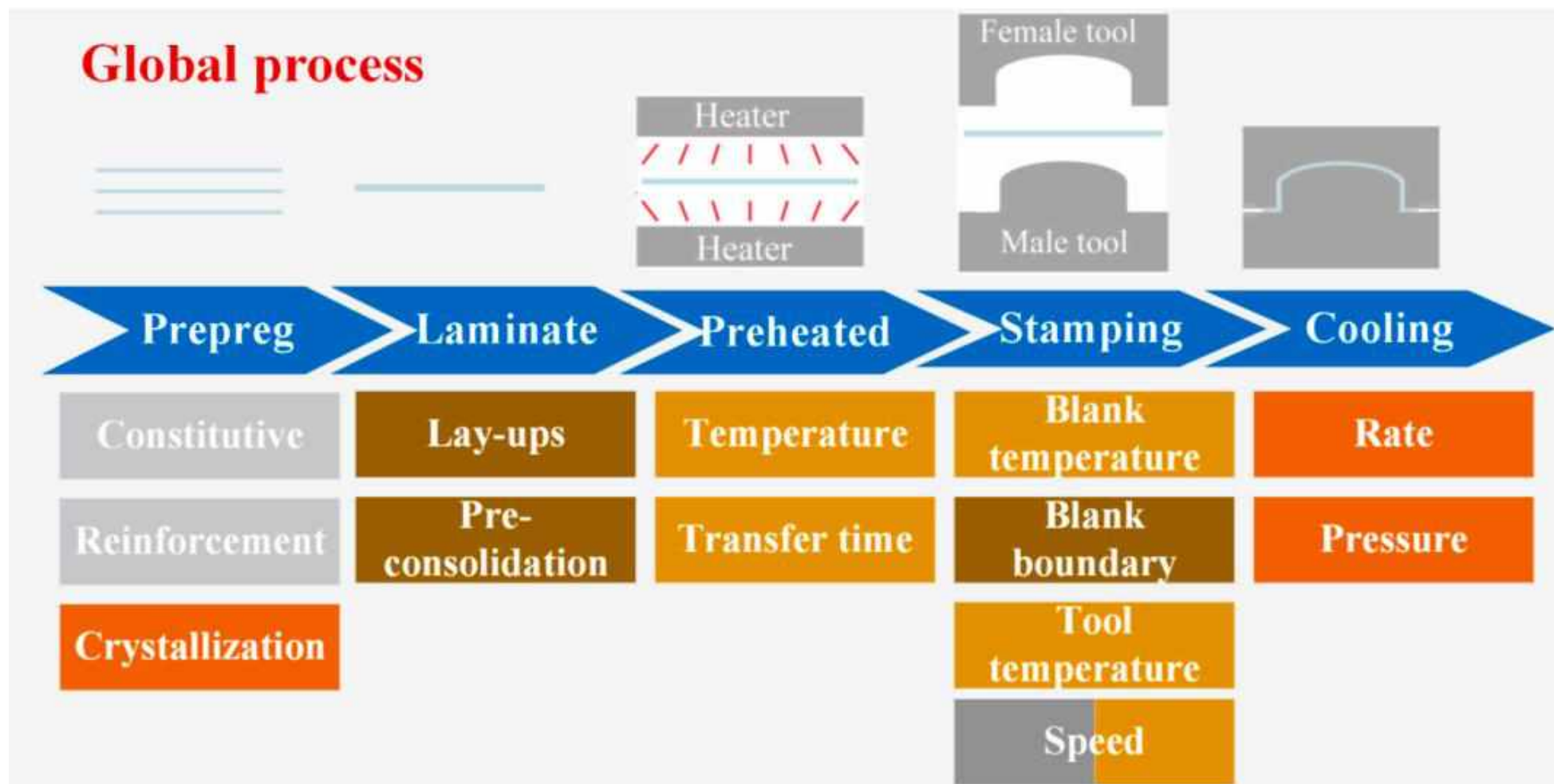


模压成型工艺流程

4.6 复合材料模压技术

4.6.2 模压工艺与装备

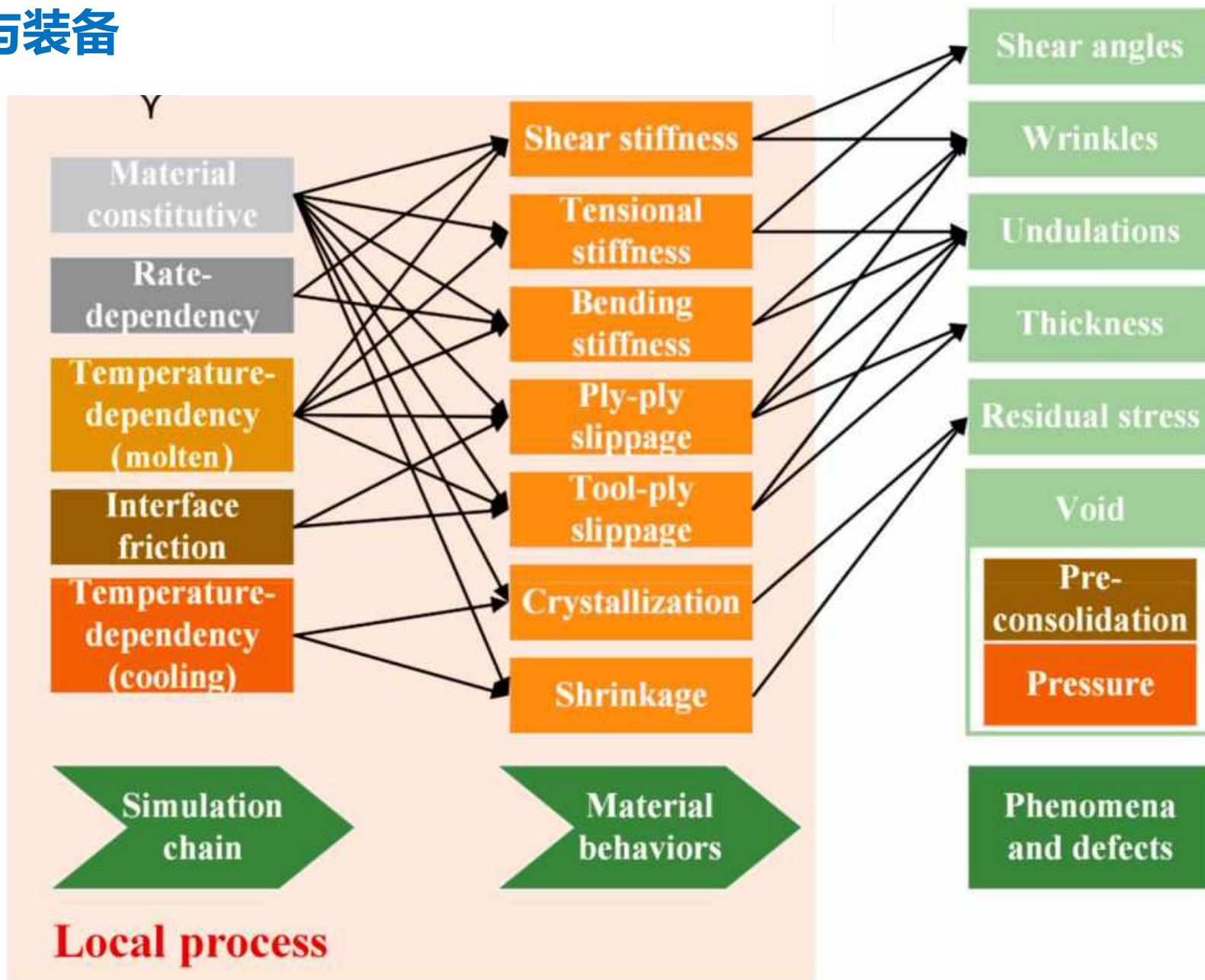
模压工艺过程的主要工艺参数包括**预热温度、转移时间、模具外形、模具温度、压制速度、压力**等参数，需要根据具体的材料性能特点和零件几何形状进行合理的调整。



4.6 复合材料模压技术

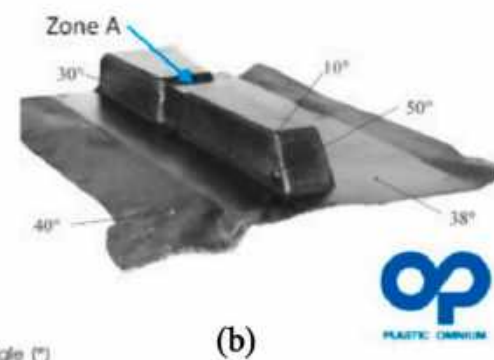
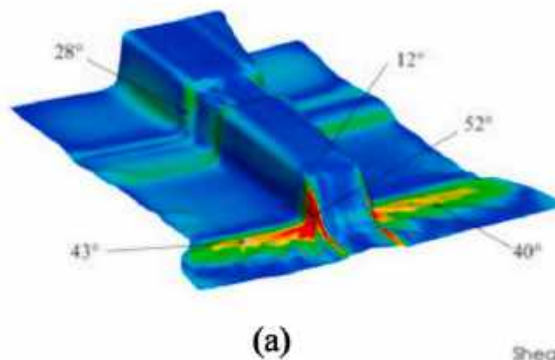
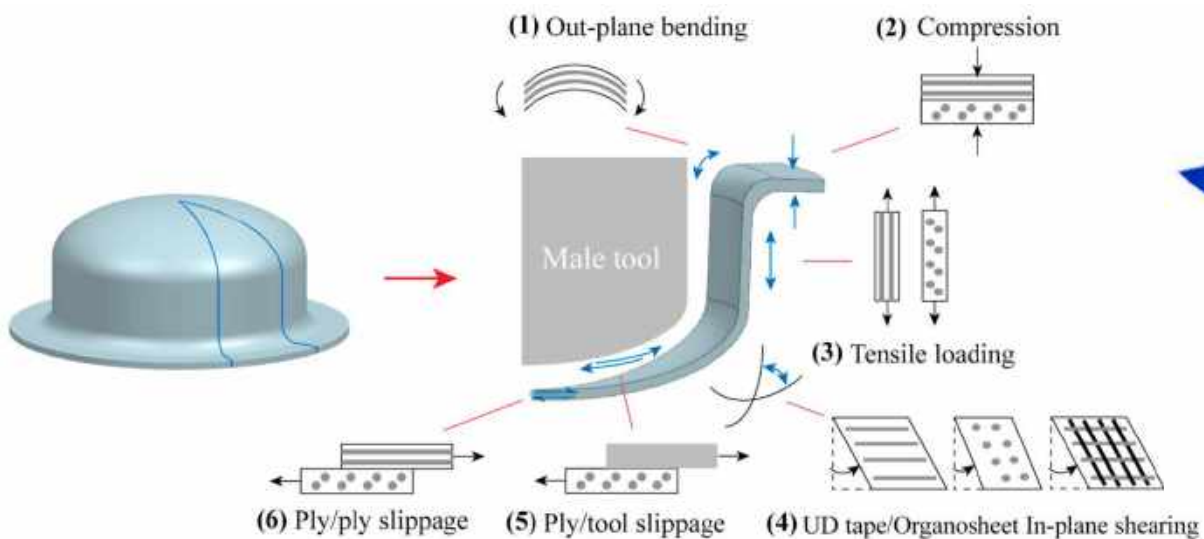
4.6.2 模压工艺与装备

为了避免模压制品出现起皱、波纹、厚度不均、回弹变形等质量缺陷问题，在设计模压工艺参数时，需对模压过程进行建模仿真，考虑材料本构关系，性能变化，模压约束条件建立仿真模型，优化设计工艺参数有效抑制模压缺陷的产生。



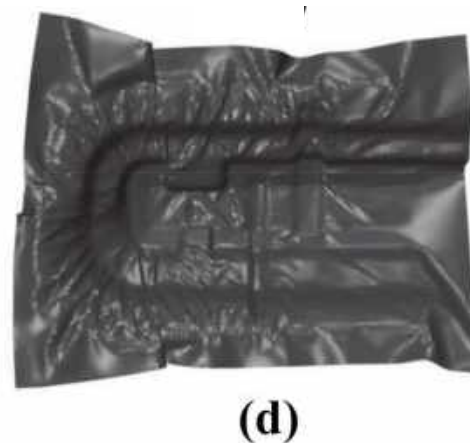
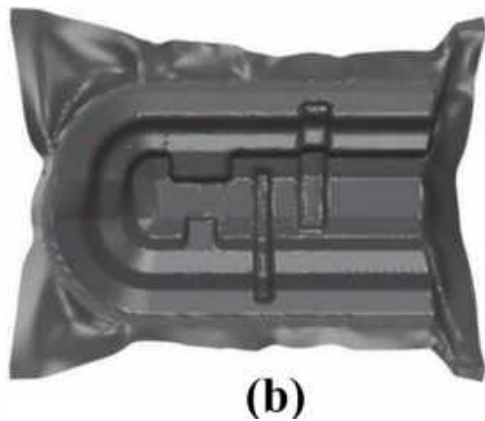
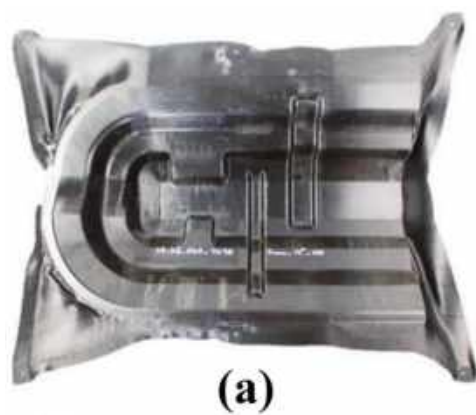
4.6 复合材料模压技术

4.6.2 模压工艺与装备



热冲压过程中预浸料的变形机制

热冲压过程仿真分析



不同工艺参数下零件的质量与仿真对比

4.6 复合材料模压技术

4.6.2 模压工艺与装备

模压装备主要指模压成型机，由油缸，上梁，工作台，滑动梁，液压系统，加热系统，模具系统，电气系统以及操作系统等构成。压机可提供10T-10000T的压力，可根据压制产品工艺需求特点设计定做压机设备。



4.6 复合材料模压技术

4.6.2 模压工艺与装备

对模压成型模具应满足下面一些要求：

- ① 能承受20-80Mpa的高压；
- ② 能耐成型时模压料对模具的摩擦；
- ③ 在175-250°C温度时，其硬度应无显著下降；
- ④ 能耐模压料及脱模剂的化学腐蚀；
- ⑤ 表面光滑；
- ⑥ 尺寸符合制品要求；
- ⑦ 在结构上要有利于模压料的流动及制品的取出，并能满足工艺操作上的要求。

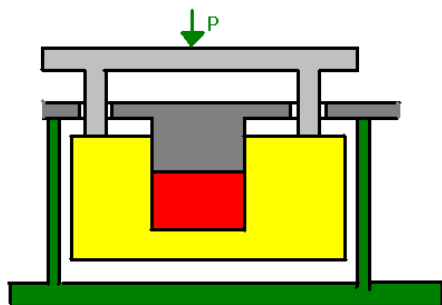


典型SMC模压成型用模具

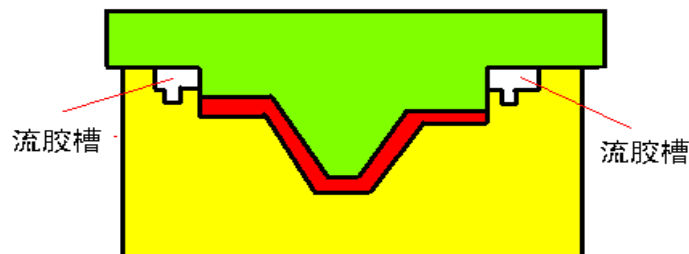
4.6 复合材料模压技术

4.6.2 模压工艺与装备

◆ 脱模机构：



◆ 流胶槽：



◆ 限位块：



- ◆ 由于环氧树脂的粘性比较好，虽然在模具工作表面涂上脱模剂或贴上脱模薄膜，但是脱模仍然比较困难，一般都需要**脱模机构**。
- ◆ 模压成型过程中多余的胶会被挤出。因为模压成型的零件多是复杂型面，吸胶系统很难安置。因此必须在模具上**开流胶槽**。
- ◆ 当毛坯放入阴模时，装上阳模之后，阴阳模之间有一定的间隙，这是因为毛坯厚度比较大。随着温度的提高，环氧树脂变成粘流态，流动性很好，多余的胶液便会流出，当加热到凝胶段时开始加压，随着压力的增加，毛坯的厚度越来越小，当阳模和阴模的**限位块**接触以后，产品厚度就能满足要求。

目录 Outline

4.6 复合材料模压技术

4.6.1 模压技术原理和分类

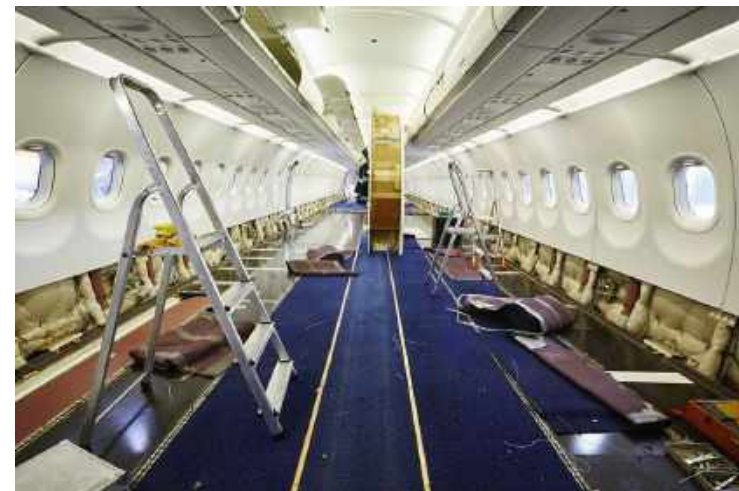
4.6.2 模压工艺与装备

4.6.3 模压技术在航空航天中的应用

4.6 复合材料模压技术

4.6.3 模压技术在航空航天中的应用

几乎所有的飞机内饰零件都采用模压成型技术制造。



4.6 复合材料模压技术

4.6.3 模压技术在航空航天中的应用

在飞机机体结构中，角片，支架，盒型结构，筋条，口盖等小型构件已经大规模的采用了模压成型。

Clips, cleats & brackets



Ribs



Struts



Boxes



Stringers



Special



模压零件。图片来源: TenCate

筋条等模压成型的构件可通过胶接、焊接等方法和蒙皮等构件连接

目录 Outline

4.1 赋形技术概述

4.1.1 赋形技术的定义

4.1.2 赋形技术的分类

4.2 复合材料手工铺放

4.2.1 裁切下料

4.2.2 湿法铺放

4.2.3 干法铺放

4.3 复合材料自动铺放

4.3.1 自动铺放技术原理与分类

4.3.2 自动铺放装备结构

4.3.3 自动铺放CAD/CAM软件

4.3.4 自动铺放质量控制

4.3.5 自动铺放技术在航空航天中的应用

4.4 复合材料缠绕技术

4.4.1 缠绕技术原理

4.4.2 缠绕工艺与装备

4.4.3 缠绕技术在航空航天中的应用

4.5 干纤维预制体制备技术与液体成型

4.5.1 预制体制备与液体成型原理

4.5.2 干纤维预制体制备技术与装备

4.5.3 液体成型技术

4.5.4 预制体制备与液体成型在航空航天中的应用

4.6 复合材料模压技术

4.6.1 模压技术原理和分类

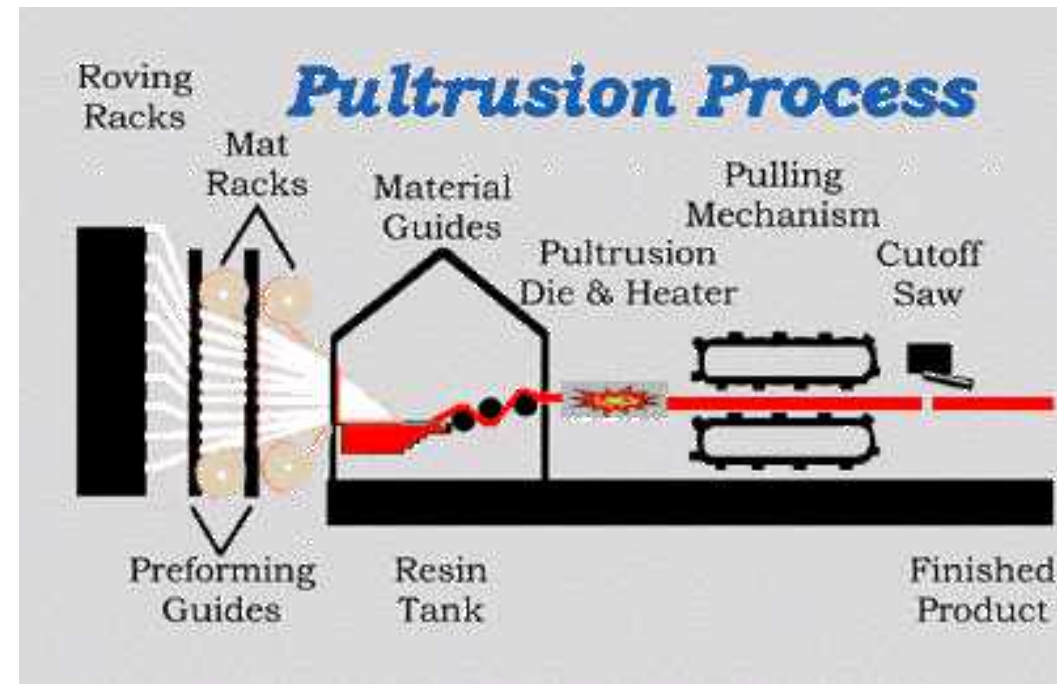
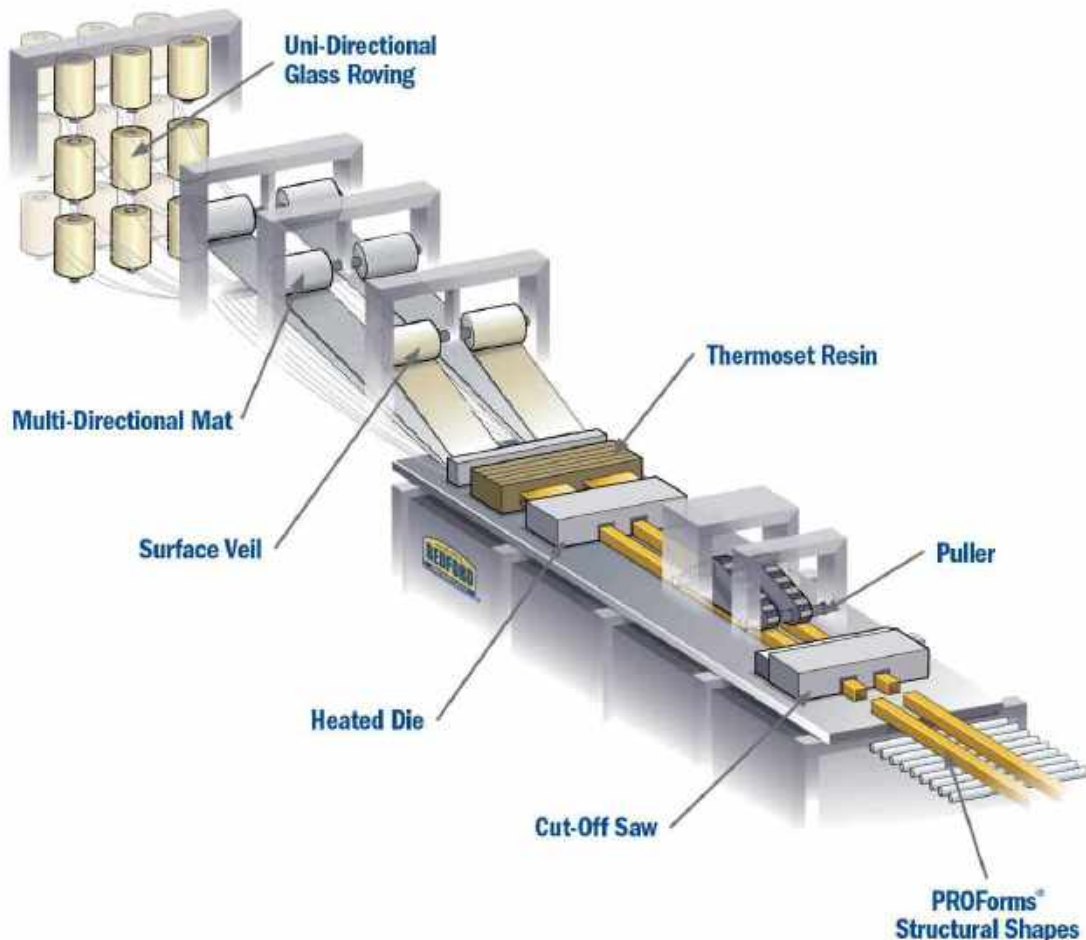
4.6.2 模压工艺与装备

4.6.3 模压技术在航空航天中的应用

4.7 复合材料拉挤成型技术*

4.7 复合材料拉挤成型技术*

拉挤成型技术（pultrusion process of composite manufacturing）是将浸渍树脂胶液的连续纤维束、带或布等，在牵引力的作用下，通过挤压模具赋形、固化，连续不断地生产长度不限的复合材料型材。这种工艺最适于生产各种断面形状的型材，如棒、管、实体型材（工字形、槽形、方形型材）和空腹型材（门窗型材、叶片等）等。



4.7 复合材料拉挤成型技术*

拉挤成型的特点

- (1) 自动化、连续化生产工艺;
- (2) 生产效率高, 可多模多件;
- (3) 拉挤制品中纤维含量可高达80%, 浸胶在张力下进行, 能充分发挥连续纤维的力学性能, 产品强度高;
- (4) 制品纵、横向强度可任意调整, 可以满足不同力学性能制品的使用要求;
- (5) 制品性能稳定可靠, 波动范围在 $\pm 5\%$ 之内;
- (6) 原材料利用率在95%以上, 废品率低;
- (7) 不能利用非连续增强材料;
- (8) 产品形状单调, 只能生产线形型材 (非变截面制品), 横向强度不高。



4.7 复合材料拉挤成型技术*



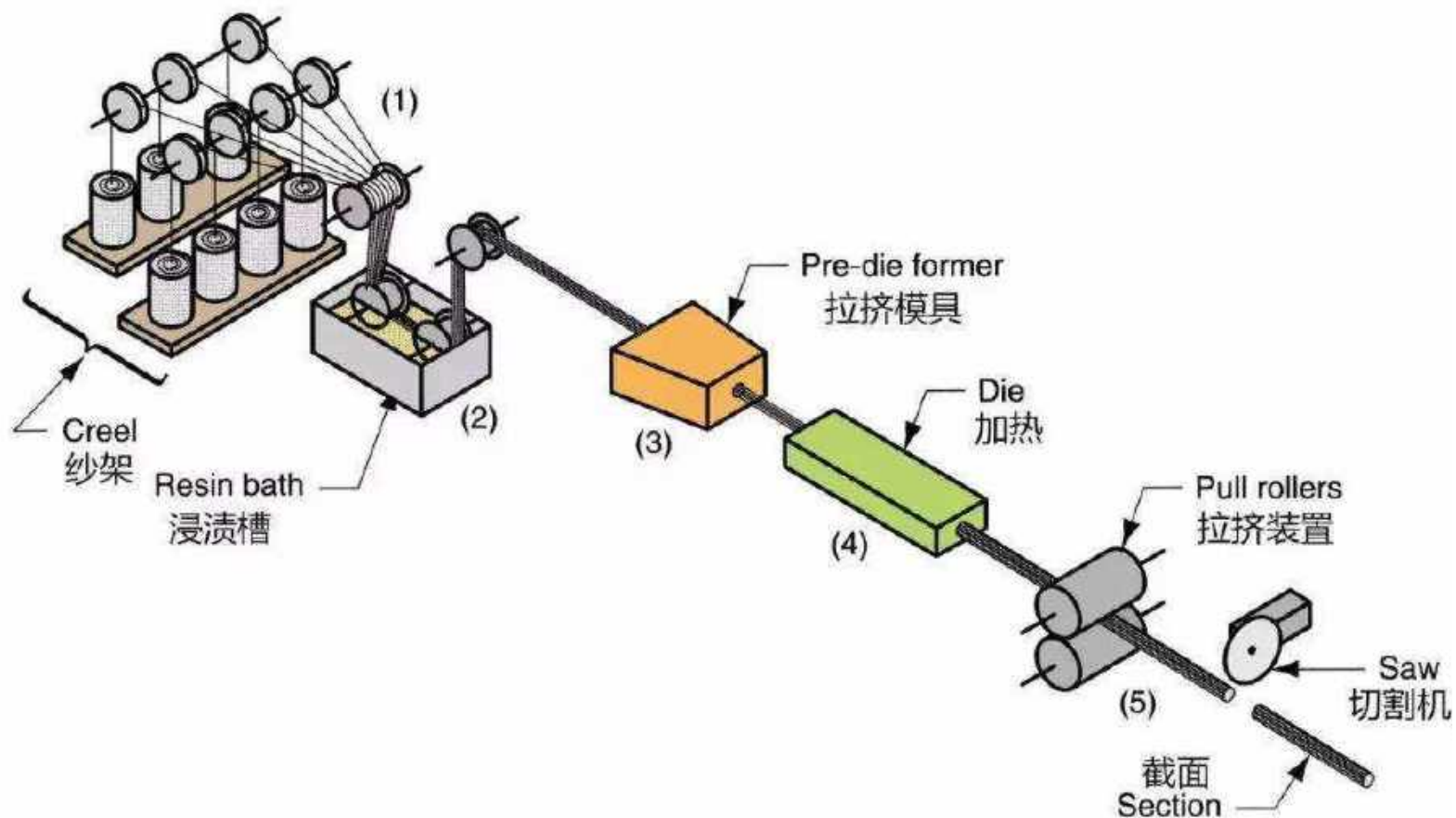
4.7 复合材料拉挤成型技术*

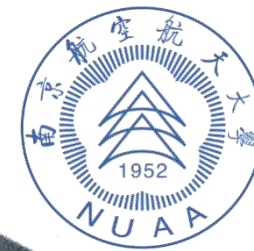
P-TREX

FRP profiles & structures

4.7 复合材料拉挤成型技术*

- (1) 纤维区
- (2) 浸渍区
- (3) 预成型区
- (4) 固化区
- (5) 拉拔区





5 复合材料构件固化技术

Composites structure curing technologies

复合材料结构制造技术

Manufacturing Technologies of Composite Structure

目录 Outline

5.3 烘箱、热压罐固化技术

5.3.1 真空袋压法

5.3.2 烘箱、热压罐原理与特点

5.3.3 烘箱、热压罐固化模具技术

5.3.4 固化工艺与过程监控

5.3.5 热压罐固化技术在航空航天中的应用

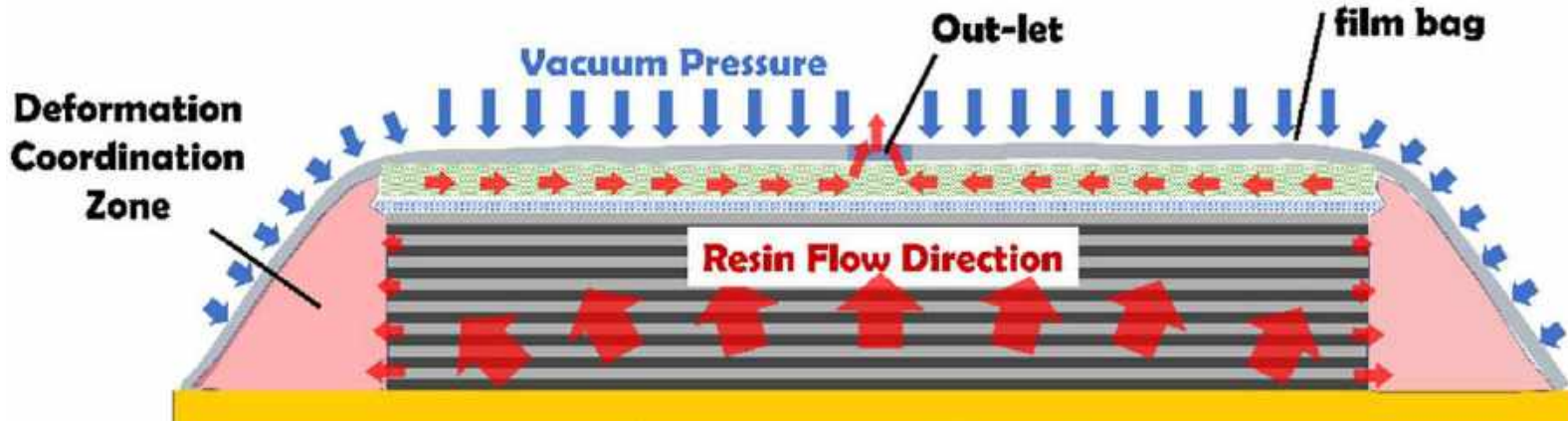


<https://virtualsim.nuaa.edu.cn/exp/33.html>

5.3 烘箱、热压罐固化技术

5.3.1 真空袋压法

真空袋压法 是在纤维预制件上铺覆柔性橡胶或塑料薄膜，并使其与模具之间形成密闭空间，将组合体放入热压罐或烘箱中，在加热的同时对密闭空间抽真空形成负压，进行固化。大气压力的作用可以消除树脂中的空气，减少气泡，排除多余的树脂，使制品表面更加致密。由于真空袋压法产生的压力小，只适于强度和密度受压力影响小的树脂体系如环氧树脂等。对于酚醛树脂等，固化时有低分子物逸出，利用此方法难以获得结构致密的制品。



真空袋压成型的示意图

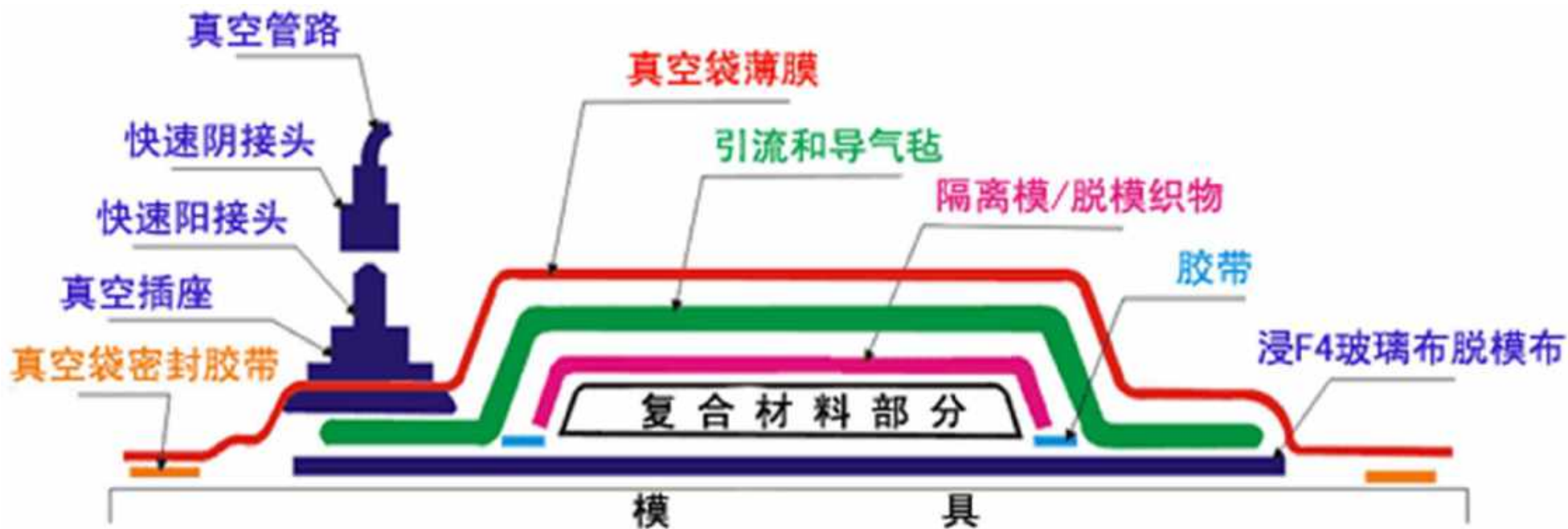
“压”和“吸”是真空袋压成型的两个基本过程，具体指，一个大气压的压实压力和真空吸走固化过程中的挥发分和杂质

5.3 烘箱、热压罐固化技术

5.3.1 真空袋压法

真空袋压法辅助工艺材料

在真空袋压工艺中，复合材料铺贴层中必须采用工艺材料，以控制固化零件的树脂含量，并确保热压罐对铺贴层的适当压力。



典型的辅助材料包括：脱模布、吸胶层、阻挡层、透气层与挡料圈、真空袋、等。

5.3 烘箱、热压罐固化技术

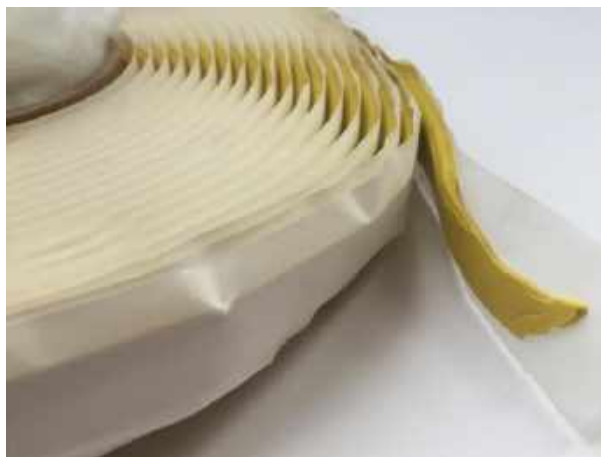
5.3.1 真空袋压法

真空系统:

1: 真空袋膜: 真空袋膜主要起密封作用, 在袋膜和模具之间形成一个密闭的空间, 抽出里面的空气后形成负压。一方面可以提供压力让树脂浸润增强材料, 另一方面也可以使制品更加密实。



真空袋



密封胶带

2: 密封胶带: 真空袋膜要想把模具密封起来, 还需要一个得力伙伴, 那就是密封胶带。



真空阀



真空接头



真空泵

3: 真空泵、真空接头、真空阀: 对封装好的真空袋进行抽真空的辅助工具

5.3 烘箱、热压罐固化技术

5.3.1 真空袋压法

导流导气系统:

4: 隔离膜 (有孔/无孔) : 防止辅助材料与复合材料制件粘连, 抑制流胶及替代脱模剂。有孔薄膜适用于成型工艺过程中吸出多余树脂基体材料或排出气体, 一般用于成型材料和吸胶毡或透气毡之间



隔离膜 (有孔/无孔)

透气毡

导流网

5: 透气毡: 利用蓬松的结构提供导气通道, 便于抽气, 另外也可以吸收多余的树脂。

6: 导流网: 顾名思义用来导气和导树脂。建立通道, 让树脂可以快速流动, 浸润增强材料, 从而提高生产效率

5.3 烘箱、热压罐固化技术

5.3.1 真空袋压法

脱模系统:

7: 脱模布: 置于模具与毛坯零件之间防止树脂与模具相粘的材料。其作用主要是方便脱模, 保证构件型面光滑。



脱模布



脱模剂

8: 脱模剂: 使制品与模具分离而附于模具成型面的物质。其功能是使制品顺利地 from 模具上取下来, 同时保证制品表面质量和模具完好。

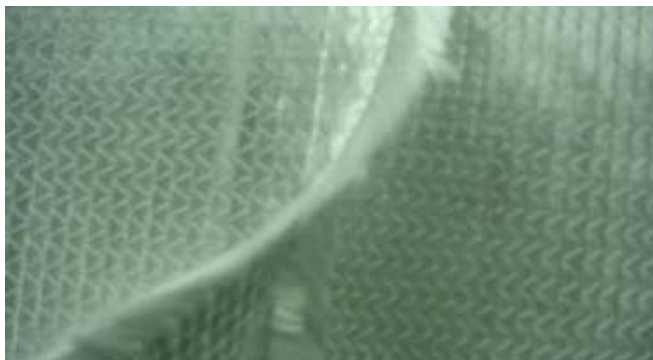
5.3 烘箱、热压罐固化技术

5.3.1 真空袋压法

真空袋压-湿法



模具准备 - 胶衣喷涂



增强材料铺设



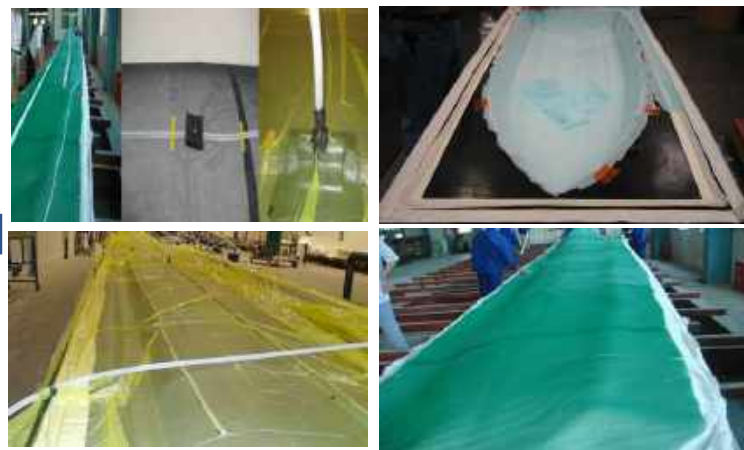
脱模布铺设



产品脱模



树脂导入



导气管、导流网布置、真空袋密封

真空树脂导入工艺 (湿法)

5.3 烘箱、热压罐固化技术

5.3.1 真空袋压法

真空袋压-干法



涂脱模剂



产品铺层



辅助材料铺放



真空袋密封



产品固化



产品脱模

预浸料成型工艺 (干法)

5.3 烘箱、热压罐固化技术

5.3.1 真空袋压法

真空袋压工艺的优势

- 均匀加压，产品气泡含量降低，产品具有较高的力学性能
- 可以成型特别大型的构件
- 减少挥发份对人员的损伤
- 比较精确地控制含胶量
- 改善制品的表面质量

真空袋压工艺的缺点

- 复杂程度上升，因此增加了额外的劳动力以及包装材料的成本
- 对技术人员的水平有了更高的要求

真空袋压工艺为大型构件的高质量固化提供了可行思路，真空袋压工艺结合加热/加压技术形成的烘箱、热压罐固化技术应运而生



使用真空袋压工艺固化的航空大型构件

5.3 烘箱、热压罐固化技术

5.3.2 烘箱、热压罐原理与特点

烘箱、热压罐工艺是指将预浸料按铺层要求铺放于模具上，并密封在真空袋中后放入烘箱、热压罐中，经过烘箱、热压罐设备加温、加温加压，完成材料固化反应，使预浸料坯件成为所需形状，并满足质量要求构件的工艺方法。



烘箱

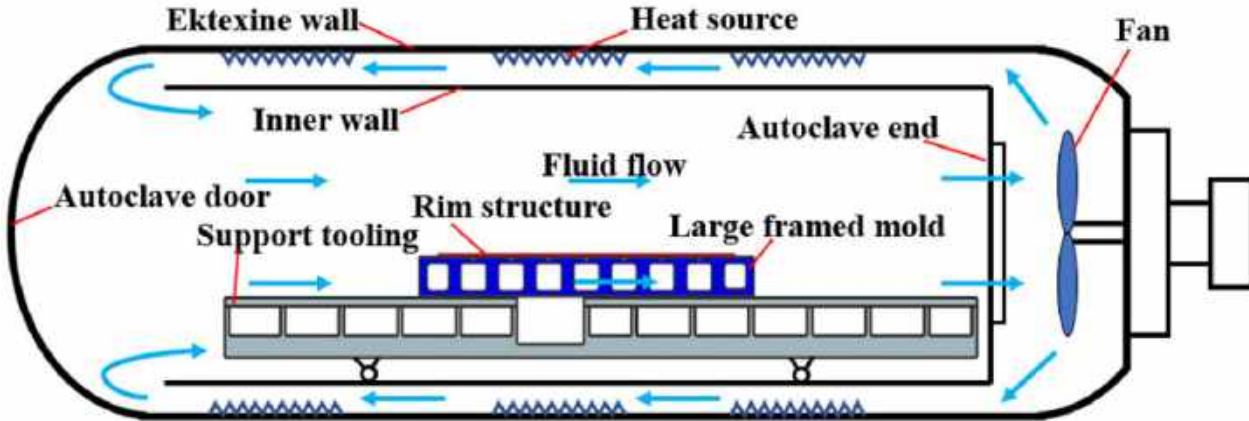


热压罐

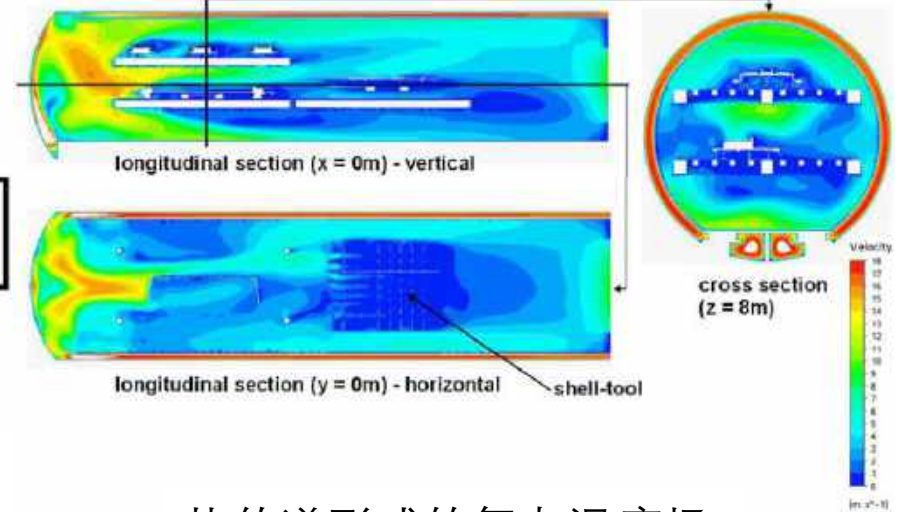
5.3 烘箱、热压罐固化技术

5.3.2 烘箱、热压罐原理与特点

传热是烘箱和热压罐工作的基础



热压罐内的热传递



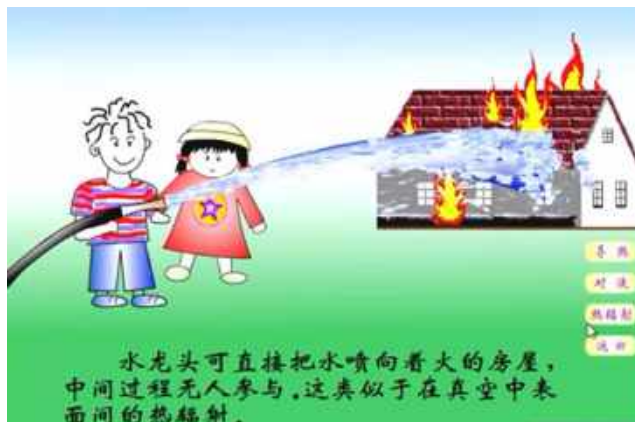
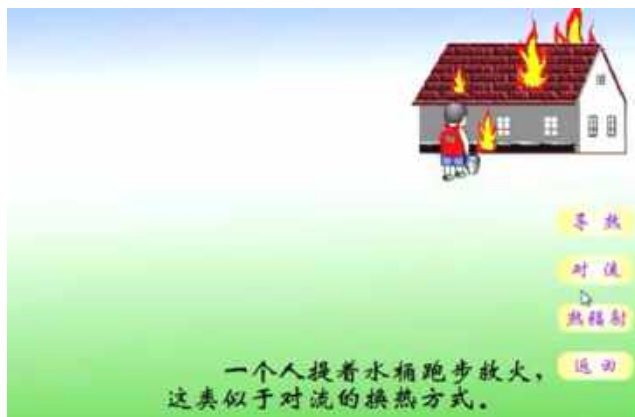
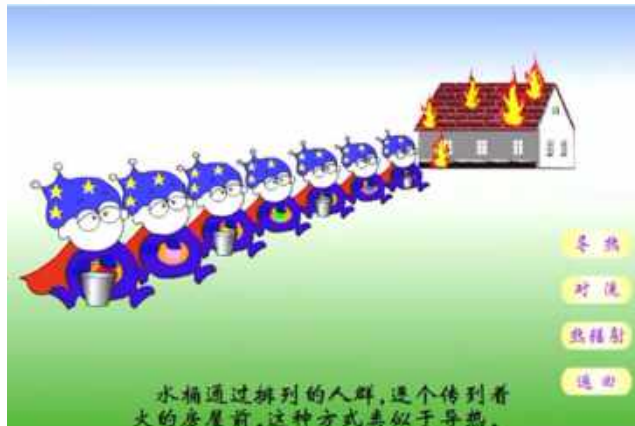
热传递形成的复杂温度场

理解传热现象是理解烘箱、热压罐工作原理的前提和基础

5.3 烘箱、热压罐固化技术

5.3.2 烘箱、热压罐原理与特点

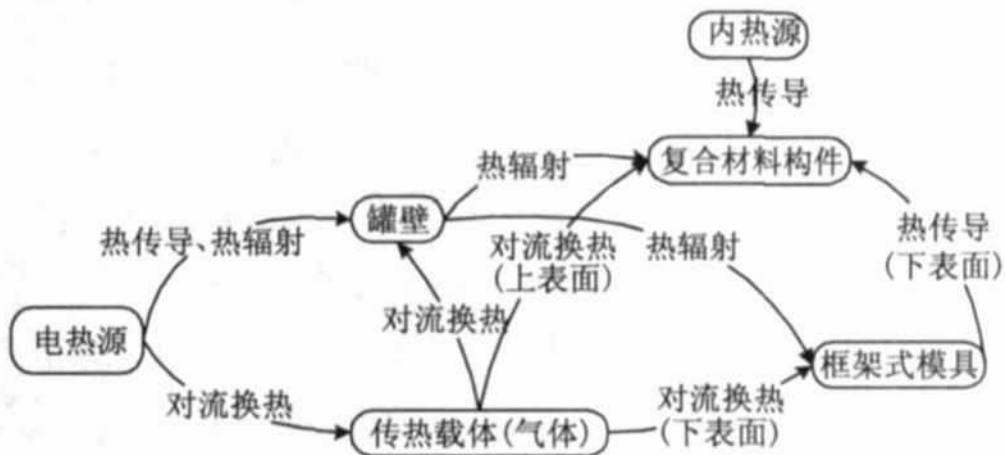
传热的三种形式-热传导、热对流、热辐射



5.3 烘箱、热压罐固化技术

5.3.2 烘箱、热压罐原理与特点

传热的三种形式-热传导、热对流、热辐射



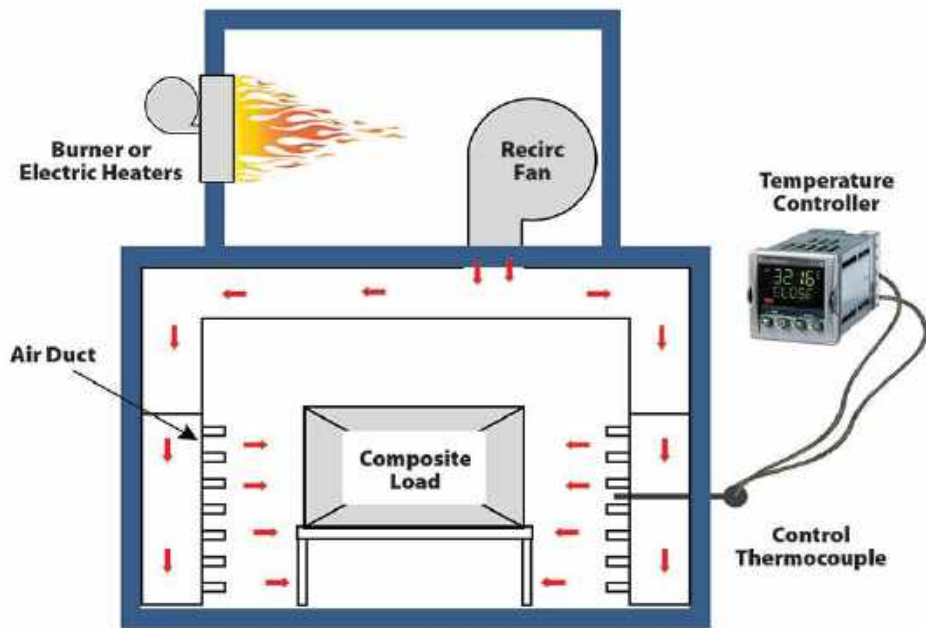
热压罐工艺成型时的传热方式和传热路径(升温)



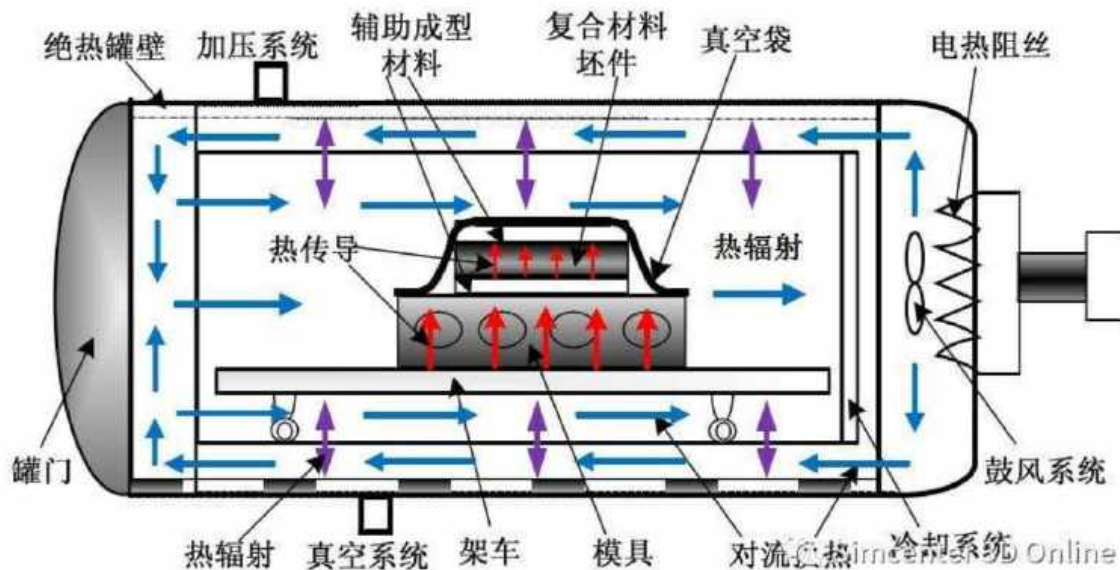
热压罐工艺成型时的传热方式和传热路径(降温)

5.3 烘箱、热压罐固化技术

5.3.2 烘箱、热压罐原理与特点



烘箱固化



热压罐固化

- 压力均匀 (热压罐)
- 空气温度均匀
- 可成型各种工艺稳定可靠
- 复杂的结构及不同尺寸的零件



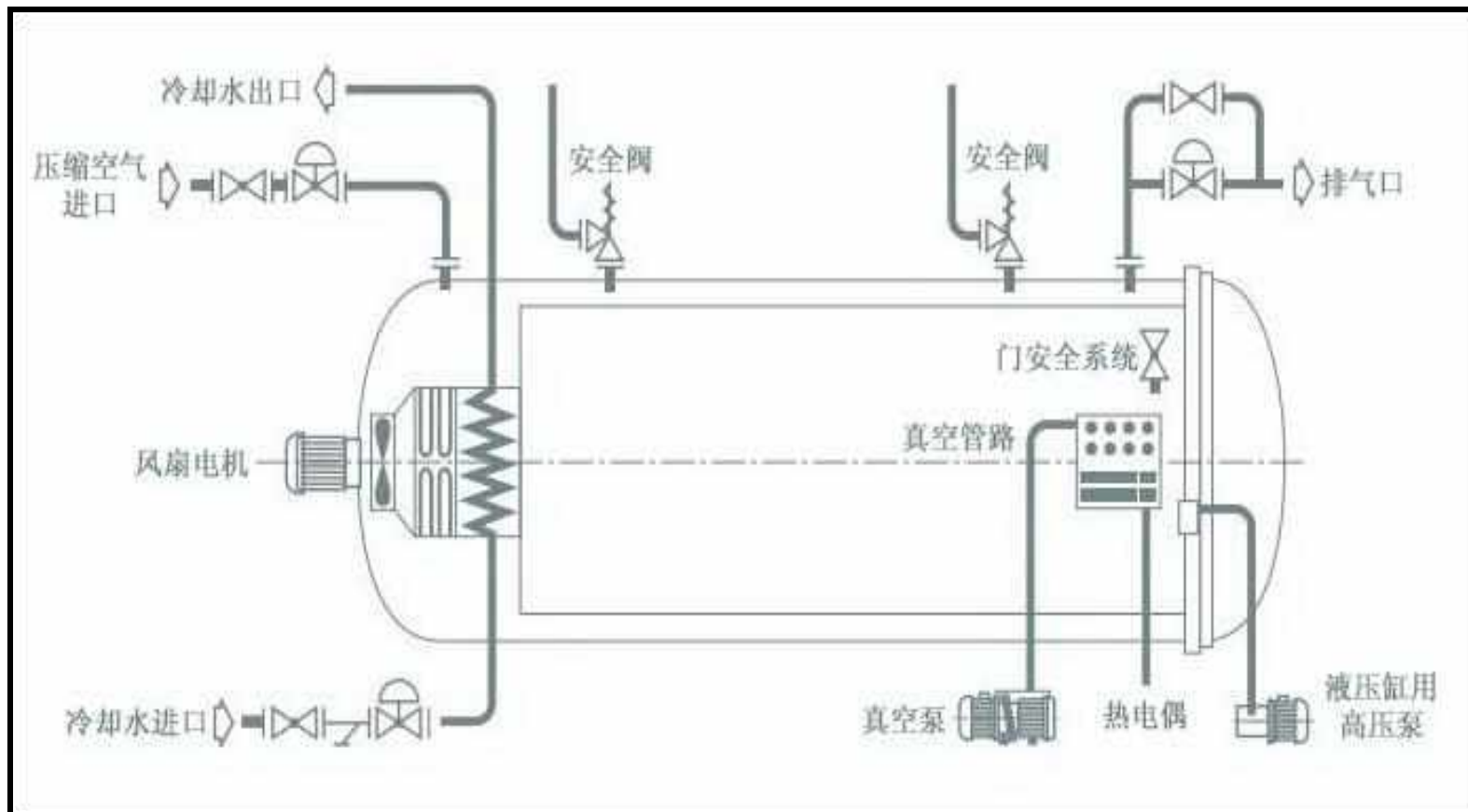
热压罐是当前航空复合材料制品的主流生产装备

5.3 烘箱、热压罐固化技术

5.3.2 烘箱、热压罐原理与特点

热压罐系统的基本组成:

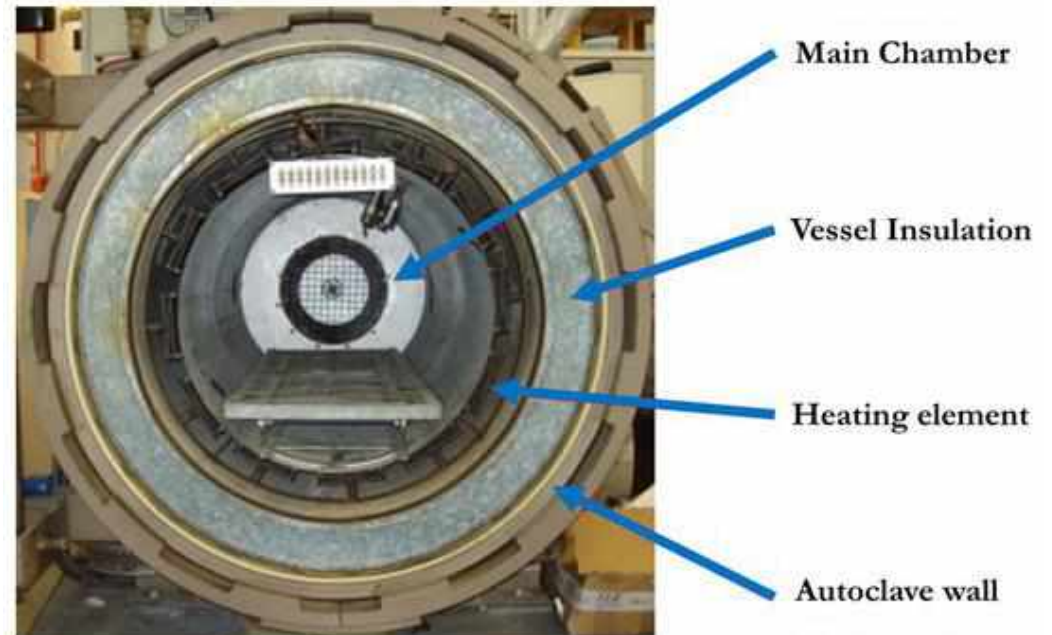
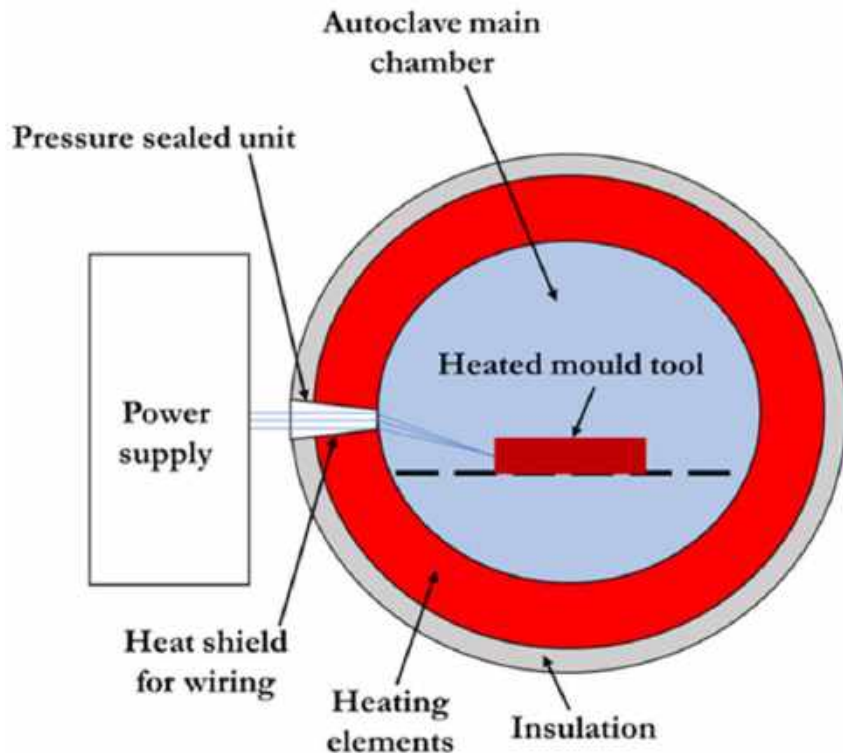
- ① 承压壳体
- ② 真空系统
- ③ 加热/冷却系统
- ④ 加压系统
- ⑤ 控制系统
- ⑥ 温度循环系统
- ⑦ 安全联锁装置
- ⑧ 其他附件



5.3 烘箱、热压罐固化技术

5.3.2 烘箱、热压罐原理与特点

承压壳体：压力容器壳体的主要功能是提供能满足复合材料构件成型压力要求的工作环境，通常由**碳钢**制造；其**内层绝热层**通常由陶瓷纤维絮片和不锈钢板组成。陶瓷纤维絮片紧贴压力容器内壁，然后在纤维絮片内衬上镀铝钢板或者不锈钢板。陶瓷纤维絮片起着防止传热的作用，内衬铝钢板一方面防止热辐射损失，一方面防止热气窜入陶瓷纤维层的作用。

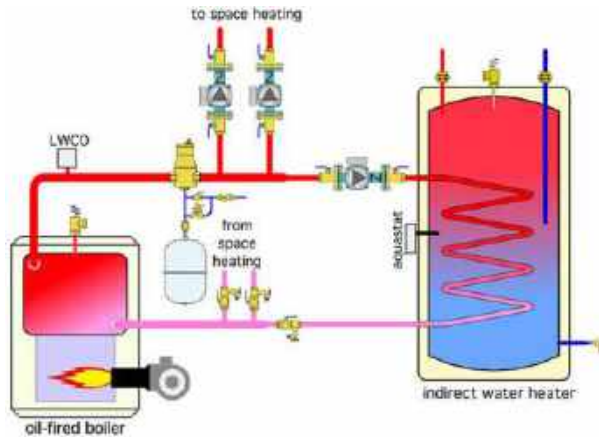


5.3 烘箱、热压罐固化技术

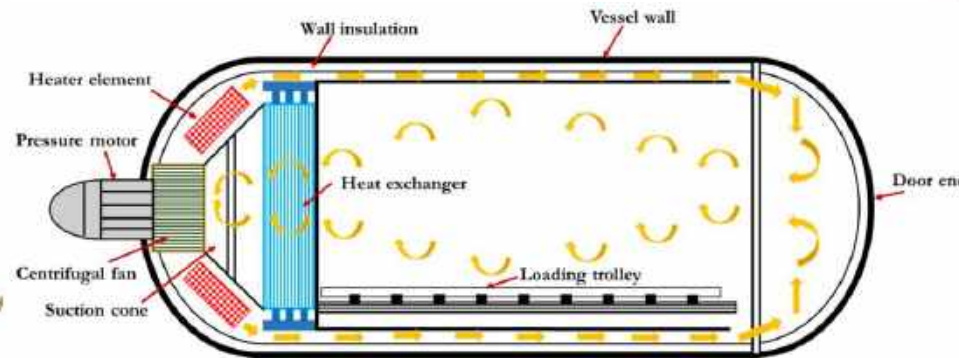
5.3.2 烘箱、热压罐原理与特点

加热系统：目前热压罐的加热方式主要有间接气体点火法、蒸汽加热法和电加热法。

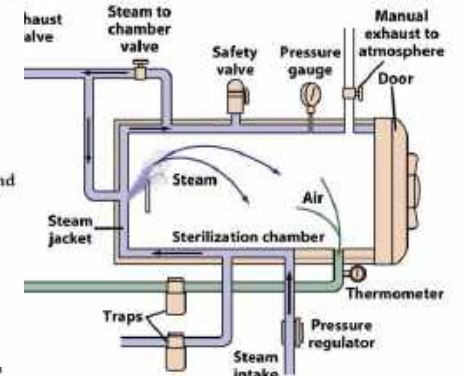
- 间接气体加热法 - 将外部燃烧室燃烧的产物，通过内部不锈钢蛇形管进行循环。这种系统工作可靠，可以进行有效的热循环控制。
- 电加热 - 电加热元件安装在之中。
- 蒸汽加热方法 - 当热压罐的最高工作温度在150°C-180°C时通常采用。



间接气体加热法



电加热法



蒸汽加热法

5.3 烘箱、热压罐固化技术

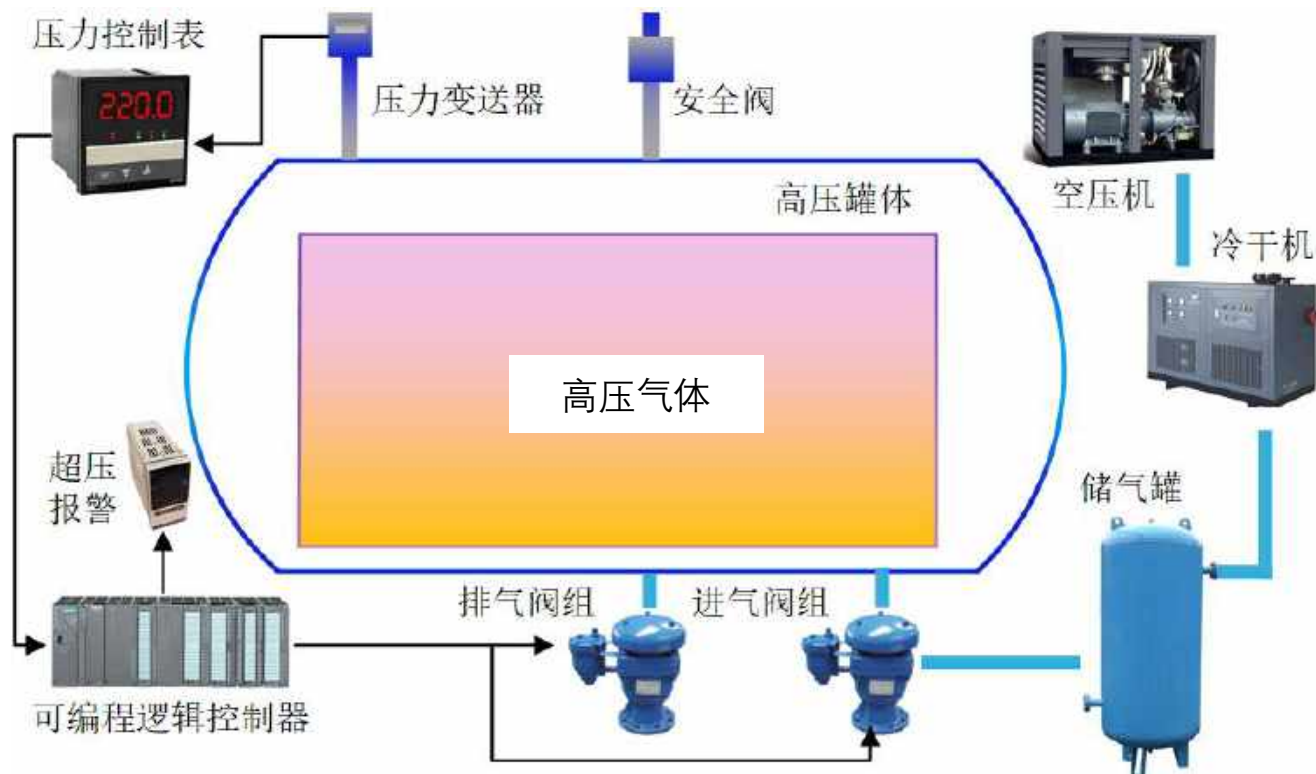
5.3.2 烘箱、热压罐原理与特点

加压系统：目前热压罐的加压介质气体主要有：空气、氮气、二氧化碳等，其中：

空气：成本低、但是**助燃**，高温下使用有一定危险性，工作上限温度300℃

氮气：阻燃、安全；但是制氮**成本较高**

二氧化碳：成本低、阻燃；但是二氧化碳密度大，不易在空气中消散，**窒息危险高**。



热压罐加压系统

5.3 烘箱、热压罐固化技术

5.3.2 烘箱、热压罐原理与特点

真空系统：是热压罐最重要的辅助系统，它为封装于真空袋内制件提供真空环境，使预浸料内的溶剂型挥发分、反应产生的小分子、夹杂空气等被抽出制件，同时真空袋的存在使压缩气体不直接作用于制件上，避免其进入复合材料内。

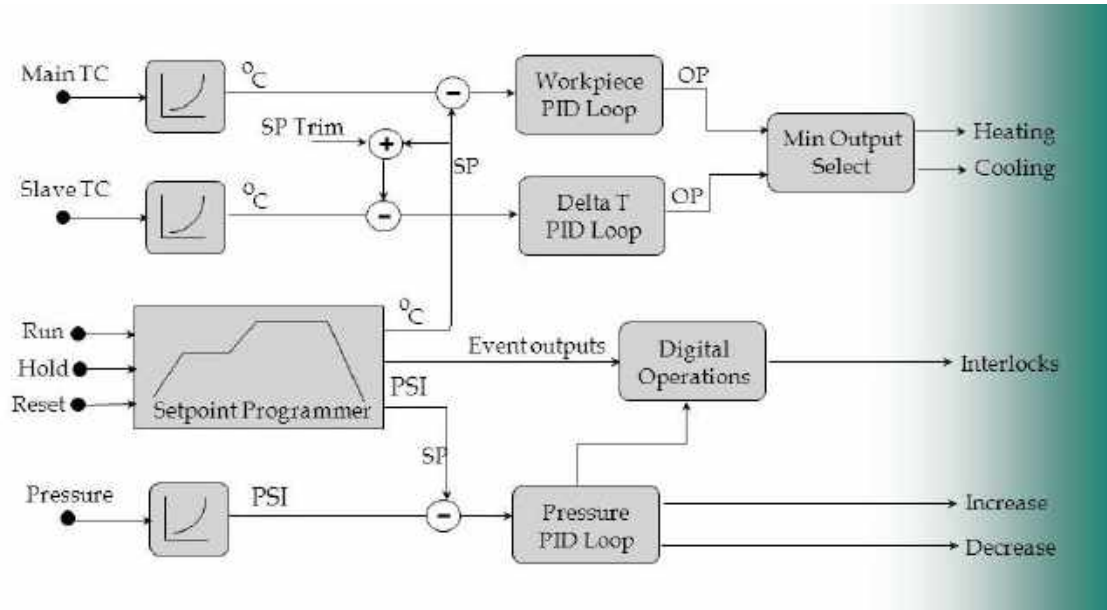


真空系统

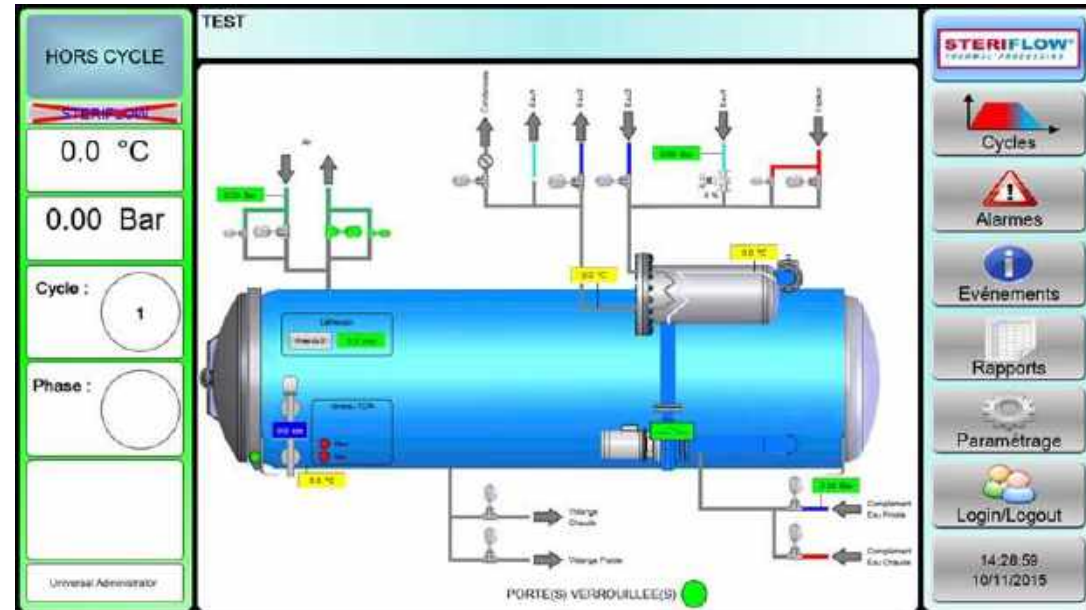
5.3 烘箱、热压罐固化技术

5.3.2 烘箱、热压罐原理与特点

控制系统; 热压罐的工艺流程控制, 普遍采用**计算机控制/PLC(可编程逻辑控制器)人工控制双重模式**, 根据需要可随时切换, 极大地提高了热压罐的使用效率、可靠性和被加工复合材料产品的质量。



热压罐控制系统



热压罐控制界面

5.3 烘箱、热压罐固化技术

5.3.3 烘箱、热压罐固化模具技术

模具：在外力作用下使坯料成为有特定形状和尺寸的制件的工具。素有“工业之母”的称号



固化模具是制件成型的基础。它直接影响制件的外形、尺寸、表面质量、内部质量。

5.3 烘箱、热压罐固化技术

5.3.3 烘箱、热压罐固化模具技术

固化模具设计的一般流程：

零件的结构形式、质量要求、工程界面(气动面、装配面、胶接面等)及成型工艺方法

工程输入分析及概念设计

对成型该产品所需的模具材料、模具结构、模具精度等形成初步的设计概念

落实工程及工艺需求

详细设计、细节设计

绘制模具结构图

设计经验和有限元分析

优化设计

尺寸补偿、回弹变形、强度刚度及温度场分布

模具实际制造过程

模具制造及反馈

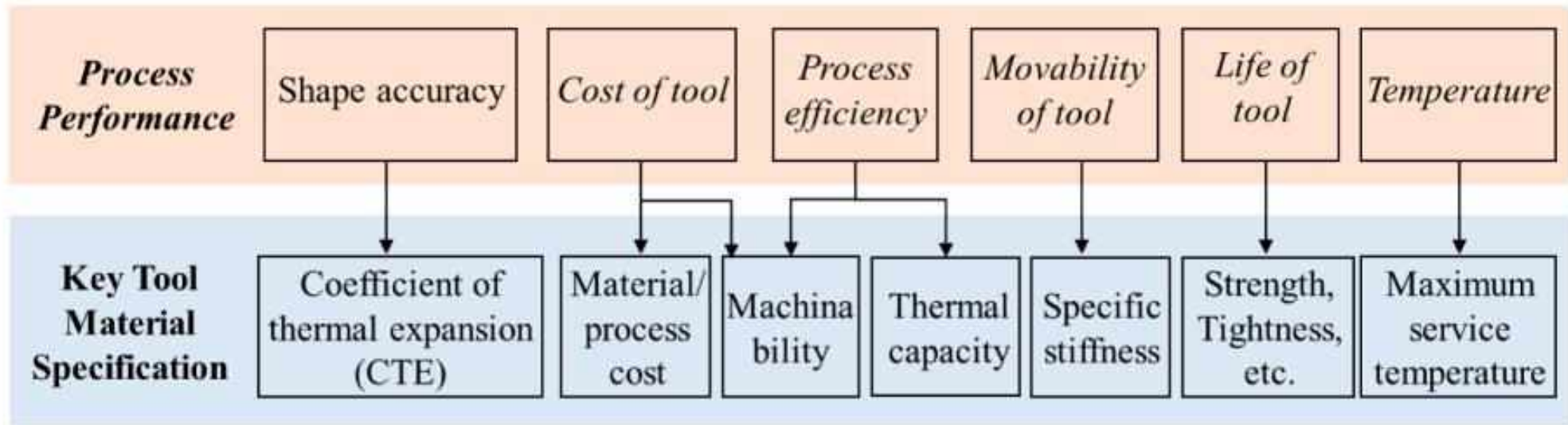
实际情况做出合理调整，直至模具最终验收交付

5.3 烘箱、热压罐固化技术

5.3.3 烘箱、热压罐固化模具技术

固化模具选择考虑因素

工作压力、温度、成本、寿命、精度、强度、质量、机械加工性、热膨胀系数、尺寸稳定性、表面处理及热导率，等



模具材料的关键性能

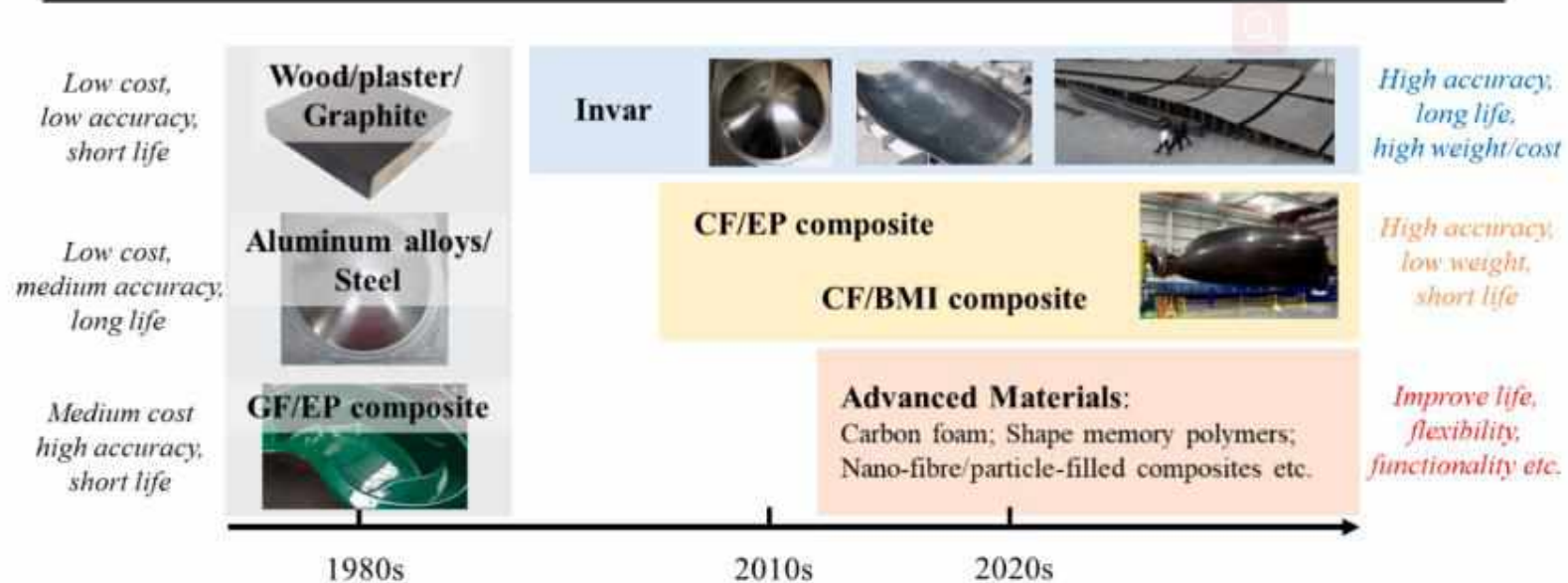
5.3 烘箱、热压罐固化技术

5.3.3 烘箱、热压罐固化模具技术

固化模具选择考虑因素

- (1) 金属材料，用于室温至高温固化的复合材料成型；
- (2) 树脂基复合材料，用于室温及中温固化的复合材料成型；
- (3) 陶瓷和石墨材料，用于更高温固化的复合材料成型；
- (4) 橡胶模具，用于不易加压、不易脱模等情况的使用。

此外,石膏和木头等低成本材料也被用作复合材料研制工艺件模具材料。



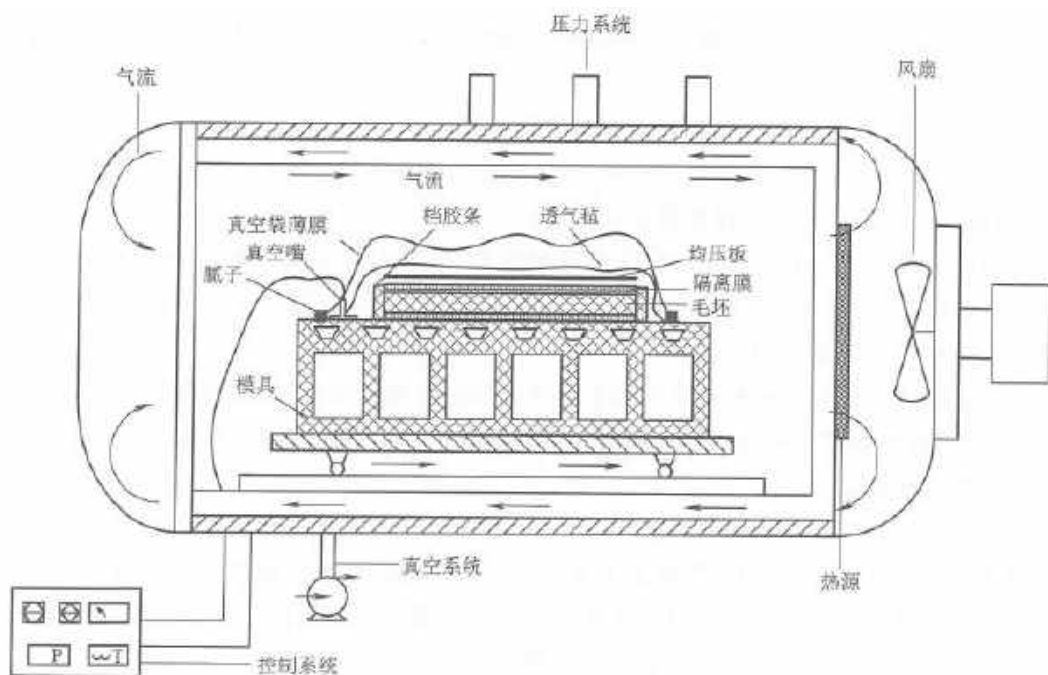
模具材料的选取

5.3 烘箱、热压罐固化技术

5.3.3 烘箱、热压罐固化模具技术

固化模具设计

热压罐工艺采用的成型模具通常为“蛋盒”框架式单面模具结构，模具背面的支撑结构采用多孔构造(通风孔和均风孔),最大限度提升围绕和穿过模具的气流量,这种结构既能在较小的重量下提供足够的刚度,又能保证模具被较快速的加热。

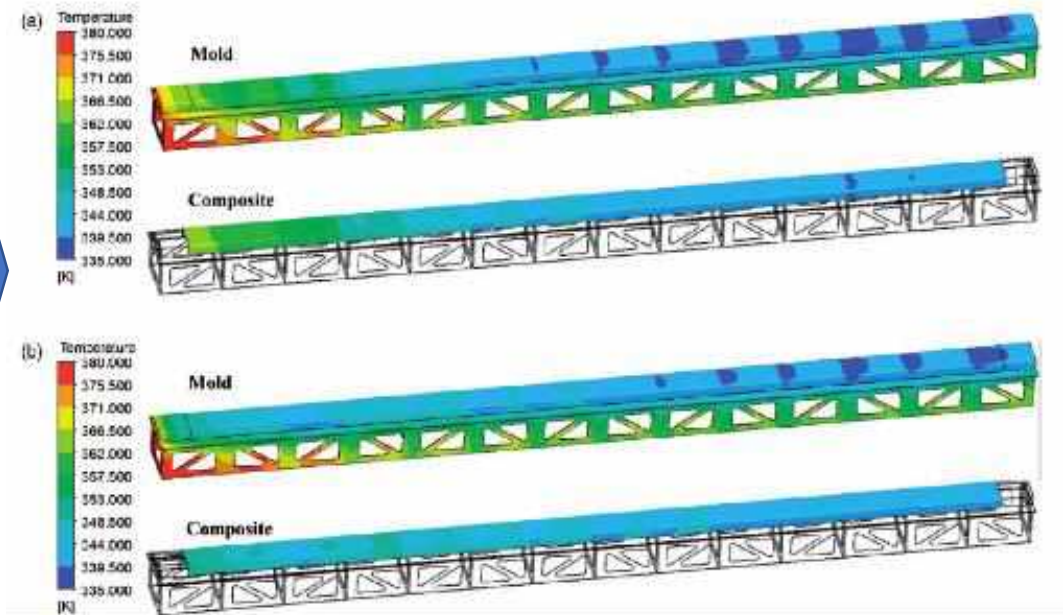
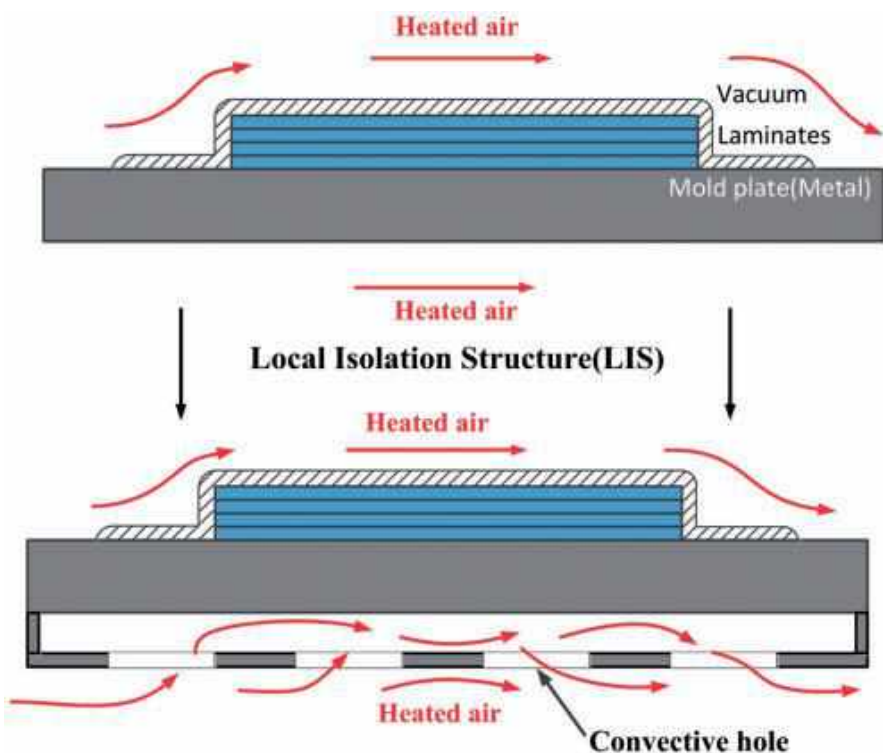


5.3 烘箱、热压罐固化技术

5.3.3 烘箱、热压罐固化模具技术

固化模具设计

模具和压缩气体的交互作用及以其为基础的温度场优化一直都是热压罐技术的研究热点之一。



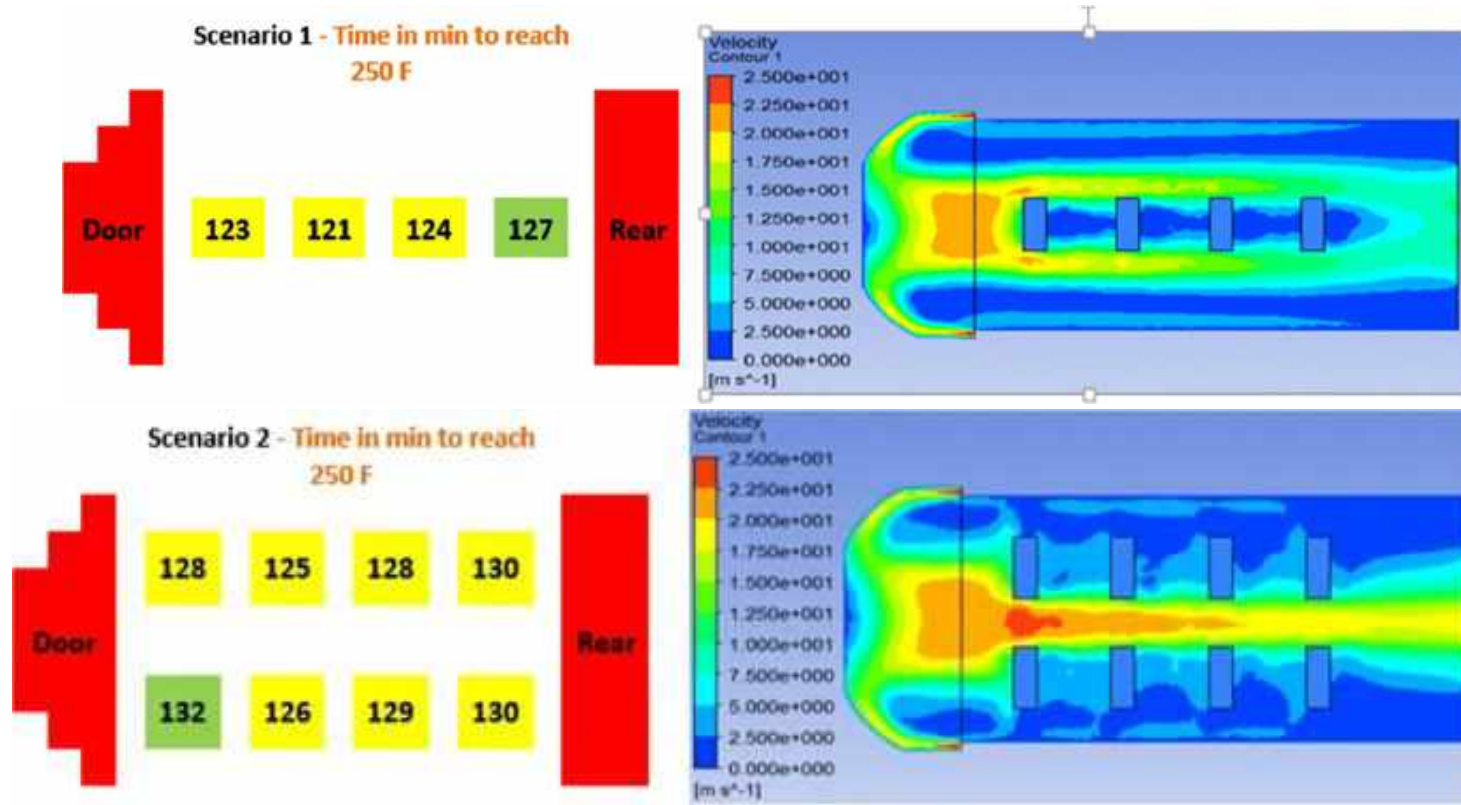
模具支撑结构优化

5.3 烘箱、热压罐固化技术

5.3.3 烘箱、热压罐固化模具技术

固化模具设计

模具和压缩气体的交互作用及以其为基础的温度场优化一直都是热压罐技术的研究热点之一。

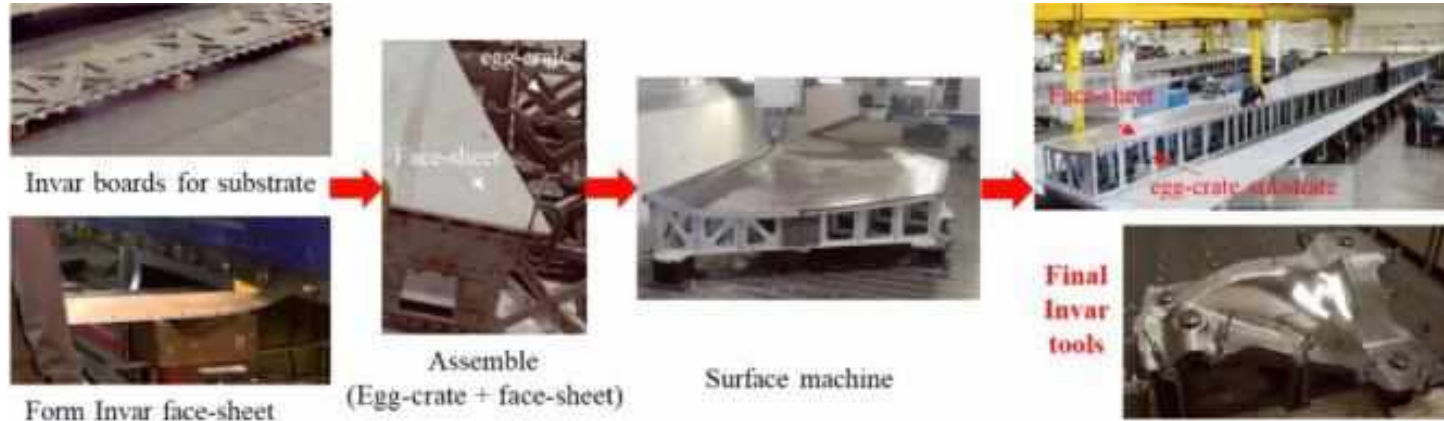


模具摆放方式优化

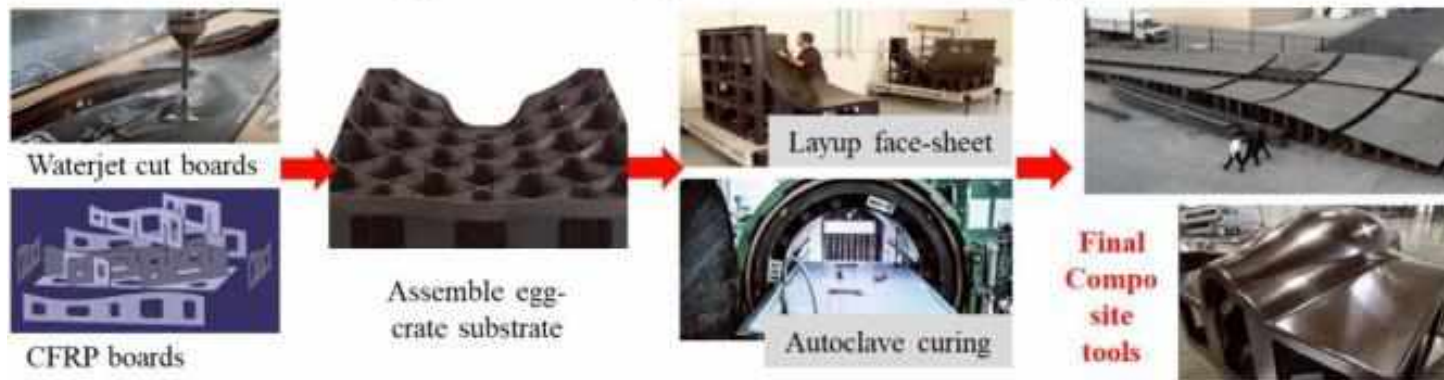
5.3 烘箱、热压罐固化技术

5.3.3 烘箱、热压罐固化模具技术

固化模具的制造



(a) Manufacturing process of Invar tools [43]



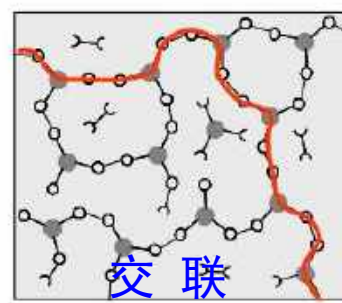
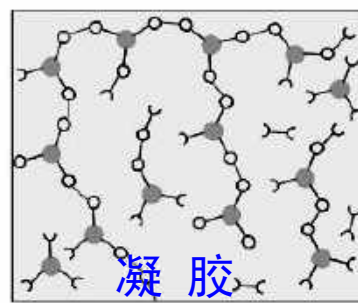
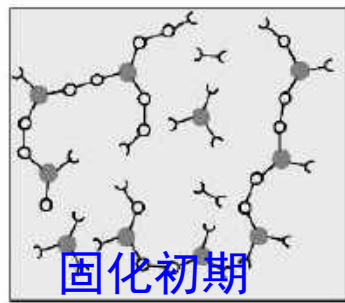
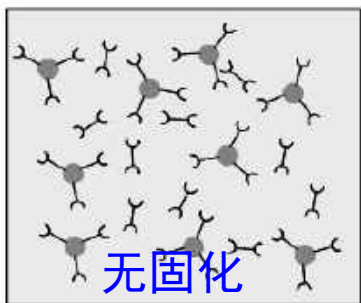
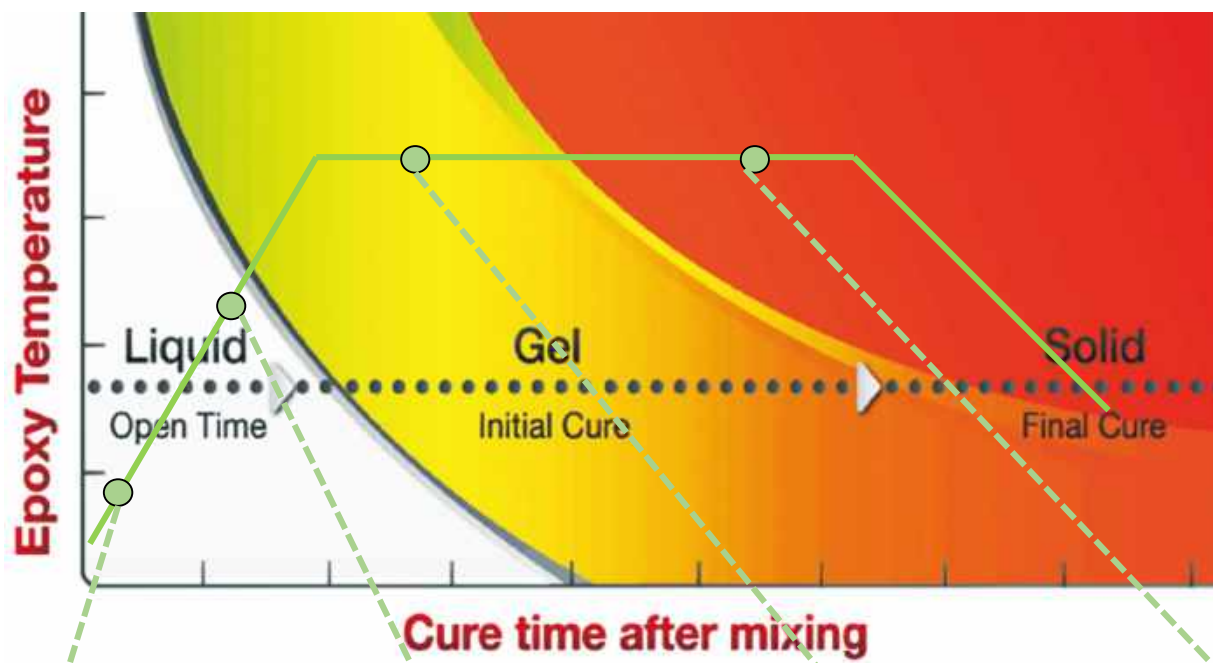
(b) Manufacturing process of composite tools [88, 121, 122]

殷瓦钢和复材模具的制造过程

5.3 烘箱、热压罐固化技术

5.3.4 固化工艺与过程监控

热压罐提供的工艺环境通过真空袋系统传递给复合材料是一个非常复杂的过程, **有必要监测**复合材料固化的状态,并反馈给热压罐温压控制系统,做出及时、相适应的**工艺参数调整**。



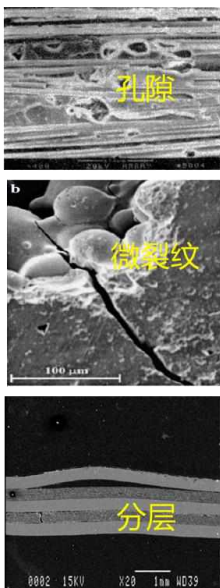
5.3 烘箱、热压罐固化技术

5.3.4 固化工艺与过程监控

复合材料固化过程在线监控是航空复合材料制造的核心

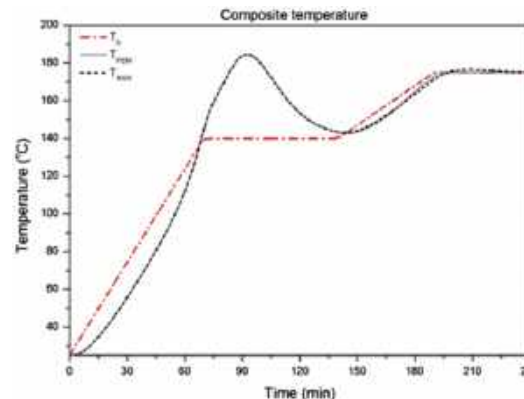
控制不当

固化过程



发生不可预测性破坏或者失效

温度在线监控是航空复合材料质量控制的基础



固化应变实时监测和控制是降低复合材料微裂纹和分层缺陷的关键

纤维和树脂热膨胀系数差异
树脂收缩
模具和复合材料相互作用

固化应力

微裂纹
分层

通过实时监测材料的固化度，进而控制固化反应速率，是孔隙率控制的关键

过快的固化速率

孔隙率高

过慢的固化速率

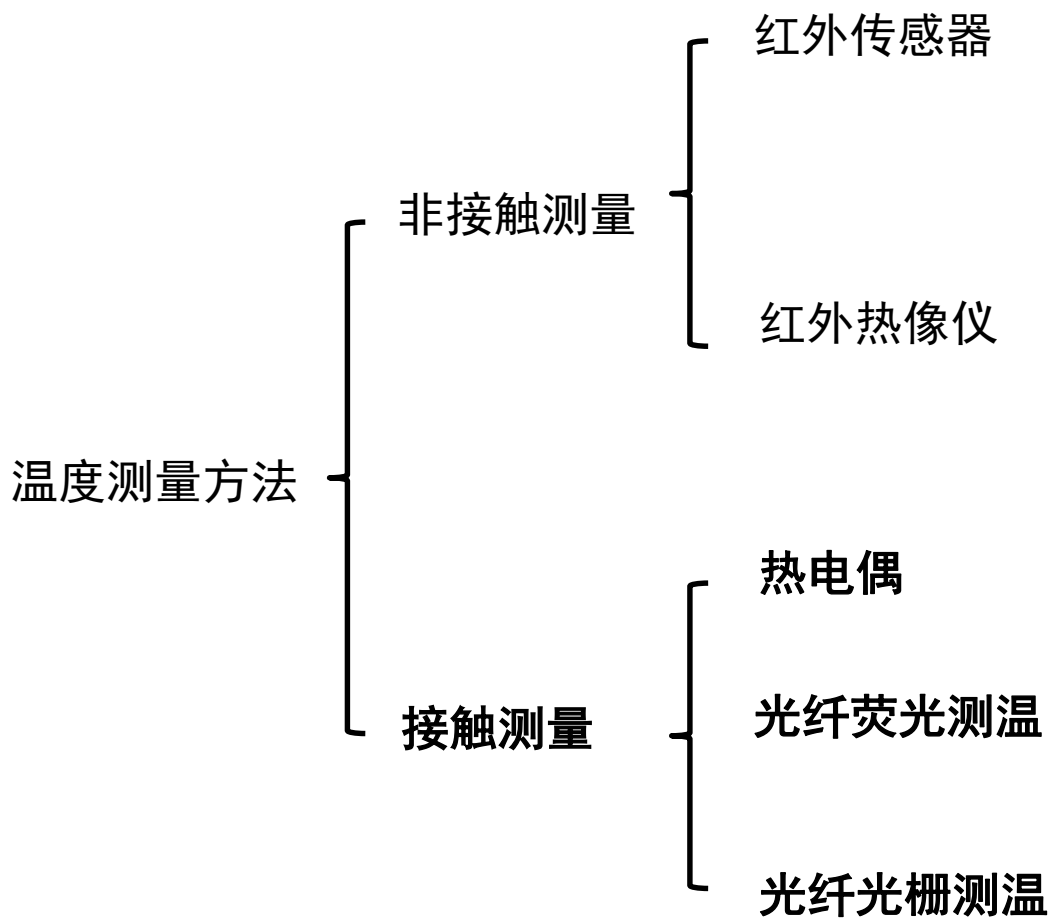
固化周期长
能耗高

5.3 烘箱、热压罐固化技术

5.3.4 固化工艺与过程监控

复合材料内部温度在线监测

常见测温方式



有障碍物遮挡时无法
测量物体实际温度

5.3 烘箱、热压罐固化技术

5.3.4 固化工艺与过程监控

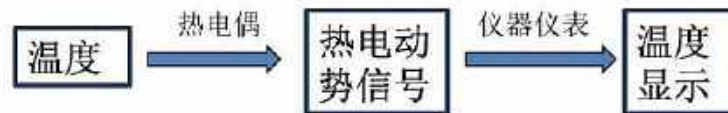
复合材料内部温度在线监测-热电偶



传统热压罐中使用热电偶测温



塞贝克效应

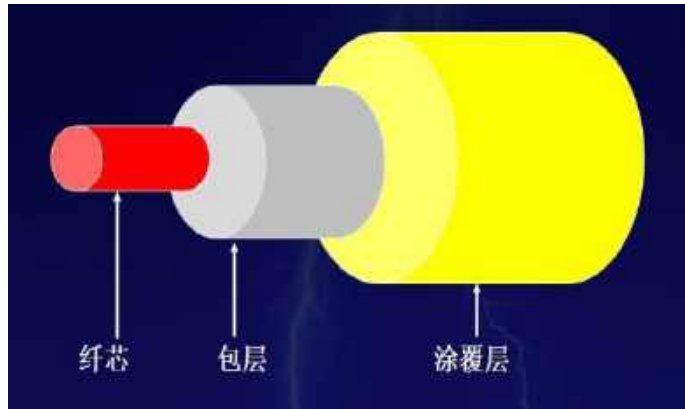


热电偶测温原理

5.3 烘箱、热压罐固化技术

5.3.4 固化工艺与过程监控

复合材料内部温度在线监测-光纤荧光



光纤用于复合材料传感的优势：

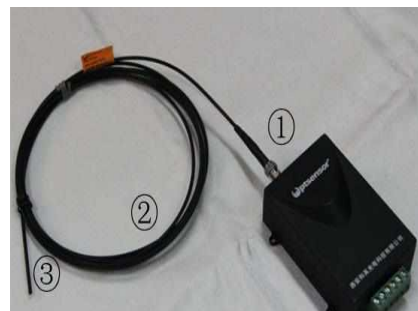
- 抗电磁干扰** 激光波长在纳米级，不与外界电磁耦合
- 尺寸小** 尺寸在微米级，对复合材料的静态性能基本不产生影响
- 抗破坏** 聚合物涂覆层保护可以使光纤在恶劣的环境中使用
- 损耗小** 传感信号在光纤中损耗小，可以用于远距离传输
- 多路复用** 单根光纤上可以集成多个传感单元，传感信号互不干涉

多层介质结构：

纤芯：直径5-75um。

包层：直径100-200um，折射率略低于纤芯。

涂覆层：硅酮或丙烯酸等聚合物，隔离杂光，保护，提高机械强度。



光纤荧光温度传感器有三部分：①光纤接头 ②光纤 ③光纤探头

5.3 烘箱、热压罐固化技术

5.3.4 固化工艺与过程监控

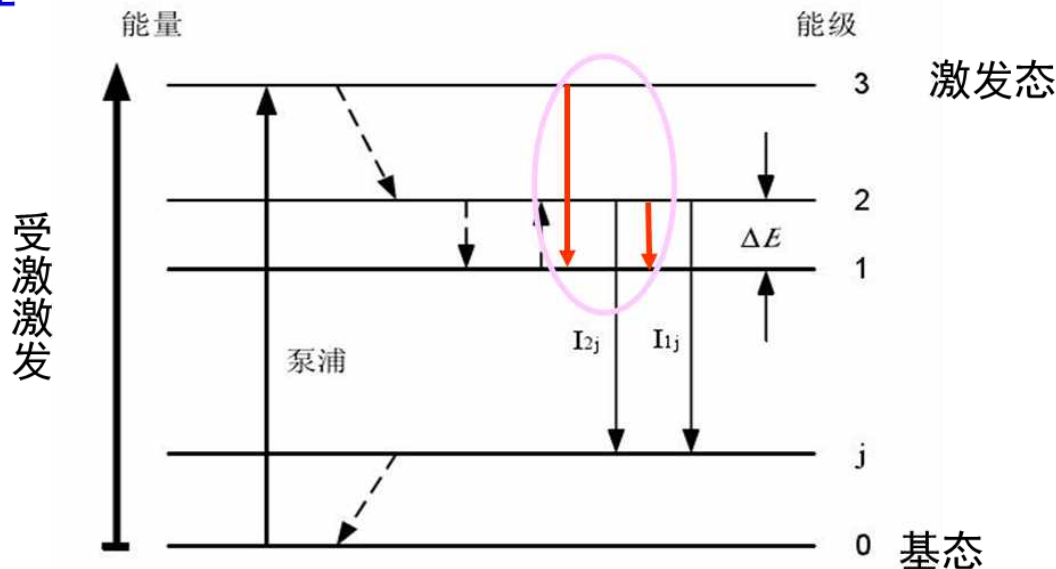
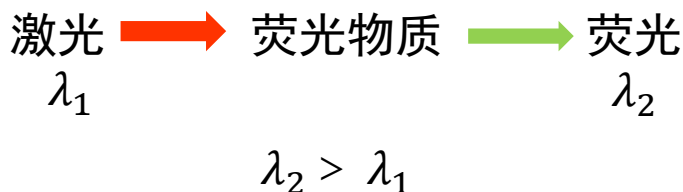
复合材料内部温度在线监测-光纤荧光

荧光测温原理



荧光物质的光致发光现象

光致发光是发光材料吸收光子后重新辐射出新光的过程。



两个相邻的激发态衰减到同一能级时，在荧光光谱上产生两个相邻的谱带。

$$\text{谱带光强度比: } FIR = \frac{N_2}{N_1} = \frac{I_{2j}}{I_{1j}} = \frac{g_2 \sigma_{2j} \omega_{2j}}{g_1 \sigma_{1j} \omega_{1j}} \exp\left[\frac{-\Delta E}{kT}\right] = B \exp\left[\frac{-\Delta E}{kT}\right]$$

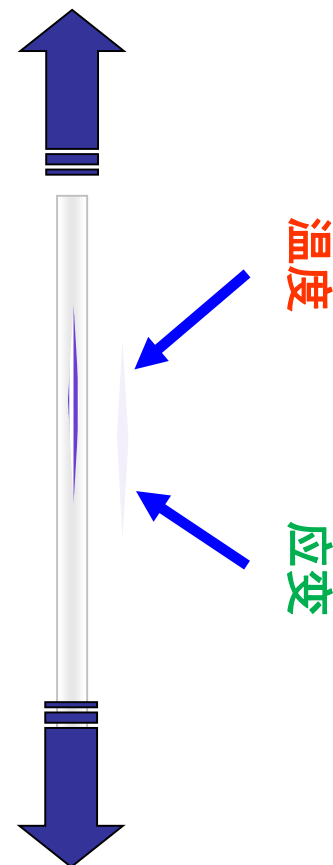
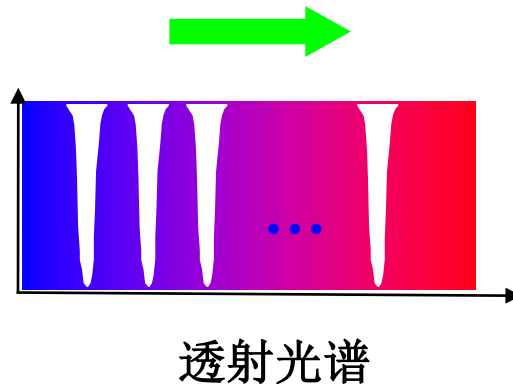
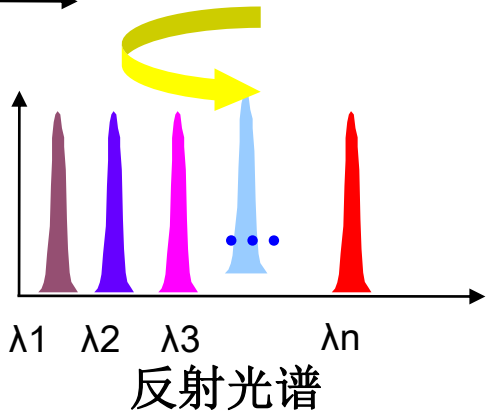
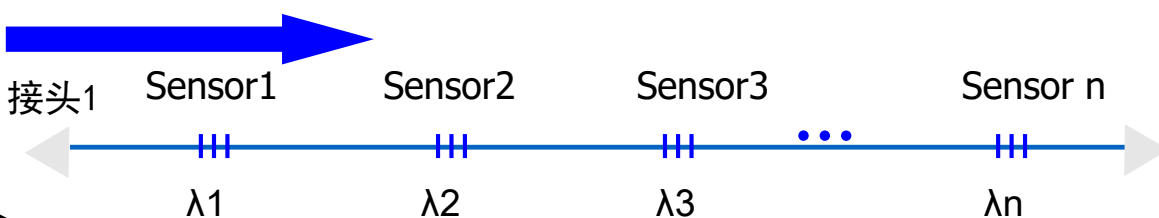
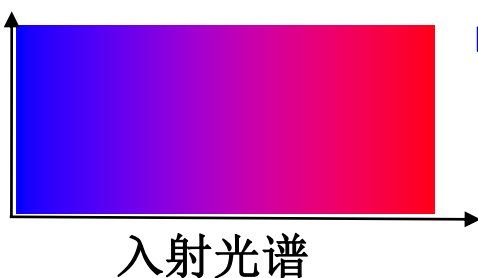
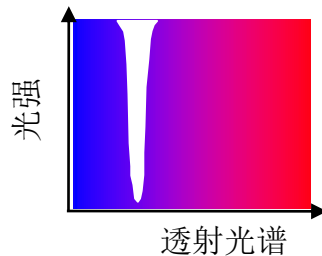
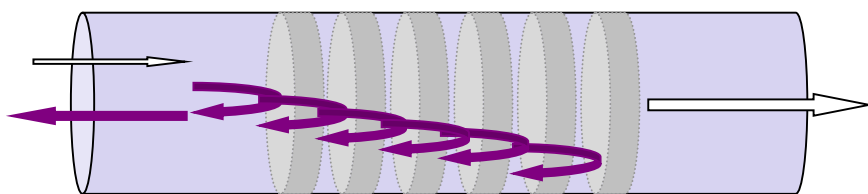
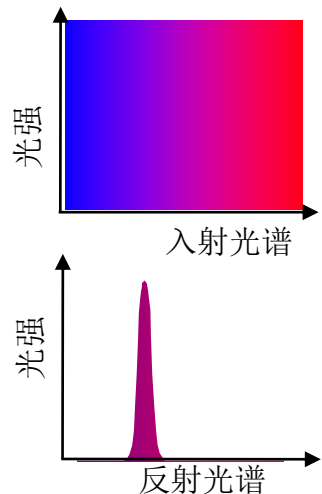
测温精度: $\pm 1^\circ\text{C}$; 测温分辨率: 0.1°C ; 传感器直径: 5mm;

5.3 烘箱、热压罐固化技术

5.3.4 固化工艺与过程监控

复合材料内部温度在线监测-光纤光栅

光栅结构是一种窄带滤波器



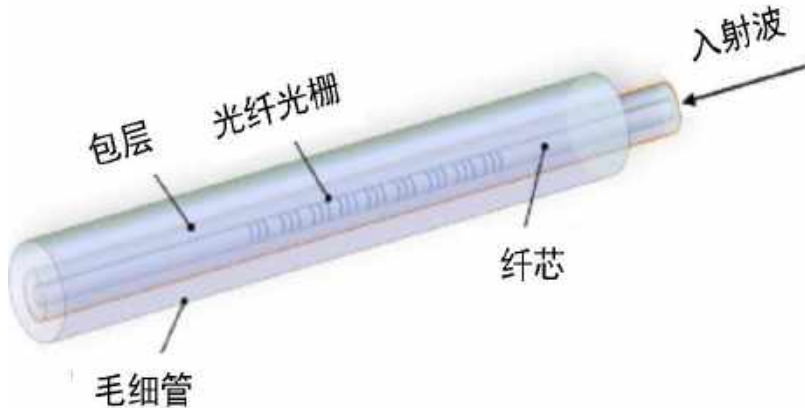
光纤光栅波分复用

5.3 烘箱、热压罐固化技术

5.3.4 固化工艺与过程监控

复合材料内部温度在线监测-光纤光栅

利用光纤光栅温度、应变敏感的特性，可以对光纤光栅传感器进行封装，实现复合材料内部温度测量。



温度和应变交叉敏感

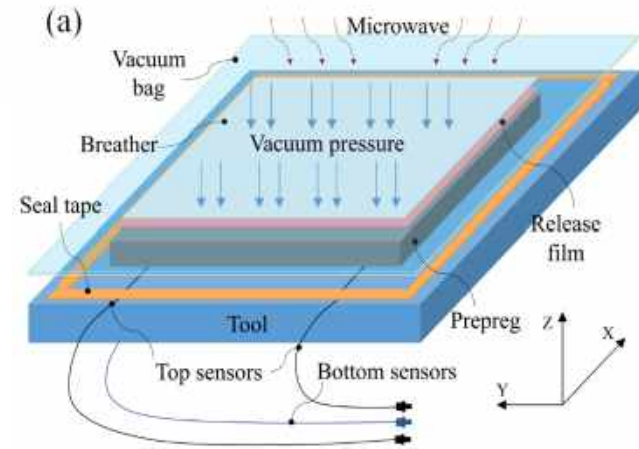
$$\Delta\lambda = \lambda_B(P_\epsilon\Delta\epsilon + P_t\Delta T)$$

$\Delta\lambda$ 中心波长偏移量

P_ϵ 应变敏感率

P_t 温度敏感率

λ_B 中心波长



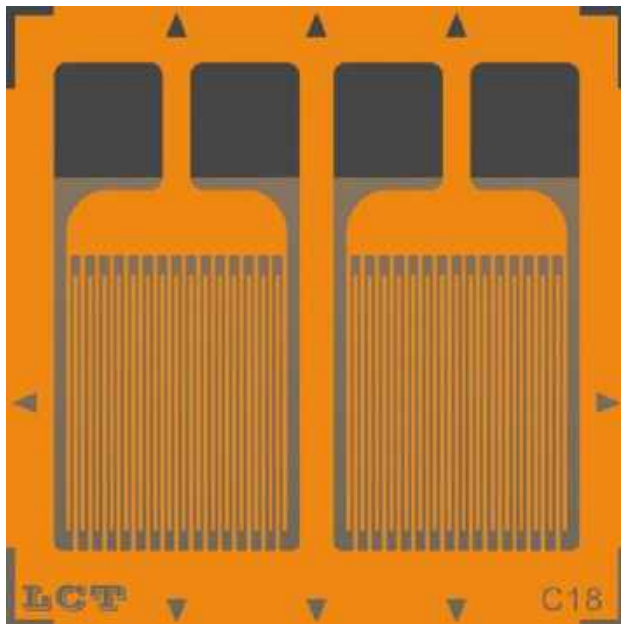
玻璃毛细管封装光纤光栅可以实现复合材料内温度的测量。

5.3 烘箱、热压罐固化技术

5.3.4 固化工艺与过程监控

复合材料内部应变在线监测

现有应变监测技术



应变片

应变片测量原理：当构件变形时，电阻应变片的电阻值发生相应的变化。根据**线性电阻应变值变化规律**，可换算成相应的应变信息。

应变片测量方法的缺点：

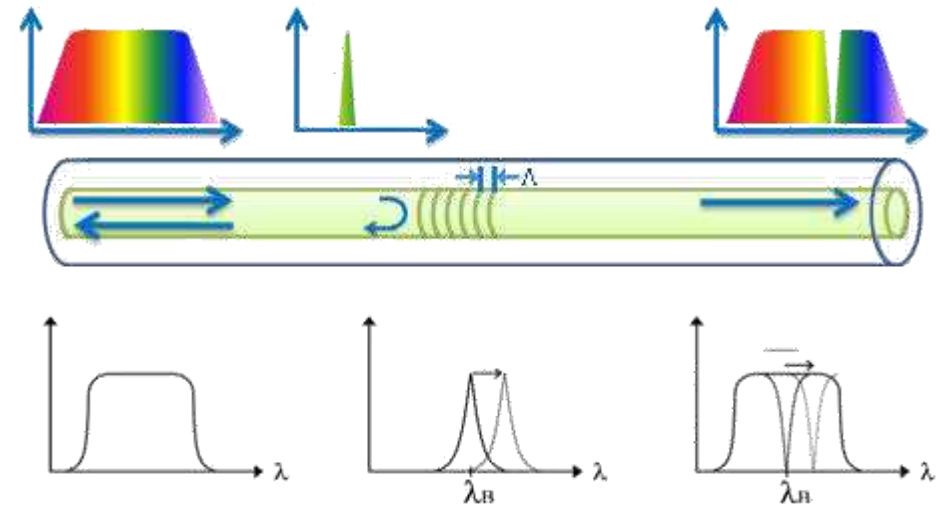
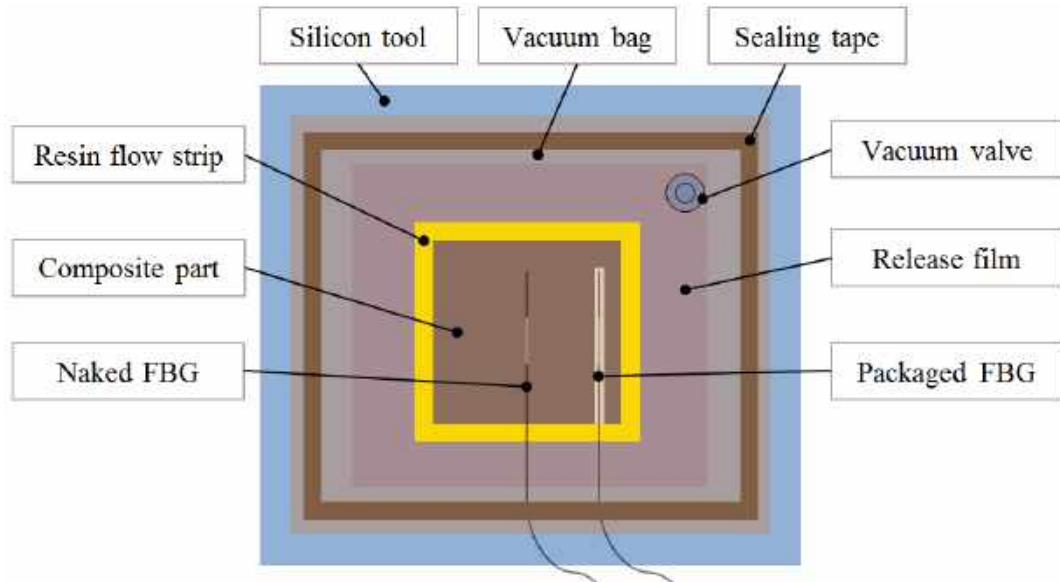
只能测量构件的表面应变，而不能测构件的内部应变；

5.3 烘箱、热压罐固化技术

5.3.4 固化工艺与过程监控

复合材料内部应变在线监测

可以通过对光纤光栅进行温度补偿实现复合材料内部应变的测量。



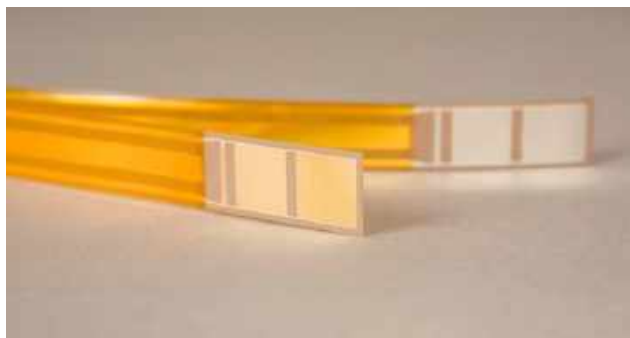
光纤光栅传感器测量固化应变

5.3 烘箱、热压罐固化技术

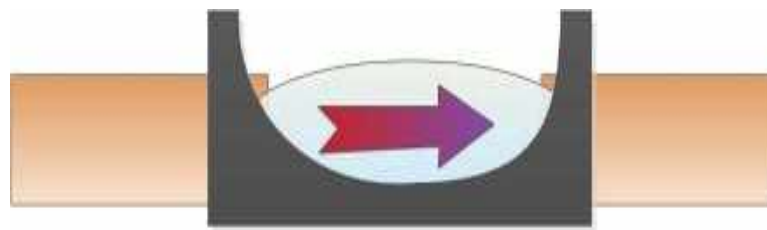
5.3.4 固化工艺与过程监控

复合材料固化度在线监测

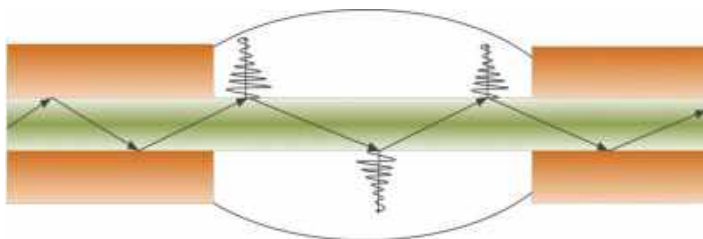
现有固化监测技术



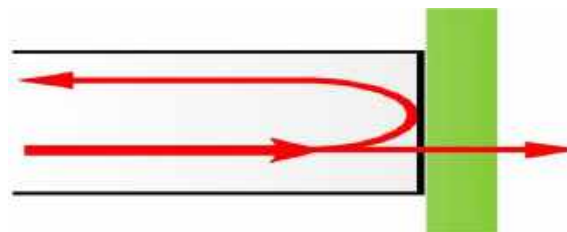
介电分析传感器



红外光谱光纤传感器



拉曼光谱光纤传感器



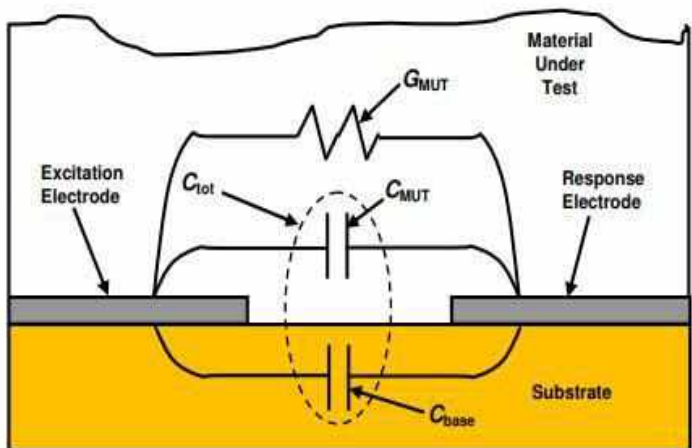
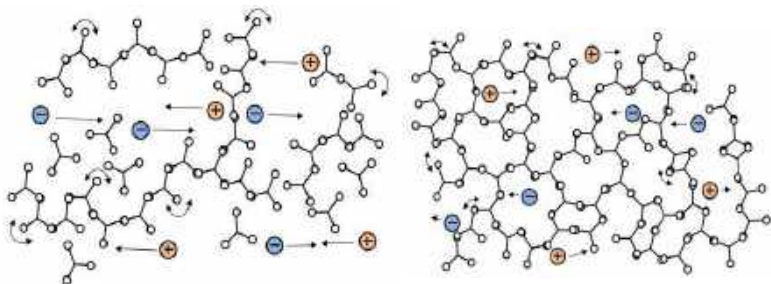
菲涅尔光纤传感器

5.3 烘箱、热压罐固化技术

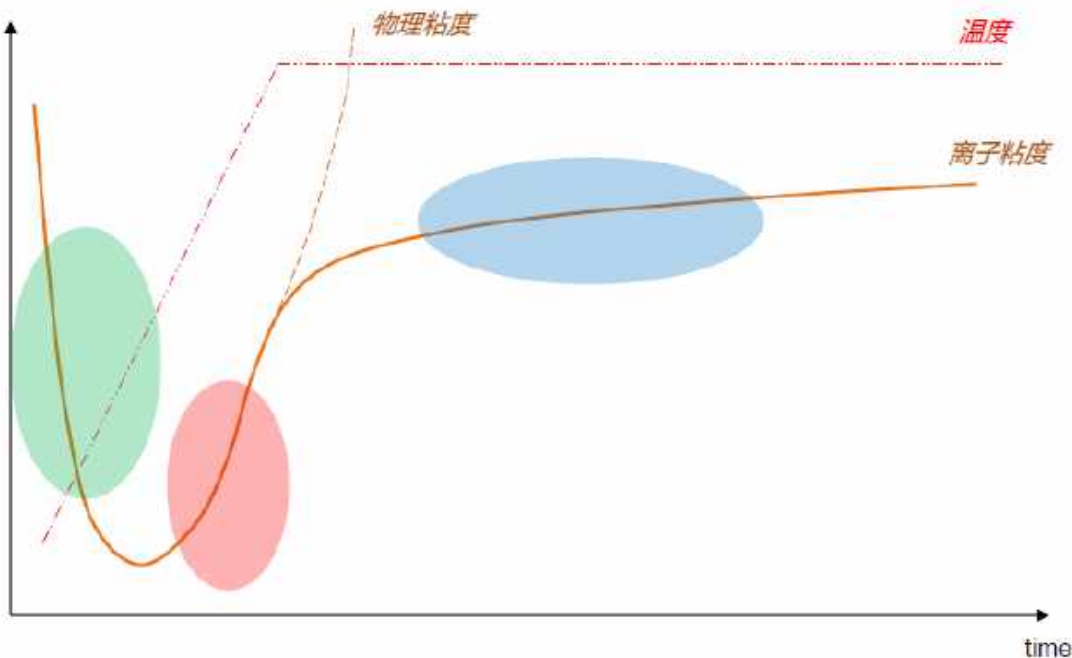
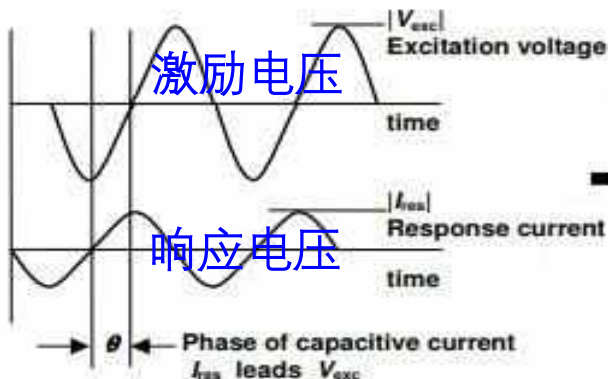
5.3.4 固化工艺与过程监控

复合材料固化度在线监测

现有固化监测技术-介电分析传感器



介电分析传感器测量原理

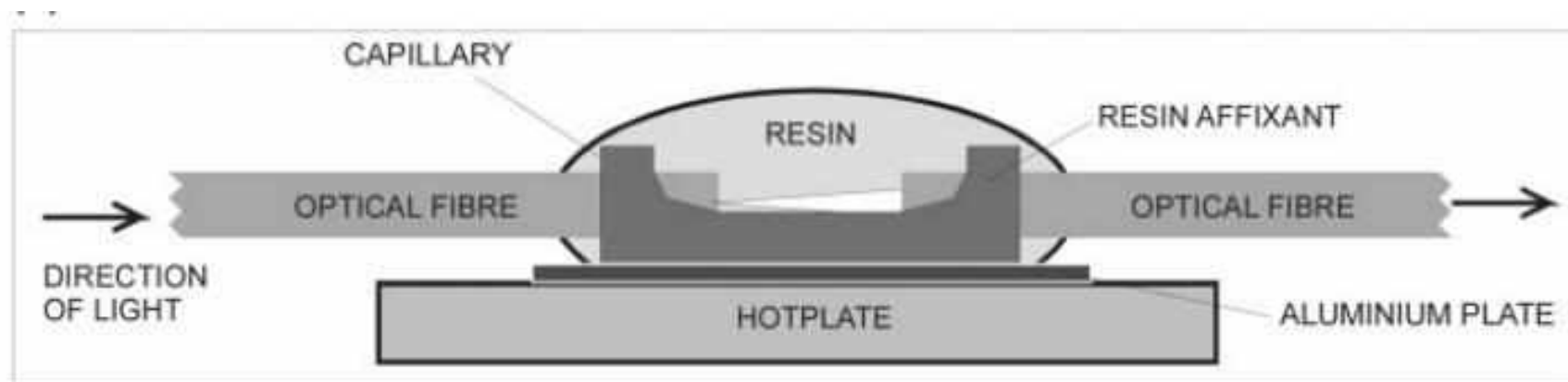


5.3 烘箱、热压罐固化技术

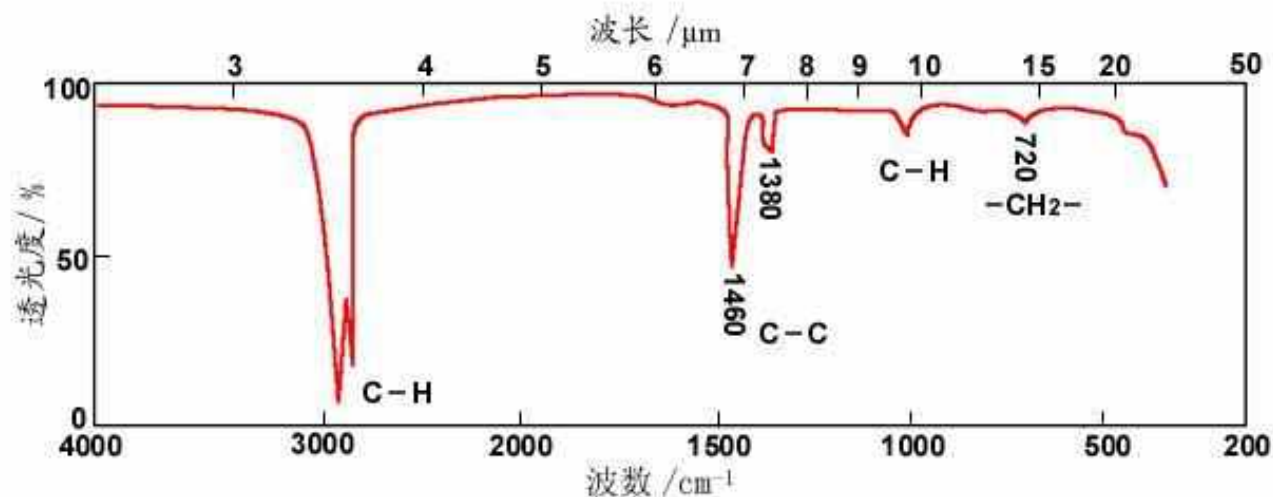
5.3.4 固化工艺与过程监控

复合材料固化度在线监测

现有固化监测技术-红外光谱光纤传感器



红外光谱光纤传感器测量原理

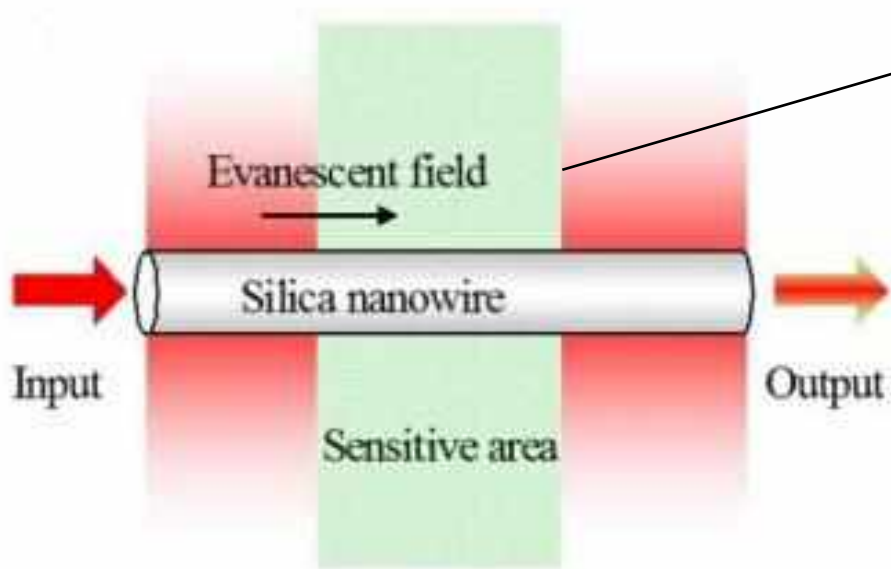


5.3 烘箱、热压罐固化技术

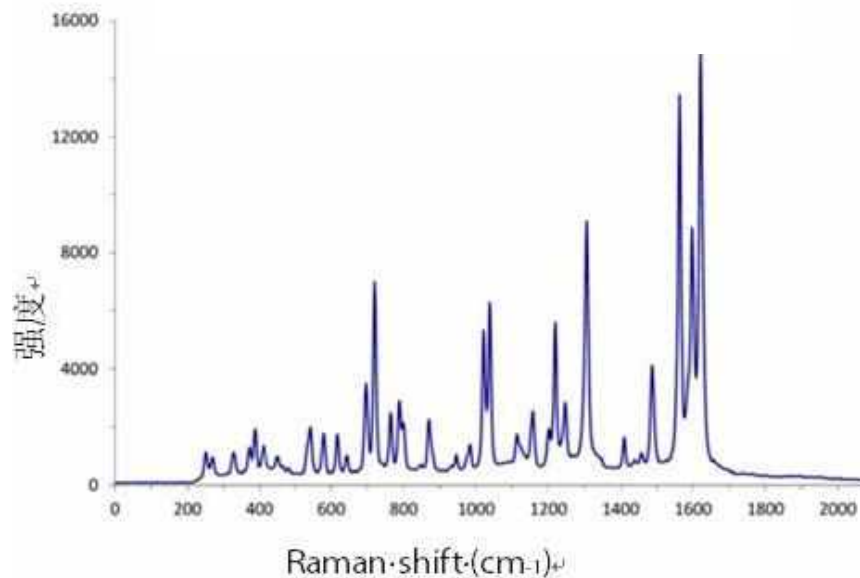
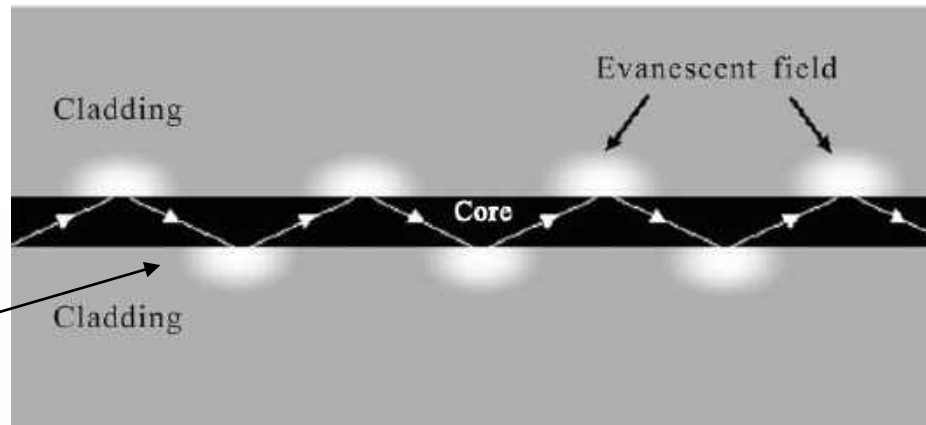
5.3.4 固化工艺与过程监控

复合材料固化度在线监测

现有固化监测技术-拉曼光谱光纤传感器



红外光谱光纤传感器测量原理

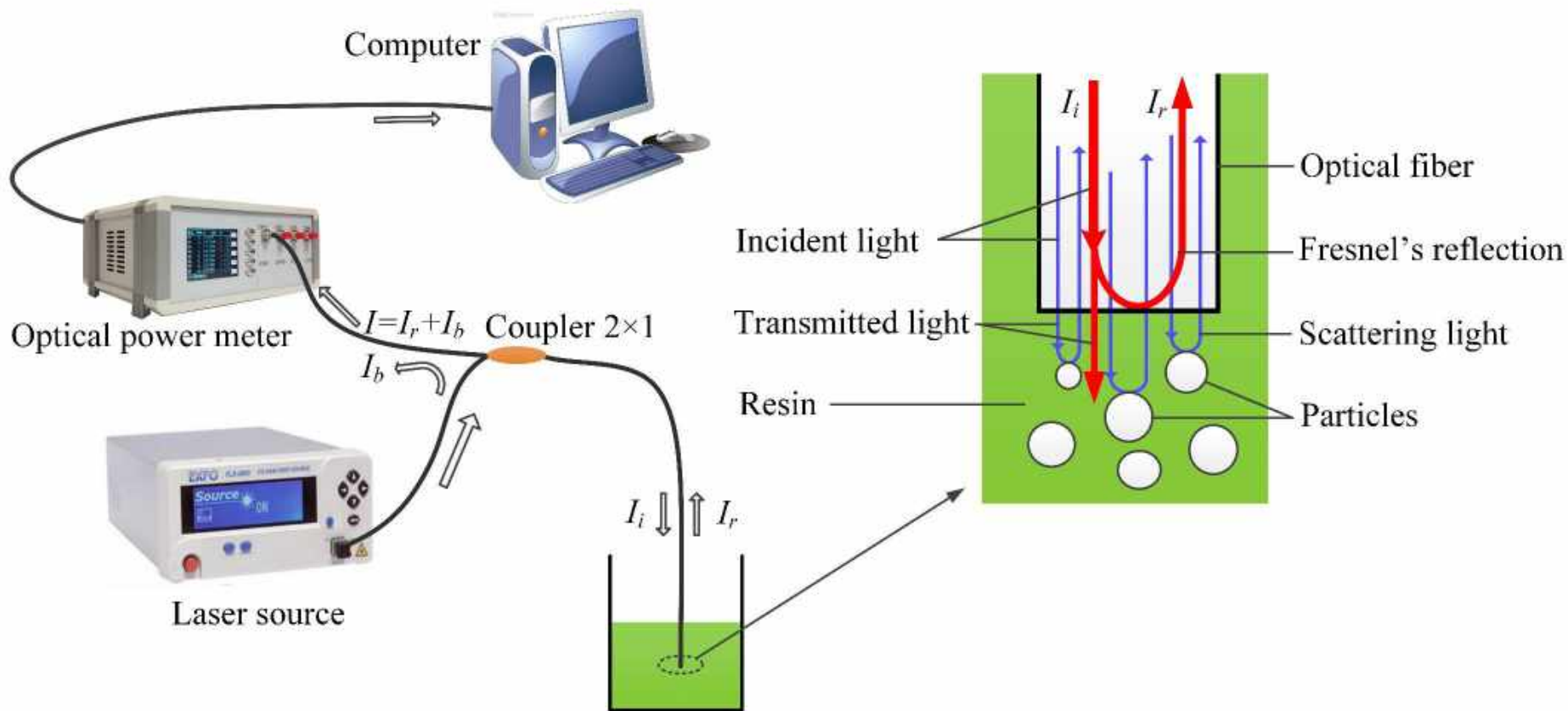


5.3 烘箱、热压罐固化技术

5.3.4 固化工艺与过程监控

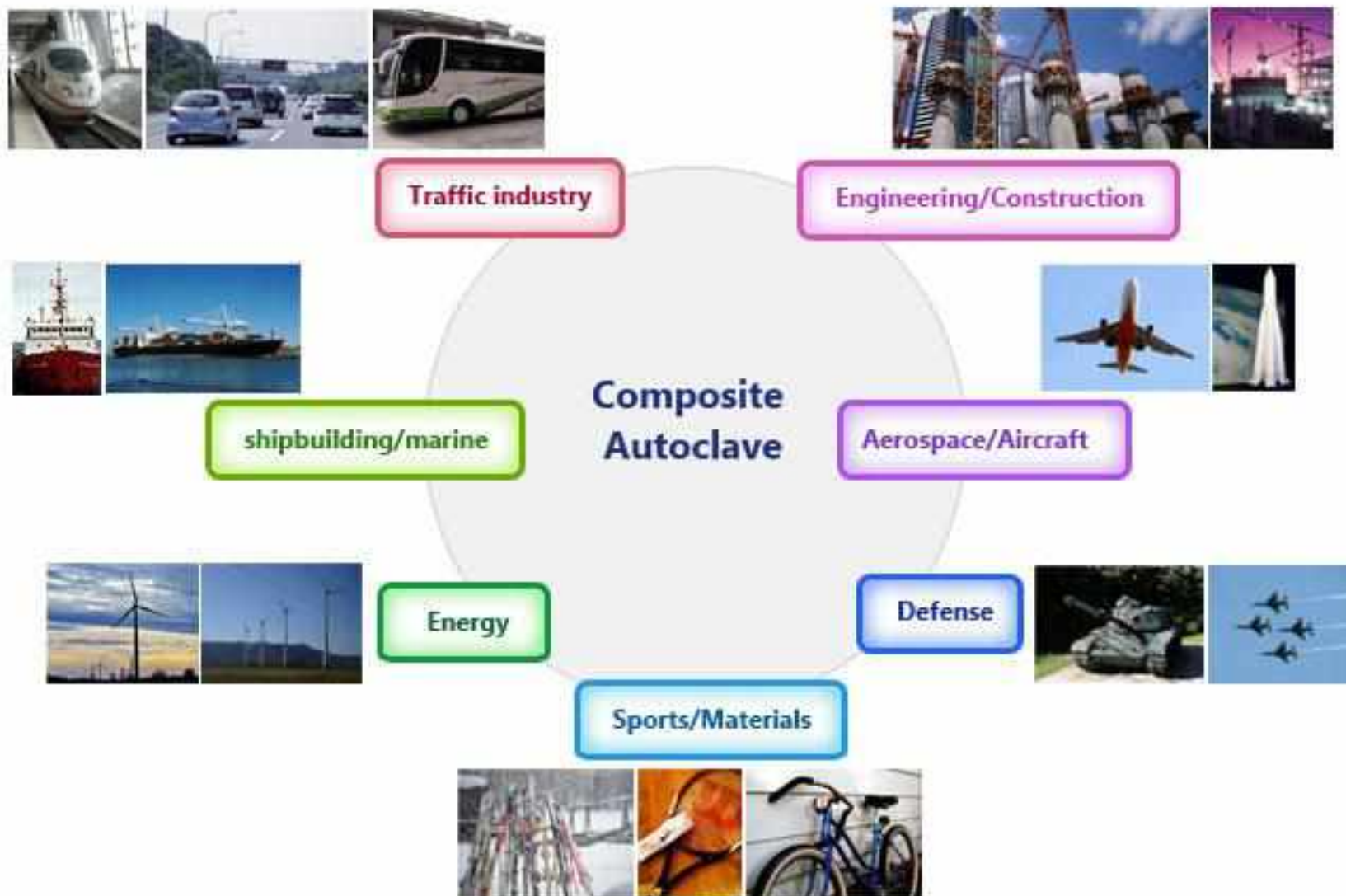
复合材料固化度在线监测

现有固化监测技术-菲涅尔光纤传感器



5.3 烘箱、热压罐固化技术

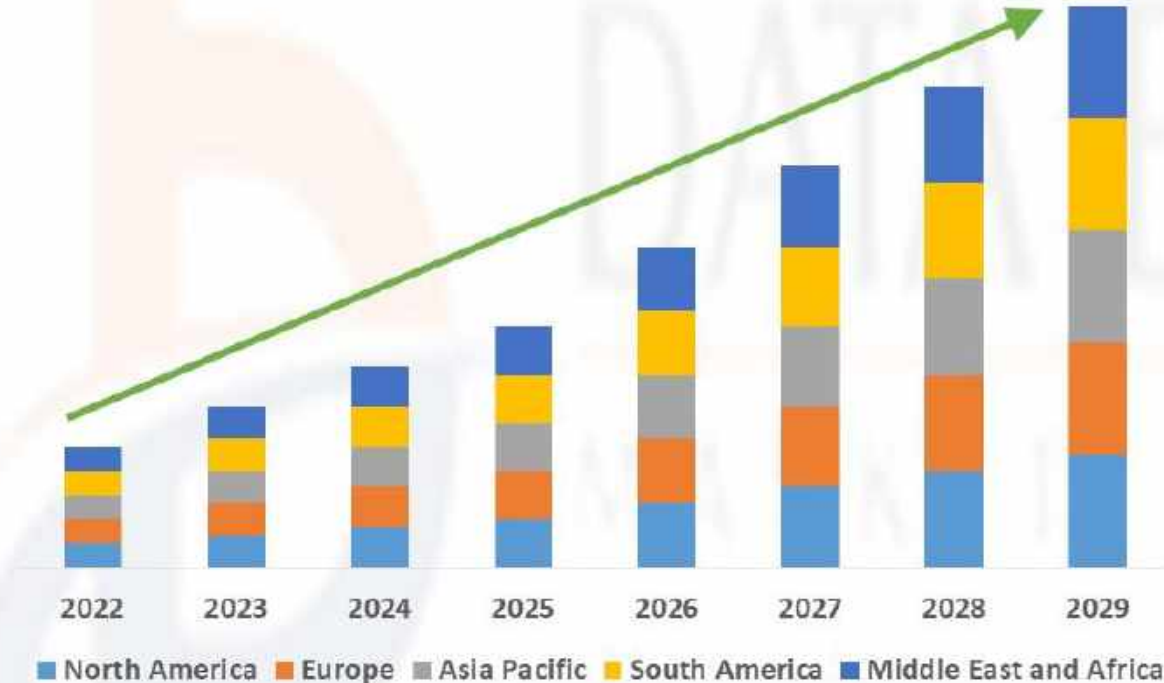
5.3.5 热压罐固化技术在航空航天中的应用



5.3 烘箱、热压罐固化技术

5.3.5 热压罐固化技术在航空航天中的应用

Global Autoclave Market is Expected to Account for USD 3.00 Billion by 2029



DMCA Protected © Data Bridge Market Research- All Rights Reserved.

Source: Data Bridge Market Research Market Analysis Study 2022

Global Autoclave Market, By Regions,
2022 to 2029



DATA BRIDGE MARKET
RESEARCH

 DATA BRIDGE
MARKET RESEARCH

5.3 烘箱、热压罐固化技术

5.3.5 热压罐固化技术在航空航天中的应用



波音打造的世界最大的热压罐、长36.5m，直径8.5m



中国商飞 国内最大热压罐直径5.5m，长21m

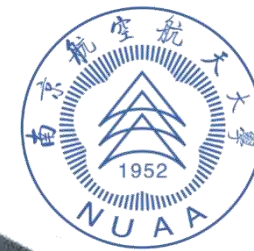


热压罐固化350XWB机身舱段



热压罐固化B787整体机身舱段

总体上，热压罐的设计理念、基本结构、所使用的材料控制方法和维修工艺等已相当成熟，其技术发展趋势是通过提供更先进的控制系统、高质量的元器件、性能更优越的软件和更良好的人机界面，使热压罐的控制性能、可靠性和易用性等得到提升。



5 复合材料构件固化技术

Composites structure curing technologies

复合材料结构制造技术

Manufacturing Technologies of Composite Structure

目录 Outline

5.1 固化技术概述

5.1.1 固化的定义

5.1.2 固化技术的分类

5.2 复合材料固化基础

5.2.1 树脂固化基本原理

5.2.2 树脂流动基本原理

5.3 烘箱、热压罐固化技术

5.3.1 真空袋压成型原理

5.3.2 烘箱、热压罐原理与特点

5.3.3 烘箱、热压罐固化模具技术

5.3.4 固化工艺与过程监控

5.3.5 热压罐固化技术在航空航天中的应用

5.4 其他加热固化技术

5.4.1 红外加热固化技术

5.4.2 微波加热固化技术

5.4.3 射频加热固化技术

5.4.4 感应加热固化技术

5.4.5 自阻电热固化技术

5.4.6 模具加热固化技术

5.4.7 电加热膜固化技术

5.5 固化缺陷与形性调控

5.5.1 孔隙的形成与抑制

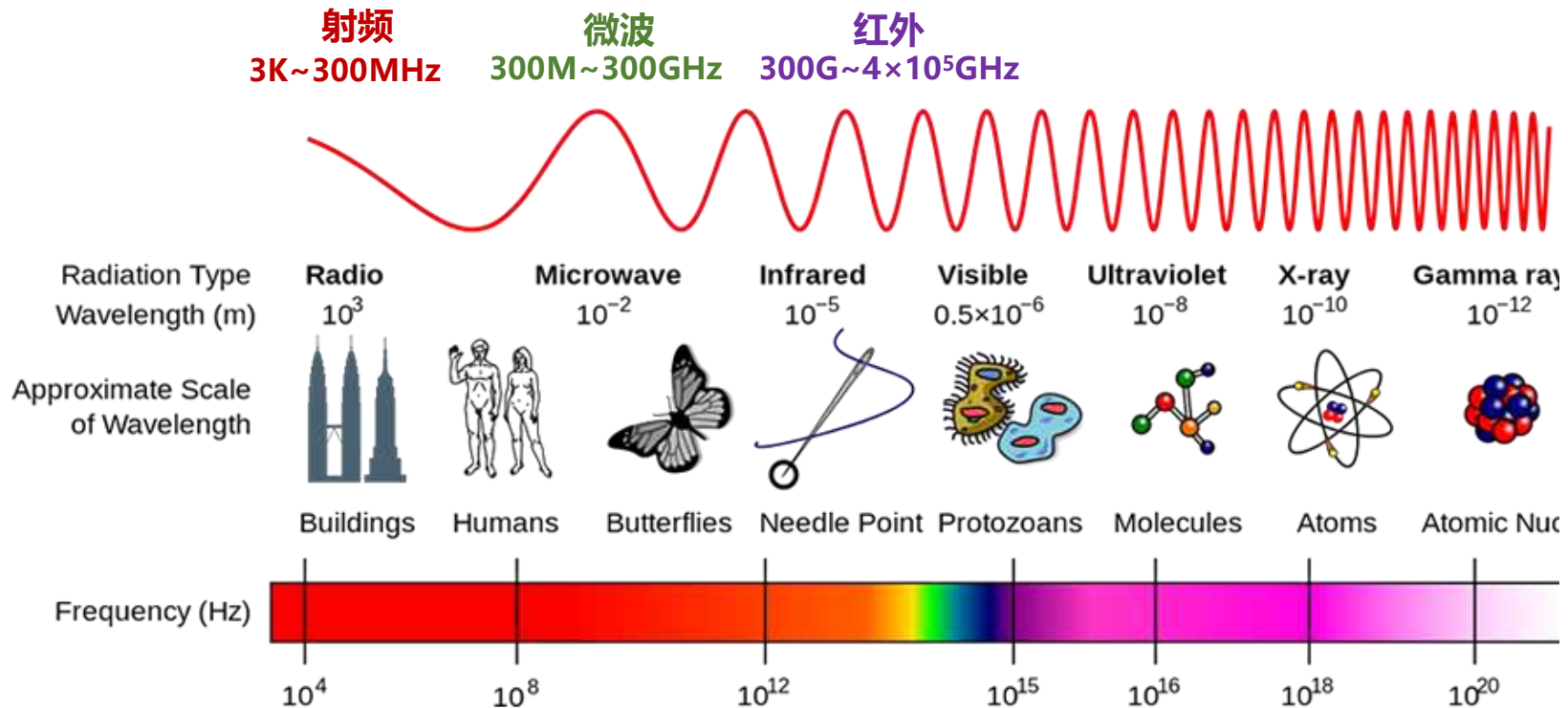
5.5.2 富脂贫胶、纤维褶皱的形成与抑制

5.5.3 固化应力的形成与抑制

5.4 其他加热固化技术

5.4.1 红外加热固化技术

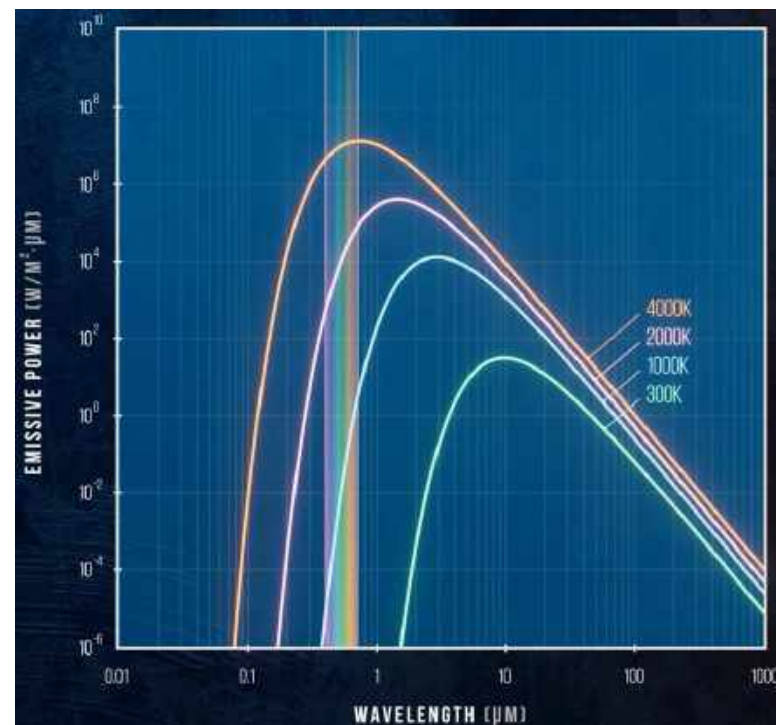
红外线(infrared ray)又称红外辐射,介于可见光和微波之间、波长范围为0.76-1000微米的红外波段的电磁波。



5.4 其他加热固化技术

5.4.1 红外加热固化技术

一切温度高于绝对零度的物体由于**内部粒子的热运动**都能产生热辐射，温度越高，辐射出的总能量就越大，短波成分也越多，当温度足够高时，辐射频率覆盖可见光频段，导致物体发出可见光。

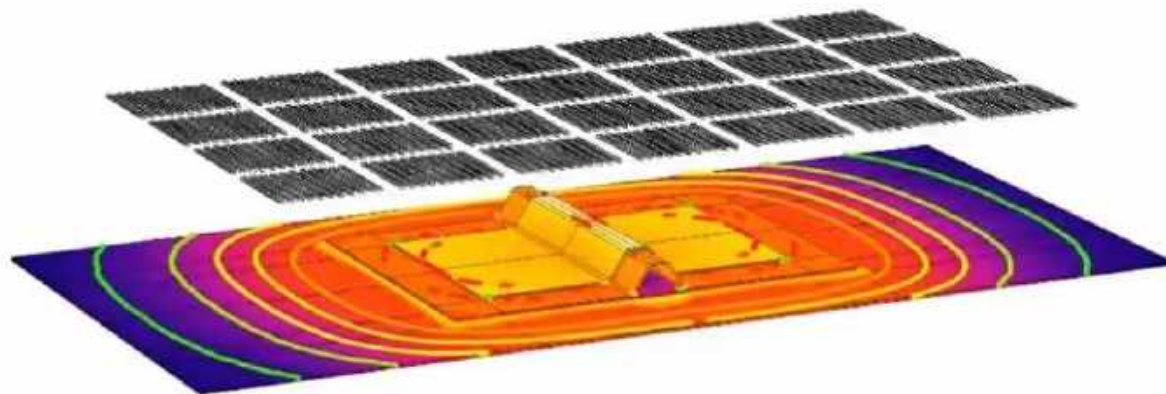


5.4 其他加热固化技术

5.4.1 红外加热固化技术

物体在产生热辐射的同时也在吸收环境的热辐射，一个良好的辐射体必然是一个良好的吸收体。

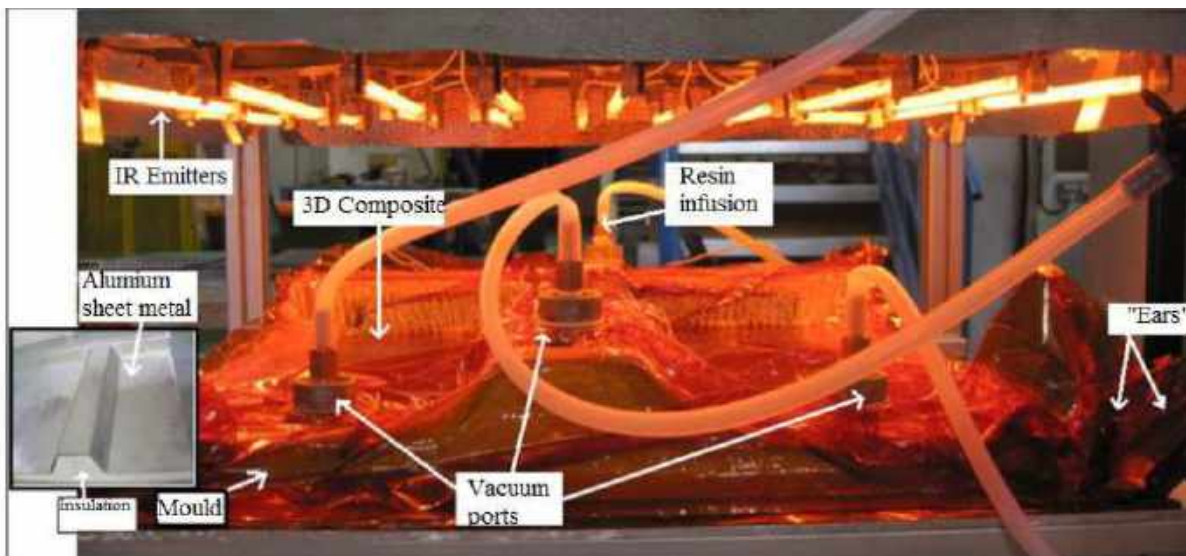
红外加热技术通过加热辐射源使其向外辐射红外能量，由于红外线频率和材料内部粒子热运动频率接近，产生共振从而加快粒子运动，实现红外加热。



5.4 其他加热固化技术

5.4.1 红外加热固化技术

红外加热固化技术具有高效节能、发生装置简便的优点。同时，红外线高频率的特点一方面带来**加热指向性好**的优势，另一方面会导致穿透深度小，能量在零件表面集中的问题。



优点:

高效节能;

辐射发生装置简便;

加热指向性好。

缺点:

穿透深度小，能量集中在材料表面;

对大厚度零件适用性差。

5.4 其他加热固化技术

5.4.2 微波加热固化技术

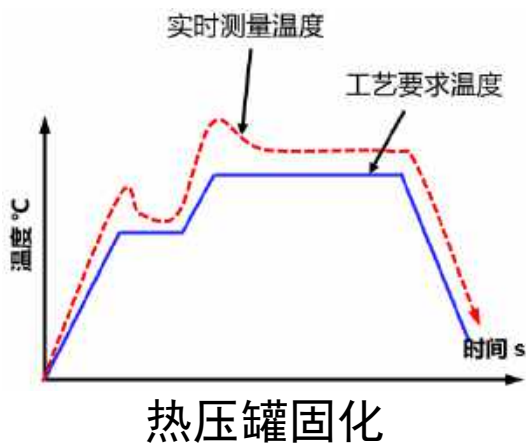
微波是频率在300M到300GHz的电磁波，日常生活中经常采用微波能加热食物。



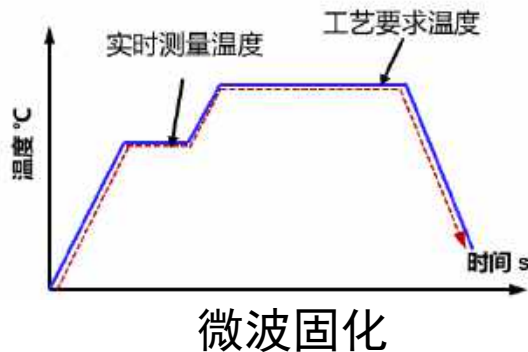
5.4 其他加热固化技术

5.4.2 微波加热固化技术

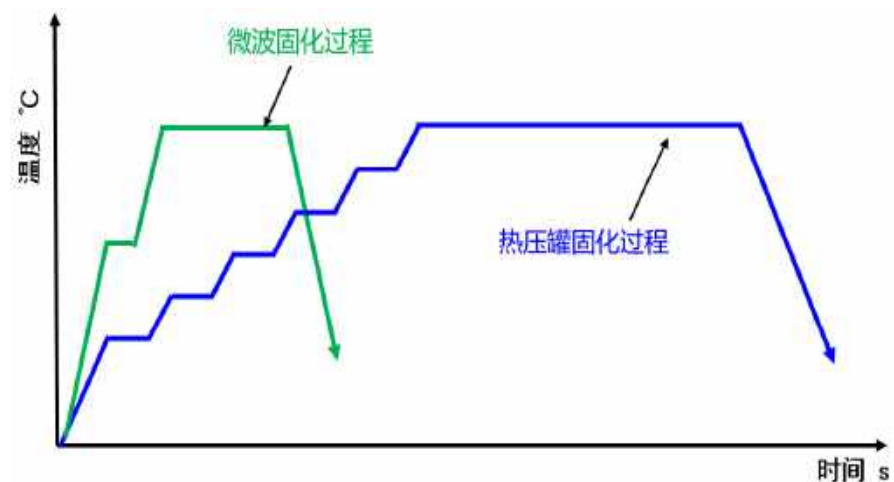
微波以光速传播，微波加热过程具有**即开即停**的特点，因此可以实现对复合材料固化温度的**快速、精确控制**。同时，**较小的温度梯度，较快的加热和固化速率**，使得微波固化工艺不需要设置大量的保温平台，因此复合材料微波固化周期相比热压罐工艺可缩短**50%以上**。



VS



工艺控制性好



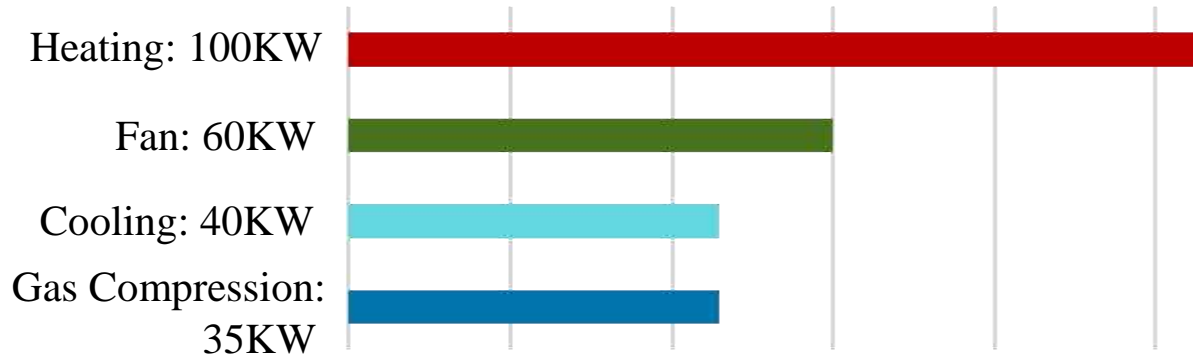
固化周期短

5.4 其他加热固化技术

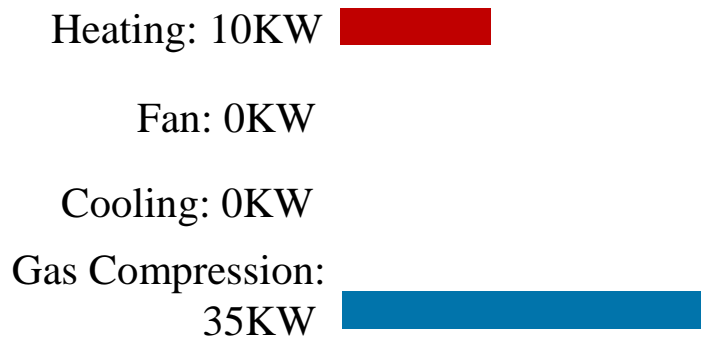
5.4.2 微波加热固化技术

微波能量直接作用于**材料本身**，**空气和模具均不被微波加热**。能耗相比于基于热空气传导加热的**热压罐固化技术降低80%以上**。

热压罐固化



微波固化



5.4 其他加热固化技术

5.4.2 微波加热固化技术

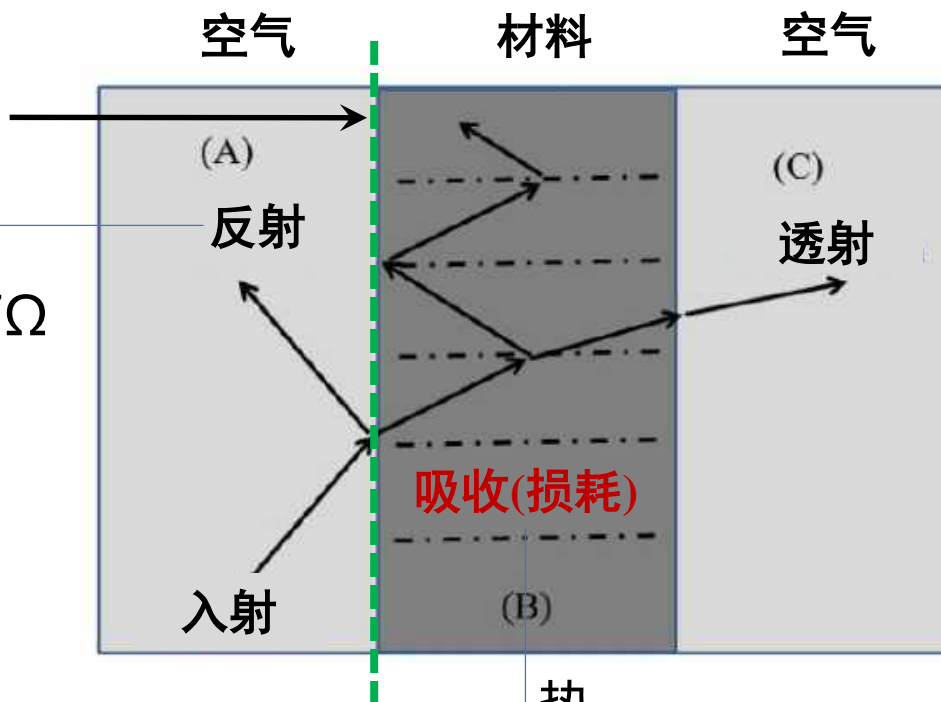
微波加热的条件：1.微波能进入材料；2.材料能损耗进入的微波能量

1.微波进入多少取决于：
界面的阻抗匹配程度

空气的阻抗=377Ω

$$R = \frac{Z_{in} - Z_0}{Z_{in} + Z_0}$$

材料在界面处的阻抗



2.产生的热量正比于：
材料对进入微波的损耗能力

$$Q = \omega \epsilon_0 \epsilon_r \left[(1 - R) E_0 \right]^2$$

热量

材料的介电损耗

常数

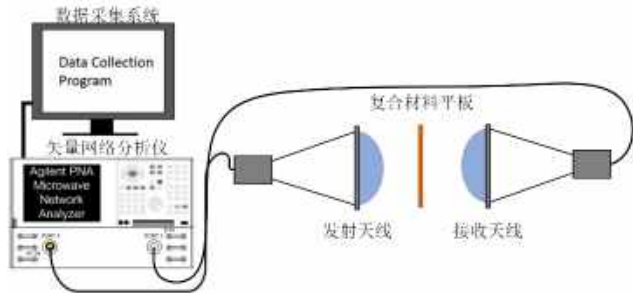
进入材料的电场强度

揭示CFRP层合板微波响应机理是实现微波加热的基础

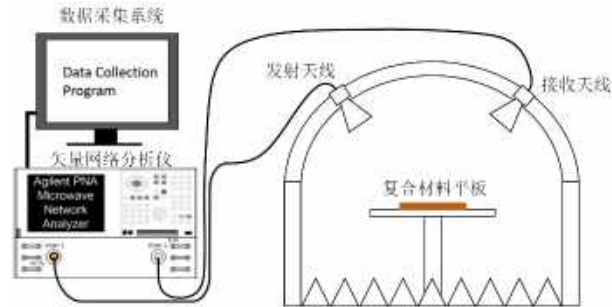
5.4 其他加热固化技术

5.4.2 微波加热固化技术

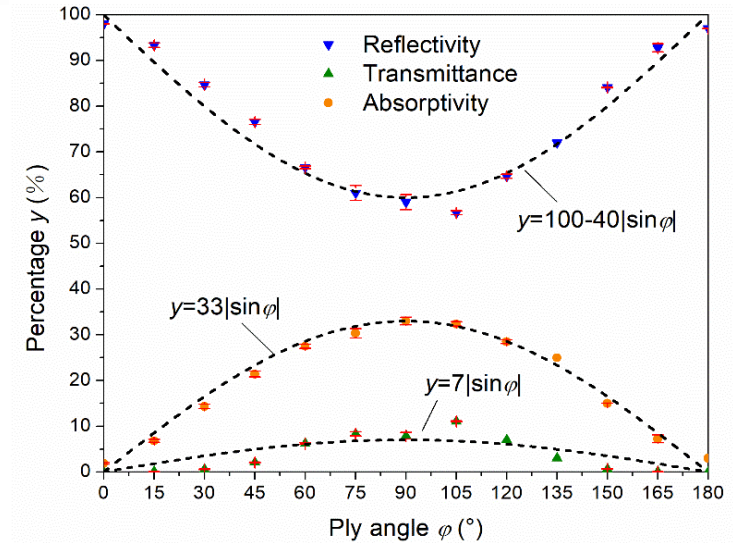
单向复材 多向复材



电磁参数测试-自由空间法



电磁参数测试-拱形法



单向CFRP电磁性能

低频波段 (0.8~3.0GHz) : 单向CFRP层合板的固化效率与纤维轴向和电场矢量间的夹角密切相关。当纤维与电场相互垂直时，单向CFRP层合板的固化效率最高；当纤维轴向与电场矢量相互平行时，单向CFRP层合板难以被加热。

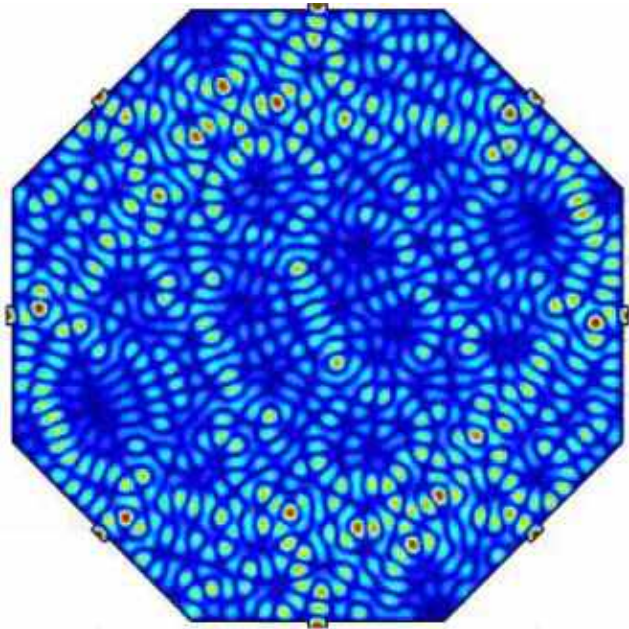
高频波段 (8~40GHz) : 电场方向对单向CFRP层合板的微波响应特性有突出影响。当电场方向平行于碳纤维轴向时，单向CFRP层合板倾向于反射入射的微波能量。相反，当电场方向垂直于碳纤维轴向时，单向CFRP层合板倾向于吸收入射的微波能量。

1. Lee W I, Springer G S. Microwave curing of composites [J]. Journal of Composite Materials, 1984, 18(4): 387-409.
2. Kwak M. Microwave curing of carbon-epoxy composites: process development and material evaluation [D], England: Imperial College, 2016.
3. Yoon S S, Lee J W, Lee T K, et al. Insensitivity characteristics in the dual polarization of deployable CFRP reflector antennas for SAR [J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 2017, 66(1): 88-95.
4. Li Z, Haigh A, Soutis C, et al. X-band microwave characterisation and analysis of carbon fibre-reinforced polymer composites [J]. Composite Structures, 2019, 208: 224-232.
5. Zhou J, Li Y, Zhang M, et al. Effect of lay-up configuration on the microwave absorption properties of carbon fiber reinforced polymer composite materials[J]. Materials Today Communications, 2021, 26: 101960.

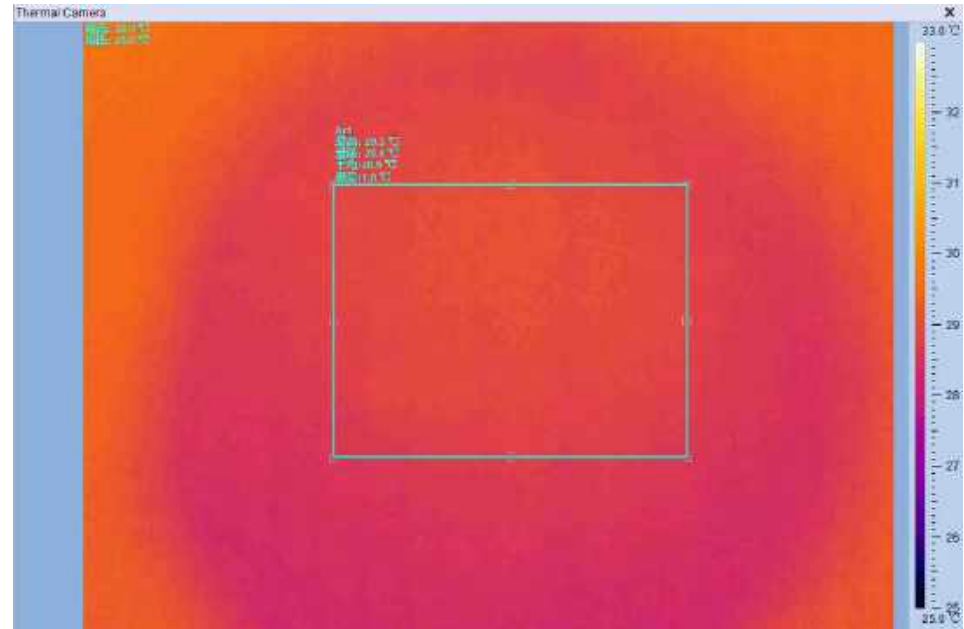
5.4 其他加热固化技术

5.4.2 微波加热固化技术

微波进入腔体后，在金属壁面上不断被反射，使得腔体内存在沿各个角度、不同电场方向的微波。被加热物料在吸收沿各个角度、不同电场方向的微波后产生加热效果。



微波腔体内电磁场分布情况

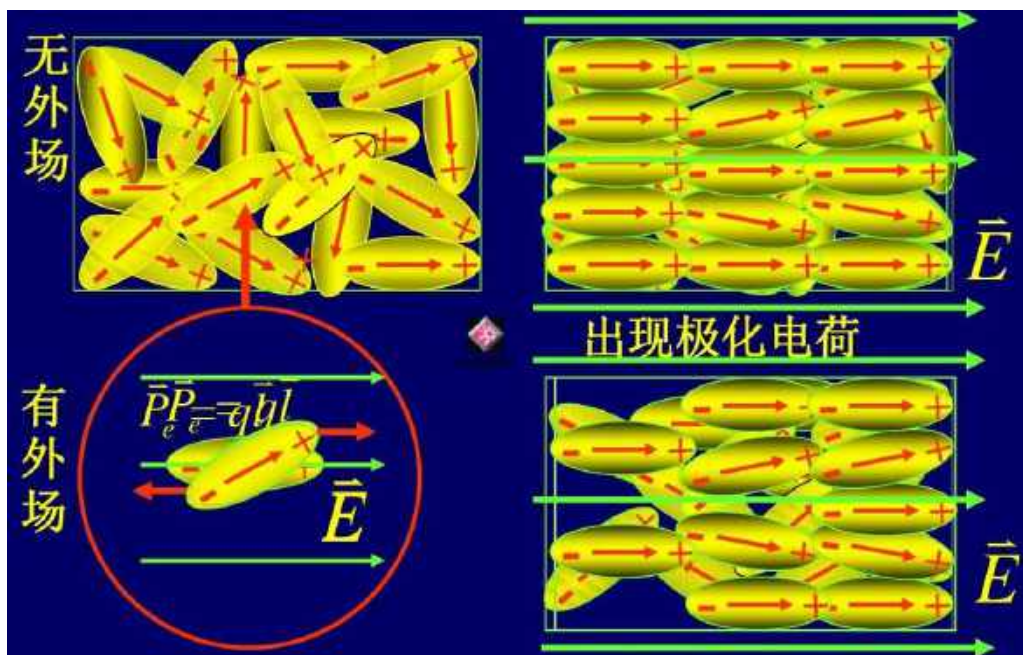
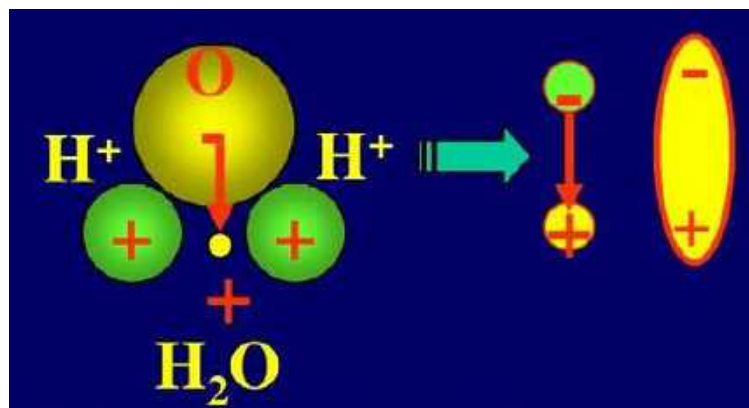


单向CFRP的微波加热效果

5.4 其他加热固化技术

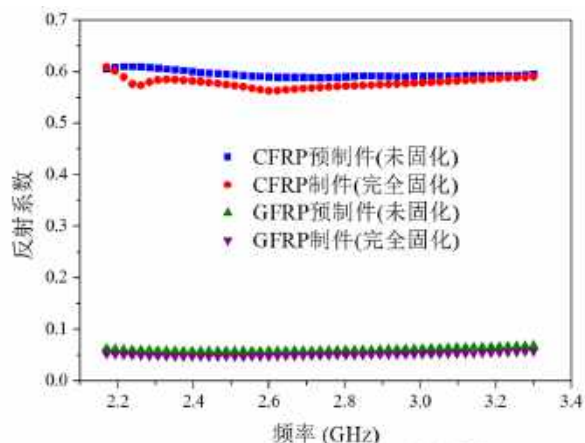
5.4.2 微波加热固化技术

一般认为，微波加热复合材料的机理是复合材料树脂中的极性分子在高频微波场来回旋转运动，分子之间产生摩擦从而产生热能，这种能量损耗方式也被称为介电损耗。

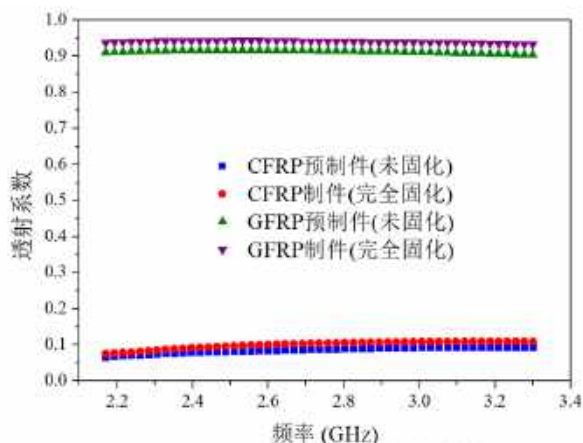


5.4 其他加热固化技术

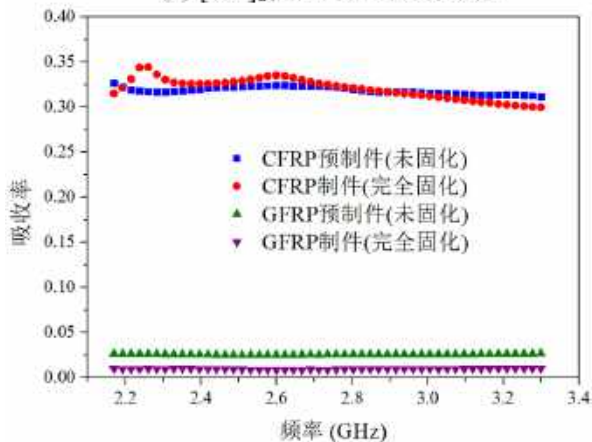
5.4.2 微波加热固化技术



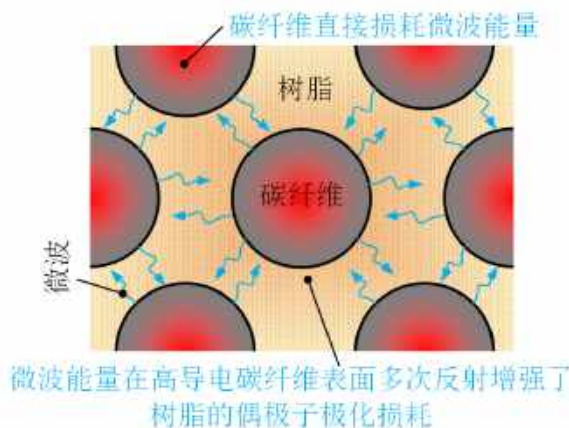
(a) $[90^\circ]_{24}$ 层合板的反射系数



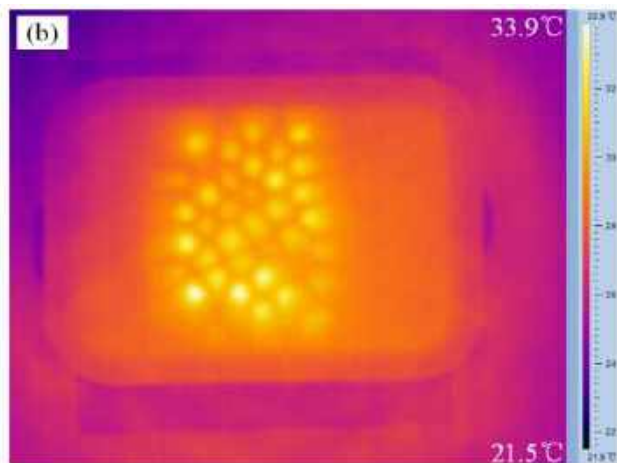
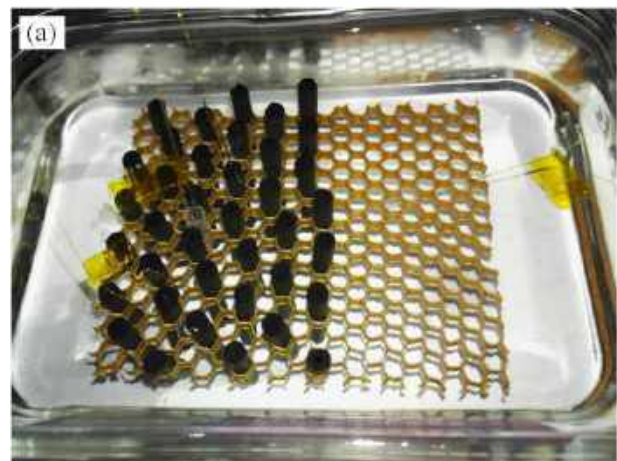
(b) $[90^\circ]_{24}$ 层合板的透射系数



(c) $[90^\circ]_{24}$ 层合板的吸收率



(d) $[90^\circ]_{24}$ CFRP层合板的微波加热机理



单向CFRP与GFRP预制品和制品对微波的响应行为

微波加热效果

树脂和碳纤维均可被微波加热，在相同功率下碳纤维的升温速率远高于树脂

5.4 其他加热固化技术

5.4.2 微波加热固化技术

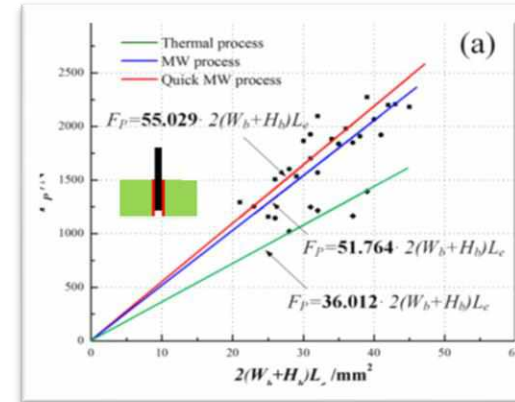
单向复材 多向复材

单向碳纤维复合材料:

	Oven	MCspike-5
Degree of cure (%)	90.7	92.1
Void content (%)	0.7	0.3
Fiber volume fraction (%)	59.4 ± 2.3	62.9 ± 3.6
Flexural strength (MPa)	1326 ± 29	1552 ± 44
ILSS (MPa)	70 ± 4	84 ± 6

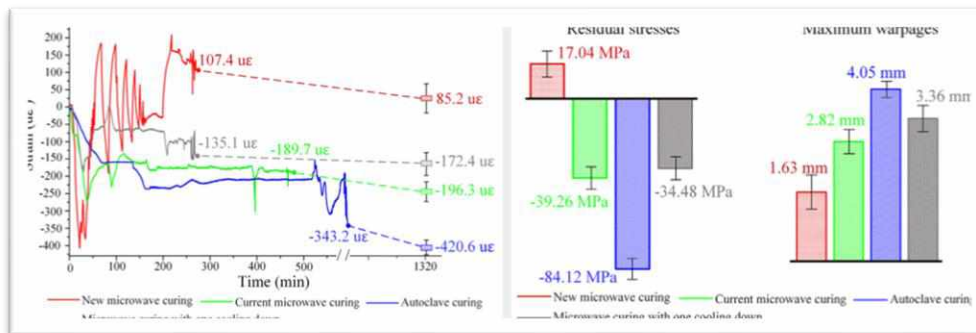
Composites Science and Technology, 2016, 123: 10-16

宏观弯曲、层剪强度提高17%与20%



Composites Science and Technology, 2016

微观界面剪切强度提高53%



残余应力降低80%
 固化变形减小60%
 固化周期缩短40~50%
 固化能耗降低50%以上

Composites Part B, 2017, 122: 61-70

微波固化对碳纤维复合材料高质、高效固化具有突出潜力

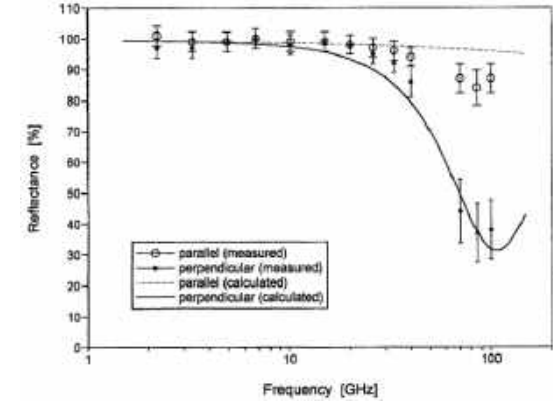
5.4 其他加热固化技术

5.4.2 微波加热固化技术 **单向复材** **多向复材**

Journal of Composite Materials, 1984, 18(4): 387-409

angle δ . Most effective curing is achieved with $\delta = 90^\circ$.

- c) Graphite epoxy composites consisting of multidirectional laminate cannot be cured effectively by microwaves.
- d) The energy absorbed across the laminate depends on the material and on



Research in Nondestructive Evaluation, 1994, 5(4): 275-283

Final report. Office of Scientific & Technical Information Technical Reports, Oak Ridge National Laboratory, 1996

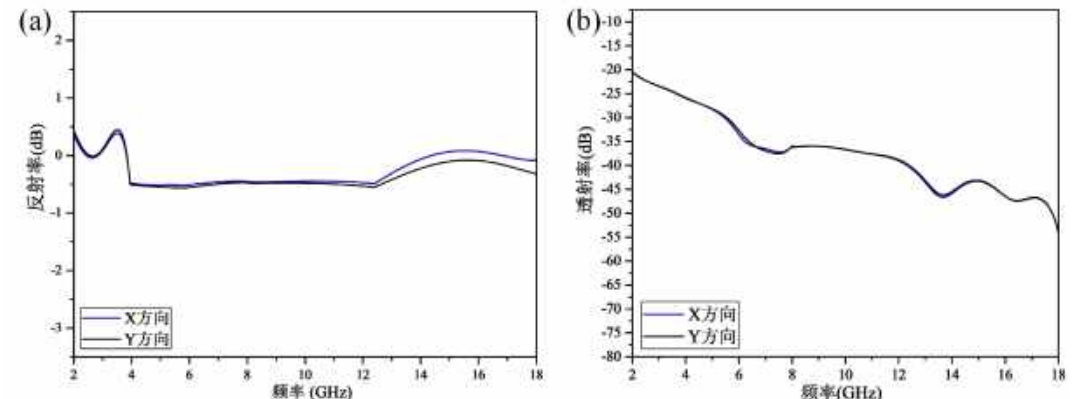
fiber laminates. For all these cases, this technology yielded a substantial reduction in the required cure time of these laminates. Multidirectional carbon fiber laminates demonstrated a lack of coupling of VFM energy during the curing process.

Progress in Electromagnetics Research, 2011, 116: 123-136

[0/45/90/-45]的CFRP层合板在X波段对不同电场方向的微波均接近100%反射

Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2018, 115: 88-103

碳纤维反射微波是多向CFRP层合板固化的首要问题

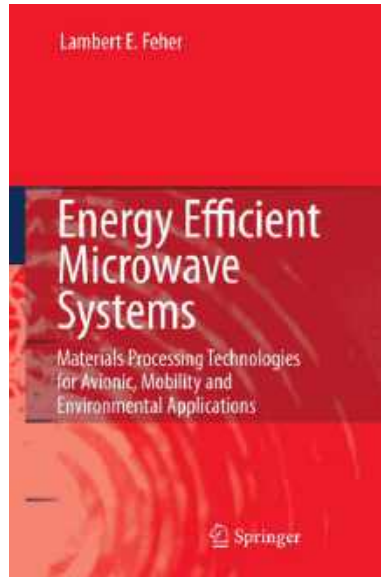


Composite Structures, 2019, 212: 83-93

5.4 其他加热固化技术

5.4.2 微波加热固化技术

单向复材 多向复材



Development of Thermo-Electric Foils

Further decisive optimization, power savings and reliability for the microwave process can be achieved using special Thermo-Electric (TE) foils. This additional tool component for the microwave process has been introduced to

- thermally isolate the CFC structure from the environment
- heat microwave reflecting materials.



Institute for Pulsed Power and Microwave Technology

Fiber composite lightweight construction with automated microwave process technology of high energy efficiency (FLAME)

contact: Dr. Guido Link

funding: BMBF

Partner: Karlsruhe Institute for Technology, IHM, Projektkoordinator
TU München, Lehrstuhl für Carbon Composites (LCC)
Vötsch Industrietechnik GmbH
Schunk Kohlenstofftechnik GmbH
Maus GmbH
Institut für Textil- und Verfahrenstechnik (subcontractor)
Momentive (associate partner)

startdate: 01.10.2011

enddate: 30.09.2014



1. Feher L E. Energy efficient microwave systems: materials processing technologies for avionic, mobility and environmental applications [M]. Netherlands: Springer Science and Business Media, 2009.

5.4 其他加热固化技术

5.4.2 微波加热固化技术

单向复材 多向复材



COVID-19 latest About Capabilities Facilities Sectors V

Microwave technology fellowship could speed aircraft components production

02 April 2015

Prof Richard Day

Prof Richard Day

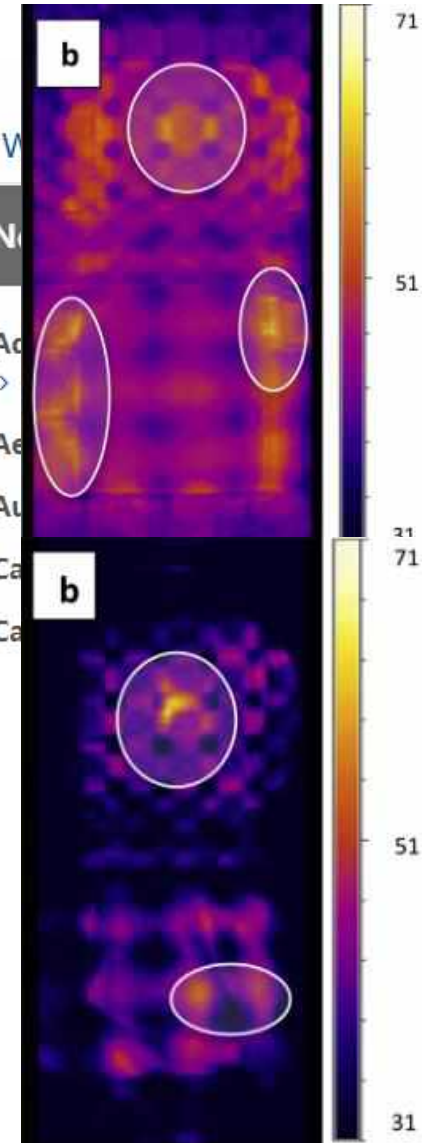


The four year research programme will explore and overcome manufacturing problems associated with microwave curing, before going on to make complex components, identical to those used in aeroplanes.

"We have a number of plans for developing the microwave curing of composites over the next four years, taking it from the laboratory and turning it into a robust industrial process," says Richard.

"It takes a long time to cure composites by conventional means and using microwaves significantly increases the speed.

"The use of composites by the aerospace industry, in particular, is going from strength to strength. More than 50 per cent of some aeroplanes are now composite and that has put pressure on the supply chain all of a sudden."



1. Nuhiji B, Swait T, Bower M P, et al. Tooling materials compatible with carbon fibre composites in a microwave environment [J]. Composites Part B: Engineering, 2019, 163: 769-778.

5.4 其他加热固化技术

5.4.2 微波加热固化技术

单向复材 多向复材

碳纤维增强复合材料多角度铺层使得复合材料阻抗与空气阻抗 (377Ω) 发生严重失配, 导致微波无法有效加热多向碳纤维复合材料零件。

层合板铺层结构	等效阻抗实部 (Ω)	等效阻抗虚部 (Ω)
$[0^\circ/+45^\circ/90^\circ/-45^\circ]_1$	0.513299447	0.535200997
$[+45^\circ/90^\circ/-45^\circ/0^\circ]_1$	0.544531935	6.356243758
$[90^\circ/-45^\circ/0^\circ/+45^\circ]_1$	0.521429370	4.407087956
$[-45^\circ/0^\circ/+45^\circ/90^\circ]_1$	0.515859560	2.470027727
$[90^\circ/-45^\circ/0^\circ/+45^\circ]_2$	0.531544699	4.405060554
$[90^\circ/-45^\circ/0^\circ/+45^\circ]_5$	0.531548118	4.405075515
$[90^\circ/-45^\circ/0^\circ/+45^\circ]_{10}$	0.531548118	4.405075515
$[90^\circ/-45^\circ/0^\circ/+45^\circ]_{25}$	0.531548118	4.405075515
$[0^\circ/90^\circ]_{10}$	0.537182436	2.469823155
$[90^\circ/0^\circ]_{10}$	0.535804561	0.535211953
$[0^\circ/90^\circ]_{20}$	0.537182436	2.469823155
$[90^\circ/0^\circ]_{20}$	0.535804561	0.535211953

$$R = \frac{Z_{in} - Z_0}{Z_{in} + Z_0}$$

Microwave heating and curing of metal-like CFRP laminates with electromagnetic resonance structures

Movie S1 Microwave heating performance of the $[0^\circ/90^\circ]_{10}$ CFRP laminate

Jing Zhou, Yingguang Li, Zexin Zhu, Eyan Xu, Shengping Li

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics

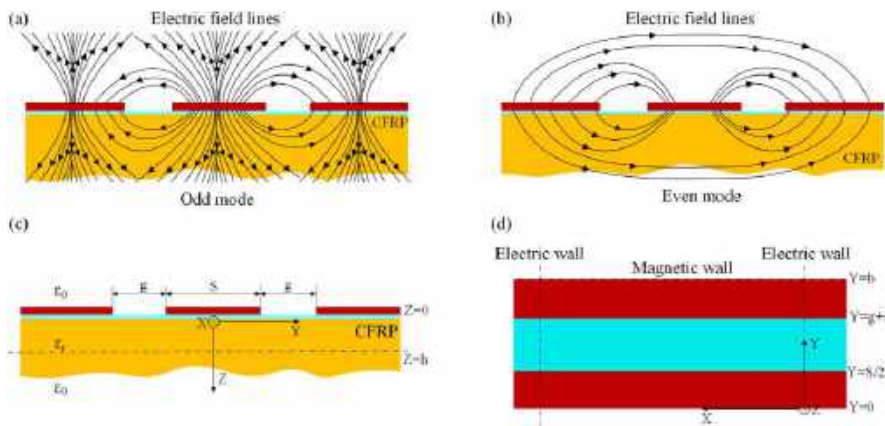
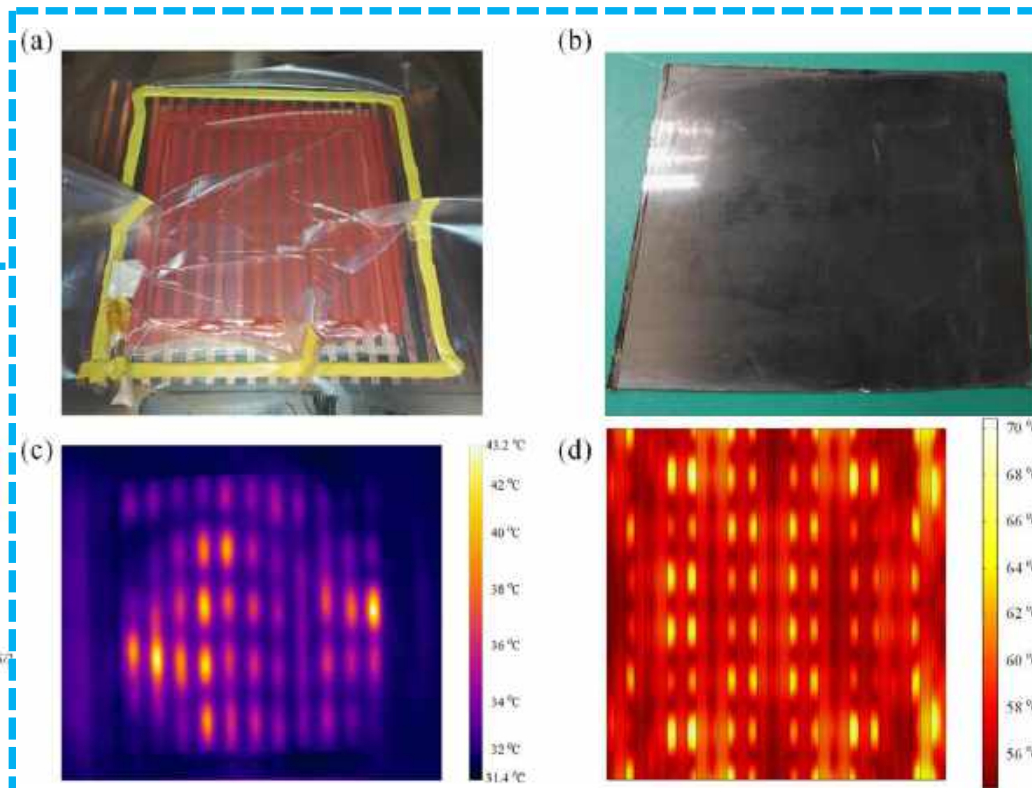
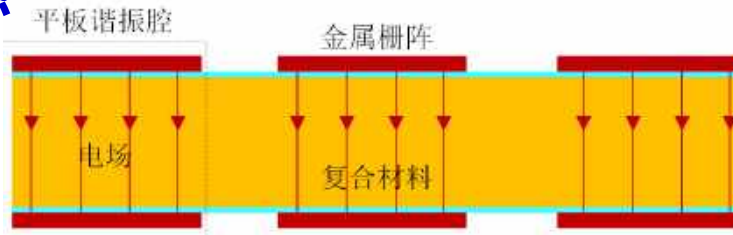
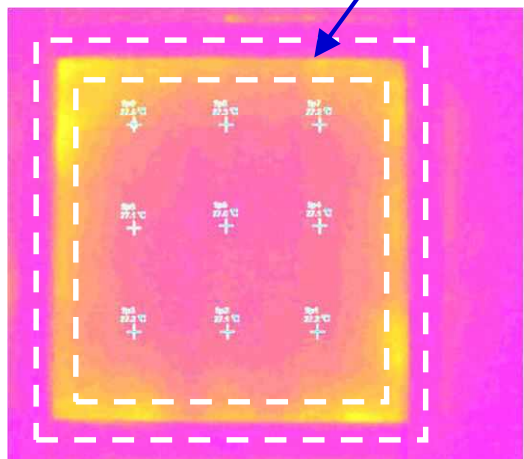
多向CFRP的微波加热效果

5.4 其他加热固化技术

5.4.2 微波加热固化技术 **单向复材** **多向复材**

铝箔促进多向CFRP吸波加热

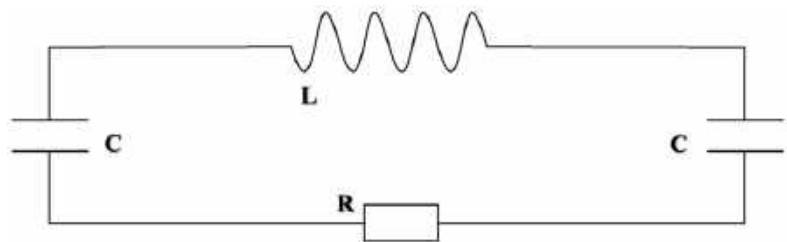
前期实验发现



5.4 其他加热固化技术

5.4.2 微波加热固化技术 **单向复材** **多向复材**

通过等效电路分析，进一步猜想可以通过设计金属条带的尺寸及其与复合材料之间的间距改变电感 (L) 和电容 (C) 参数，从而实现阻抗匹配。

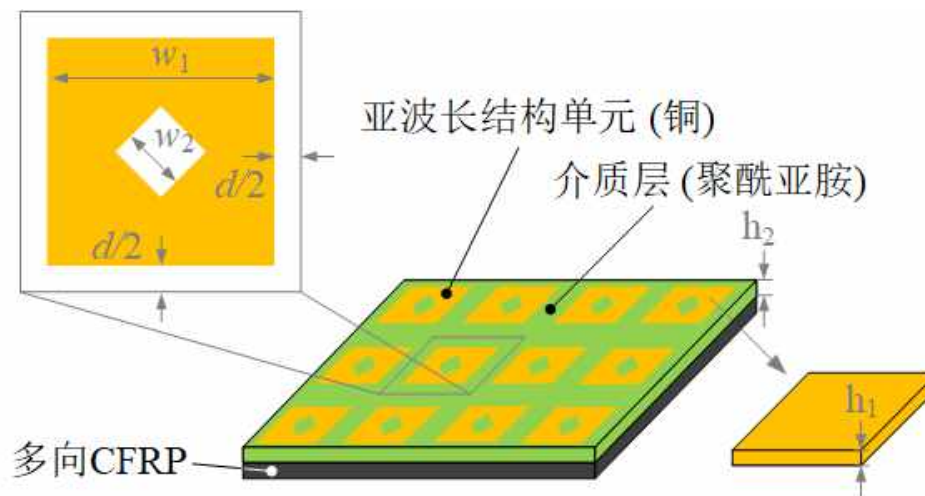


R——多向CFRP阻抗

L——铝箔感抗

C——铝箔与多向CFRP间容抗

等效电路分析

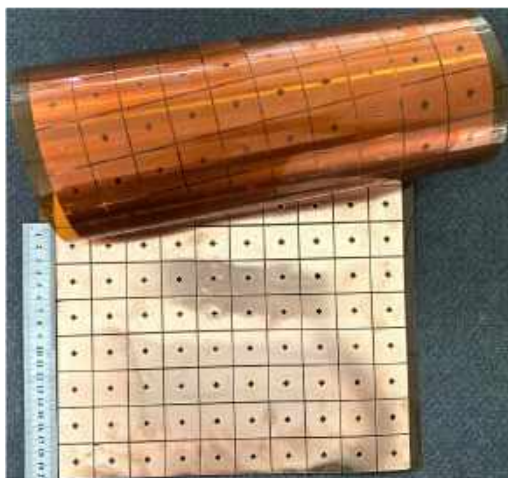


电磁共振结构设计

5.4 其他加热固化技术

5.4.2 微波加热固化技术 **单向复材** **多向复材**

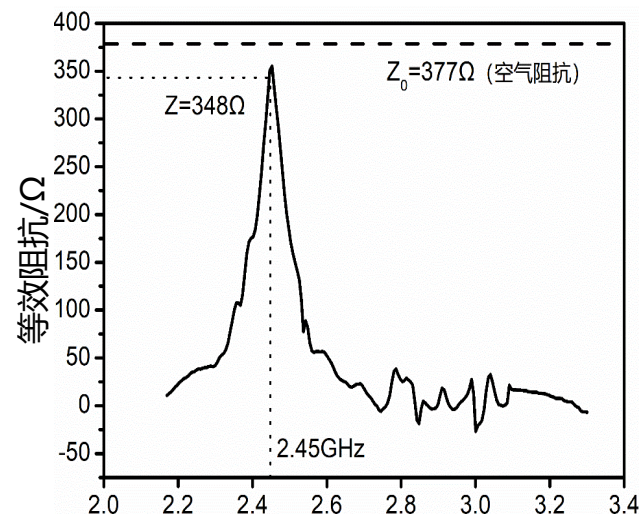
研制了超薄、柔性电磁共振结构，基于自由空间法测试了引入电磁共振结构后多向碳纤维复合材料层合板的等效阻抗，实现了接近100%的吸波效果。



柔性电磁共振结构



等效阻抗测试



等效阻抗测试结果

5.4 其他加热固化技术

5.4.2 微波加热固化技术

单向复材 多向复材

研制了超薄、柔性电磁共振结构，基于自由空间法测试了引入电磁共振结构后多向碳纤维复合材料层合板的等效阻抗，实现了接近100%的吸波效果。

Microwave heating and curing of metal-like CFRP laminates
with electromagnetic resonance structures

Movie S5 Microwave heating performance of
the $[0/90]_{10}$ CFRP laminate capped by the RSI film

Jing Zhou, Yingguang Li, Zexin Zhu, Eyan Xu, Shengping Li

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics

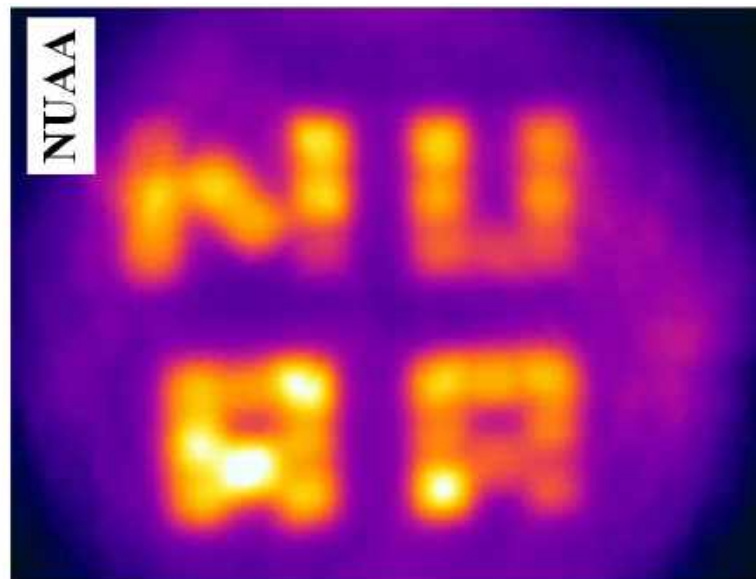
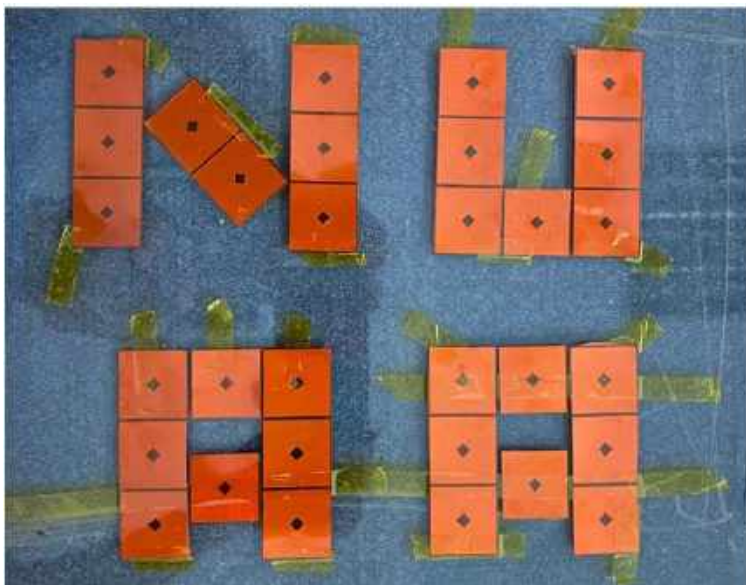
电磁共振馈能的多向CFRP微波加热效果

5.4 其他加热固化技术

5.4.2 微波加热固化技术

单向复材 多向复材

研制了超薄、柔性电磁共振结构，基于自由空间法测试了引入电磁共振结构后多向碳纤维复合材料层合板的等效阻抗，实现了接近100%的吸波效果。



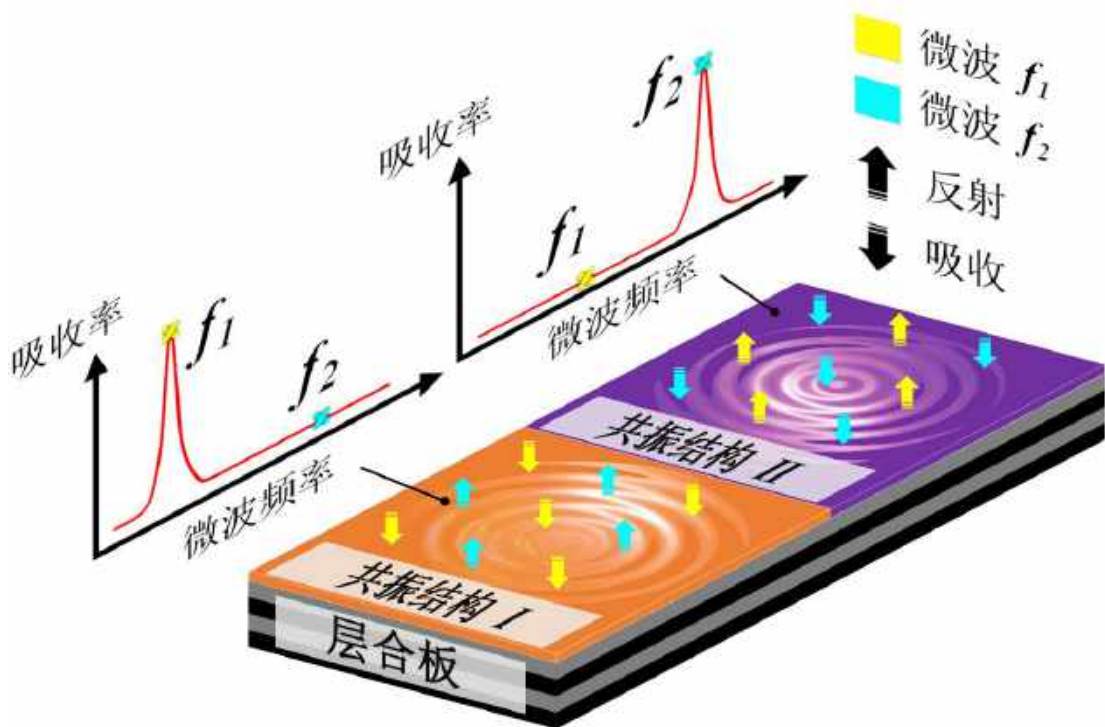
电磁共振馈能的多向CFRP微波加热效果

5.4 其他加热固化技术

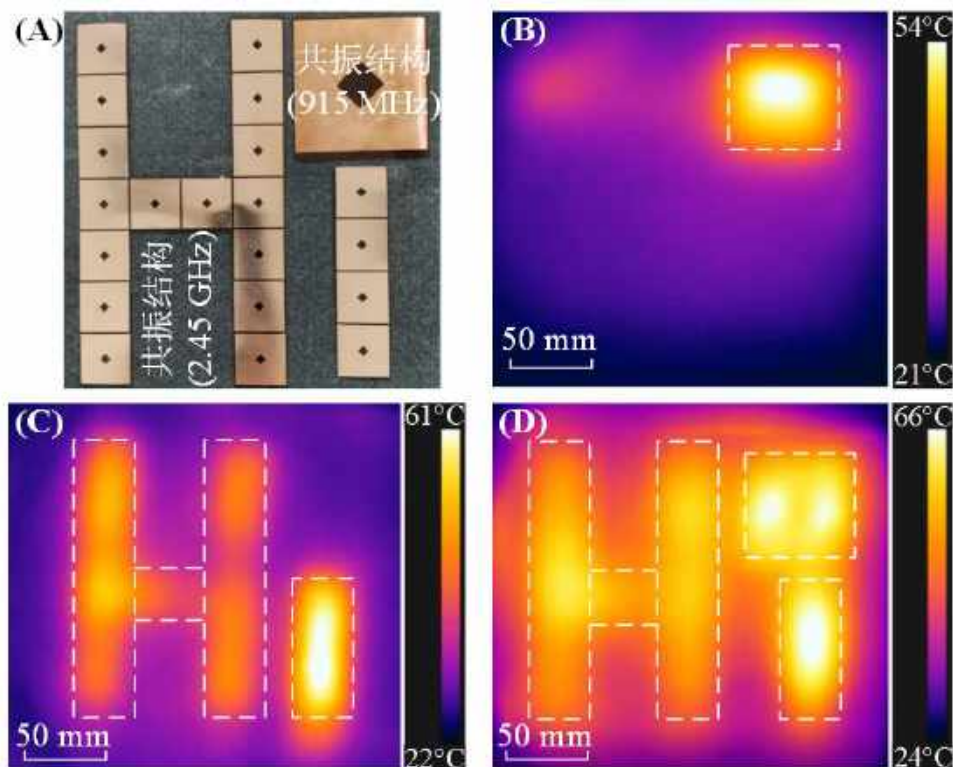
5.4.2 微波加热固化技术

单向复材 多向复材

通过在复材表面引入不同响应频率的电磁共振结构，可以在碳纤维复材表面产生可独立控温的分区热源，从而实现**对碳纤维复材的微波分区加热**。



不同响应频率的电磁共振结构



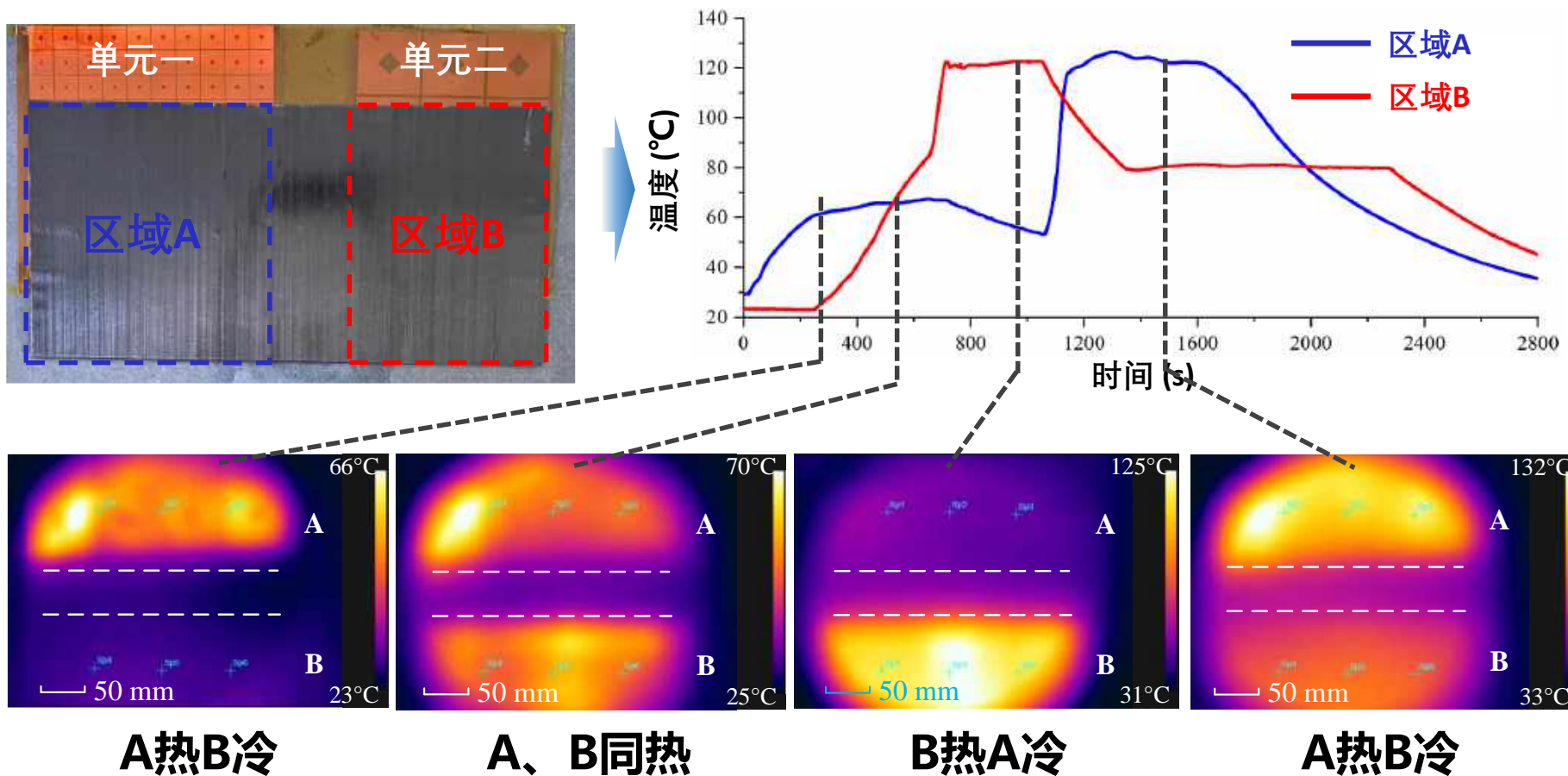
微波分区加热效果

5.4 其他加热固化技术

5.4.2 微波加热固化技术

单向复材 多向复材

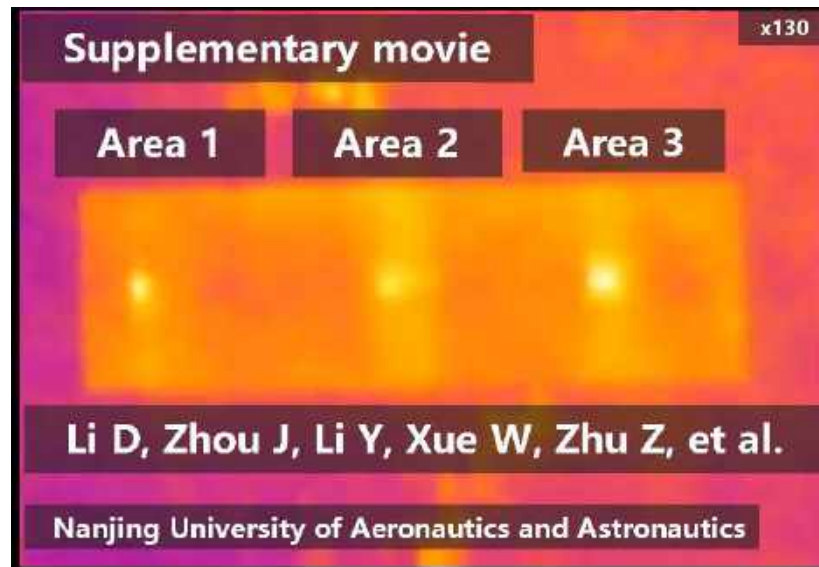
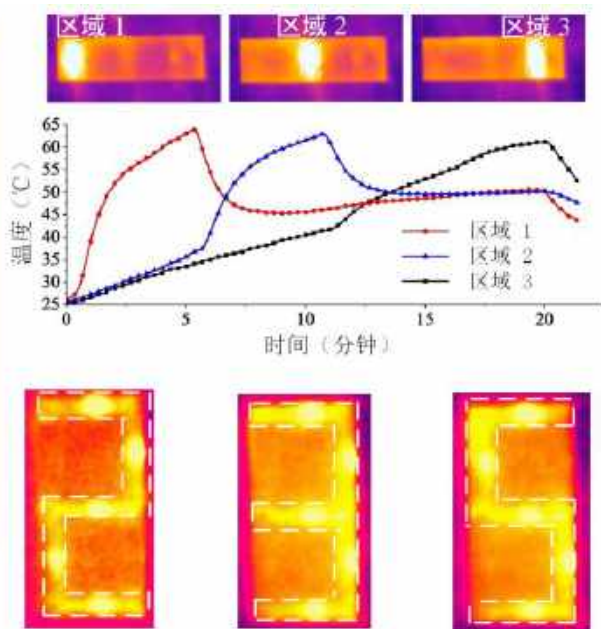
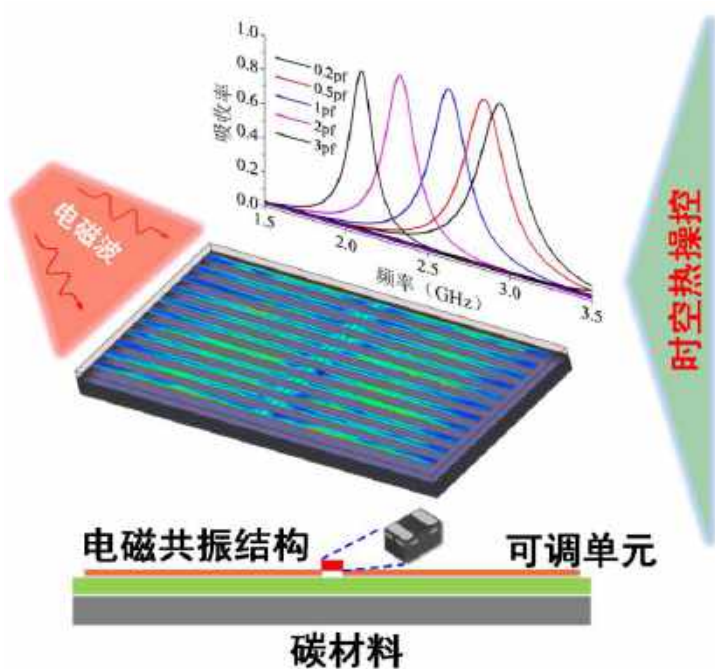
通过在复材表面引入不同响应频率的电磁共振结构，可以在碳纤维复材表面产生可独立控温的分区热源，从而实现**对碳纤维复材的微波分区加热**。



5.4 其他加热固化技术

5.4.2 微波加热固化技术 **单向复材** **多向复材**

通过在复材表面引入可调电磁共振结构，可以在碳纤维复材表面产生任意形状的热源，从而实现**对碳纤维复材的时空分区加热**。



复合材料时空热操控

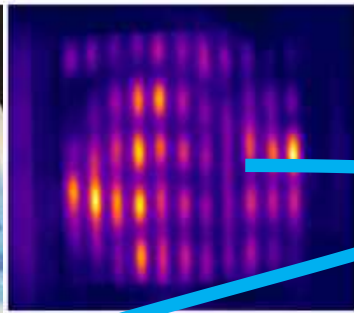
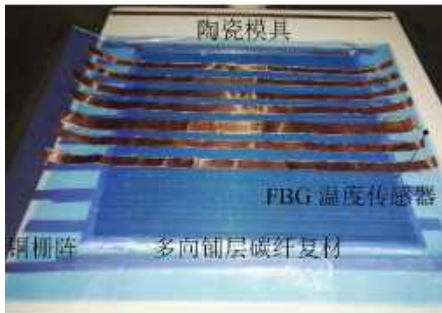
5.4 其他加热固化技术

5.4.2 微波加热固化技术

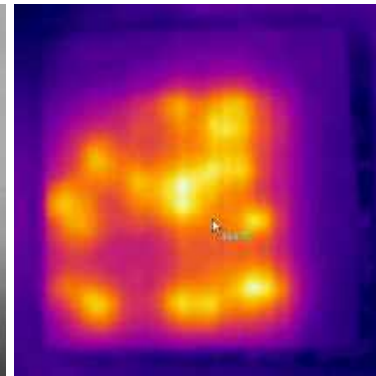
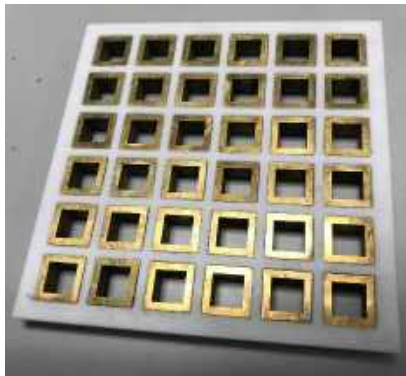
单向复材

多向复材

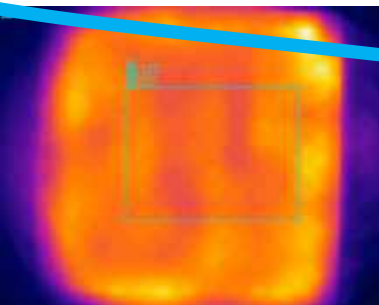
“愚公”移山



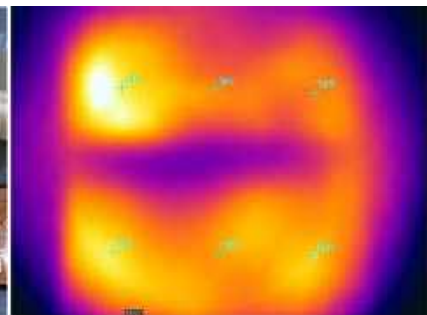
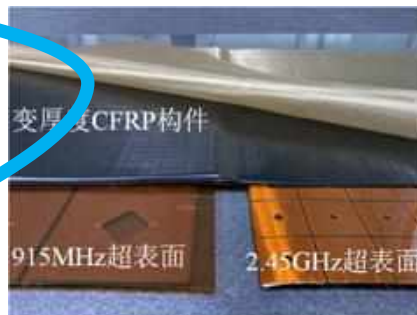
2017



2018



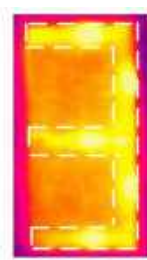
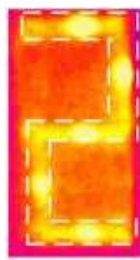
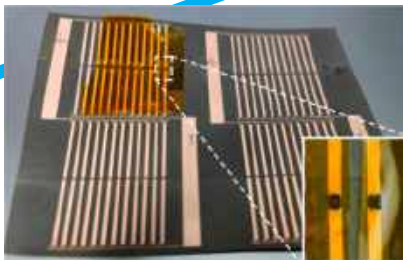
2019



2021



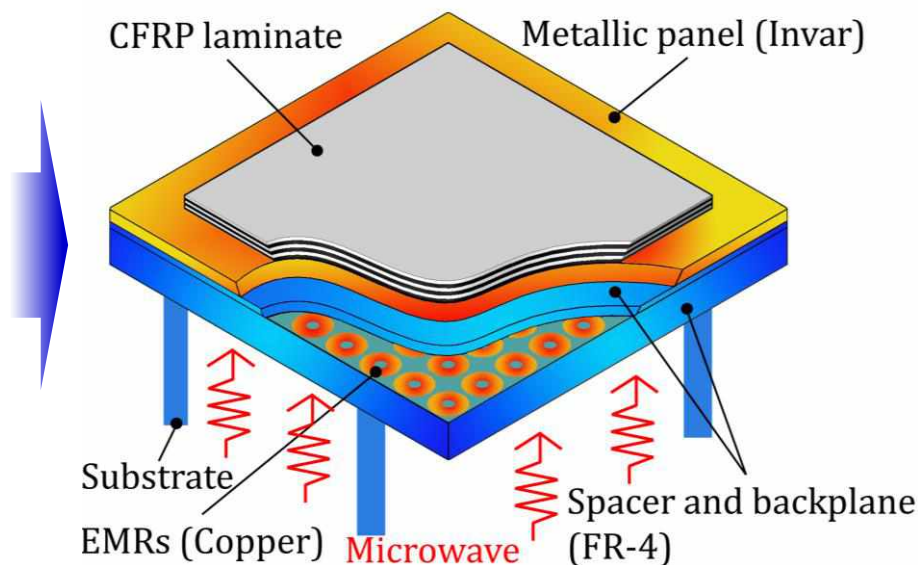
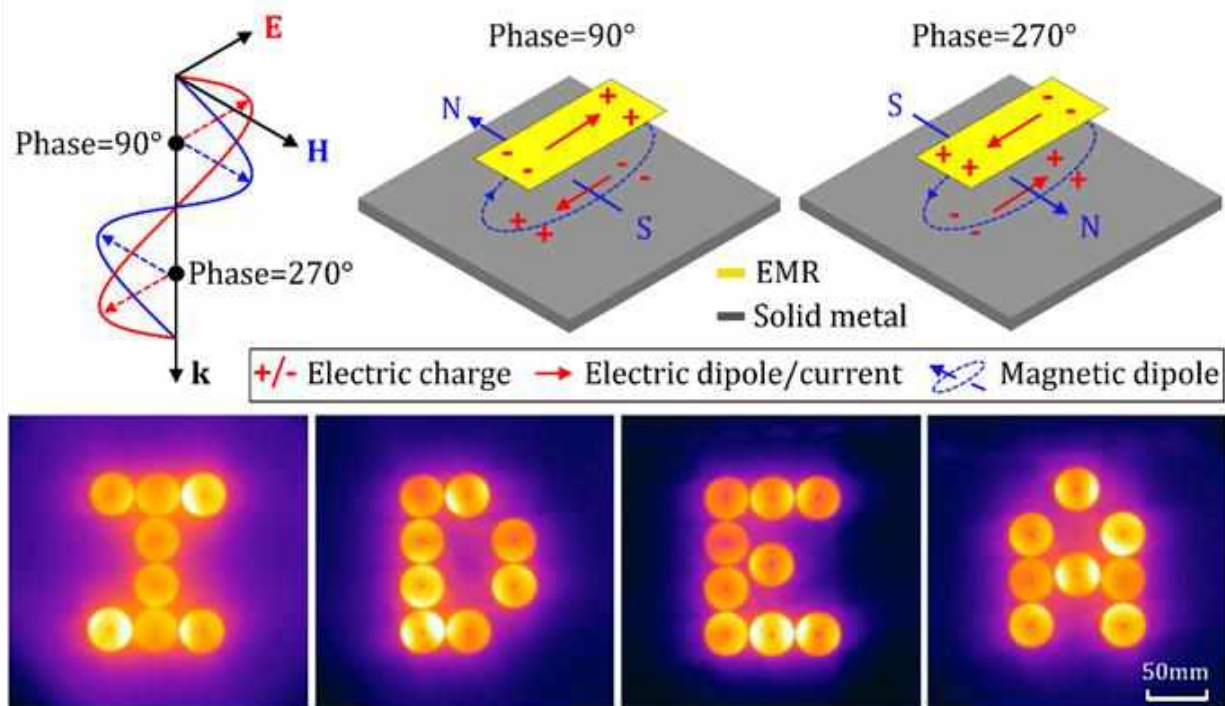
2022



5.4 其他加热固化技术

5.4.2 微波加热固化模具

突破强反射金属面板的微波高效加热技术，研制了金属-非金属混合的低热重吸波自热模具，为实现热塑性复材构件的高质高效固化提供了技术支撑。



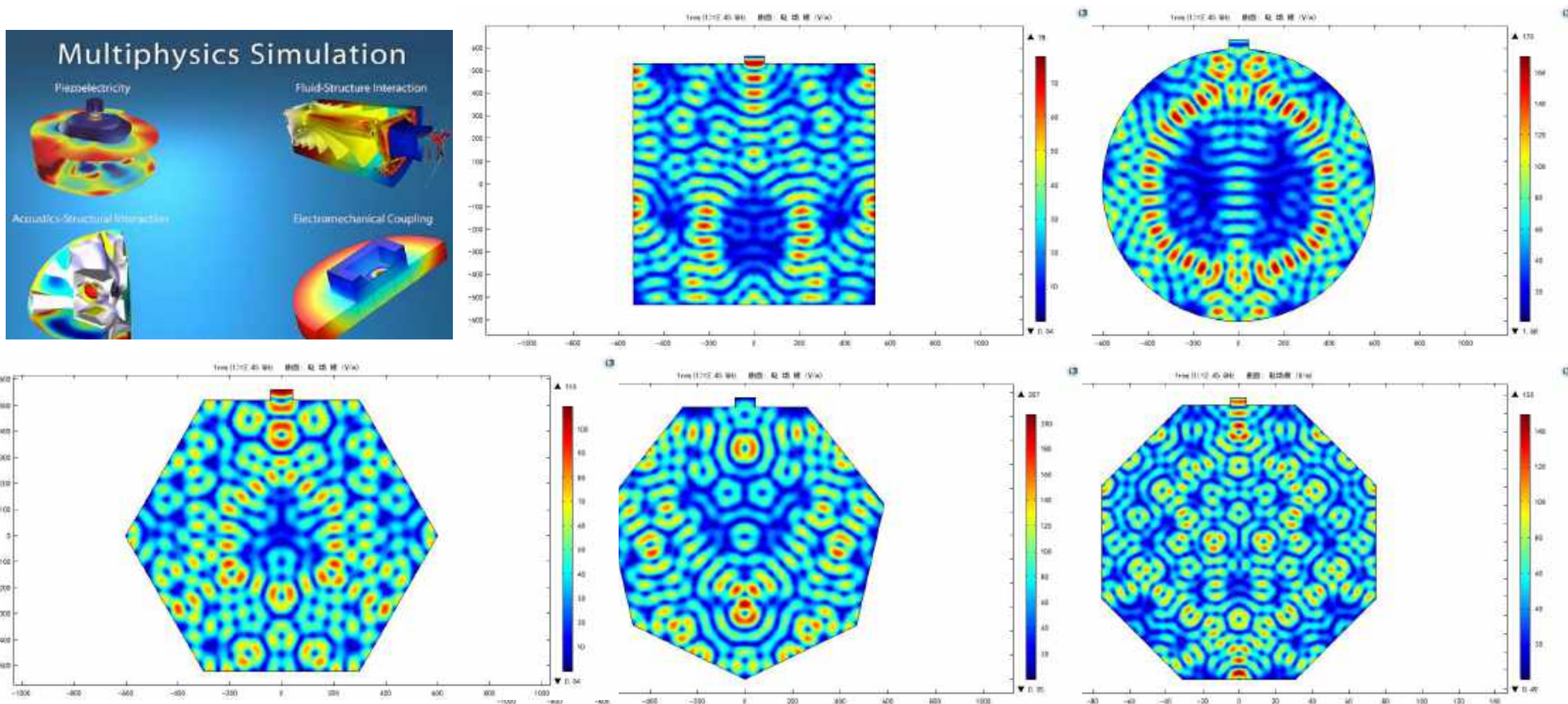
Zhou J, Li YG, et al. Microwave heating and processing of solid metals using electromagnetic resonators. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 2022, 123(3): 1111-1121.

Xue WZ, Li YG, Zhou J, et al. Development of wireless self-heating tooling for polymer composites using microwave technology. *Applied Composite Materials*, 2023. Published online

5.4 其他加热固化技术

5.4.2 微波加热固化装备

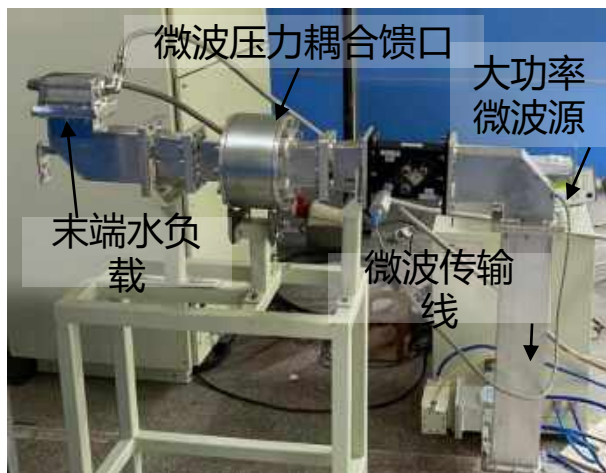
物料在微波谐振腔中被加热，谐振腔的形状直接影响电磁波在谐振腔中的分布情况。基于comsol多物理场仿真模型，设计了电磁场分布较为均匀的八边形谐振腔。



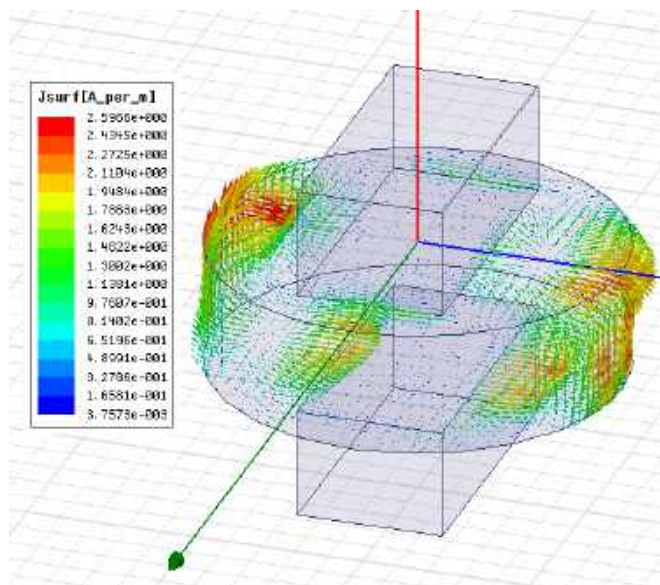
5.4 其他加热固化技术

5.4.2 微波加热固化装备

研发了**大功率微波馈能试验装置**，设计了**气体高压密封约束下的大功率微波馈能结构**，提出了**电磁屏蔽的高压气流循环方法**。



大功率微波馈能试验装置



微波压力耦合高效馈能结构



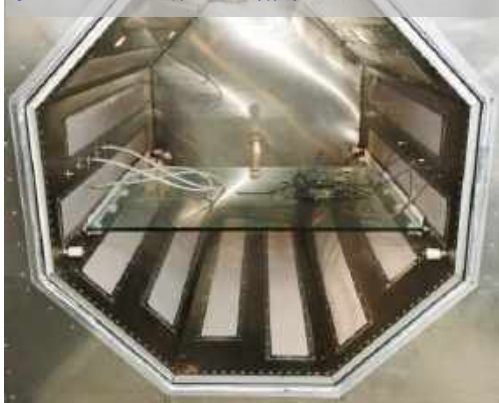
电磁屏蔽气流循环流道

大功率微波传输效率达**90%**，腔体内能量密度提升**5倍**

5.4 其他加热固化技术

5.4.2 微波加热固化装备

实验室级微波炉



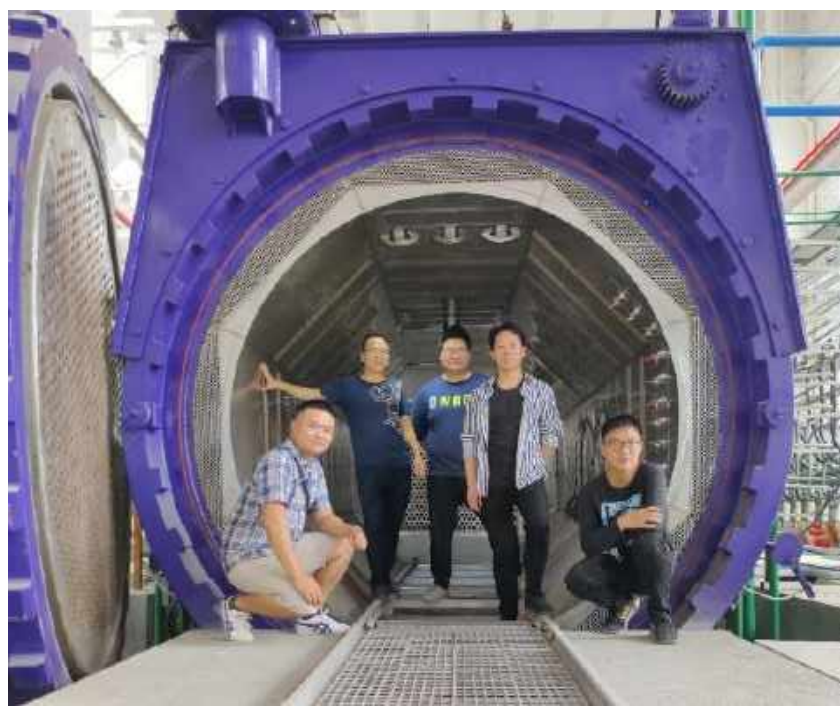
微波高压固化装备原型($\phi 1*1.5\text{m}$)



首台微波高压固化装备($\phi 1*1.5\text{m}$)



大型微波高压固化装备($\phi 3*5\text{m}$)



5.4 其他加热固化技术

5.4.2 微波加热固化验证

对微波高压固化完成的复合材料零件按照ASTM标准进行力学性能测试。

微波固化碳纤维复合材料的力学测试

拉伸试验: ASTM D3039-07

138×15×1mm (Ply [0°]₈)

压缩试验: ASTM D6641M-09

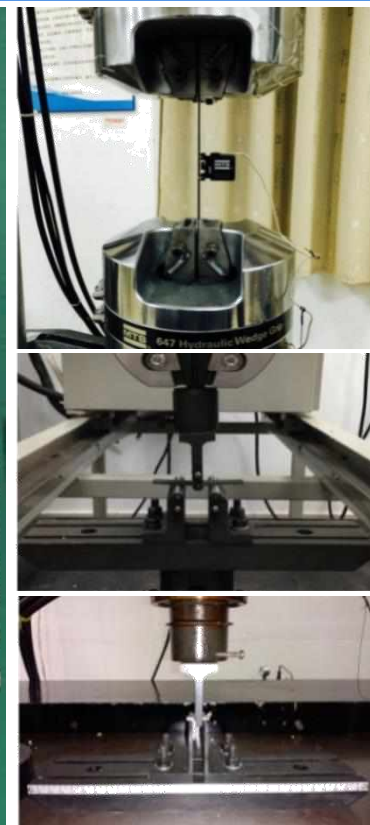
10×13×2mm (Ply [0°]₁₆)

弯曲试验: ASTM D790-06

32×12.7×2mm (Ply [0°]₁₆)

层剪试验: ASTM D2344-06

12×6×3mm (Ply [0°]₂₄)

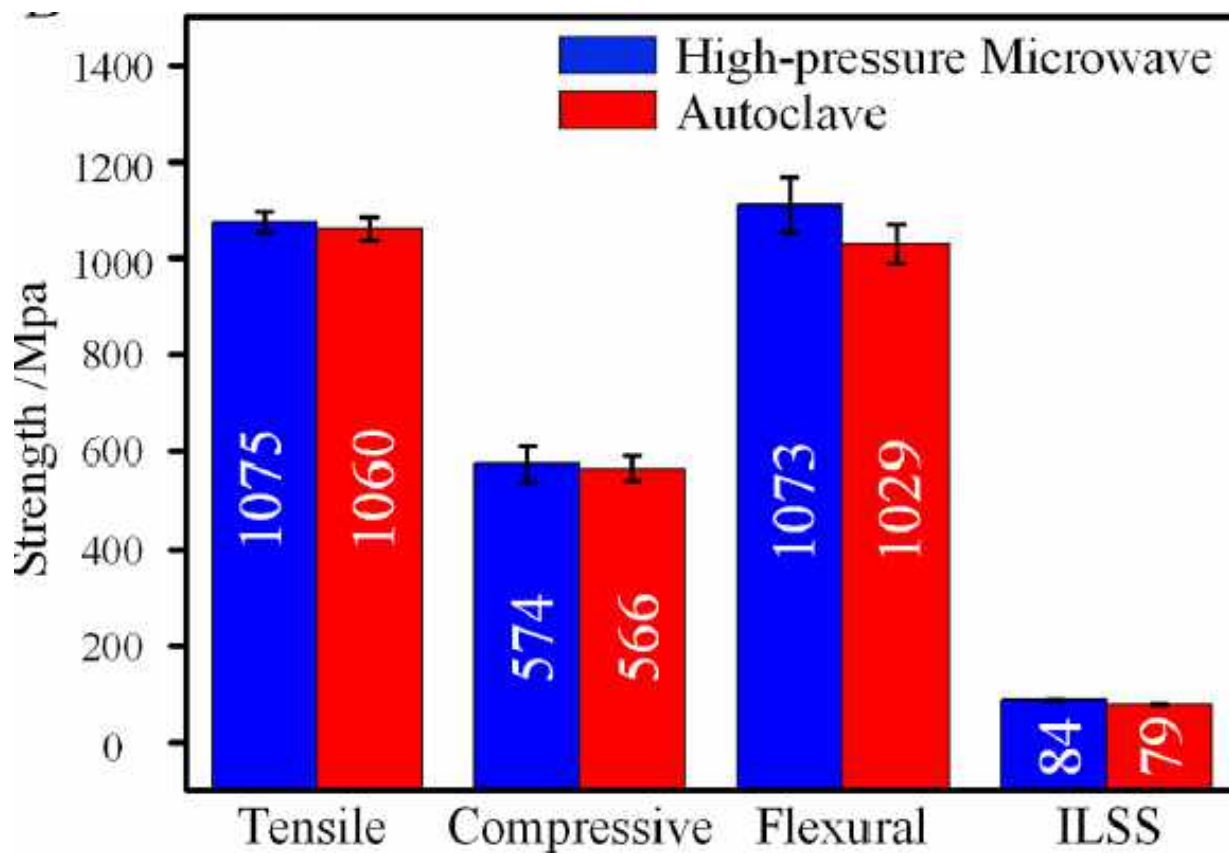
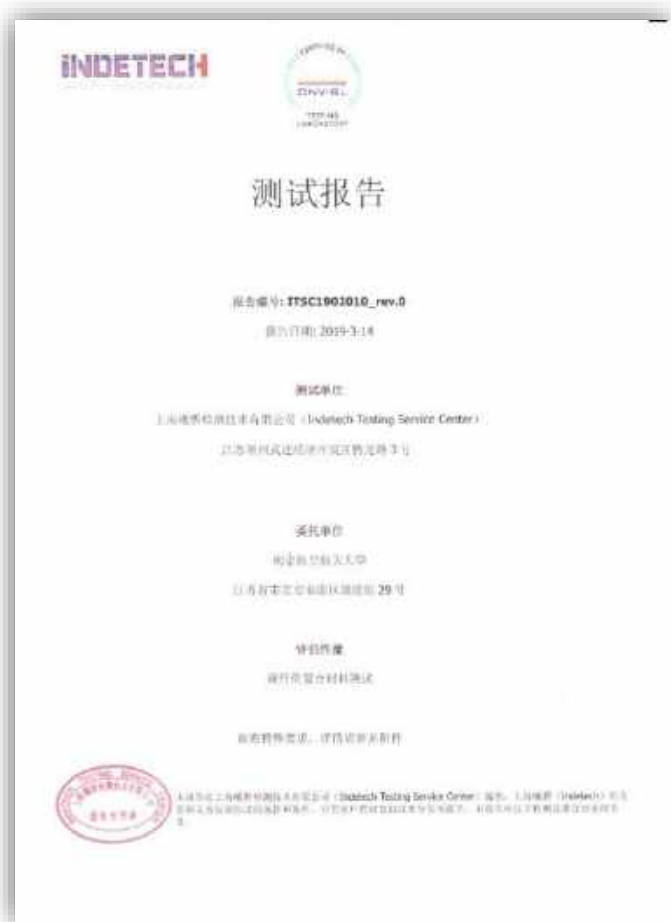


*美国试验材料学会简称为ASTM

5.4 其他加热固化技术

5.4.2 微波加热固化验证

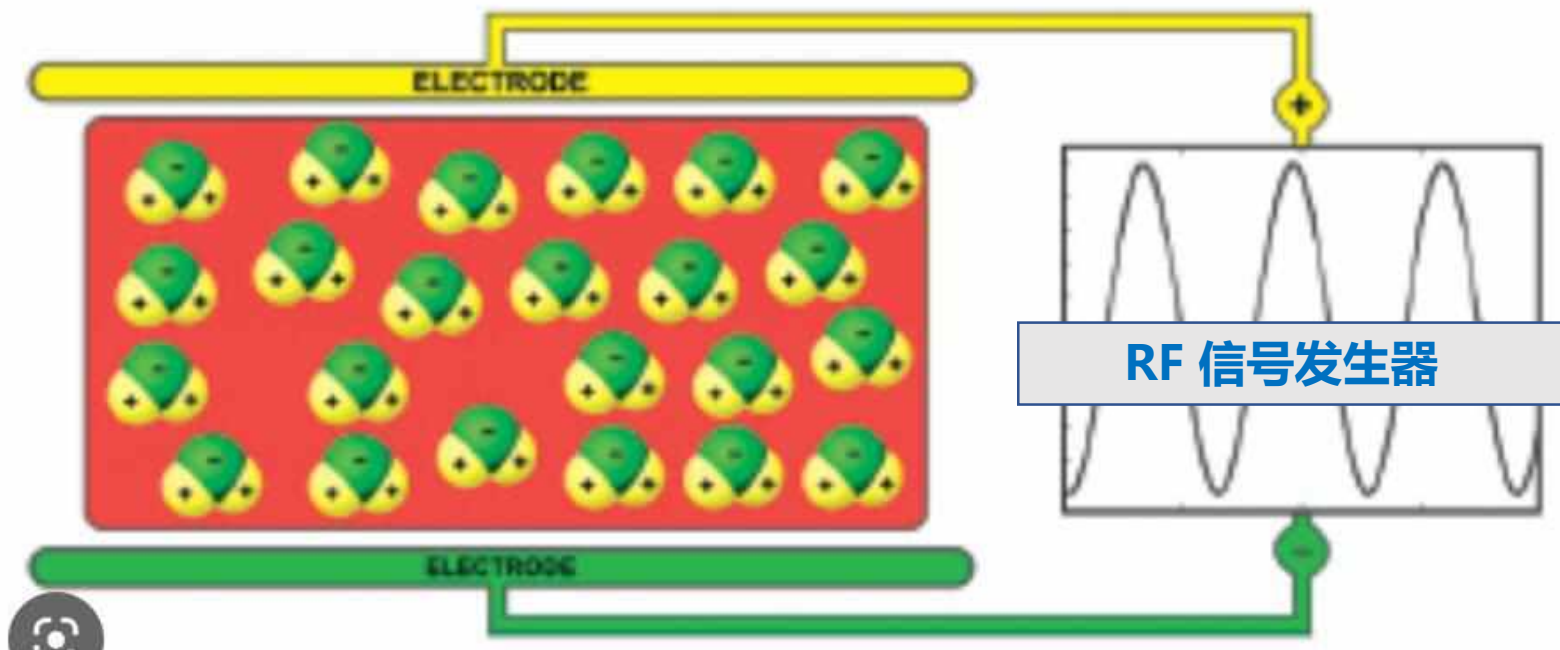
力学测试结果表明，微波高压固化的复合材料零件各项力学性能不低于热压罐固化复合材料试样。相比于热压罐固化技术，微波固化加热效率提高**36.3倍**，能耗降低**99.2%**。



5.4 其他加热固化技术

5.4.3 射频加热固化技术

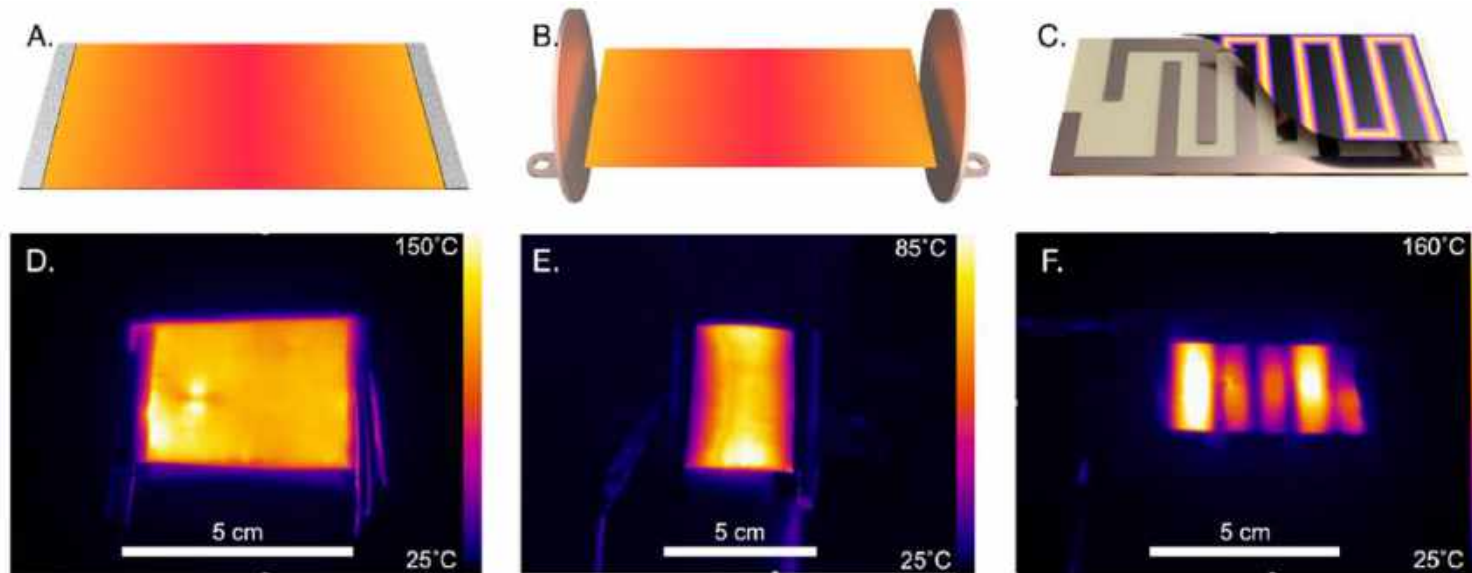
射频是频率在3K-300MHz的电磁波。高频信号由RF信号发生器产生，经由放大器作用于平板电容器上，在电容器中间产生高频交变的电场。与微波加热类似，一般认为复合材料中的树脂分子在高频电场下发生介电损耗从而将电磁能转换为热能。



5.4 其他加热固化技术

5.4.3 射频加热固化技术

2018年Micah J. Green等人首次提出用射频电磁波加热碳纳米管增强热塑性复合材料 (MWCNT/PLA) ，并以MWCNT/PLA为粘接剂，展示了射频加热技术在金属板件粘接方面的应用。

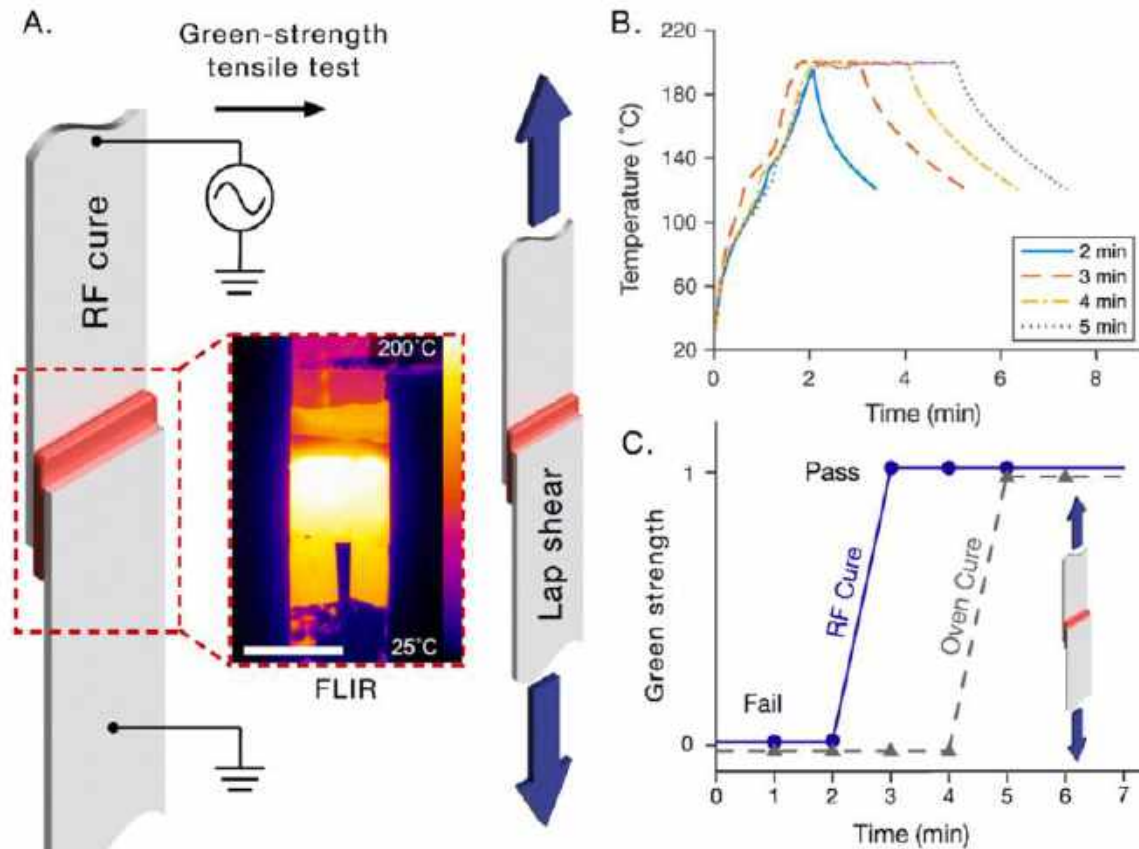


射频加热的三种馈能形式

5.4 其他加热固化技术

5.4.3 射频加热固化技术

2018年Micah J. Green等人首次提出用射频电磁波加热碳纳米管增强热塑性复合材料 (MWCNT/PLA)，并以MWCNT/PLA为粘接剂，展示了射频加热技术在金属板件粘接方面的应用。



优点:

高效节能;

辐射发生装置简便;

穿透深度大。

缺点:

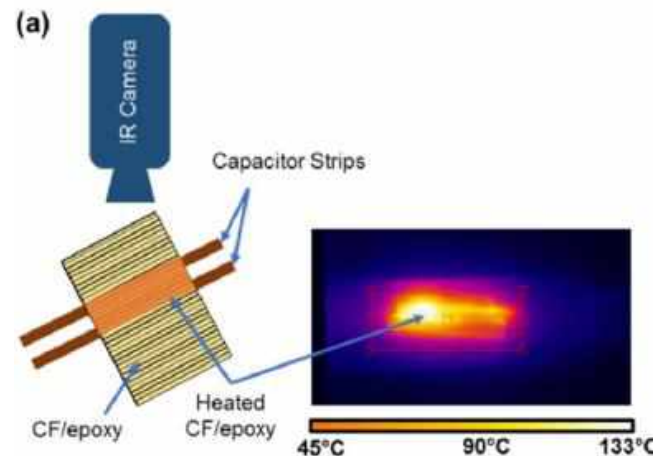
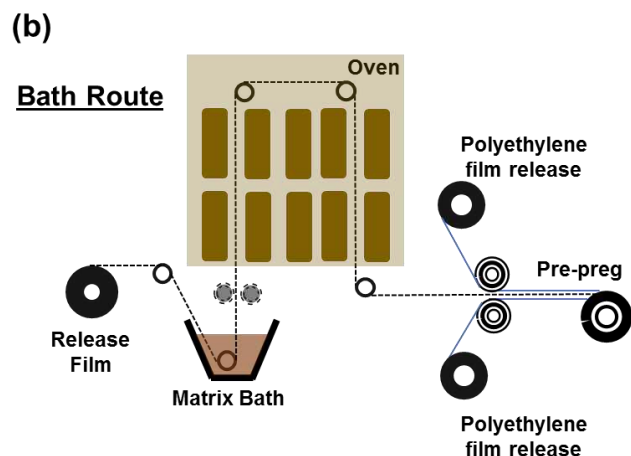
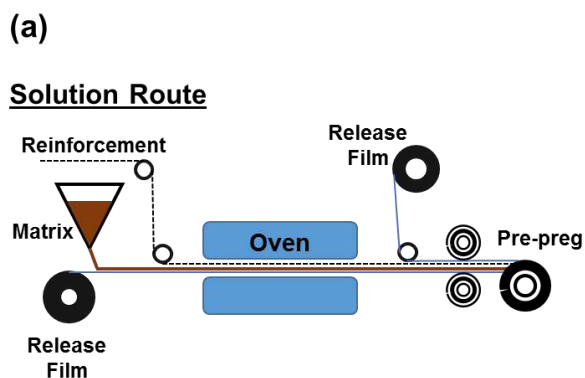
无法加热多向铺层CFRP构件

受限于辐射发生装置，难以适用于大型复杂零件。

5.4 其他加热固化技术

5.4.3 射频加热固化技术

2020年， Micah J. Green等人进一步提出射频电磁波可以用来制备单向碳纤维增强环氧树脂基复合材料预浸料。



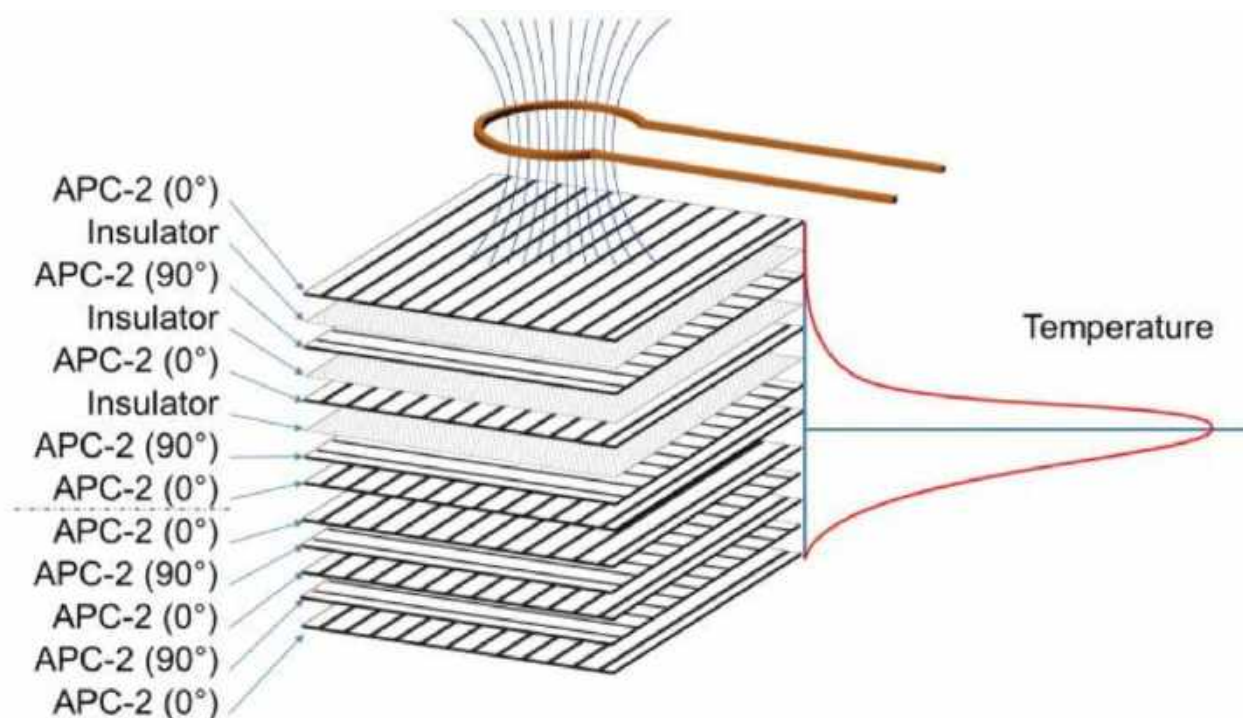
基于传导加热的预浸料制备方法

基于射频加热的预浸料制备方法

5.4 其他加热固化技术

5.4.4 感应加热固化技术

通过高频交流感应器在复合材料内部产生感应电流，从而通过焦耳损耗加热复合材料。

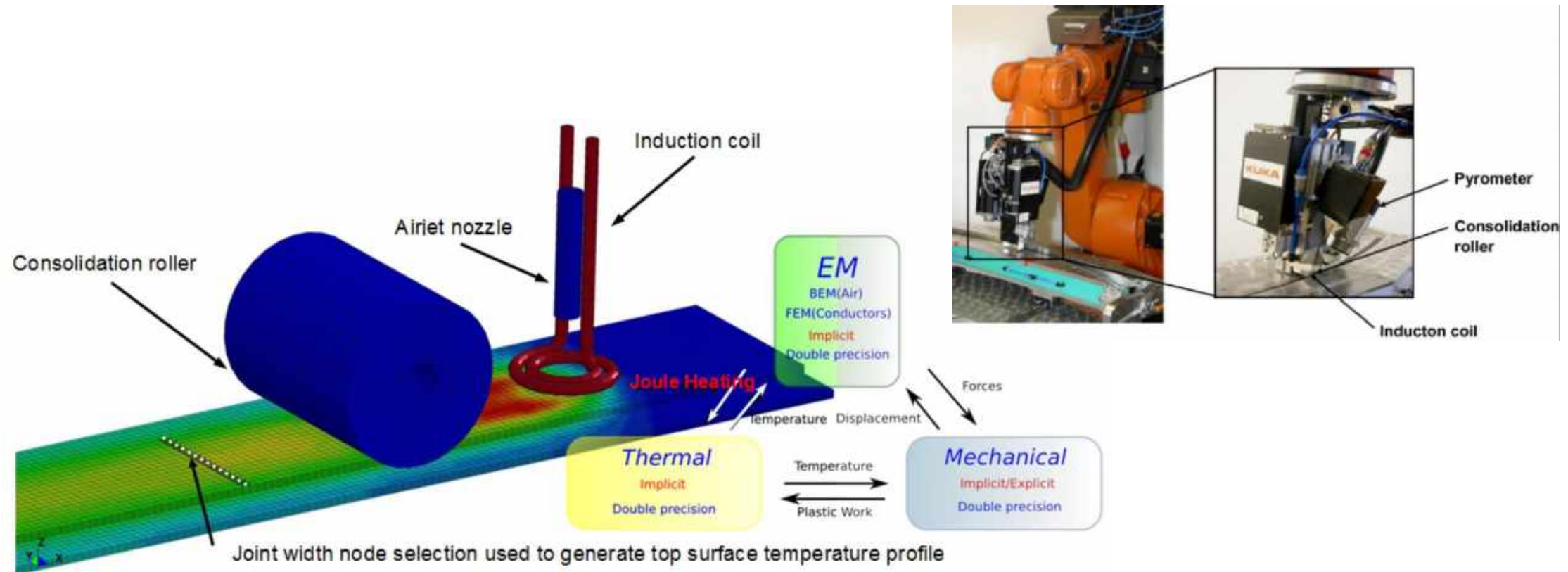


只有当材料内部形成电回路才能实现有效加热!

5.4 其他加热固化技术

5.4.4 感应加热固化技术

由于感应加热技术能量集中，加热速度快，多用于复合材料焊接以及热塑复合材料原位成型。



5.4 其他加热固化技术

5.4.4 感应加热固化技术



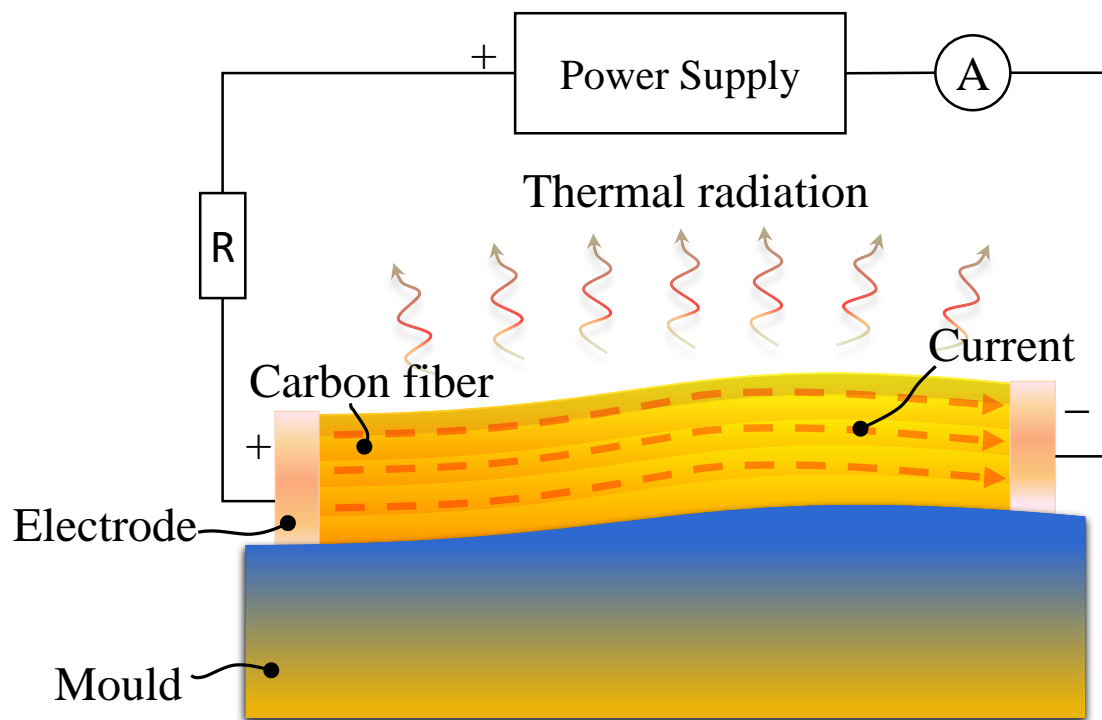
高效节能，加热速度快

加热区域受限，效率低

5.4 其他加热固化技术

5.4.5 自阻电热固化技术

利用碳纤维本身的导电性，对碳纤维通电直接加热复合材料。



碳纤维增强树脂基复合材料自阻电热固化示意图

自阻电热固化
Self-resistive
electrical heating curing

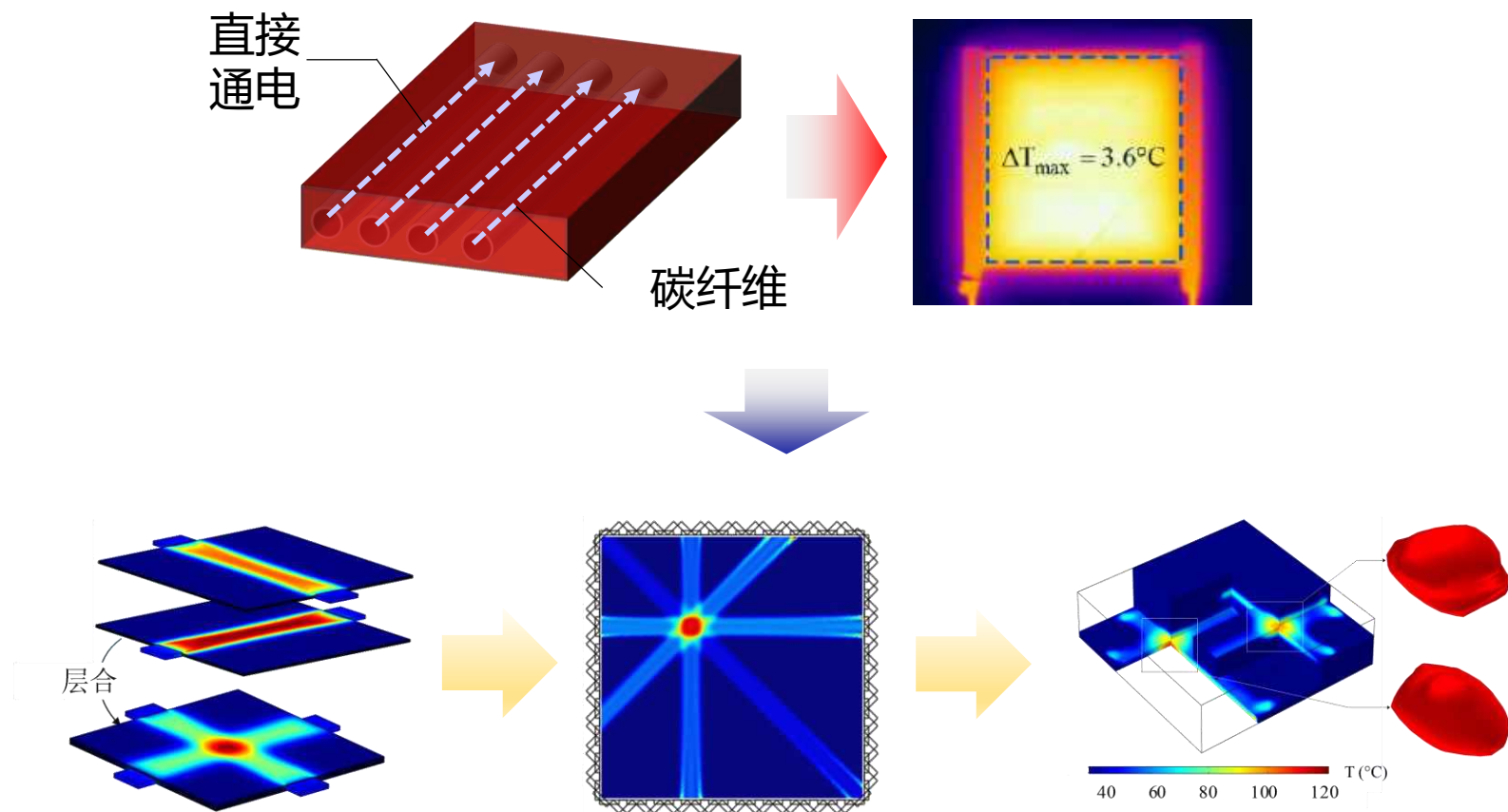
复合材料整体通电：

1. 温度均匀性好，固化质量好
2. 升温速度快，固化周期短
3. 能量利用率高，固化能耗低

5.4 其他加热固化技术

5.4.5 自阻电热固化技术

通过各向异性复合材料不同层上的热流叠加，形成**可控体素热源**。

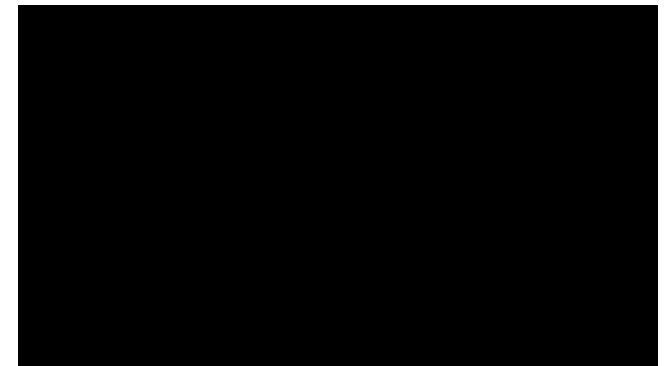
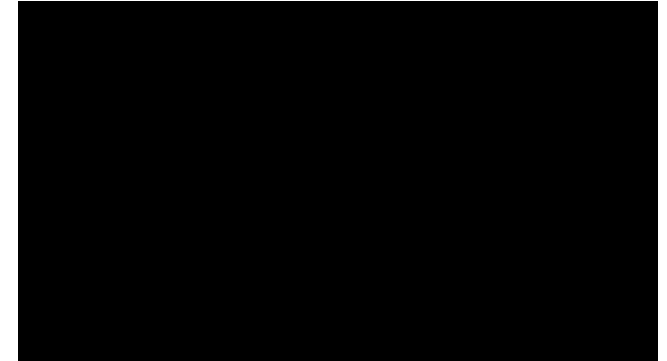
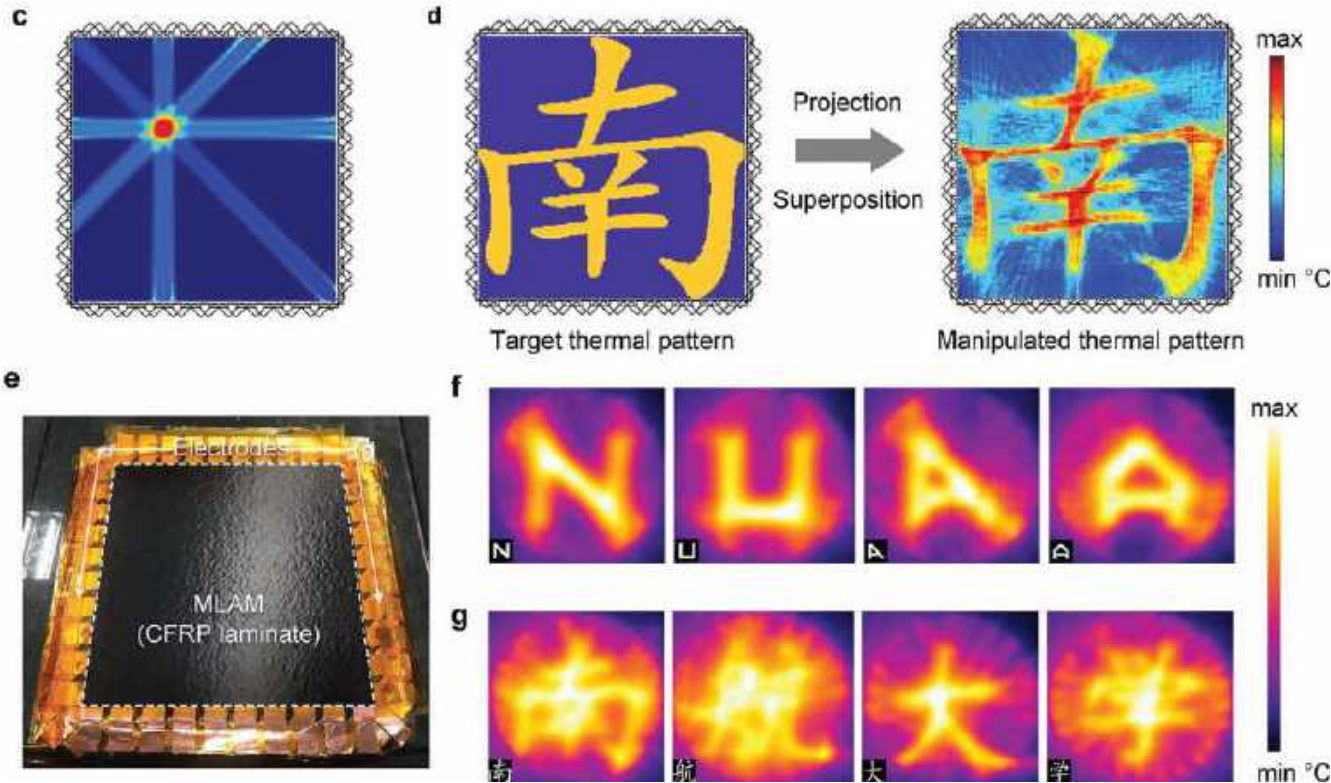


碳纤维自身通电形成**高度取向热束**，交叉叠加形成**体素热源**

5.4 其他加热固化技术

5.4.5 自阻电热固化技术

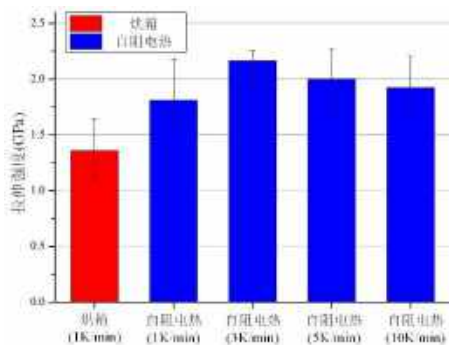
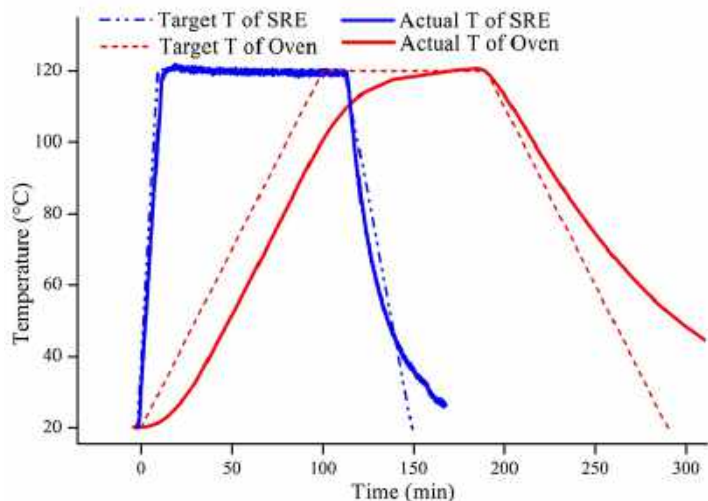
针对所需加热图案，基于拉东变换逆推热流输入分布，实现了任意复杂温度场的灵敏、动态、精确调控。



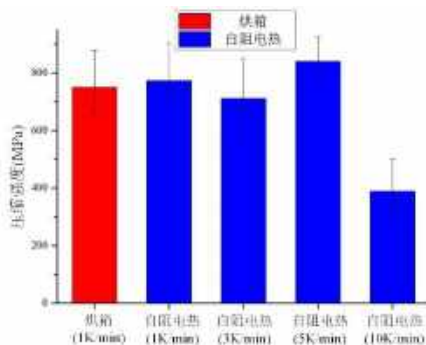
5.4 其他加热固化技术

5.4.5 自阻电热固化技术

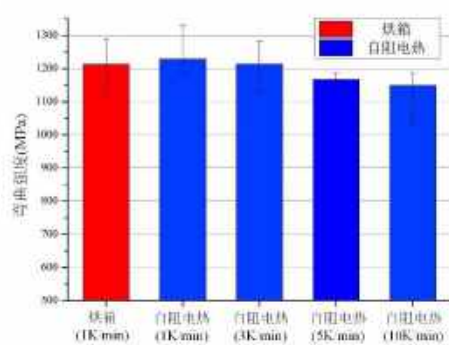
自阻电热相较于传统工艺周期**缩短43.3%**，**能耗降低32%**，**力学性能相当**。



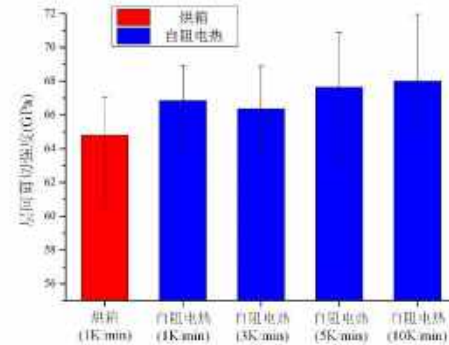
(a) 不同组别的拉伸强度



(b) 不同组别的压缩强度



(c) 不同组别的弯曲强度



(d) 不同组别的层间剪切强度

5.4 其他加热固化技术

5.4.6 模具加热固化技术

在模具中集成大量加热元件（电热丝/油路等），通过加热模具实现复合材料零件的固化。美国波音公司和英国 Surface Generation 公司首先提出了分区加热模具的概念。空客和 Spirit AeroSystems 公司相继启动了“Wing of Tomorrow (WOT)”研究计划，旨在采用嵌入大量加热元件的分区加热模具，精确调控液体成型和加热固化过程中的温度分布，从而实现CFRP机翼壁板的优质高效成型。

优点：可实现局部控温。

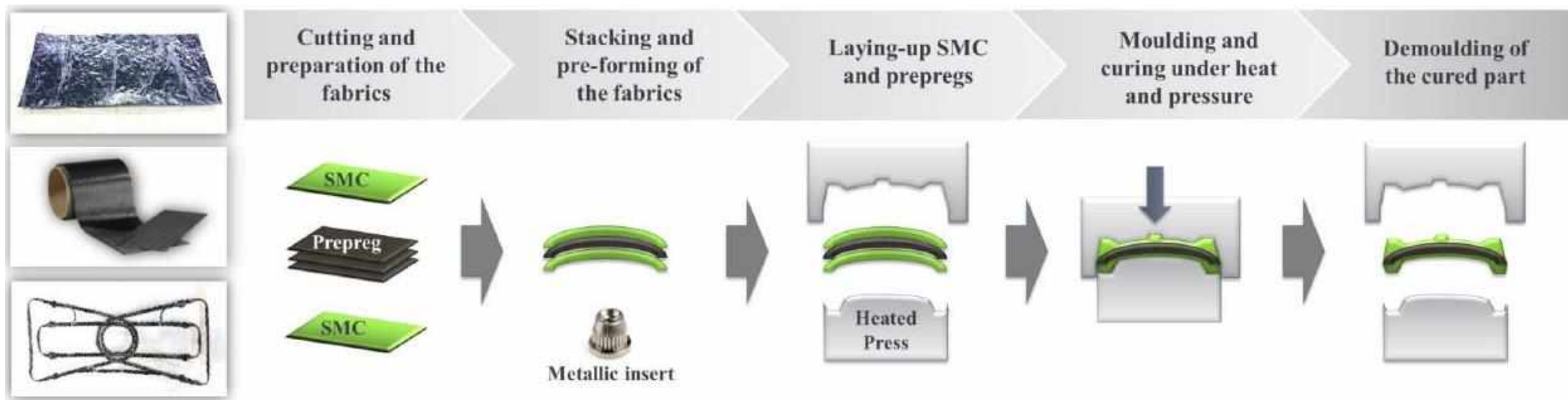
缺点：模具复杂、成本高。



5.4 其他加热固化技术

5.4.6 模具加热固化技术

通过上下合模加温加压成型复合材料。

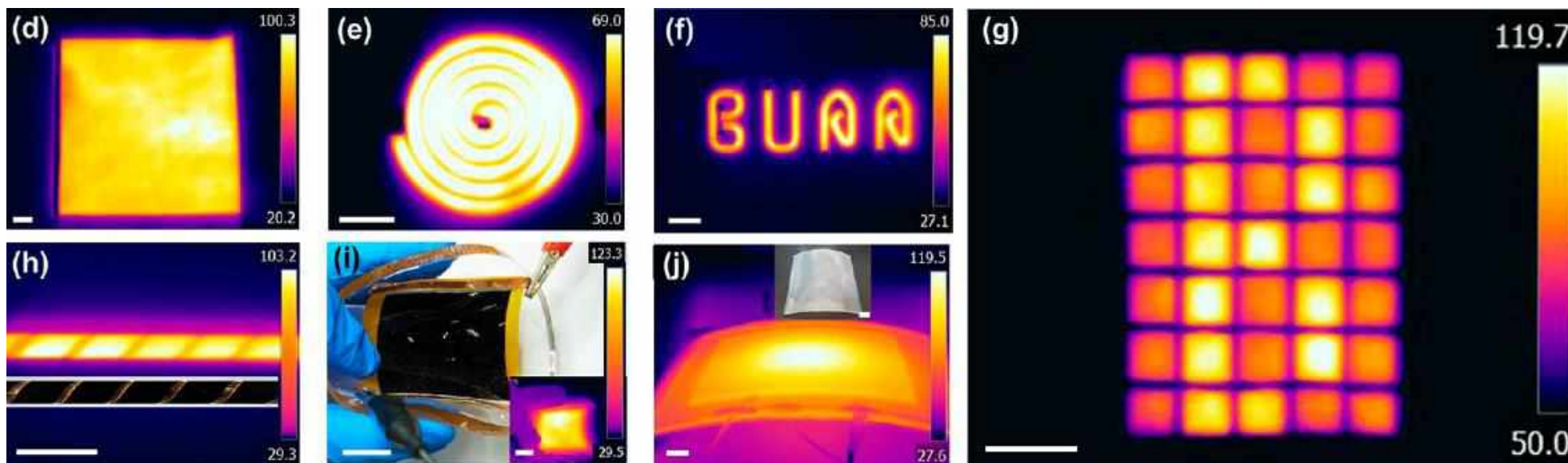


优点：成型速度快。 **缺点：压力不均匀、难以用于大型复杂件。**

5.4 其他加热固化技术

5.4.7 电热膜加热固化技术

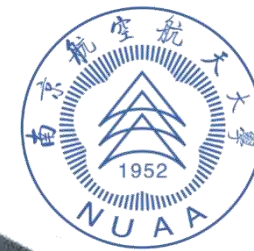
基于柔性薄膜通电加热所贴合的复合材料零件。



通过特殊处理（激光）设计薄膜各部分电阻率实现热分布操控

优点： 温度控制精确，成本低。

缺点： 接触式加热，线路复杂。



5 复合材料构件固化技术

Composites structure curing technologies

复合材料结构制造技术

Manufacturing Technologies of Composite Structure

目录 Outline

5.1 固化技术概述

5.1.1 固化的定义

5.1.2 固化技术的分类

5.2 复合材料固化基础

5.2.1 树脂固化基本原理

5.2.2 树脂流动基本原理

5.3 烘箱、热压罐固化技术

5.3.1 真空袋压成型原理

5.3.2 烘箱、热压罐原理与特点

5.3.3 烘箱、热压罐固化模具技术

5.3.4 固化工艺与过程监控

5.3.5 热压罐固化技术在航空航天中的应用

5.4 其他加热固化技术

5.4.1 红外加热固化技术

5.4.2 微波加热固化技术

5.4.3 射频加热固化技术

5.4.4 感应加热固化技术

5.4.5 自阻电热固化技术

5.4.6 模具加热固化技术

5.4.7 电加热膜固化技术

5.5 固化缺陷与形性调控

5.5.1 孔隙的形成与抑制

5.5.2 富脂贫胶、纤维褶皱的形成与抑制

5.5.3 固化应力的形成与固化变形控制

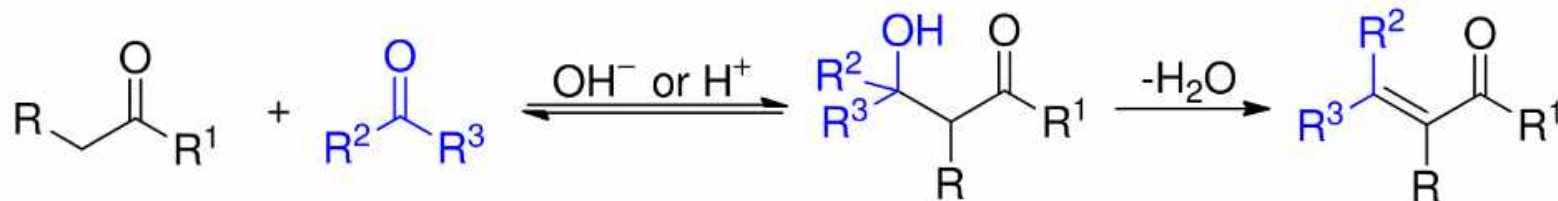
5.5 固化缺陷与形性调控

5.5.1 孔隙的形成与抑制

复合材料在固化过程中不可避免地会产生挥发分，使复合材料内部产生孔隙。

挥发分的主要来源分为三类：

- (1) CFRP预浸料具有吸湿的特性；
- (2) 固化过程中缩合反应产生挥发分；
- (3) 湿法制备预浸料所用溶剂挥发。

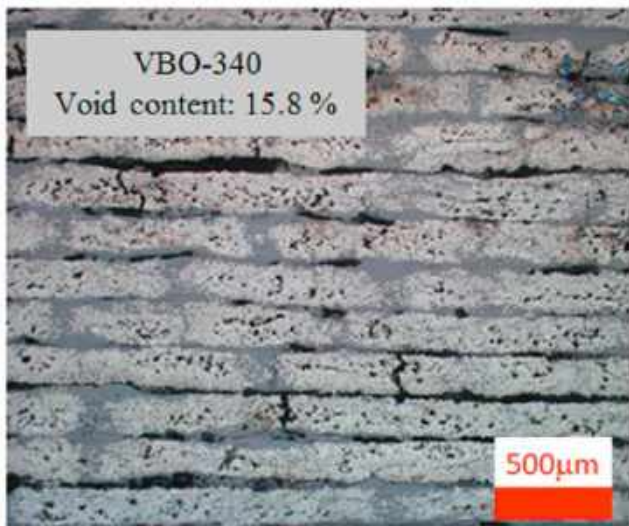


缩合反应

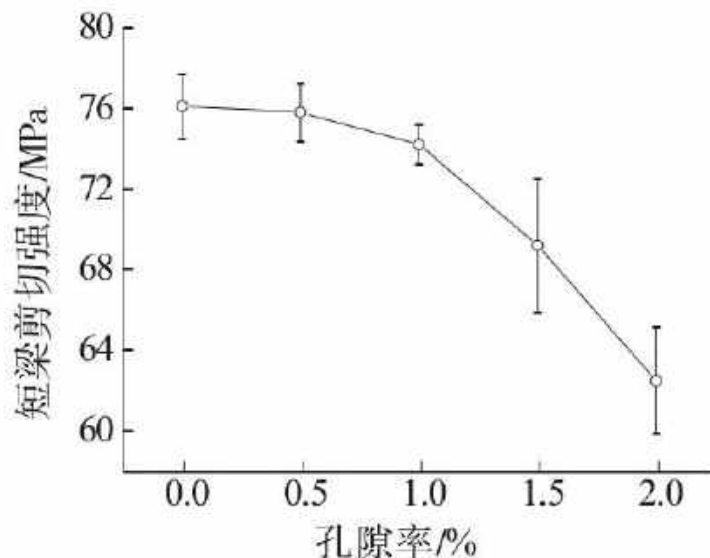
5.5 固化缺陷与形性调控

5.5.1 孔隙的形成与抑制

挥发分的裹入会导致复合材料内部孔隙的形成和生长，孔隙的存在使得复合材料构件的性能下降，直接影响复合材料的使用性。试验数据表明，孔隙率在0~5%范围内，每增加1%，层间剪切强度下降约7%，弯曲强度下降约10%。



孔隙光学显微图像

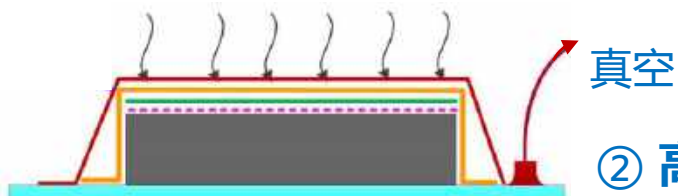


短梁剪切强度随孔隙率的变化

减少孔隙的方法：① 采用真空压抽走挥发分



由于纤维的存在，挥发分无法完全排出



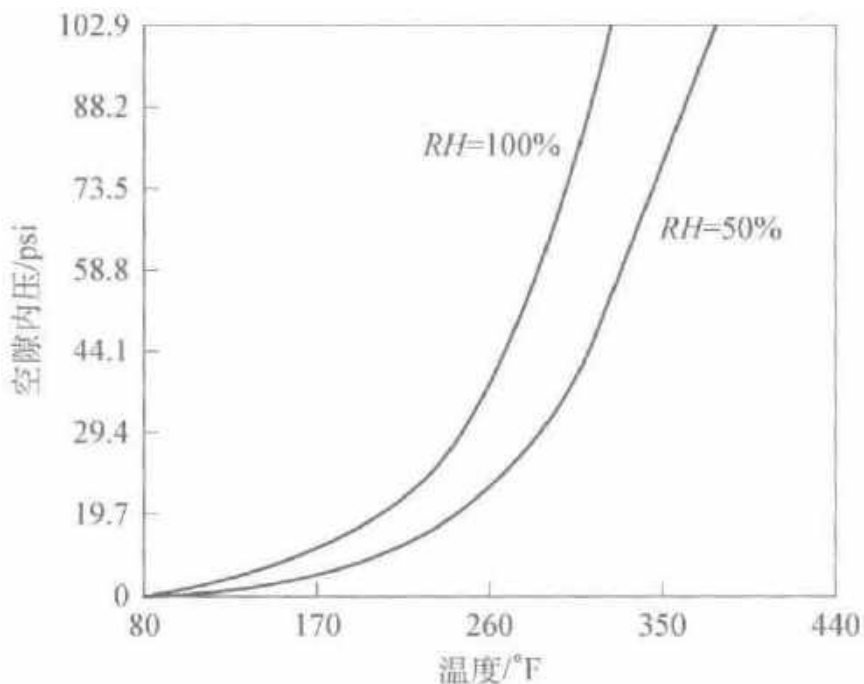
② 高树脂静水压力，使挥发分在树脂中溶解，抑制孔隙的形成和生长

5.5 固化缺陷与形性调控

5.5.1 孔隙的形成与抑制

② 高树脂静水压力，使挥发分在树脂中溶解，抑制孔隙的形成和生长

挥发分的蒸气压随温度升高而增大。当树脂为液态时，孔隙内压（即挥发分蒸气压）**超过**树脂所受的实际压力（即树脂的静水压力），孔隙会**趋于生长**。当树脂黏度出现急剧增长或发生凝胶化时，孔隙即被锁定于树脂基体之中。若树脂的静水压力**大于**孔隙内压，则孔隙被压溃溶解。



蒸气压与温度的关系

根据水分子扩散相关理论推导，为了在固化周期内避免复合材料中孔隙的形成，复合材料内任意一点的树脂压力须满足：

$$p_{min} \geq 4.962 \times 10^3 \times \exp\left(\frac{-4892}{T}\right)(RH)_0$$

式中， p_{min} 表示固化过程中为防止孔隙形成所需的最小树脂压力（即静水压力）； T 表示固化过程中任意时刻的温度； $(RH)_0$ 表示固化前预浸料树脂达到平衡的相对湿度。

5.5 固化缺陷与形性调控

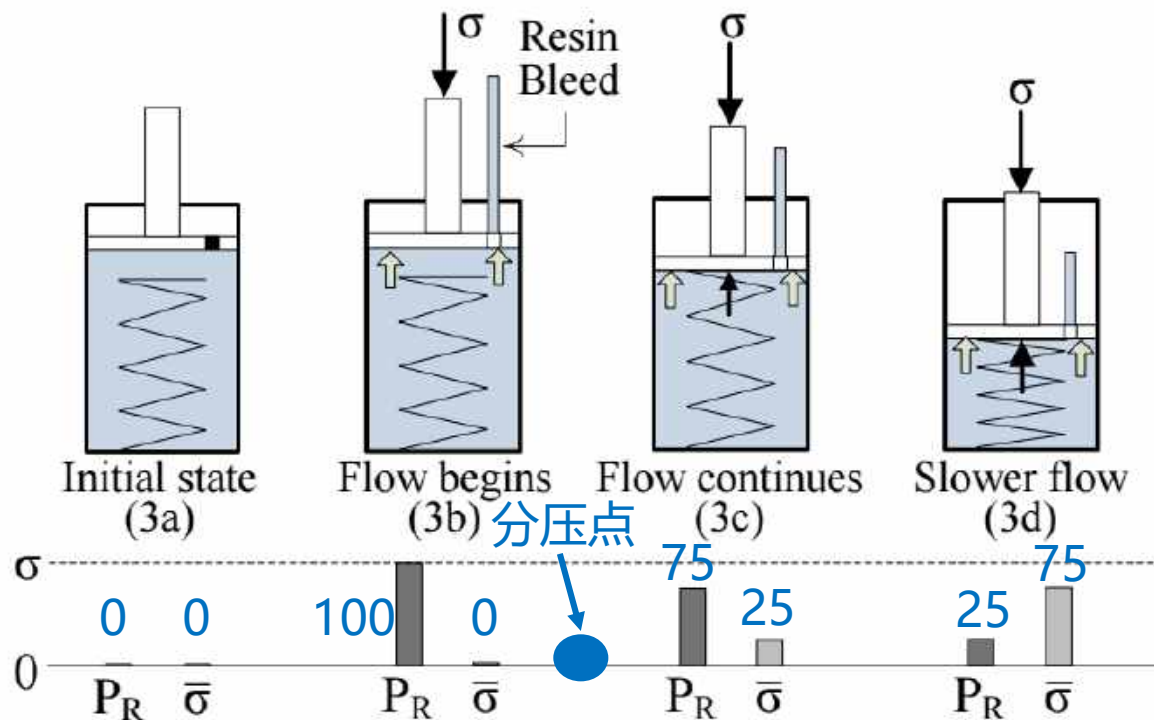
5.5.1 孔隙的形成与抑制

施加压力和静水压力的关系 $\sigma = \bar{\sigma} + P_R$

σ 施加的压力

$\bar{\sigma}$ 纤维承担的有效压力

P_R 静水压力

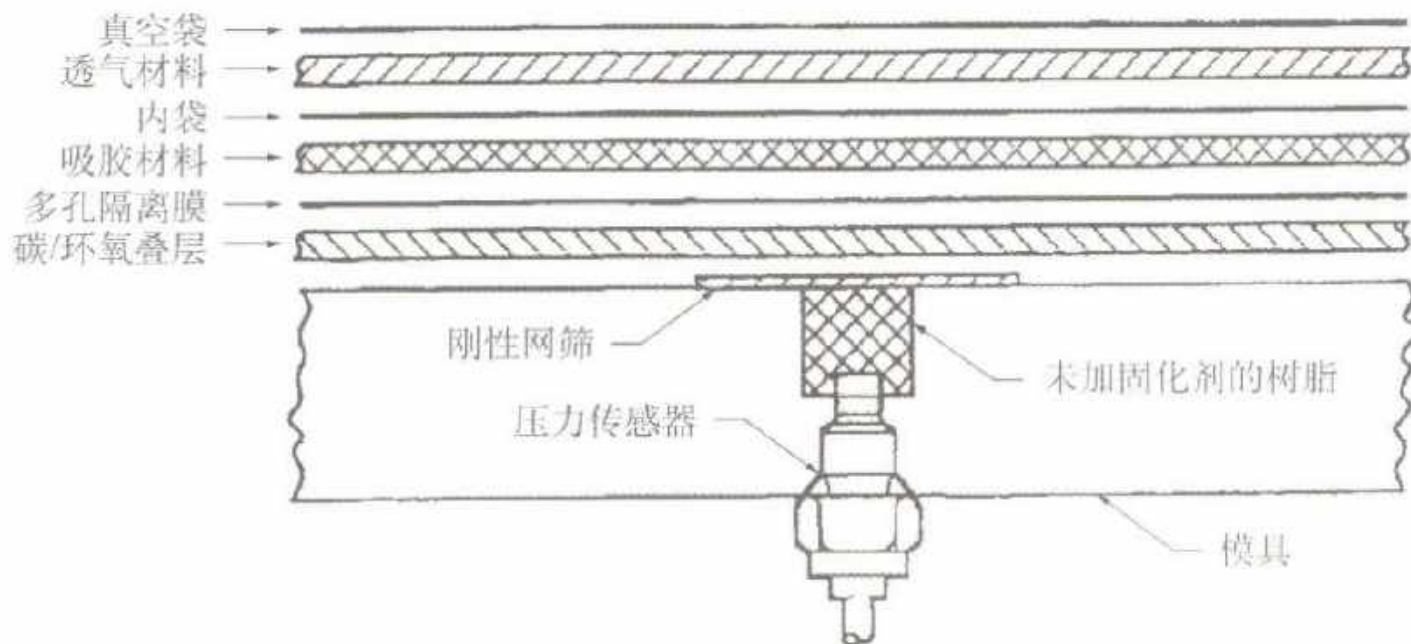


复合材料的压实过程

5.5 固化缺陷与形性调控

5.5.1 孔隙的形成与抑制

为了测量树脂的静水压力，将一传感器放入模具表面的凹室，并在凹室中注入不加固化剂的液态树脂。在此传感器凹室上放置刚性的网筛，以避免叠层受压后陷入凹室并与传感器相接触。

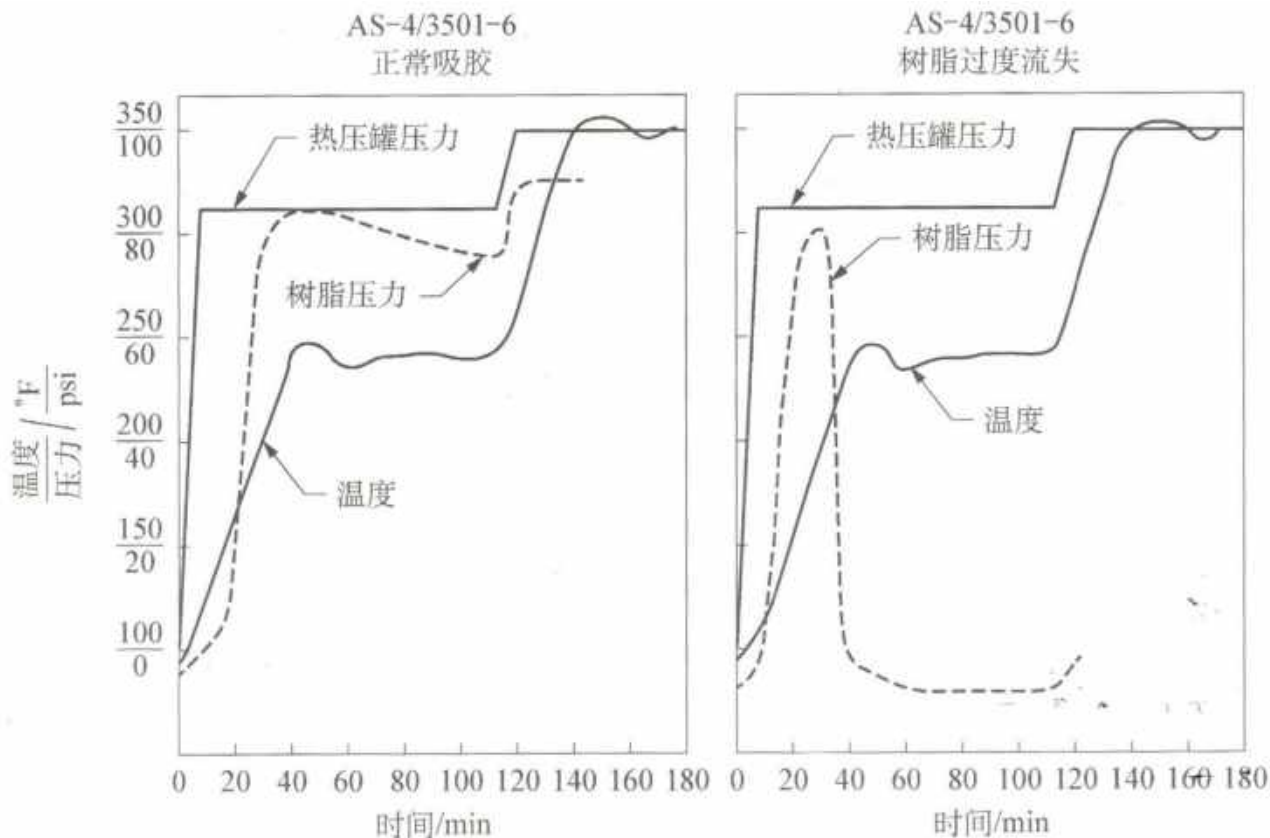


树脂静水压力测试装置

5.5 固化缺陷与形性调控

5.5.1 孔隙的形成与抑制

树脂过度流失将导致树脂压力的大幅度下降。树脂的过度流失会对层压板的树脂含量和厚度产生极为显著的影响。树脂过度流失的层压板，无论其树脂含量还是厚度值均大大低于正常吸胶层压板。由于真空袋内被抽真空，树脂压力实际上可掉到0 psi以下，因此孔隙的生长几乎不受抑制。



树脂过度流失导致压力下降

5.5 固化缺陷与形性调控

5.5.1 孔隙的形成与抑制

③ 采用袋内压力用于保持树脂静水压力

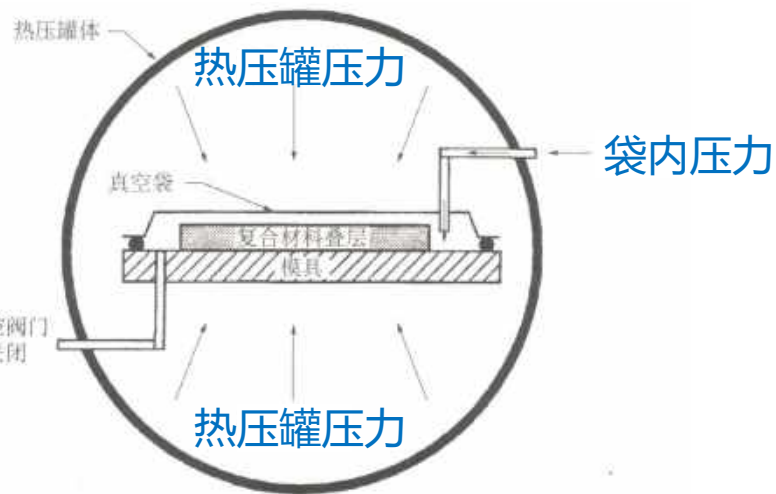
此法采用两个分离的压力源：（1）真空袋外普通的热压罐压力，用于压实叠层；（2）相较前者为低的真空袋内压力，用于直接对液态树脂加压，从而避免孔隙的成核和生长。

$$\text{叠层压实力} = \text{热压罐压力} - \text{袋内压力}$$

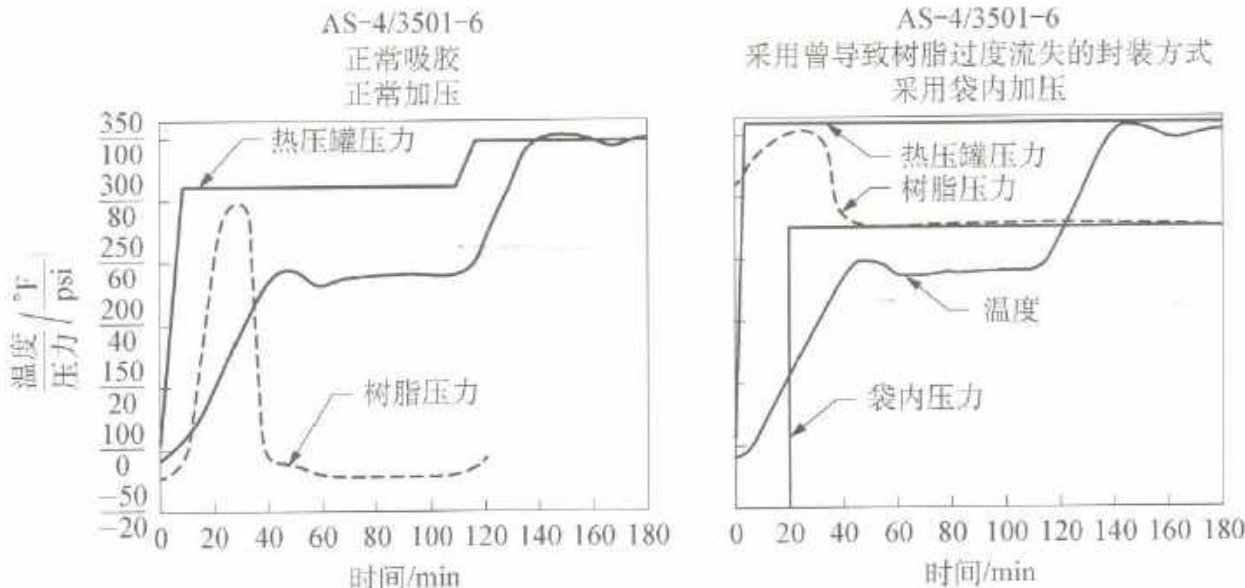
30 100 70
100 170 70 (单位: psi)

注:

- (1) 热压罐压力应大于袋内压力;
- (2) 袋内压力应使挥发分不从溶液中逸出。



袋内加压固化



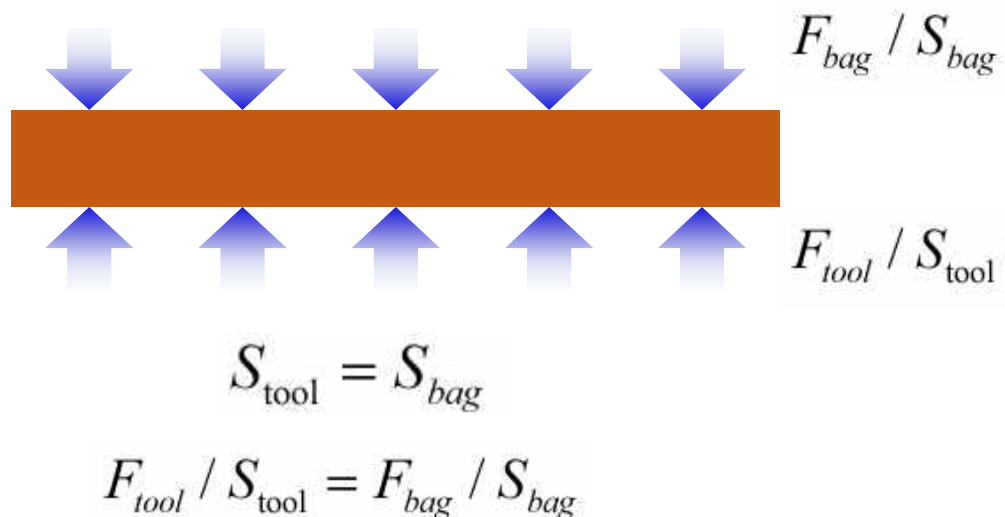
采用袋内加压来保持树脂压力

5.5 固化缺陷与形性调控

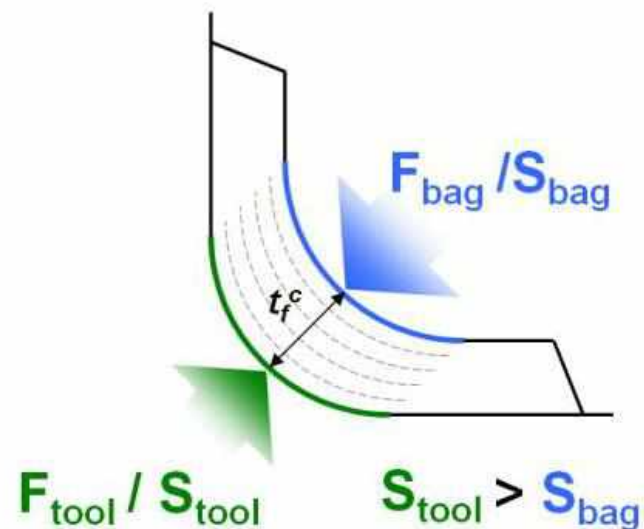
5.5.2 富脂贫胶、纤维褶皱的形成与抑制

对于平板零件，上下表面的面积是相同的，外界施加的压强和模具侧压强一致，树脂前期流动承受的压强也基本均匀；

对于复杂的复合材料零件，如带拐角和交接面的零件，在几何上内外侧面积差异，导致压实不均。



平板零件

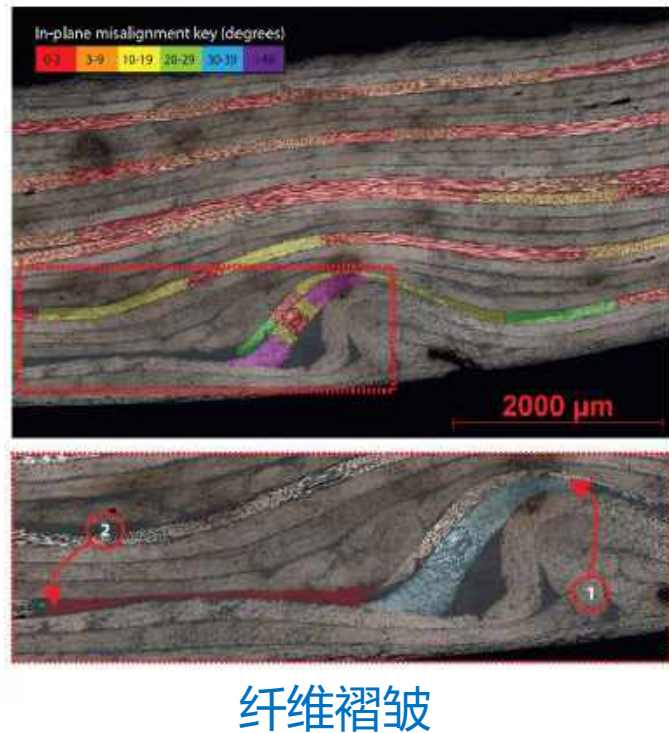
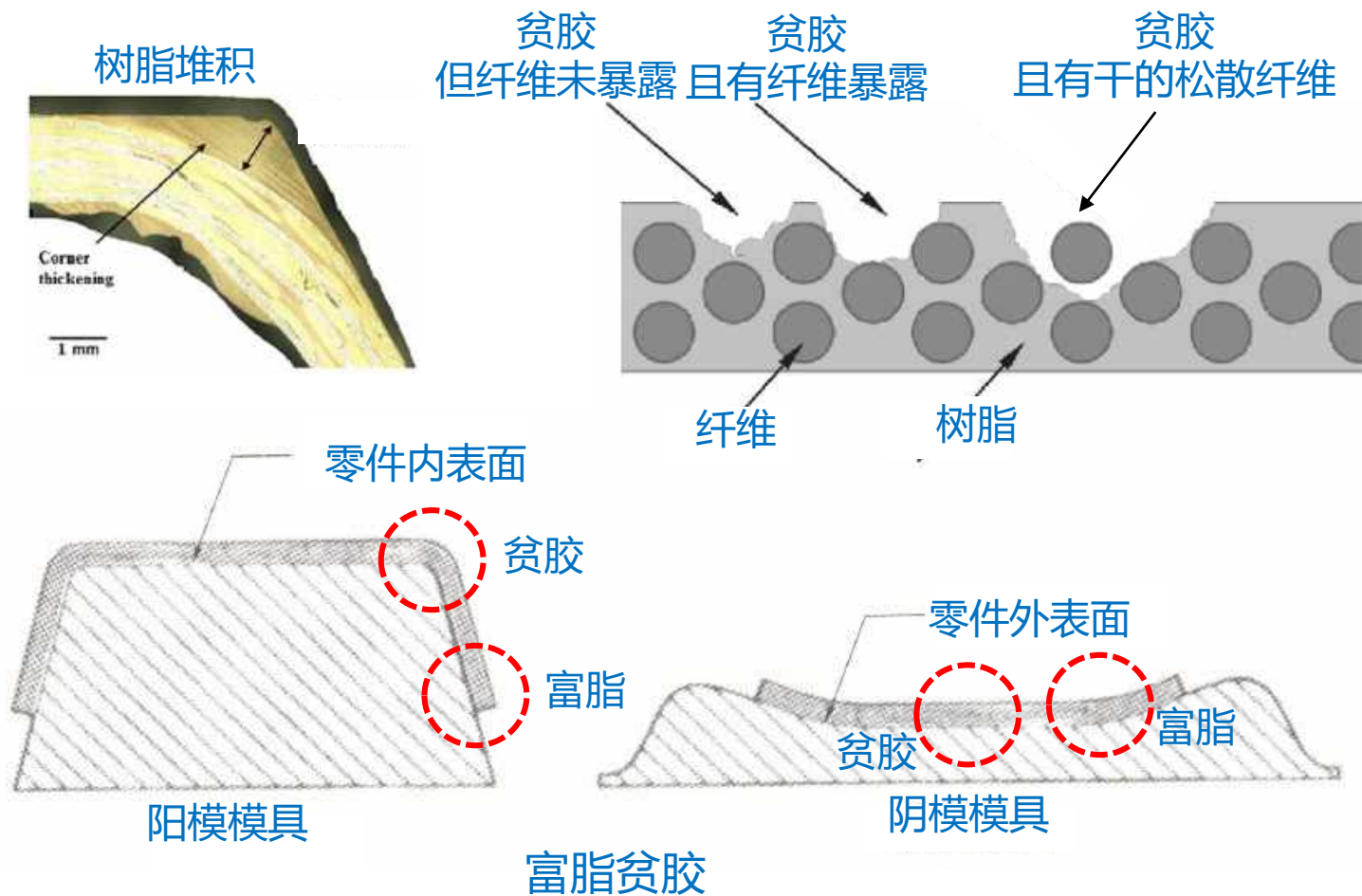


复杂零件

5.5 固化缺陷与形性调控

5.5.2 富脂贫胶、纤维褶皱的形成与抑制

压实不均易导致复合材料产生富脂贫胶和纤维褶皱等问题，这些问题的存在使得复合材料构件的力学性能下降。若出现较大的褶皱，压缩强度下降超过50%，拉伸强度下降超过70%。

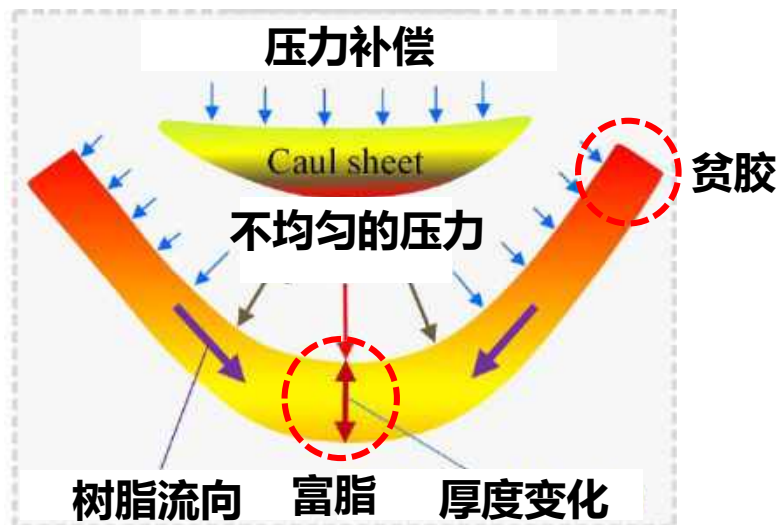


5.5 固化缺陷与形性调控

5.5.2 富脂贫胶、纤维褶皱的形成与抑制

实现压实均匀的方法：① 柔性模具法

在真空袋中引入不同硬度和形状的柔性模具，固化过程中受压变形，在构件表面形成非均匀的压力场，减小构件内部的树脂压差。

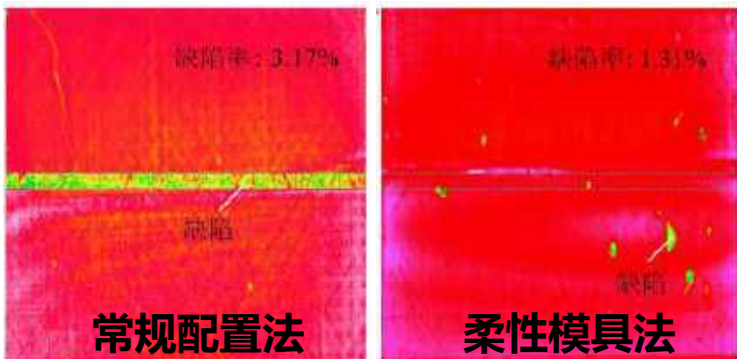


柔性模具法

5.5 固化缺陷与形性调控

5.5.2 富脂贫胶、纤维褶皱的形成与抑制

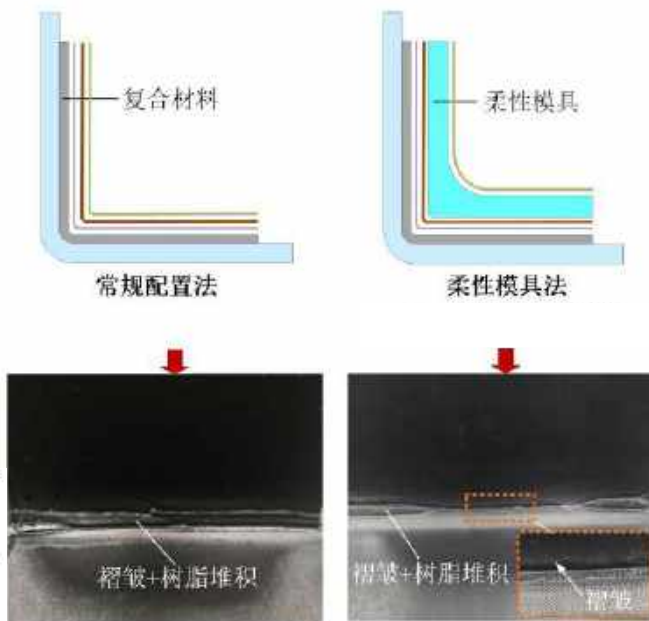
实现压实均匀的方法：① 柔性模具法



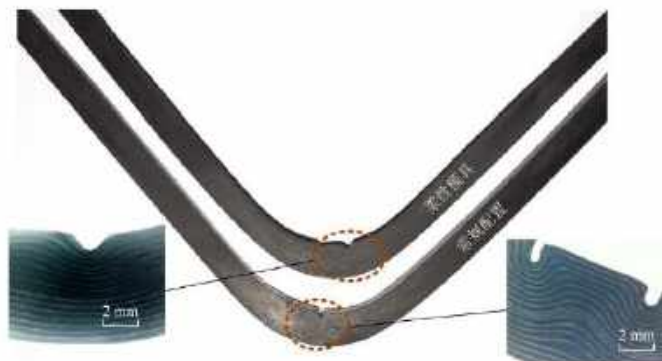
缺陷率降低

参数	柔性模具法	常规配置法
最大厚度误差 (mm)	0.37	0.66
最大厚度百分误差	6.3%	11.8%
厚度分布标准偏差 (mm)	0.11	0.10
平均粗糙度 (μm)	4.33	6.16
均方根粗糙度 (μm)	5.36	6.95
缺陷含量	1.31%	3.17%
纤维体积分数	55.8%	58.5%

构件质量整体得到提升



褶皱+树脂堆积程度减轻



叠层弯折得到一定程度的缓解

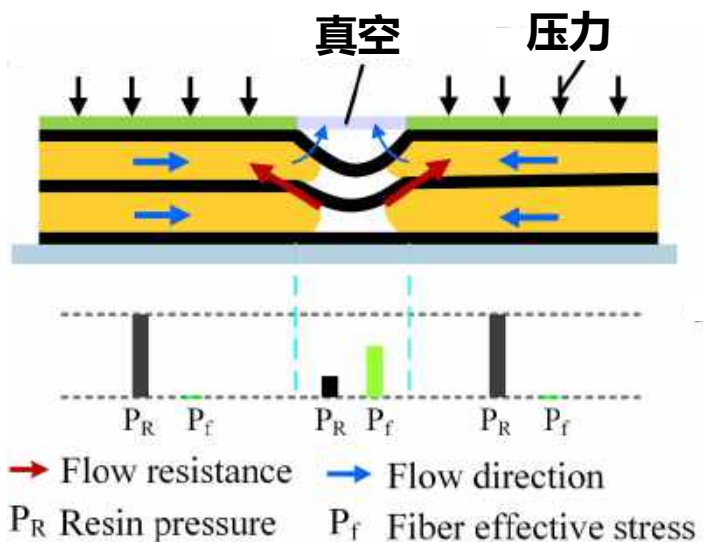
受材料属性影响，树脂压力场随温度和压力作用时间动态变化，现有方法在固化前固定位置，难以在固化过程中动态匹配时变的树脂压力场，可能会加剧树脂压力场的不均匀性，引起更严重的富脂贫胶和纤维褶皱问题。

5.5 固化缺陷与形性调控

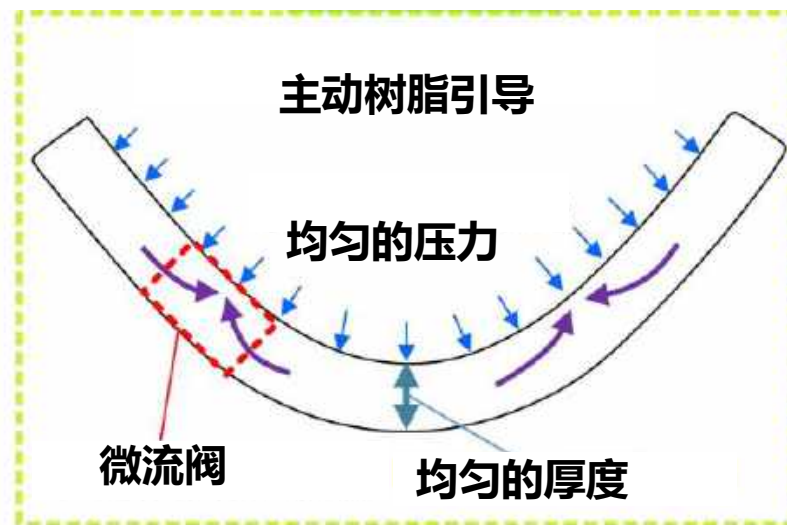
5.5.2 富脂贫胶、纤维褶皱的形成与抑制

② 流阻式微流阀

当在薄膜上开一个微孔，压力作用下孔下方的树脂快速从微孔流出，形成局部树脂低压区，引导其他位置的树脂向其流动，纤维承担更多压力而形成一凹型结构，局部增大树脂流动阻力，阻断周围树脂互流，形成流阻式微流阀。



微流阀原理

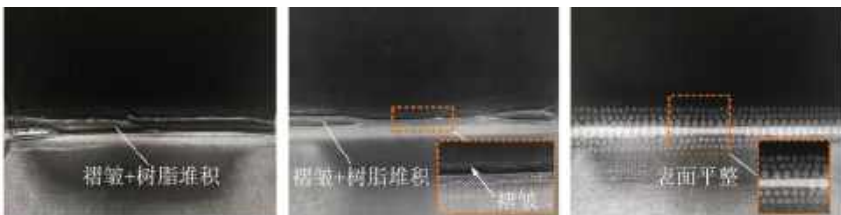
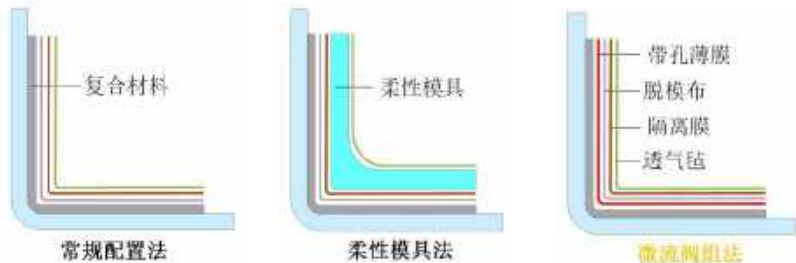


采用弹性微流控阀的效果

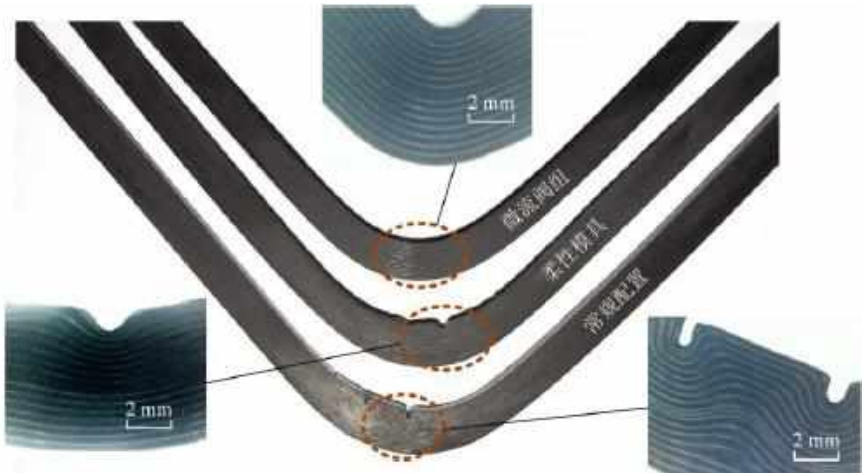
5.5 固化缺陷与形性调控

5.5.2 富脂贫胶、纤维褶皱的形成与抑制

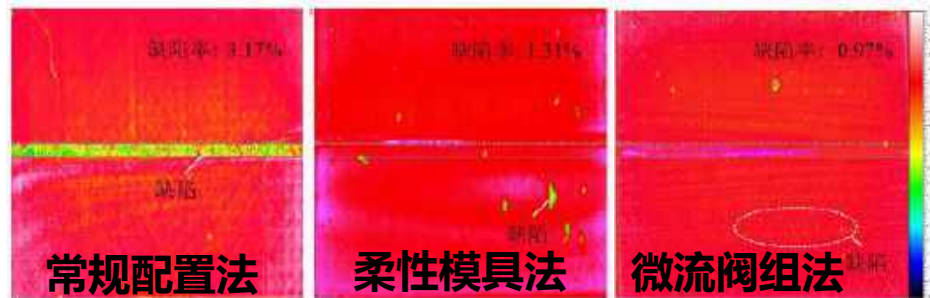
② 流阻式微流阀



表面平整，无褶皱和树脂堆积



叠层压实平整



缺陷率进一步降低

参数	微流阀组法	柔性模具法	常规配置法
最大厚度误差 (mm)	0.01	0.37	0.66
最大厚度百分误差	0.2%	6.3%	11.8%
厚度分布标准偏差 (mm)	0.08	0.11	0.10
平均粗糙度 (μm)	3.59	4.33	6.16
均方根粗糙度 (μm)	4.20	5.36	6.95
缺陷含量	0.97%	1.31%	3.17%
纤维体积分数	58.4%	55.8%	58.5%

构件质量整体进一步得到提升

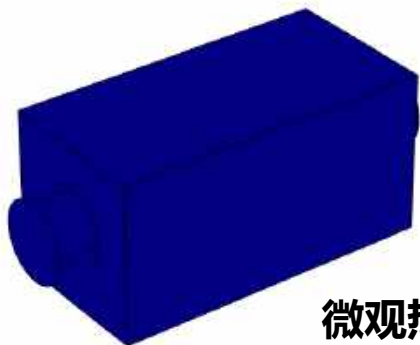
5.5 固化缺陷与形性调控

5.5.3 固化应力的形成

1、温度载荷-热膨胀系数不匹配

固化过程中，树脂-纤维的热膨胀系数不匹配和层间的热膨胀系数不匹配，在温度的作用下分别使复合材料内部产生微观热应力和宏观热应力。

$$CTE_{\text{resin}}: 117.56 \mu\epsilon/\text{C}$$



微观热应力

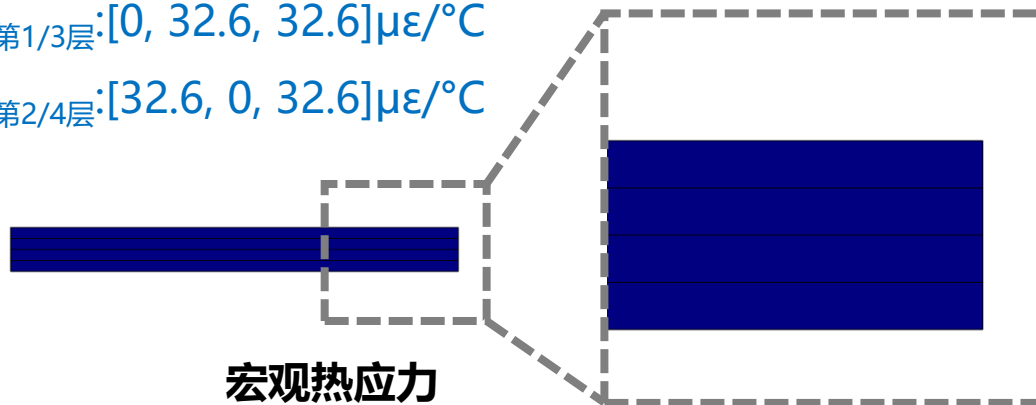
$$CTE_{\text{fiber}}: [-0.9, 7.2, 7.2] \mu\epsilon/\text{C}$$

树脂-纤维热膨胀系数不匹配

[0/90]₂铺层

$$CTE_{\text{第1/3层}}: [0, 32.6, 32.6] \mu\epsilon/\text{C}$$

$$CTE_{\text{第2/4层}}: [32.6, 0, 32.6] \mu\epsilon/\text{C}$$



宏观热应力

层间热膨胀系数不匹配

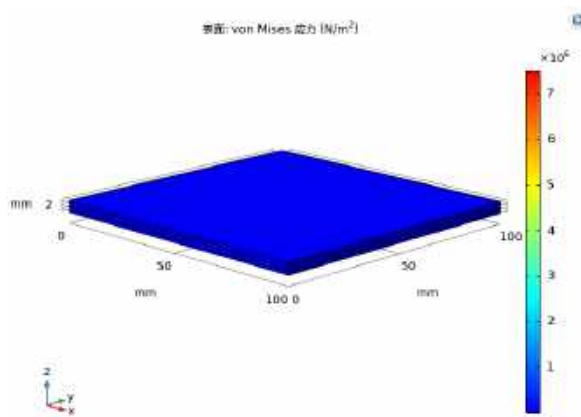
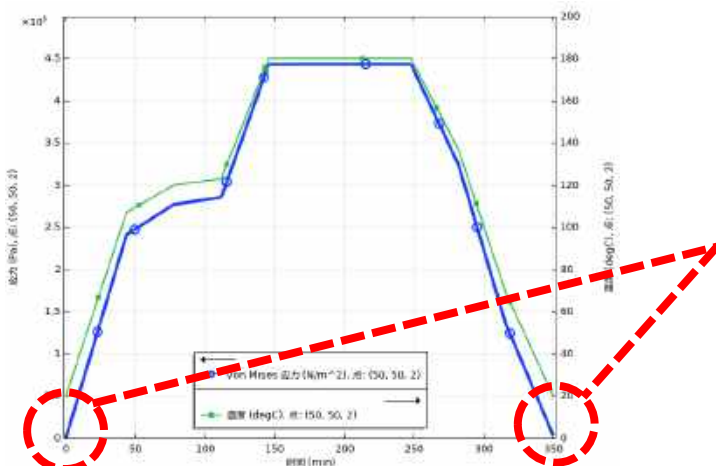
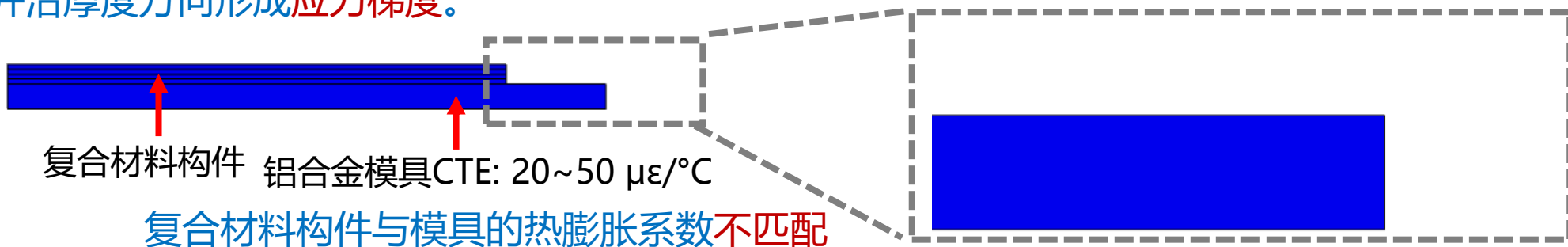
注 CTE: 热膨胀系数

5.5 固化缺陷与形性调控

5.5.3 固化应力的形成

1、温度载荷-热膨胀系数不匹配

固化过程中，复合材料构件与模具的热膨胀系数不匹配，在温度的作用下使复合材料内部产生结构热应力。一般情况下，模具热膨胀系数大于复合材料热膨胀系数，升温过程中，热膨胀系数的不匹配使得模具和构件之间的界面产生剪切相互作用力，复合材料构件下表面受到拉应力，并沿厚度方向形成应力梯度。



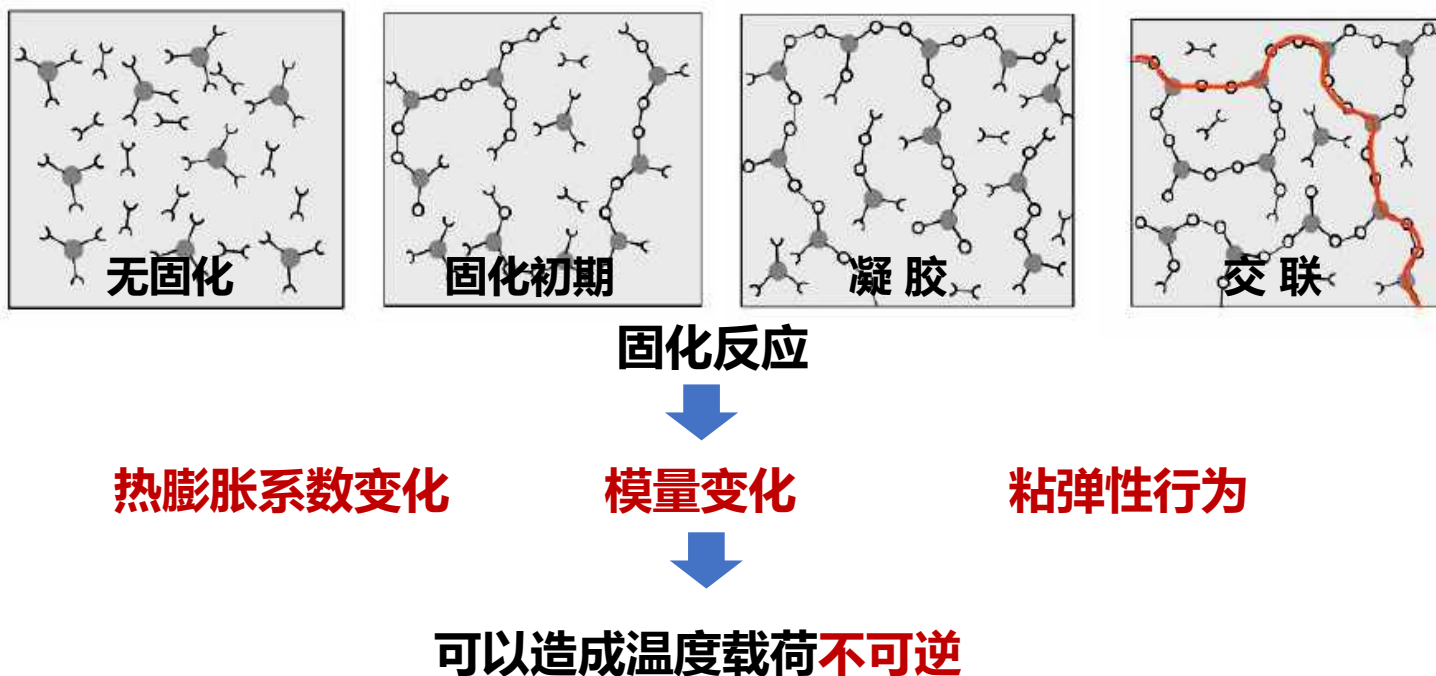
无论是微观、宏观还是结构的
热应力都是可逆的

5.5 固化缺陷与形性调控

5.5.3 固化应力的形成

1、温度载荷

复合材料在加热固化过程中，树脂发生交联反应。随着交联程度的上升，树脂的热膨胀系数、模量和粘弹性行为都会发生变化，最终引起温度载荷不可逆的变化。

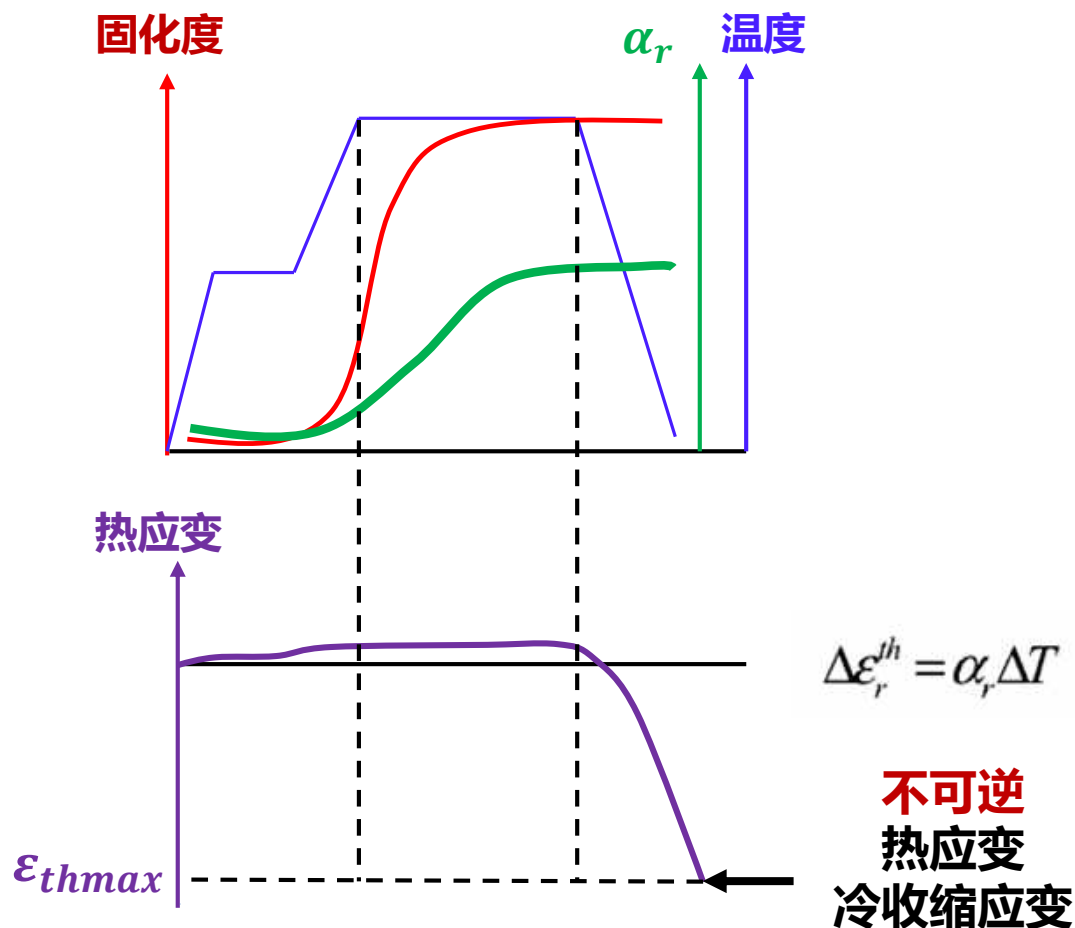
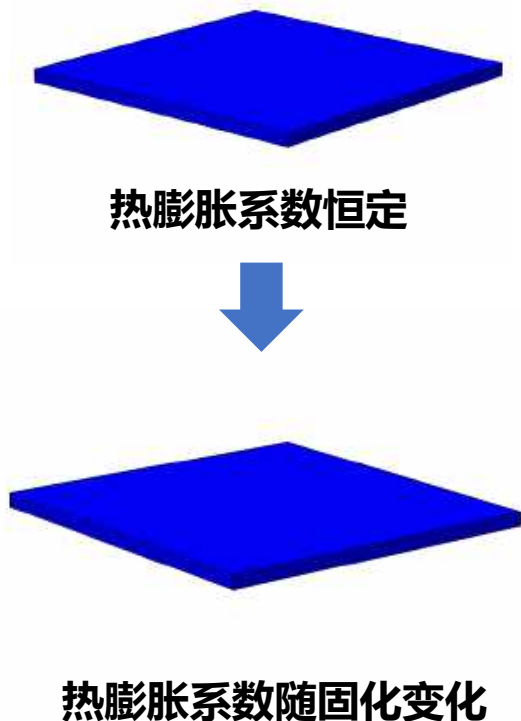


5.5 固化缺陷与形性调控

5.5.3 固化应力的形成

1、温度载荷-热膨胀系数变化

复合材料固化过程中，树脂的热膨胀系数会增大。在降温阶段，复合材料冷收缩率大于升温阶段的膨胀率，导致构件的厚度会减小，且热膨胀系数的增大使得热膨胀不匹配的程度增大，所对应产生的应力增大。



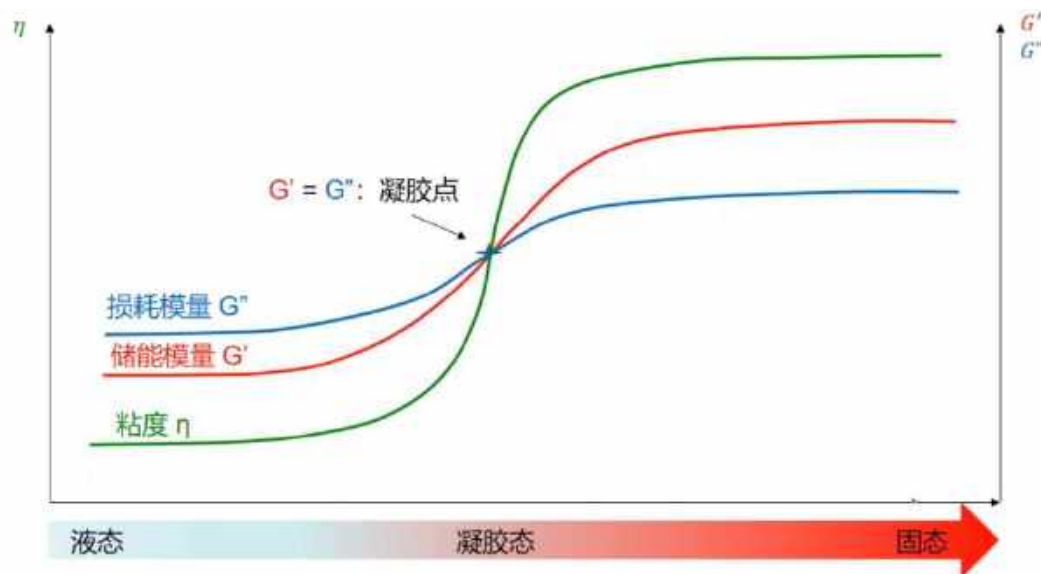
5.5 固化缺陷与形性调控

5.5.3 固化应力的形成

1、温度载荷-模量变化

在复合材料固化的过程中，随着交联反应程度的上升，树脂从最初的低模量状态变化到最终的高模量状态。

初始阶段，树脂的模量较低，固化过程中热膨胀引起的应力较小。随着模量的升高，应力增大并“锁定”在复合材料内部。



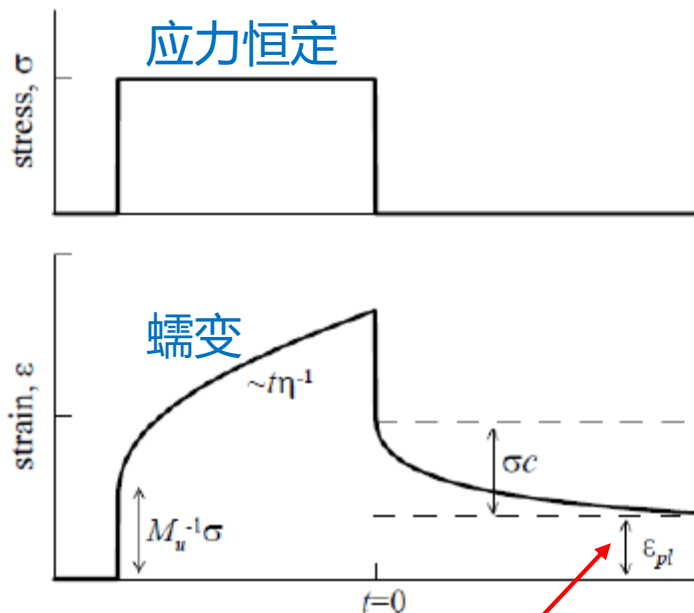
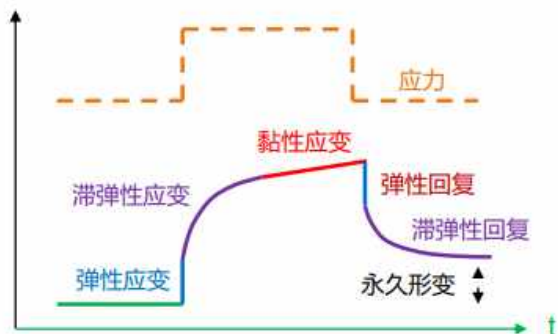
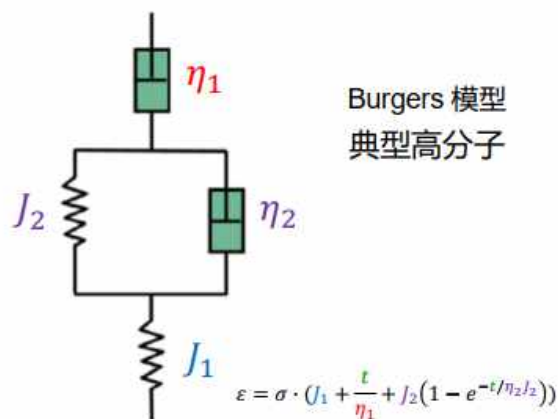
固化过程中树脂模量的变化

5.5 固化缺陷与形性调控

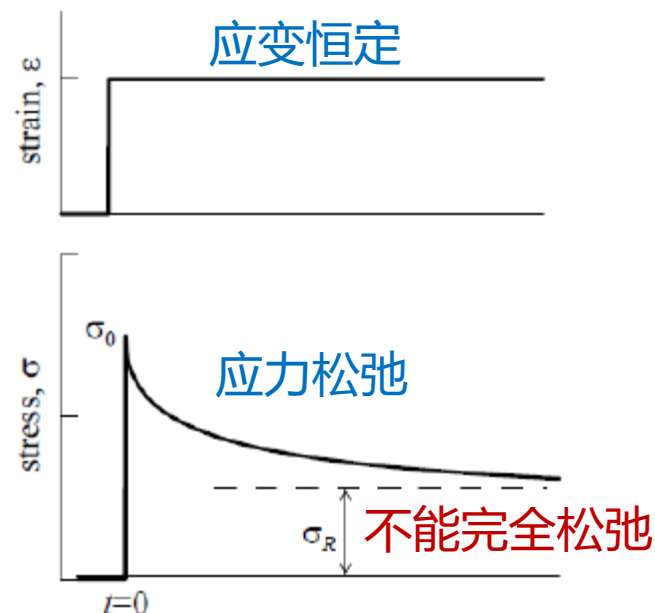
5.5.3 固化应力的形成

1、温度载荷-粘弹性行为变化

典型的复合材料可以采用Burgers模型等效，当载荷完全撤除后，由于“阻尼”的存在，复合材料无法完全恢复，产生永久的形变。



永久不可恢复的黏性变形

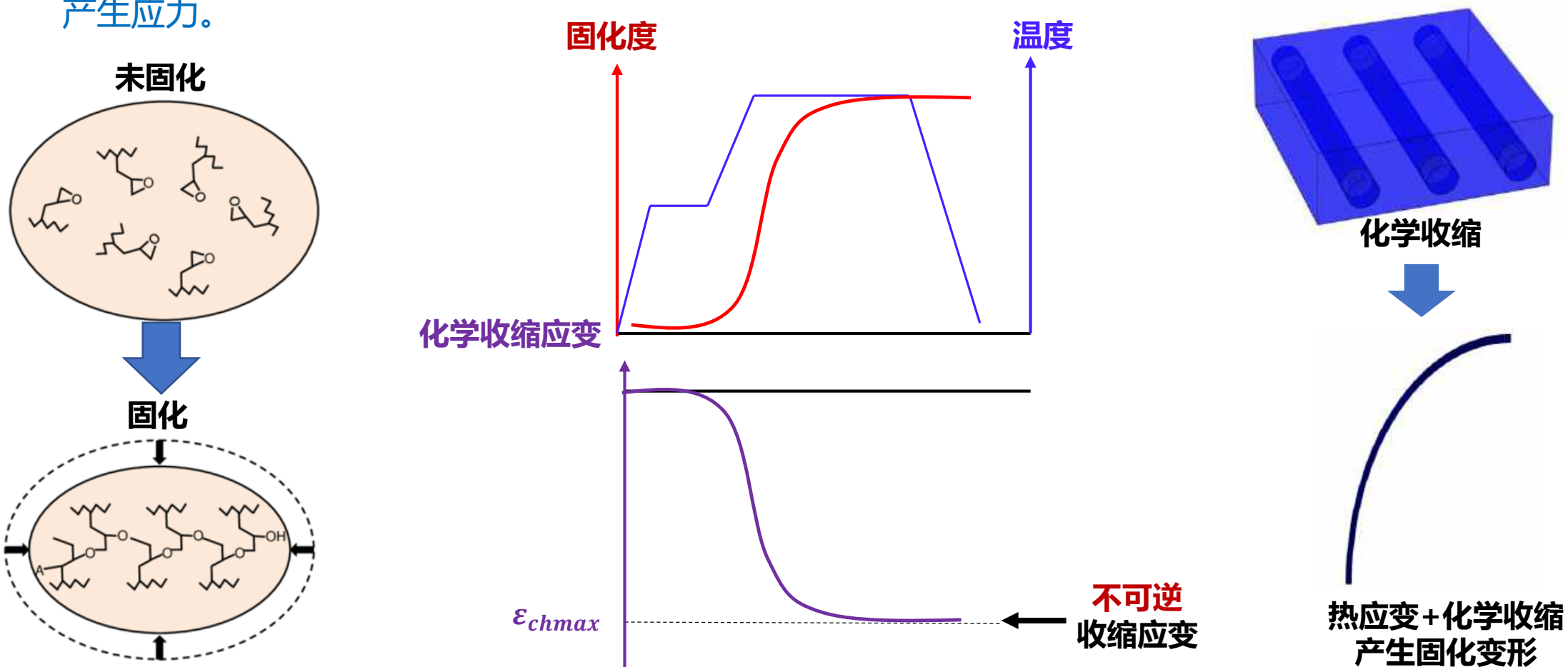


5.5 固化缺陷与形性调控

5.5.3 固化应力的形成

2、固化反应收缩

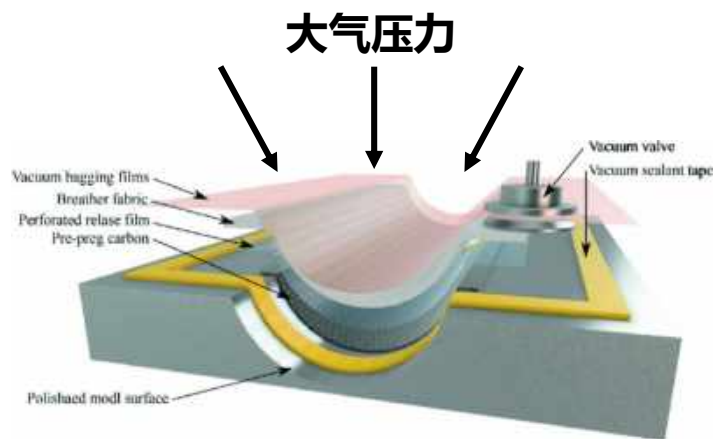
加热固化过程中，树脂发生化学交联反应，树脂分子间的距离由原来的范德华距离收缩为共价键距离，进而引发树脂体积的收缩。纤维与树脂的收缩不匹配，在温度的作用下并在复合材料内部产生应力。



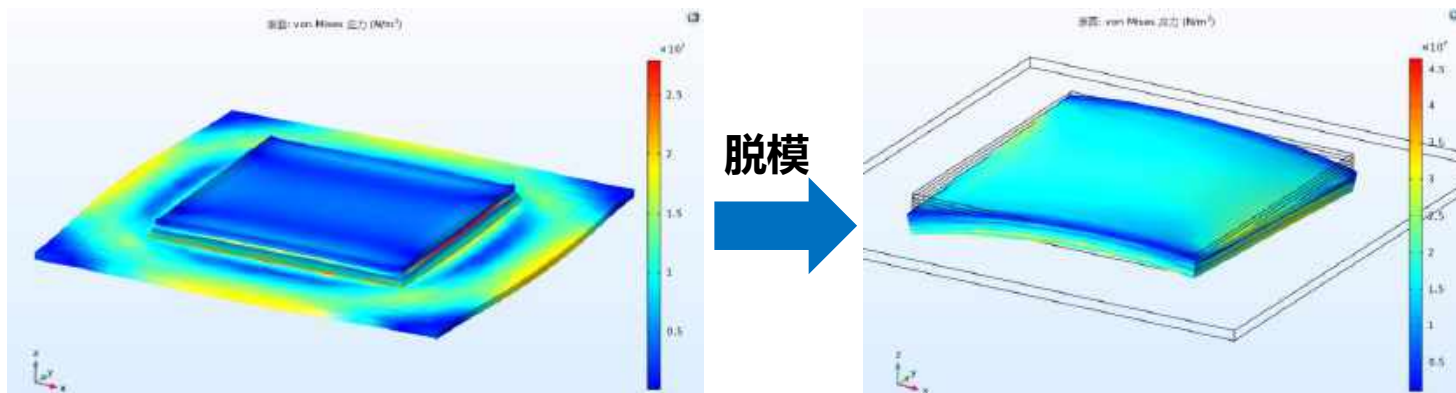
5.5 固化缺陷与形性调控

5.5.3 固化应力的形成

3、外部载荷——将复合材料牢牢锁在模具上



真空袋和模具的约束下，不可逆的热应变、化学收缩受到阻碍，其中部分以**应力**的形式在材料中储存（与本来要发生的热应变、化学应变方向相反的机械应变）。



对于对称铺层的平板构件，约束去除后，机械应变弹回，应力释放，脱模后产生变形

5.5 固化缺陷与形性调控

5.5.3 固化应力的形成

4、其他因素

对于一些较为复杂的复合材料构件，如变厚度/变截面/变体积含量，变热膨胀系数，变刚度，变惯性矩等，也会由于分布变化在固化过程中带来固化应力。

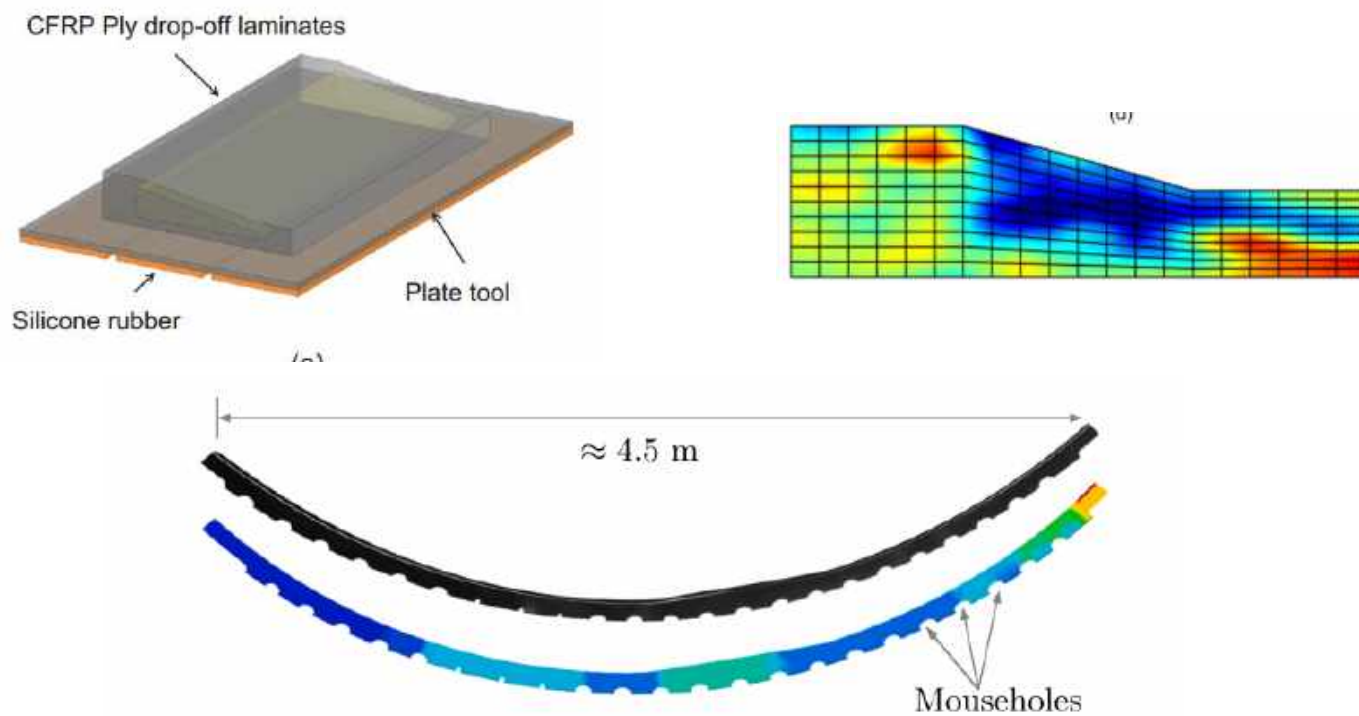
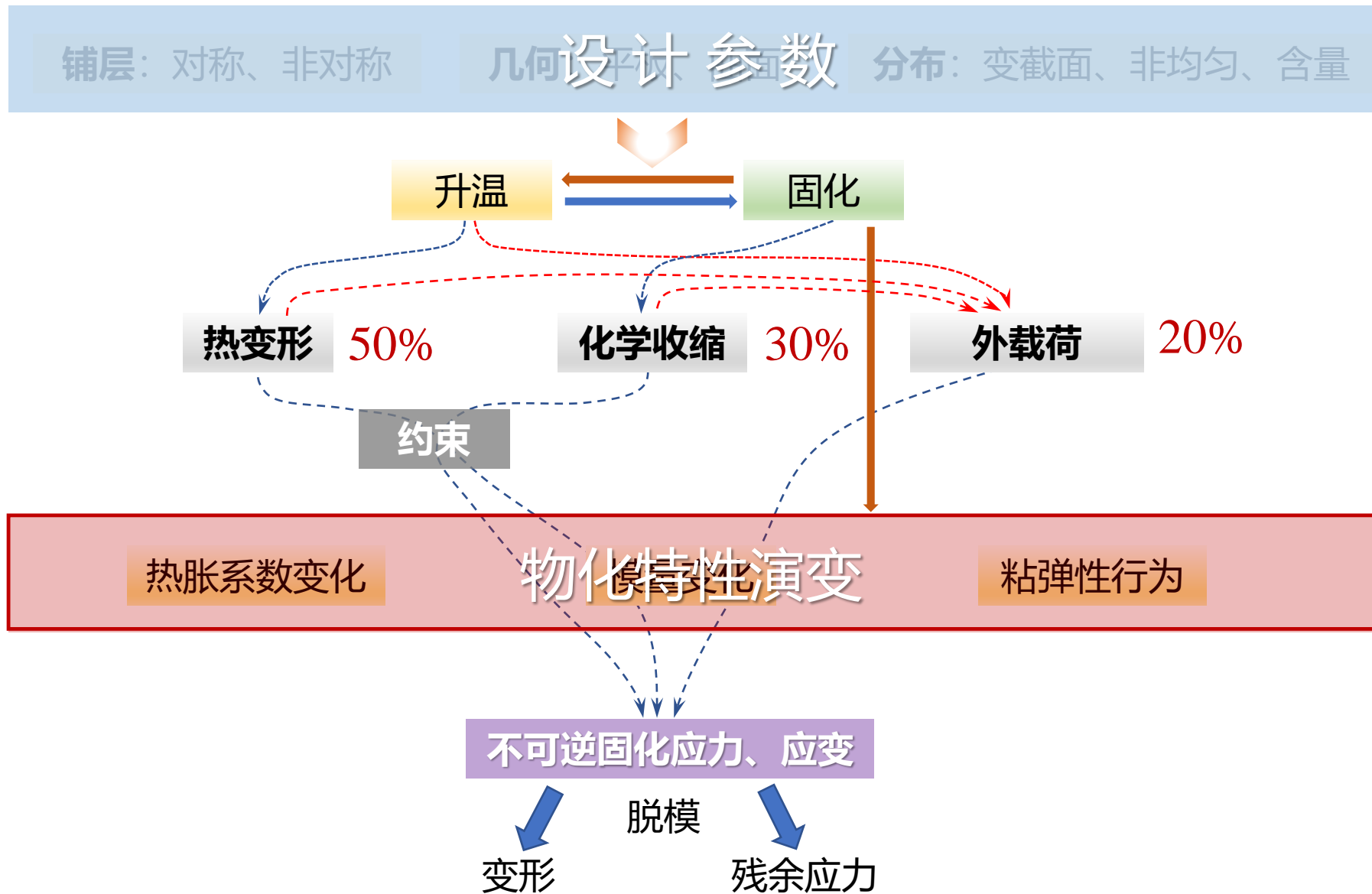


Fig. 1. Integral frame design with C-profile cross section and integrated mouseholes. Colors indicate local laminate thicknesses, between 2.0 mm (blue) and 8.6 mm (red).

分布变化

5.5 固化缺陷与形性调控

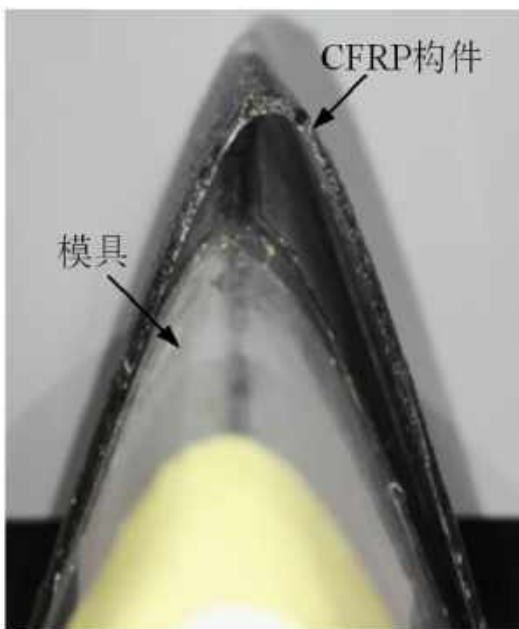
5.5.3 固化应力的形成



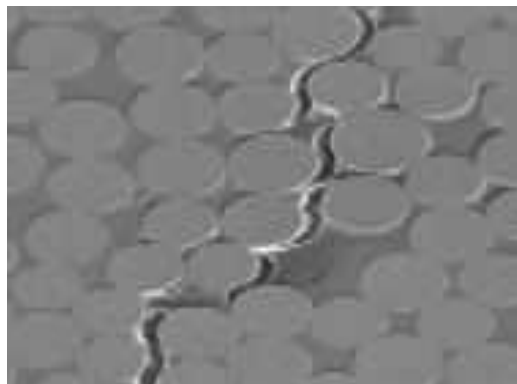
5.5 固化缺陷与形性调控

5.5.3 固化应力的形成

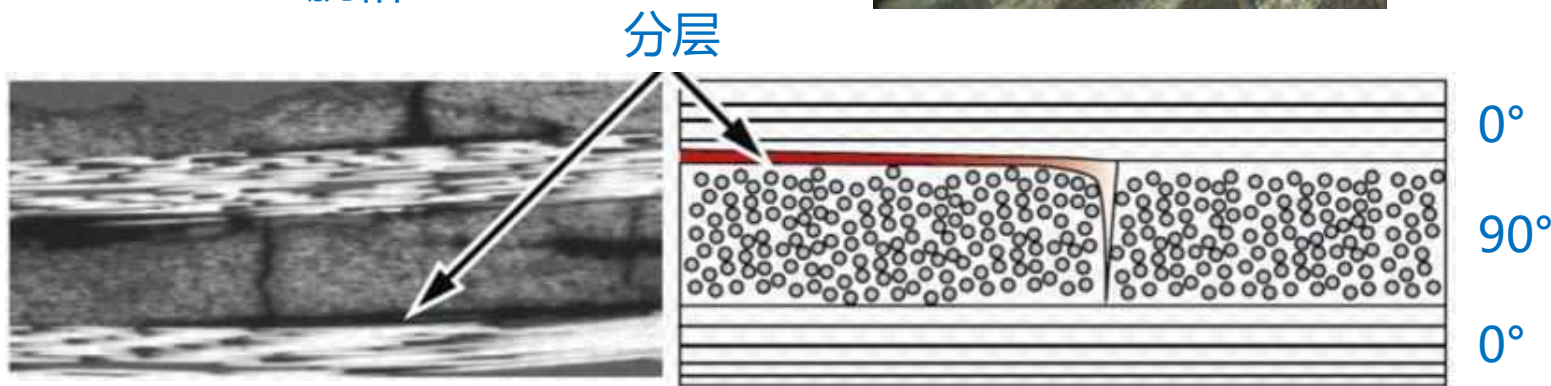
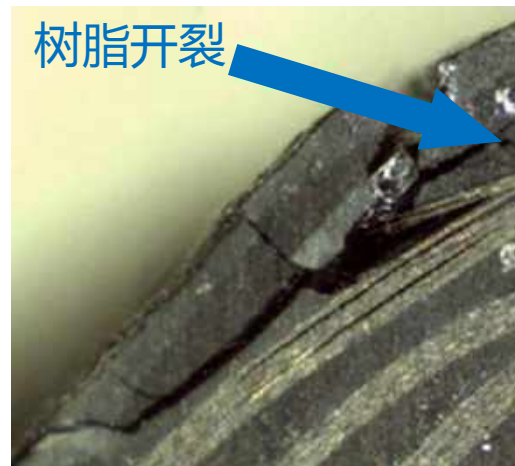
对于厚度较小的构件（如厚度小于2mm），其刚度较小，大而不均的固化应力极易导致构件在脱模后发生**固化变形**；而对于厚度较大的构件（如厚度大于3mm），其刚度较大，固化应力难以通过变形所释放，在构件内部形成残余应力，降低构件性能（目前难以评估和控制）。如果残余应力的水平超过两相界面的结合强度和/或树脂的强度，就会引发界面脱粘和/或树脂开裂等问题，导致零件报废。



固化变形



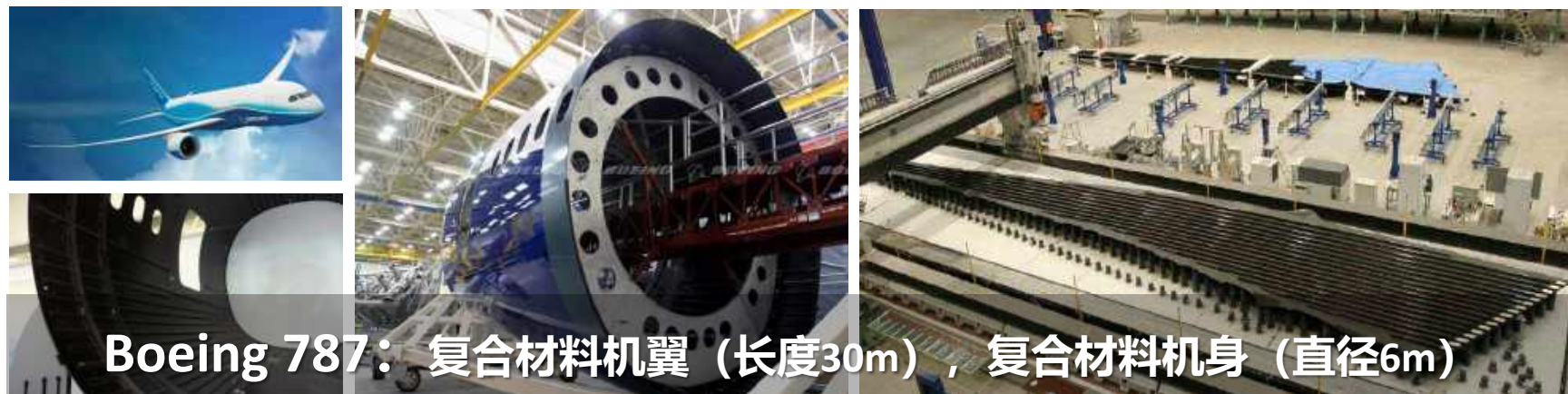
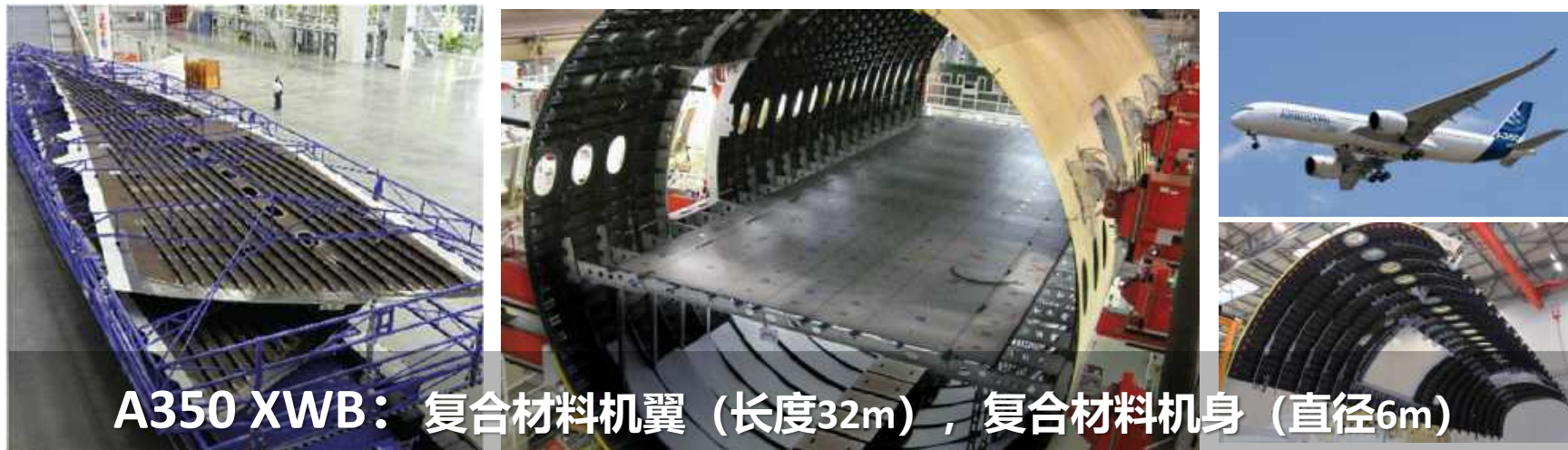
脱粘



5.5 固化缺陷与形性调控

5.5.3 固化变形控制

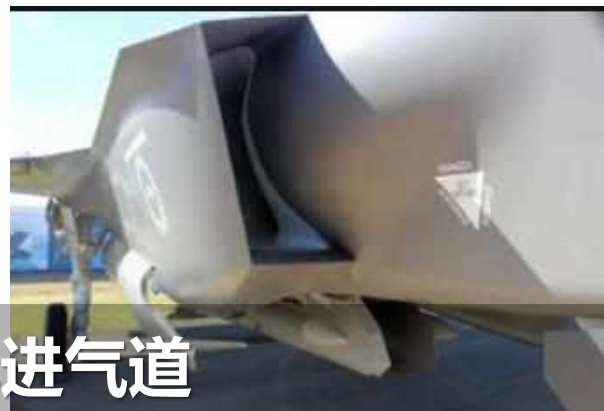
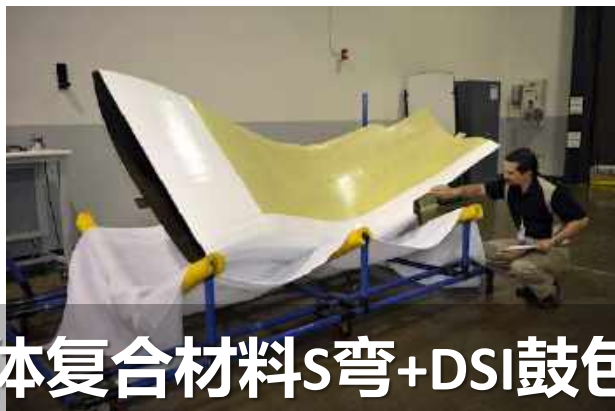
复材构件发展趋势：**大型主承力结构整体化、复杂化**



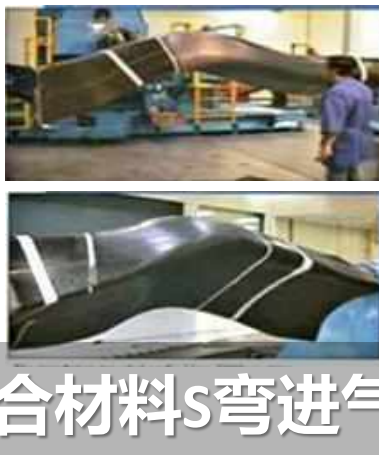
5.5 固化缺陷与形性调控

5.5.3 固化变形控制

复材构件发展趋势：**大型主承力结构整体化、复杂化**



F35整体复合材料S弯+DSI鼓包进气道

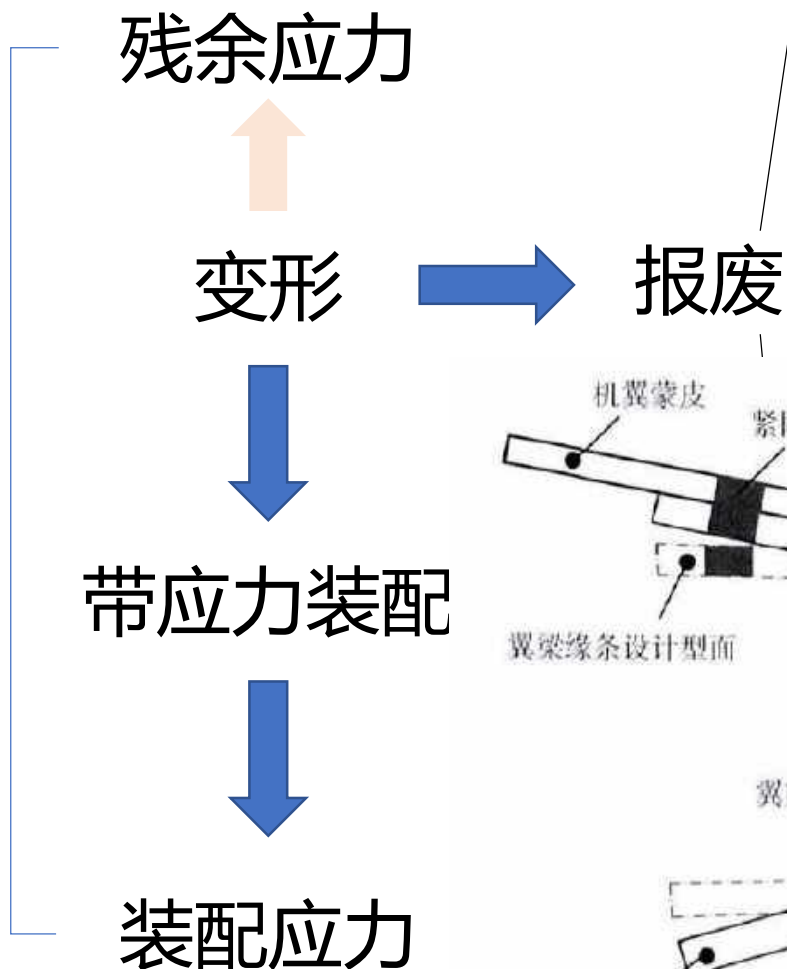


F22整体复合材料S弯进气道

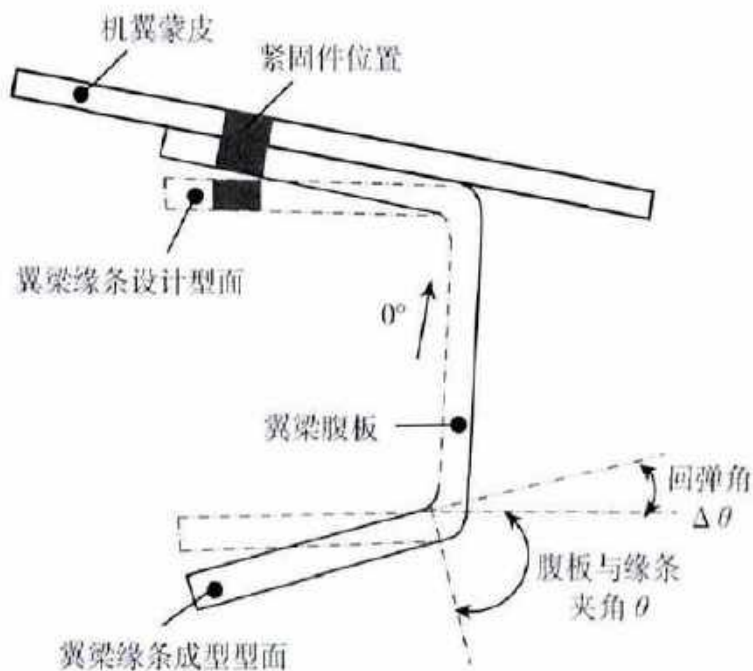
5.5 固化缺陷与形性调控

5.5.3 固化变形控制

固化变形和残余应力的危害



直径0.6米，5米长，6mm厚进气道构件
预浸料约,452平米，按双马来聚酰亚胺T700
预浸料1400元/平米，材料总价为**63.3万元**



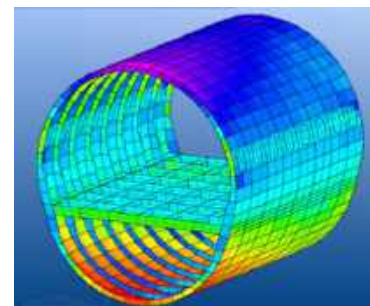
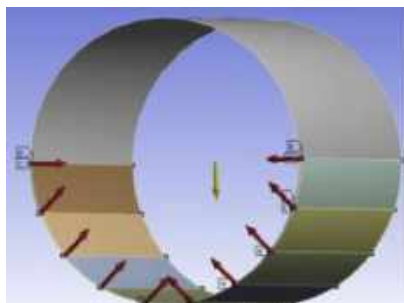
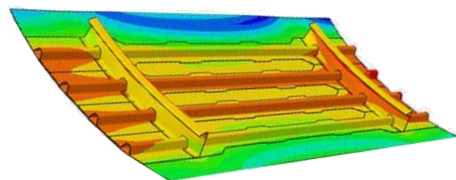
殷瓦钢模具的制造成本是1600万元人民币，使用寿命500次，单次**折旧3.2万元**

...布、隔离膜、透气毡、
...**8万元**

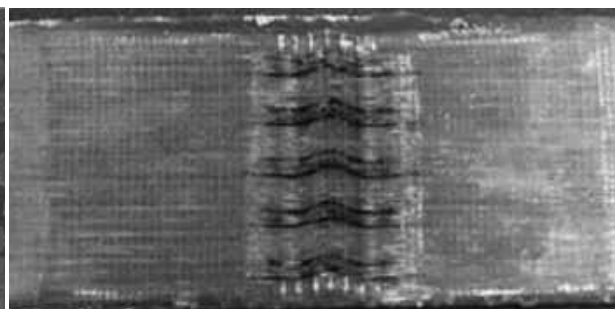
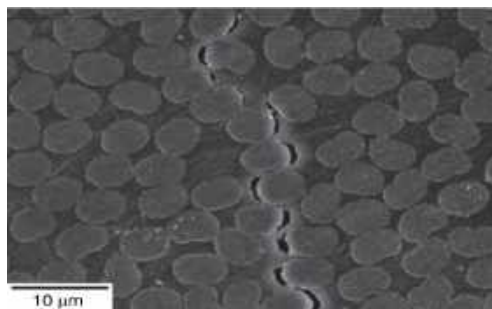
...总计损失**74.5万元**

5.5 固化缺陷与形性调控

5.5.3 固化变形控制



残余应力 + 装配应力 → 服役应力



损伤：微裂纹，波纹，分层

结构失效

5.5 固化缺陷与形性调控

5.5.3 固化变形控制

问题出在Wichita的Spirit AeroSystems制造的第41部分的左侧（机鼻和驾驶舱）。消息人士称，当该部分最初用工具排成一排并与日本川崎公司制造的前机身部分43连接时，发现了一个半英寸以上的凸起。

- 2009年，波音787因为机身大变形，带应力装配使得微起皱波纹产生，波音不得不首次宣布无限期推迟787的首飞，由此导致72架订单取消，波音公司股价下跌3.75%^[1]

最初于2009年8月14日上午1:47发布 | 更新时间: 2009年8月14日下午1:21



由波音供应商阿莱尼亚（Alenia）制造的首批大型中机身机型于2007年3月离开意大利，飞往佛罗伦萨的阿莱尼亚。

波音公司于6月23日向供应商阿莱尼亚（Alenia）发出了停工订单，就在当天，波音公司首次宣布无限期推迟Dreamliner的首飞。



[1] <http://blog.flightstory.net/137/787-problems-joining-fuselage-sections-fuselage-gaps/>

[2] <https://www.mercurynews.com/2009/08/14/wrinkles-literally-stall-production-of-boeings-new-787/>

5.5 固化缺陷与形性调控

5.5.3 固化变形预测与控制 技术路径

■ 经验预测



往这边偏一点

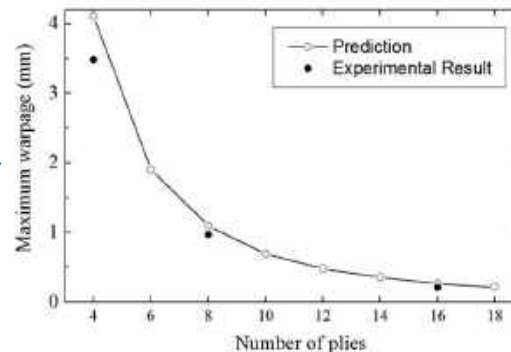


■ 数值仿真预测



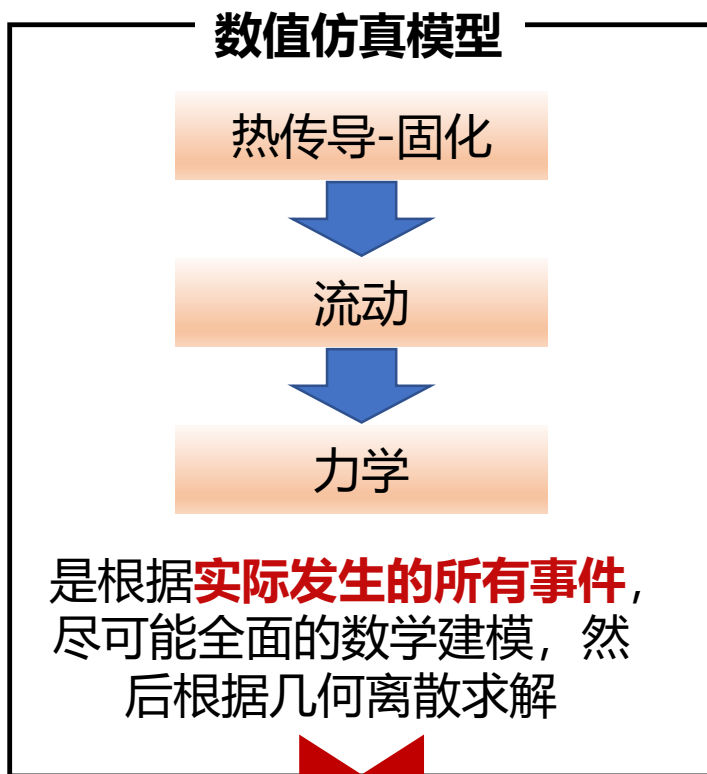
■ 解析预测

$$u_{xx}^i = \sum_{n=1}^N \left\{ \sin(k_n x) \left(A_n^i e^{\beta_n^i y} + B_n^i e^{-\beta_n^i y} \right) \right\} + \epsilon_{ther}^i x$$
$$\sigma_{xx}^i = \sum_{n=1}^N \left\{ E_{xx}^i k_n \cos(k_n x) \left(A_n^i e^{\beta_n^i y} + B_n^i e^{-\beta_n^i y} \right) \right\}$$
$$\tau_{xy}^i = \sum_{n=1}^N \left\{ G_{xy}^i \beta_n^i \sin(k_n x) \left(A_n^i e^{\beta_n^i y} - B_n^i e^{-\beta_n^i y} \right) \right\}$$



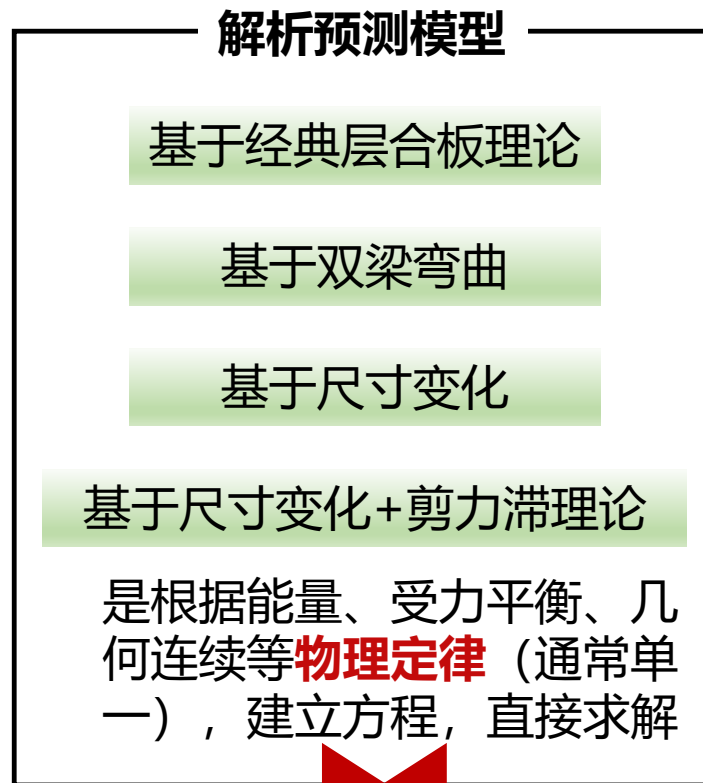
5.5 固化缺陷与形性调控

5.5.3 固化变形预测与控制



1. 相对准确 2. 通用性好

1. 需要大量参数 2. 计算耗时
3. 难以直观给出控制（修模）策略



1. 参数少 2. 快 3. 直观

1. 输入简化 2. 通用性欠佳
3. 难以适应复杂结构

5.5 固化缺陷与形性调控

5.5.3 固化变形预测与控制

材料——得树脂者得天下

结构设计——纤维含量、铺层、曲面、变厚度

工艺设计和优化——修模、工艺优化、新原理

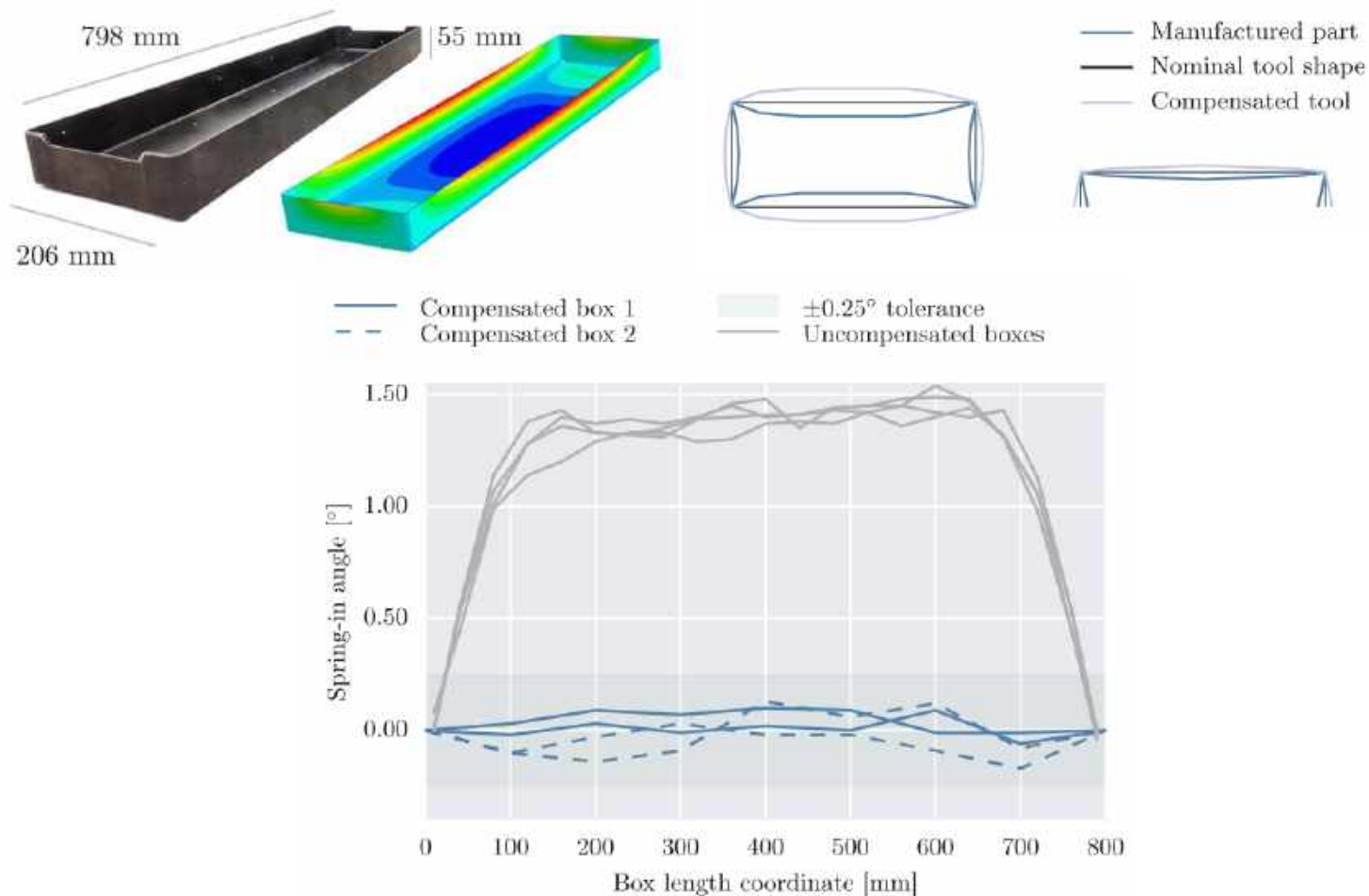
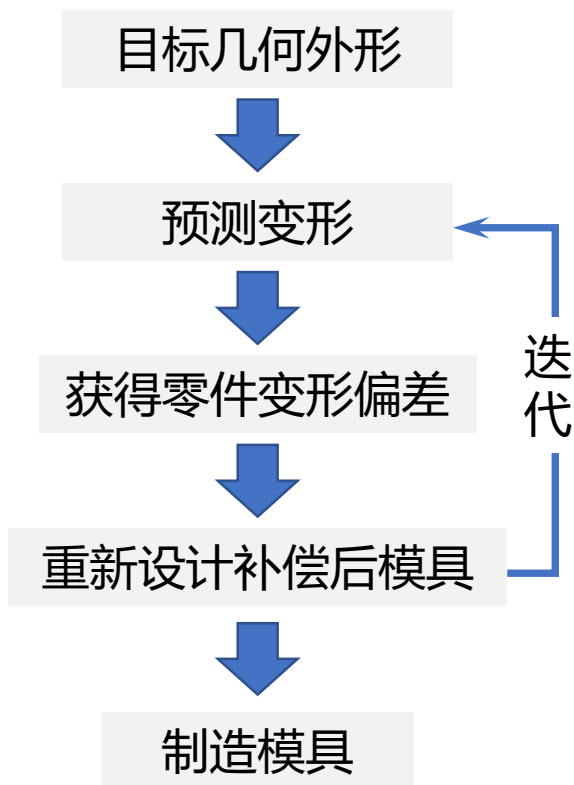
加工变形控制——? ? ?

装配修正——垫片、打磨

5.5 固化缺陷与形性调控

5.5.3 固化变形预测与控制

固化变形的控制方法：修模（模具补偿设计）



5.5 固化缺陷与形性调控

5.5.3 固化变形预测与控制

固化变形的控制方法：可变形模具



5.5 固化缺陷与形性调控

5.5.3 固化变形预测与控制

固化变形的控制方法：可变形模具



CIKONI
composites innovation

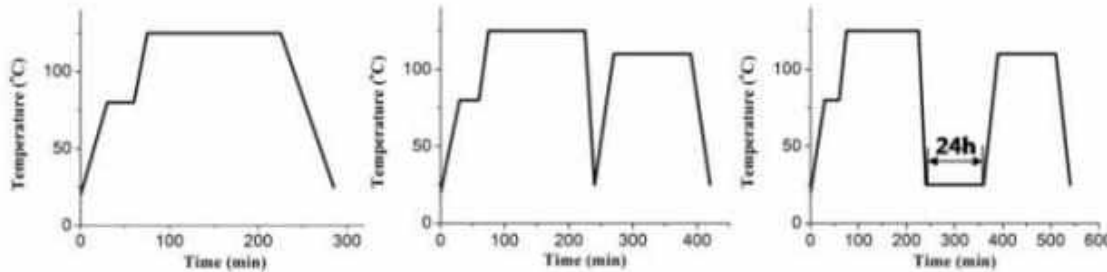
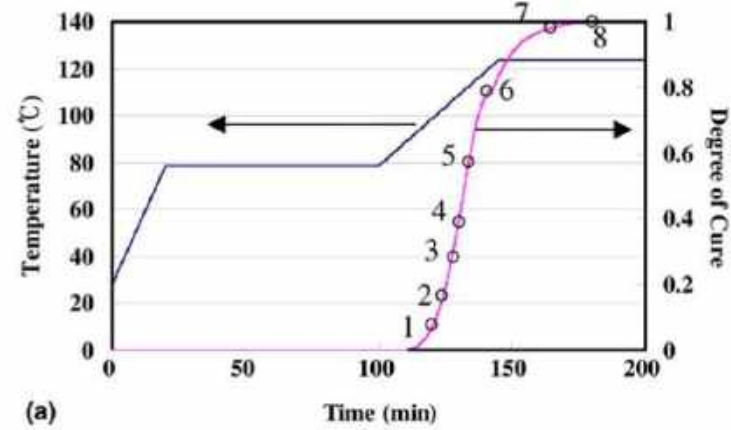
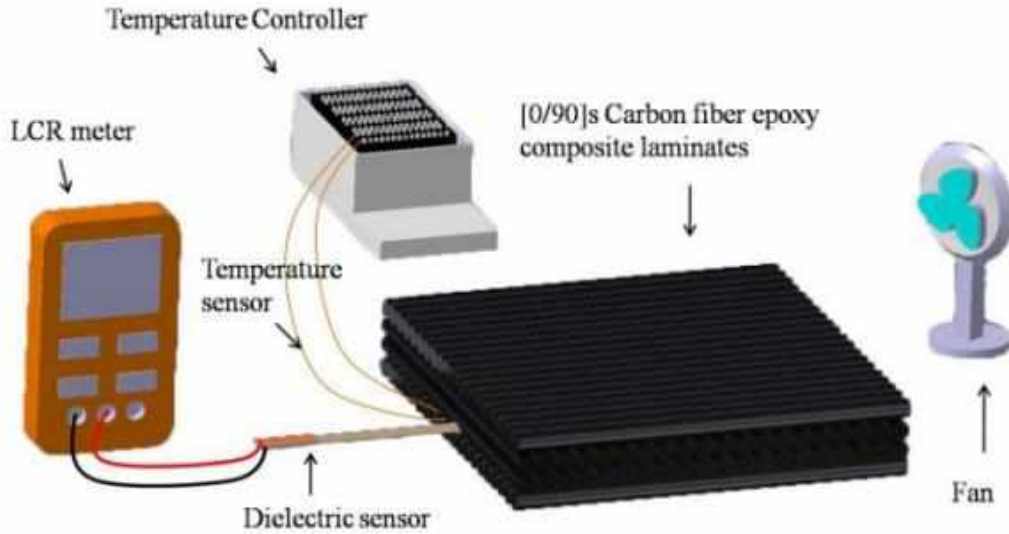


adapa
adaptive moulds

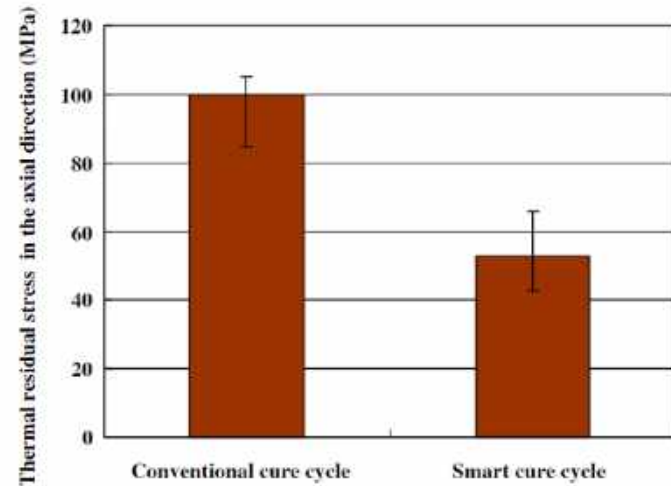
5.5 固化缺陷与形性调控

5.5.3 固化变形预测与控制

固化变形的控制方法：温度工艺



(1) From the experiments, we found that an optimal smart cure cycle with abrupt cooling followed by post curing could reduce 26% of thermal residual stress of the carbon epoxy composite laminate.



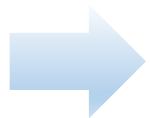
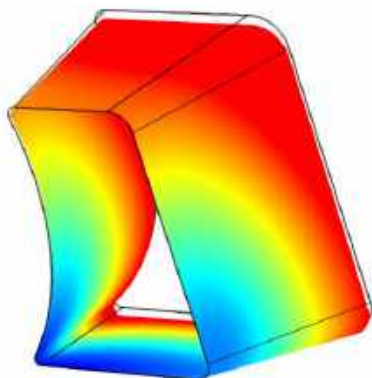
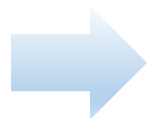
5.5 固化缺陷与形性调控

5.5.3 固化变形预测与控制

固化变形的控制方法：分区加热固化

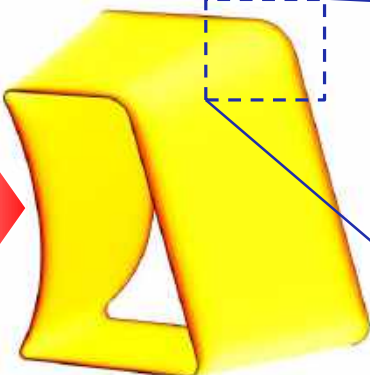


不均匀温度场



现有研究不考虑几何特征的影响，多以提升温度均匀性为目标，旨在降低温度梯度导致的变形。

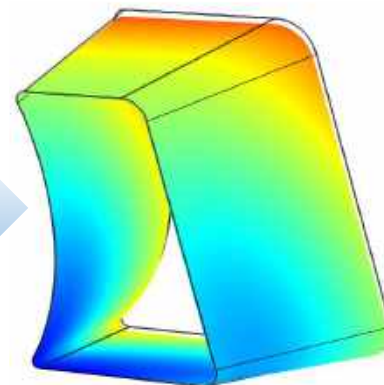
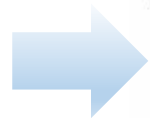
大型复杂构件



均匀温度场



曲面厚向存在面积梯度
应力合成仍形成弯矩



固化变形仍存在

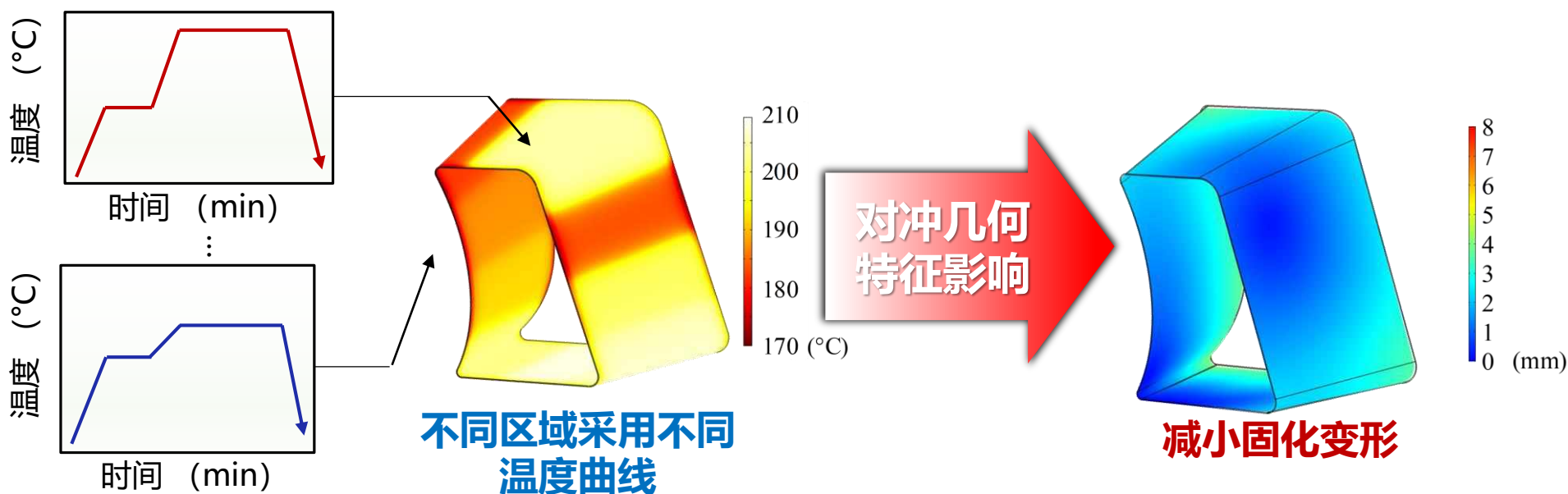
即使温度场完全均匀，由于几何特征影响也难以避免产生固化变形

5.5 固化缺陷与形性调控

5.5.3 固化变形预测与控制

固化变形的控制方法：分区加热固化

在不同区域主动形成分区温度场，构件不同区域产生局部小变形并相互累加，形成的全局变形将抵消原本由几何特征等因素导致的固化变形，实现 CFRP 构件全局固化变形的有效抑制。

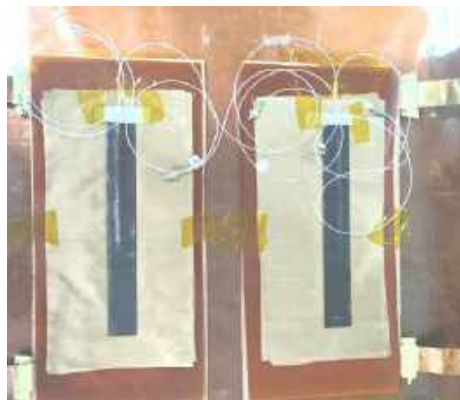


5.5 固化缺陷与形性调控

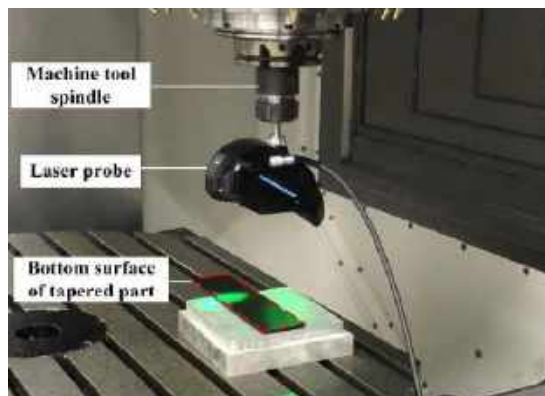
5.5.3 固化变形预测与控制

固化变形的控制方法：分区加热固化

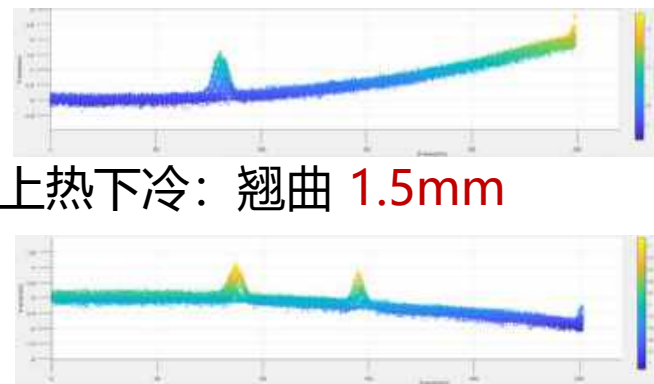
基于上述分区加热方法的突破，揭示了分区温度场对固化变形的调控机制，即在构件厚度方向施加温度梯度可以主动实现不同方向的翘曲变形。



平板件厚向分区固化实验

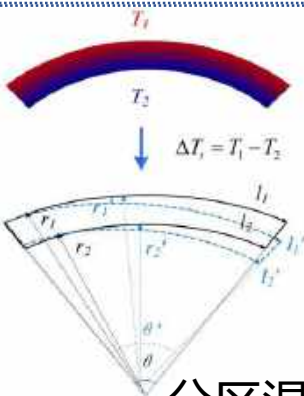


外形扫描



上热下冷：翘曲 1.5mm

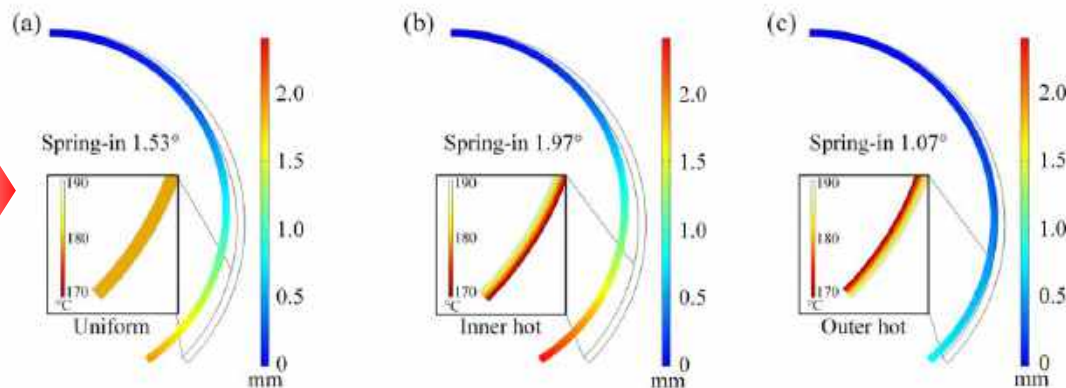
下热上冷：翘曲 -1.0mm



$$\text{回弹角: } \Delta\theta = \frac{(\Delta l_1 - \Delta l_2) - \theta \cdot \Delta t}{t + \Delta t}$$

$$\text{完全对冲变形理论厚向温差: } \Delta T_t = \left[(\beta_x - \beta_z) - (\alpha_x - \alpha_z) \cdot T_2 \right] \cdot \frac{2(r_1 - r_2)}{(2\alpha_x - \alpha_z) \cdot r_1 + \alpha_z \cdot r_2}$$

分区温度场对曲面微元变形分析



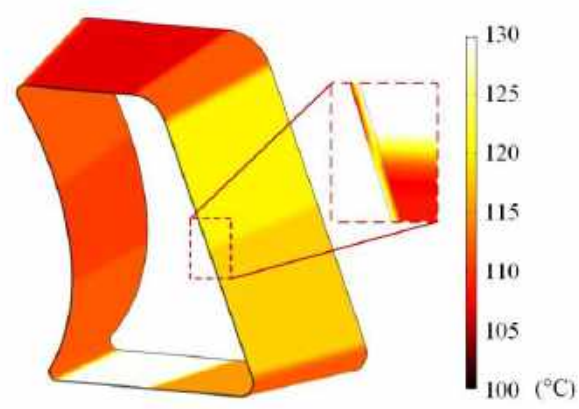
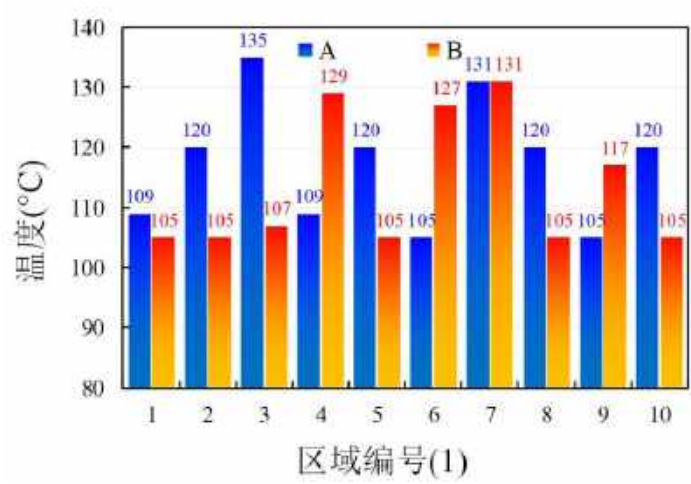
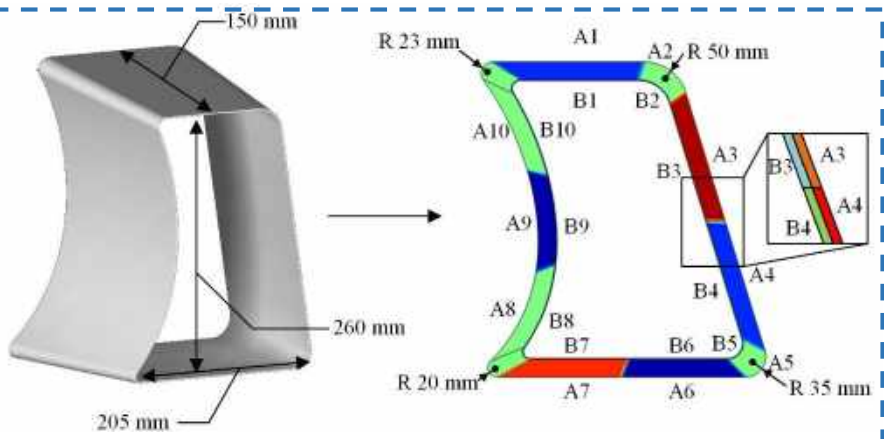
分区温度场对冲C形复材构件固化变形

5.5 固化缺陷与形性调控

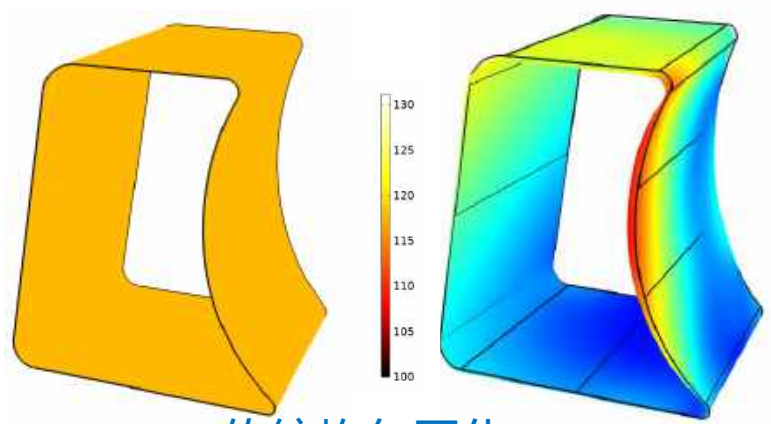
5.5.3 固化变形预测与控制

固化变形的控制方法：分区加热固化

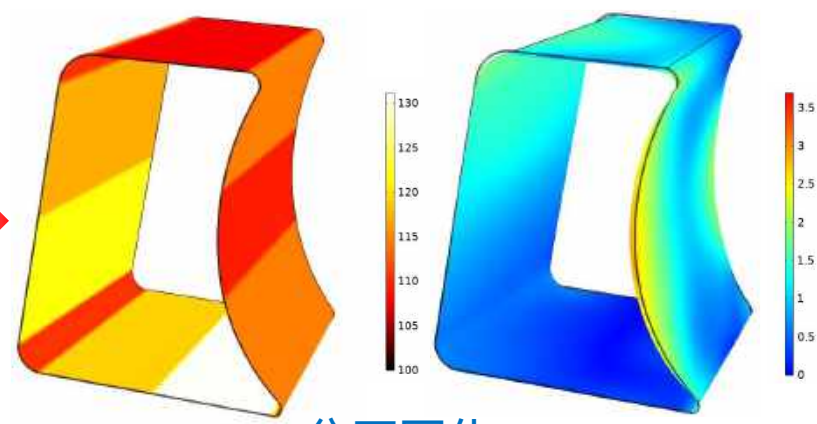
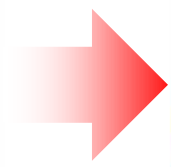
以飞机进气道前段缩比构件为例，实现了20个区域目标温度场的快速迭代优化。仿真结果表明，分区固化构件的最大固化变形相较于传统均匀固化降低了40%以上。



飞机进气道缩比构件分成20个区域



传统均匀固化



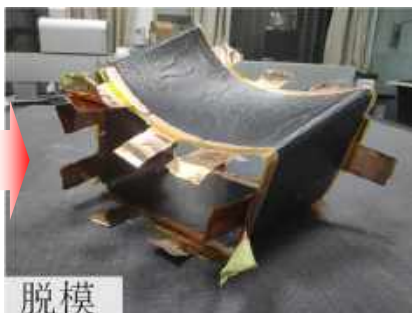
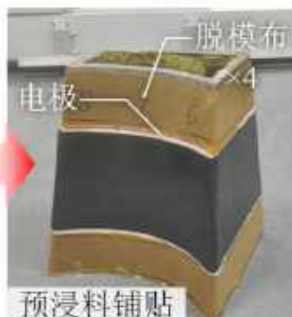
分区固化

5.5 固化缺陷与形性调控

5.5.3 固化变形预测与控制

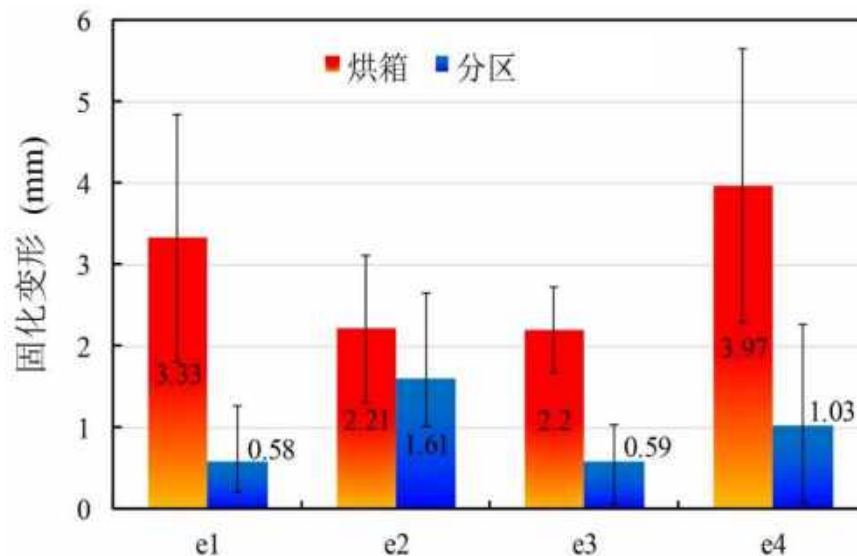
固化变形的控制方法：分区加热固化

分区固化构件的最大固化变形约为**1.61mm**，而均匀固化构件的最大固化变形约为3.97mm，降幅达**59.4%**。



分区加热固化相较于烘箱固化构件的最大固化变形降低了**59.4%**

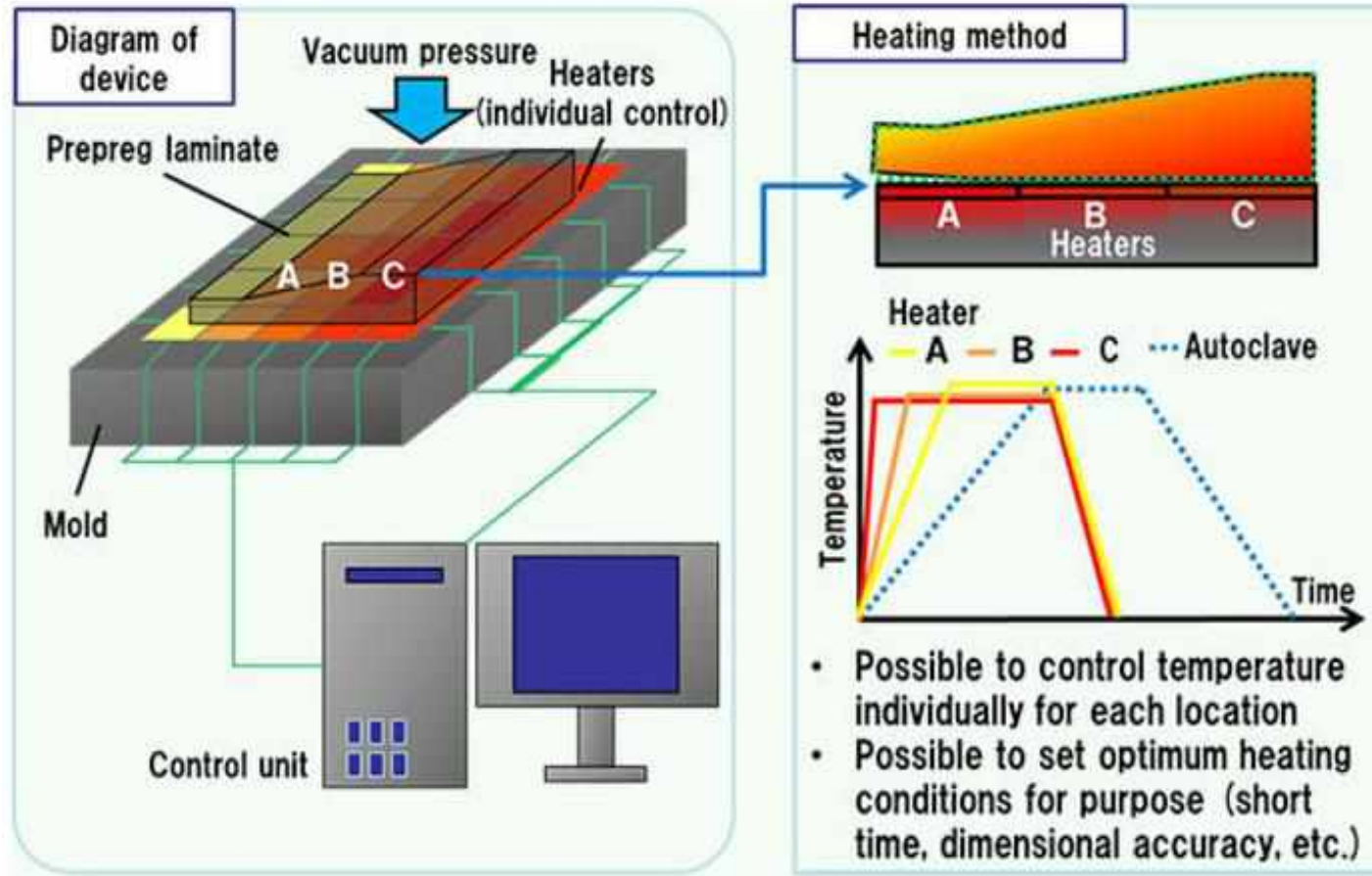
组别	理论值	烘箱	分区
L1 (mm)	327.63	330.96	327.05
e1 (mm)	-	3.33	-0.58
L2(mm)	382.51	380.3	381.58
e2(mm)	-	-2.21	-1.61
l1(mm)	327.86	325.66	328.45
e3(mm)	-	-2.2	0.59
l2(mm)	280.63	284.6	279.59
e4(mm)	-	3.97	-1.03



5.5 固化缺陷与形性调控

5.5.3 固化变形预测与控制

固化变形的控制方法：温度分布



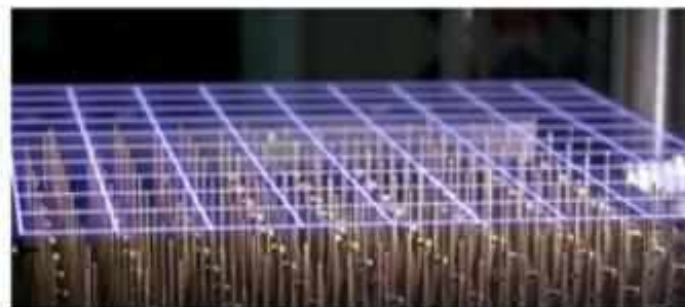
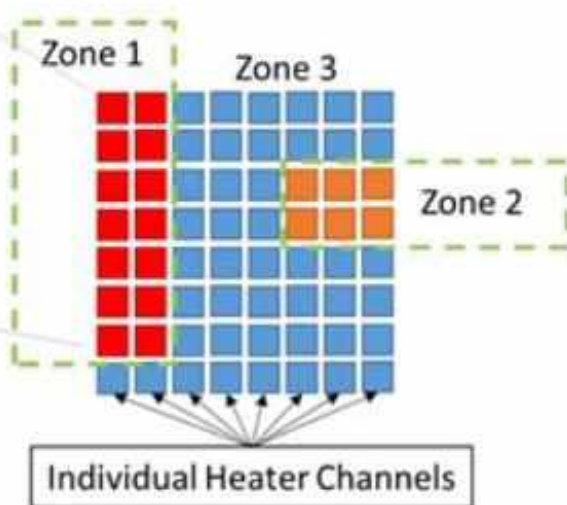
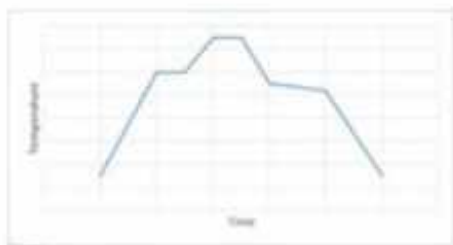
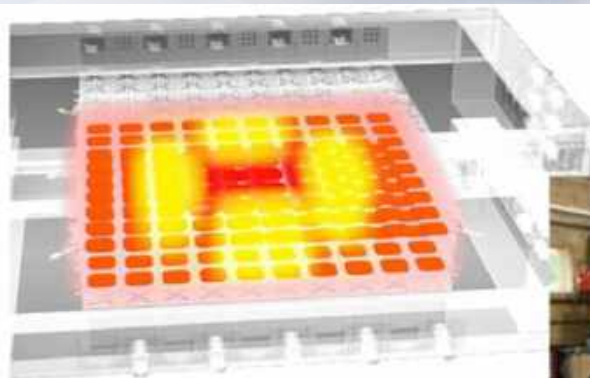
5.5 固化缺陷与形性调控

5.5.3 固化变形预测



该博客是2020年5月专
型”，讨论了由波音公

划。（美国伊利诺伊州芝加哥市），是DARPA可定制原料和成型（TFE）计划的“成型”



5.5 固化缺陷与形性调控

5.5.3 固化变形预测与控制



9/1/2020 | 11 MINUTE READ

Update: Lower wing skin, Wing of Tomorrow

Appears in Print as: *'Wing of Tomorrow lower wing skin developments'*



机翼蒙皮将使用由Spirit AeroSystems开发的一套称为智能树脂输注系统（IRIS）的技术进行生产，该技术包括专用工具，自动材料沉积，集成的桁条成型和严密控制的工艺温度。该系统的核心是位于模具表面附近的嵌入式工具加热技术，该技术使用位于模具表面附近的低压电阻加热来提供快速精确的温度控制。通过控制和调节功率输入来达到加热水平。碳纤维工具包括一个IML加热盖以及一个半柔性，可重复使用的真空袋。

“有多个加热场可以单独监视和控制。这使每个区域在整个输注和固化周期内都能在目标温度下运行。”布朗说。“这很重要，因为根据尺寸和体积，零件的每个区域都需要不同的热量输入。它是工具不可或缺的高级加热系统，可以与零件紧密接触，以减少所需的功率和循环时间。”



6 热塑性复合材料成型技术

Thermoplastic Composite Forming Technologies

复合材料结构制造技术

Manufacturing Technologies of Composite Structure

目录 Outline

6.1 热塑性复合材料热压罐成型技术

6.2 热塑性复合材料自动铺放技术

6.3 热塑性复合材料原位成型技术

6.4 热塑性复合材料热模压成型技术

6.5 热塑性复合材料焊接技术

6 概述

热塑性树脂由作为先进复合材料基体在民用航空业得到了广泛的关注，与自动化制造技术相结合，有可能会带来革命性的变化，波音和空客公司都各自成立了相应的研发机构进行应用研究。

- 更高的韧性和损伤容限
- 原材料可以在室温下长期储存
- 制件具有很低的吸湿率
- 具备优异的阻燃性能和低的烟气毒性
- 同时可以回收再加工
-



6 概述

热塑性树脂与热固性树脂对比表

特性项目	热固性树脂	热塑性树脂
成形	复杂	单纯
熔融粘度	非常低	高
浸渍操作	容易	困难
预浸料的胶粘性	良好	无
预浸料的稳定性	缺乏	优秀
成形所需时间	长	短
成形温度、压力	低	高
成形成本	高	能降低可能性大
力学的特性	好	好

韧性好、强度高、耐高温、成型周期短、可多次成型

更高温度 (300-400°C) 、更高压力 (1.0-3.0Mpa)

6 概述

高性能热塑性复合材料基体树脂

树脂	密度 (g/cm ³)	黏度 (Pa.s)	Tg	成型温度	形态
PEEK	1.32	3500	143°C	380° - 395°C	Semi-Crystalline
PPS	1.35	140	89°C	290° - 325°C	Semi-Crystalline
PEI	1.27	/	217°C	300° - 330°C	Amorphous
PEKK	1.29	2500	156°C	340° - 365°C	Semi-Crystalline

树脂	拉伸模量 (GPa)	拉伸强度 (MPa)	断裂伸长率 (%)	断裂韧性 (KJ/m ²)
PEEK	3.6	93.8	4.7	2.0
PPS	3.76	90.3	7	-
PEI	2.96	104	7	-
PEKK	4.48	102	4.0	1.0

6 概述

聚醚醚酮（PEEK）是一种半结晶性、热塑性芳香族高分子材料，是聚芳醚酮系列聚合物中最主要品种。聚醚醚酮分子链中含有大量苯环，具有极好的**耐热性、耐磨性、耐疲劳、耐辐照、耐剥离、抗蠕变**等优异的物理及化学综合性能，两个醚键与羰基带来了柔韧性与优良的工艺性。



PEEK产品包括薄膜、纤维、涂料、碳纤维复合材料、玻纤复合材料等，消费主要集中在电子、汽车、航空航天和军工等领域。由于电子信息技术近年发展迅速，电子元器件集成化、小型化的发展趋势为聚醚醚酮树脂消费带来机遇。

6 概述

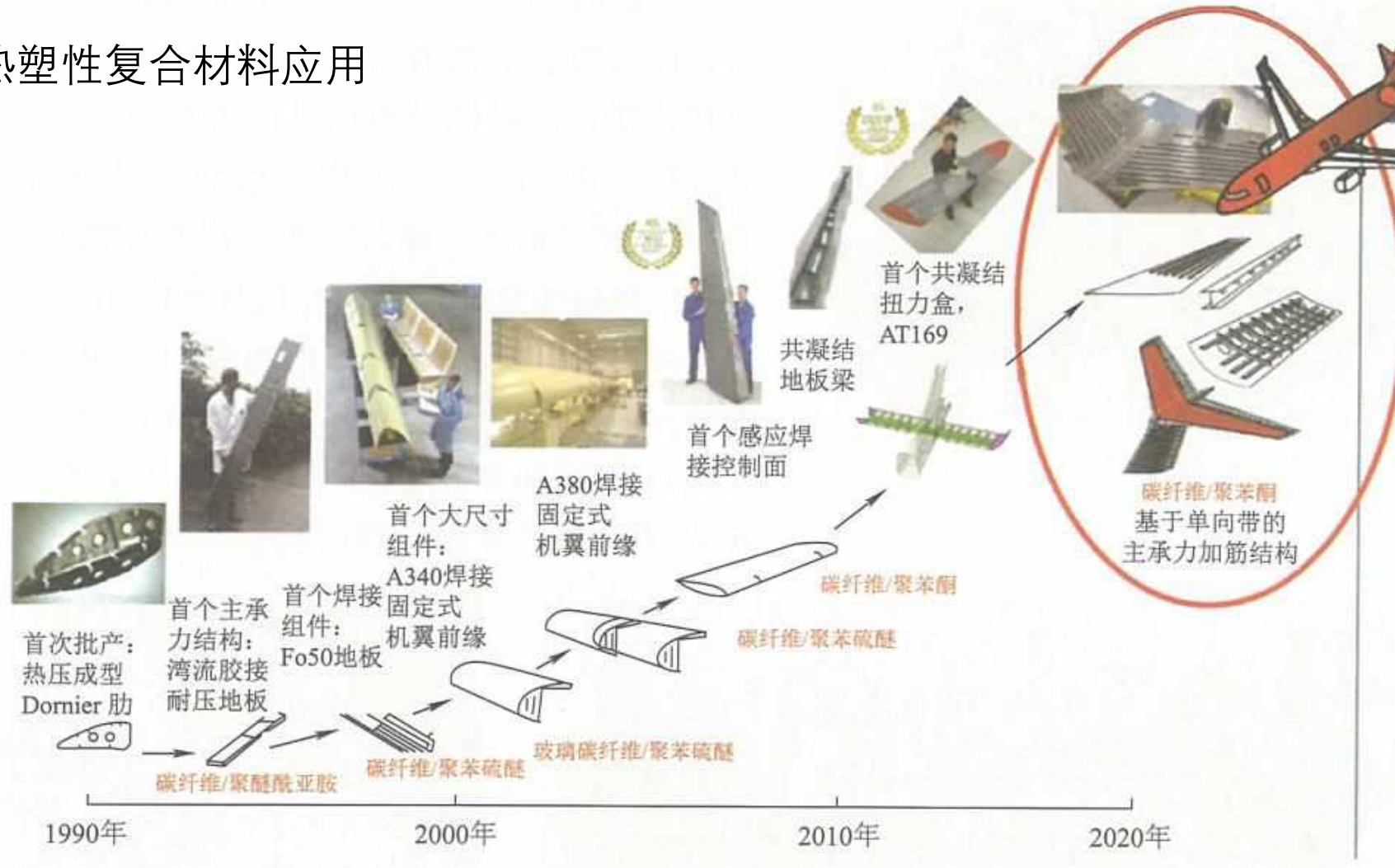
聚苯硫醚(PPS)是分子中含有对亚苯基硫醚重复结构单元的聚合物，具有机械强度高、耐高温、高阻燃、耐化学药品性能强、电性能优良等优点。根据结构不同，PPS分为交联型与直链型两种。PPS具有耐冲击性能差、性脆的缺点，一般需要进行增强增韧改性。



目前，全世界销售的PPS复合改性品种多达200余种，主要有GF增强、碳纤维(CF)增强、无机填料填充、GF和填料共同填充增强等共混改性。改性PPS可用于汽车照明系统、点火及电气系统、发动机组件、燃油系统、冷却系统等，还可用于连接器、芯片插槽、继电器、开关、断路器、线圈骨架、家用电器等领域。

6 概述

高性能热塑性复合材料应用



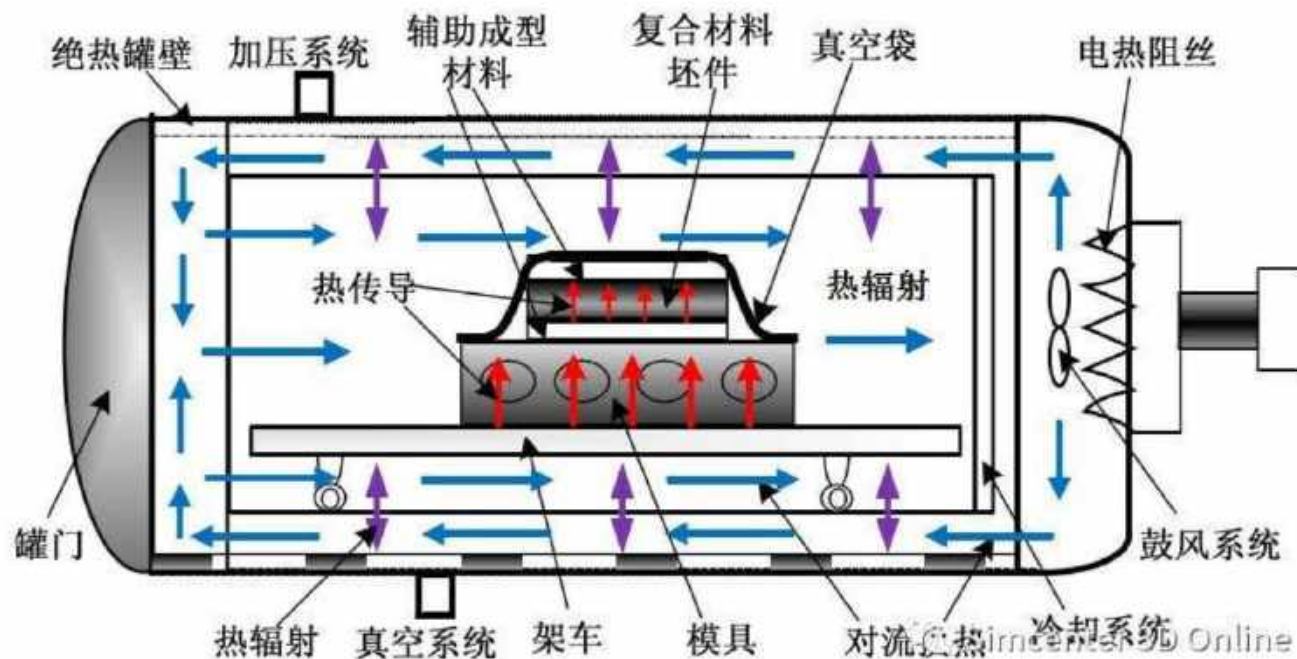
小型结构(肋、地板)->中型气动控制结构 (方向舵、升降舵) ->主承力 (加筋壁板)

织物叠层预浸料->单向预浸带

模压成型 ->热压罐 (自动铺丝) ->原位成型、焊接技术等

6.1 热塑性复合材料热压罐成型技术

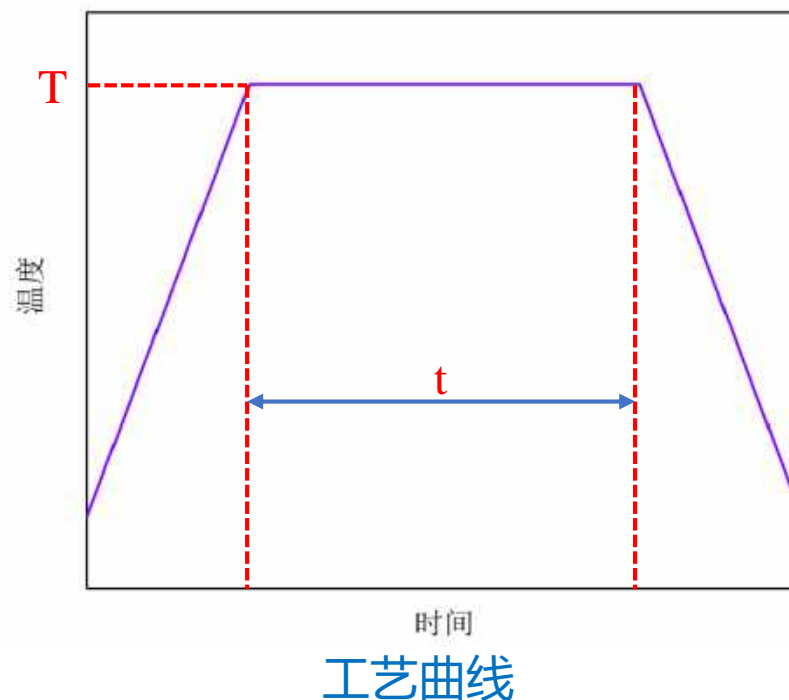
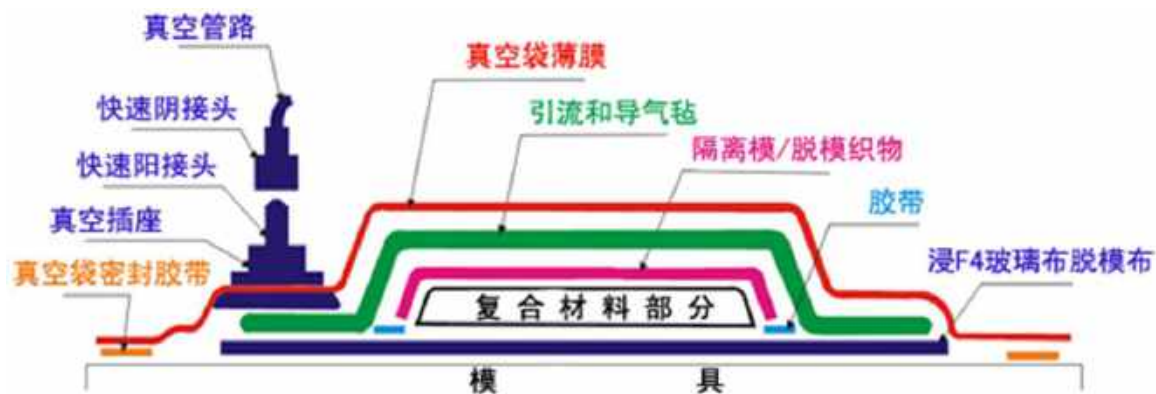
和热固性复合材料热压罐工艺基本类似。热塑性复合材料热压罐成型是预浸料按预定方向铺叠成的复合材料坯料放在热压罐内，并密封于真空袋内，在一定温度和压力下完成固化过程。



6.1 热塑性复合材料热压罐成型技术

和热固性复合材料热压罐工艺不同

- 铺放：预浸料比较硬、表面没有黏性，**铺贴性差**；
- 固化：**温度**更高、**压力**更高，工艺辅助材料体系适应性，装备的适应性
- 机理：无化学反应、为**物理变化**，工艺曲线的适应性



6.1 热塑性复合材料热压罐成型技术

和热固性复合材料热压罐工艺不同

- 铺放：预浸料比较硬、表面没有黏性，**铺贴性差**；
- 固化：**温度**更高、**压力**更高，工艺辅助材料体系适应性，装备的适应性
- 机理：无化学反应、为**物理变化**，工艺曲线的适应性



德国宇航研究院高温热压罐

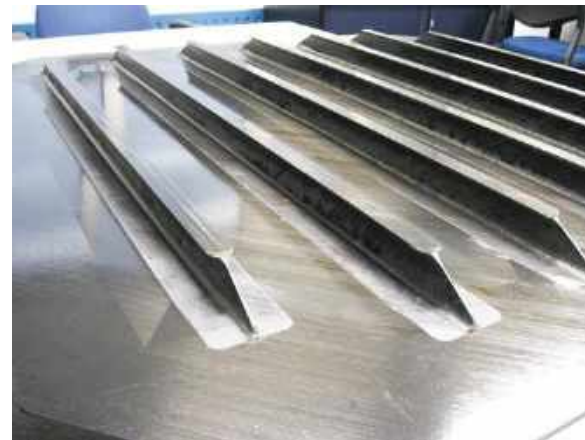
(最高工作温度 420 °C, 长度 20 m, 直径 5.8 m)

6.1 热塑性复合材料热压罐成型技术

热塑性复合材料热压罐成型的应用



空客公司 2009年TAPAS项目 热塑性机身壁板验证件

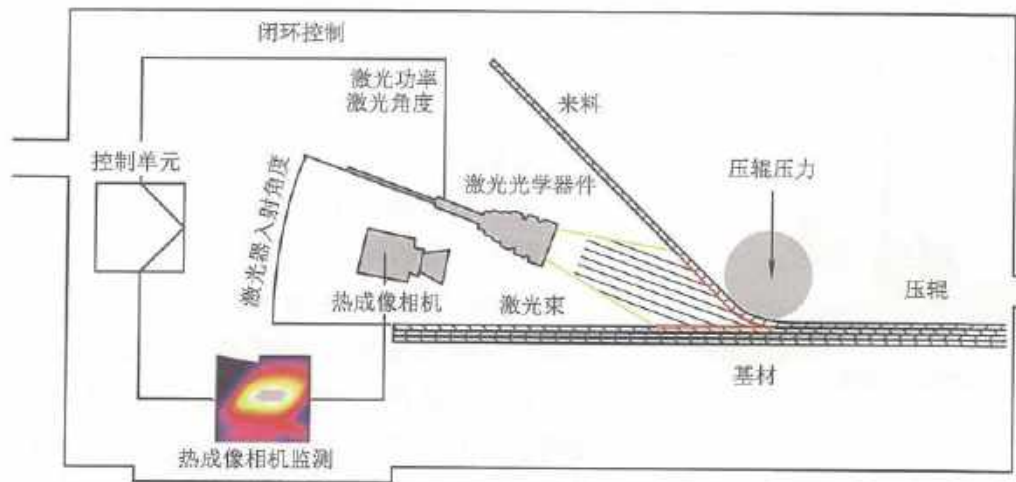


GKN航空结构公司 翼面加筋壁板

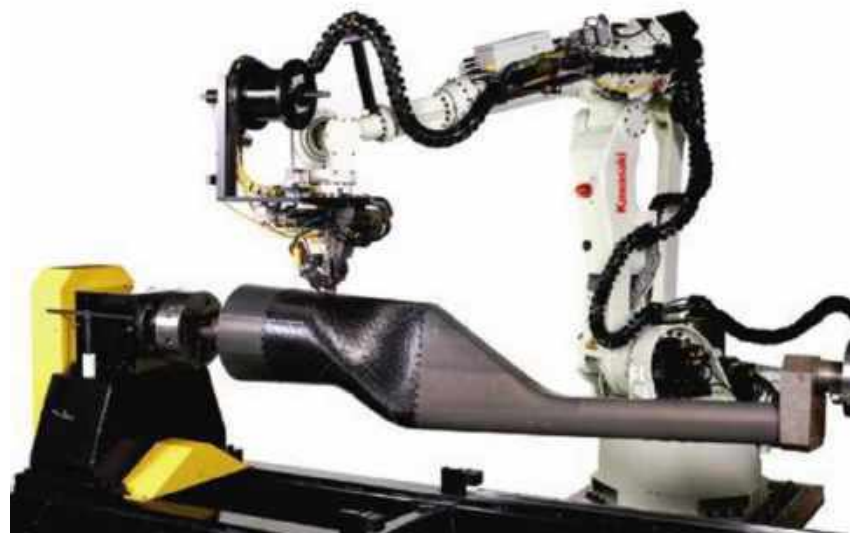
6.2 热塑性复合材料自动铺放技术

预浸带(丝)的自动铺放技术

- ❑ 自动纤维**预浸带(丝)**铺放技术（据报道已应用到空客A380和A350中）
- ❑ 加工的原料通常为连续玻纤或碳纤维的单向增强热塑性复合材料预浸带(丝)
- ❑ 具有良好的可焊接性、抗冲击韧性高、可循环使用性、抗化学腐蚀性
- ❑ 自动铺放技术可以实现复杂曲面热塑性纤维预浸带(丝)的铺层与制造
- ❑ 结合原位固化，铺层层间强度为高压固化成型加工的89-97%，高性能需要热压罐工艺



激光加热自动铺丝原理



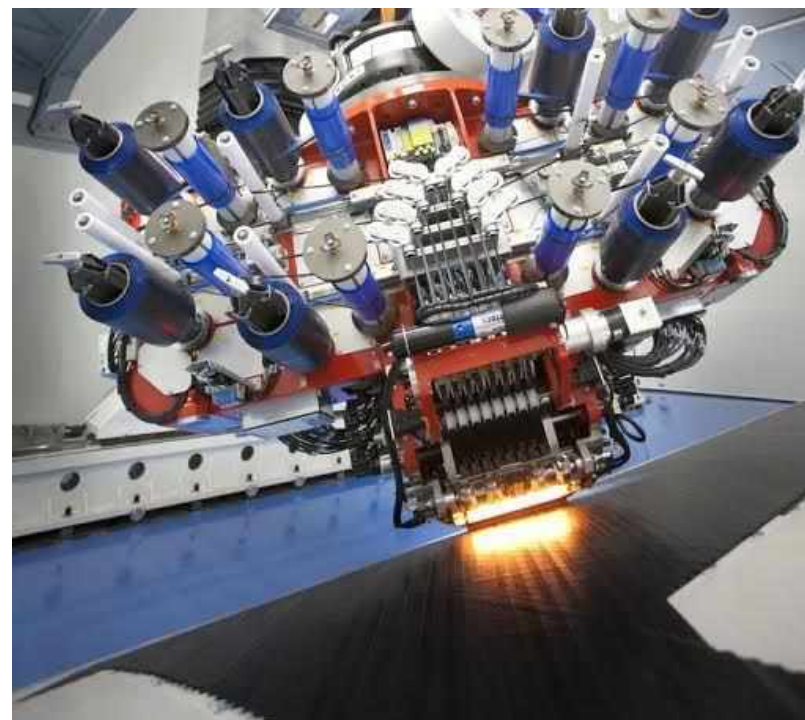
Automated Dynamics 公司于 1986 年开始发展热塑性复合材料AFP工艺，于1990提供了第一套AFP机器

6.2 热塑性复合材料自动铺放技术

预浸带(丝)的自动铺放技术



法国Coriolis公司



西班牙M. torres公司

6.2 热塑性复合材料自动铺放技术

预浸带(丝)的自动铺放技术



**2017年，荷兰航空研究院NLR：
热塑性发动机吊挂梁自动铺放+热压罐工艺，
计划2025年量产**

**空客公司：热塑性复合材料平尾蒙皮，
成熟度6级**

6.2 热塑性复合材料自动铺放技术

预浸带(丝)的自动铺放技术



**2017年，荷兰航空研究院NLR：
热塑性发动机吊挂梁自动铺放+热压罐工艺，
计划2025年量产**

**空客公司：热塑性复合材料平尾蒙皮，
成熟度6级**

6.2 热塑性复合材料自动铺放技术

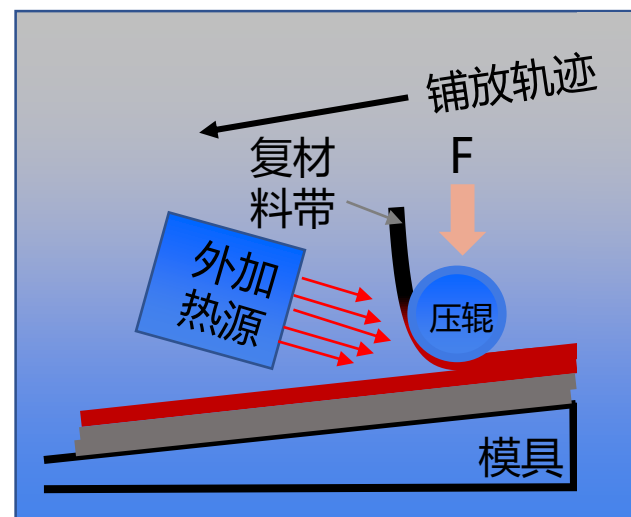
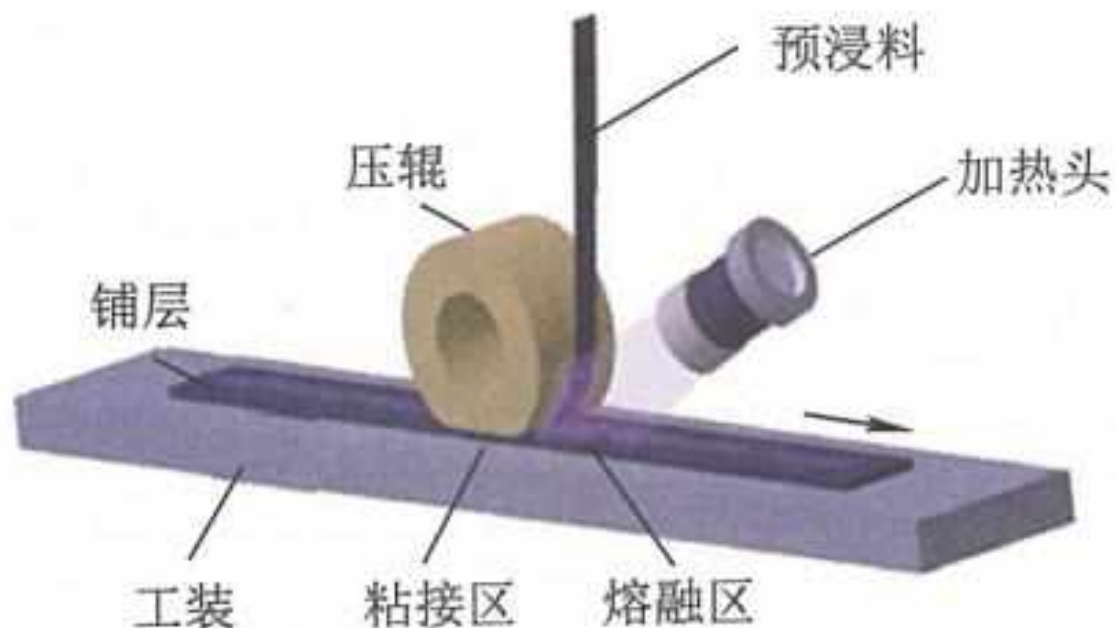
预浸带(丝)的自动铺放技术



国内上飞公司针对典型特征结构自动铺放试验

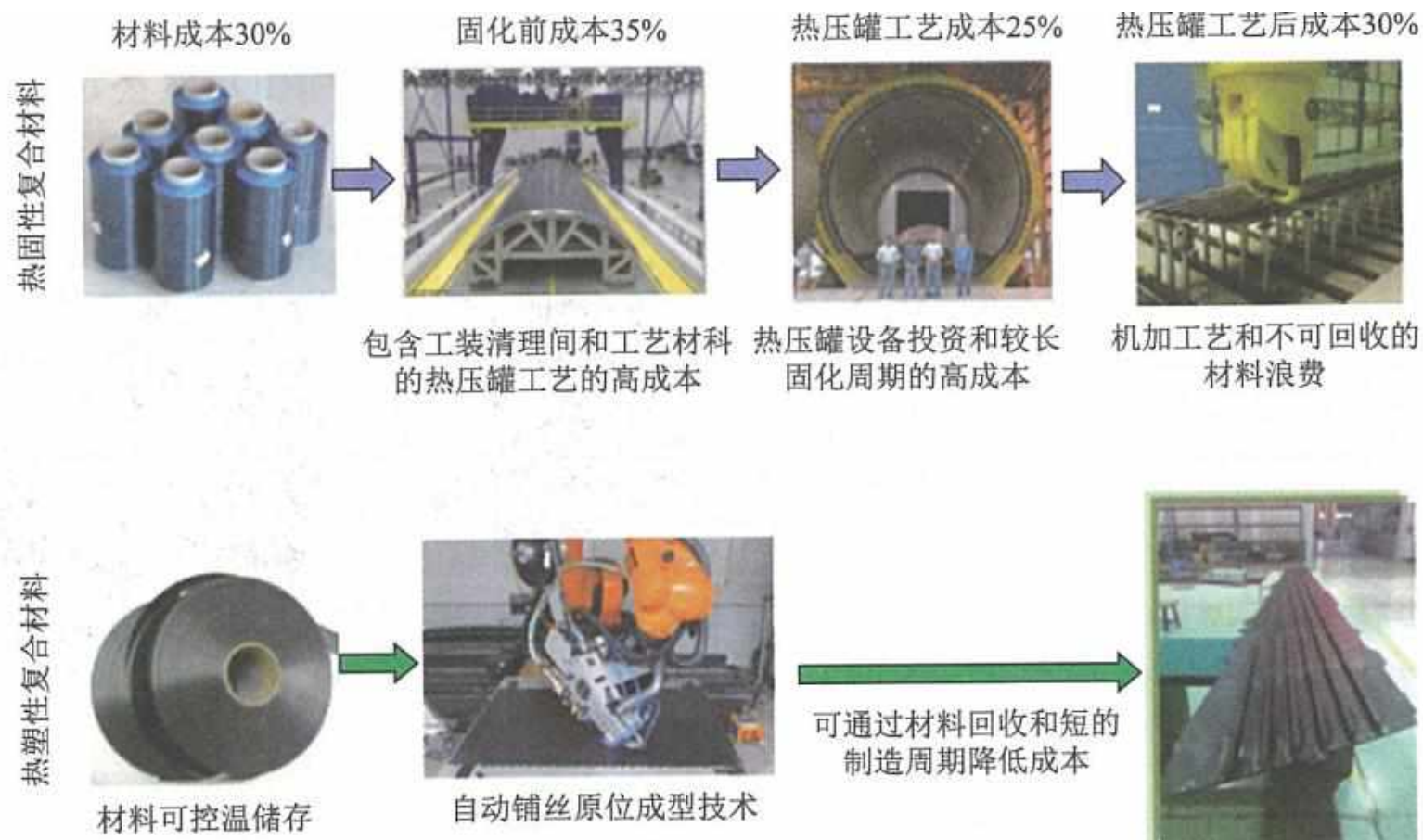
6.2 热塑性复合材料原位成型技术

原位成型技术是在自动铺放技术上发展而来，其原理是，通过带有特殊加热（主要为半导体激光等热源）的自动铺放设备进行预浸料定位、铺叠的同时实现快速冷却凝固，在厚度方向上逐层累加的制造工艺。



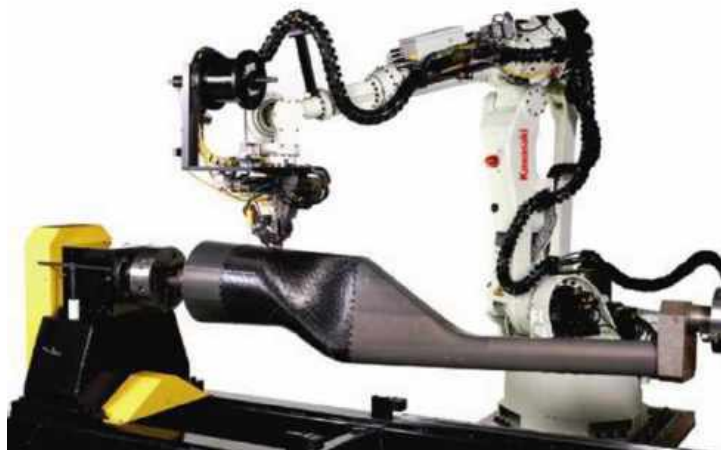
6.2 热塑性复合材料原位成型技术

原位成型技术是在自动铺放技术上发展而来，其原理是，通过带有特殊加热（主要为半层体激光等热源）的自动铺放设备进行预浸料定位、铺叠的同时实现快速凝固，在厚度方向上逐层累加的制造工艺。



6.2 热塑性复合材料原位成型技术

原位成型技术



Automated Dynamics 热塑性复合材料原位成型设备



热塑性龙门铺丝设备 (M.Torres)



上飞原位成型设备 (配备激光加热系统)

6.2 热塑性复合材料原位成型技术

原位成型技术



全尺寸热塑性机身验证件

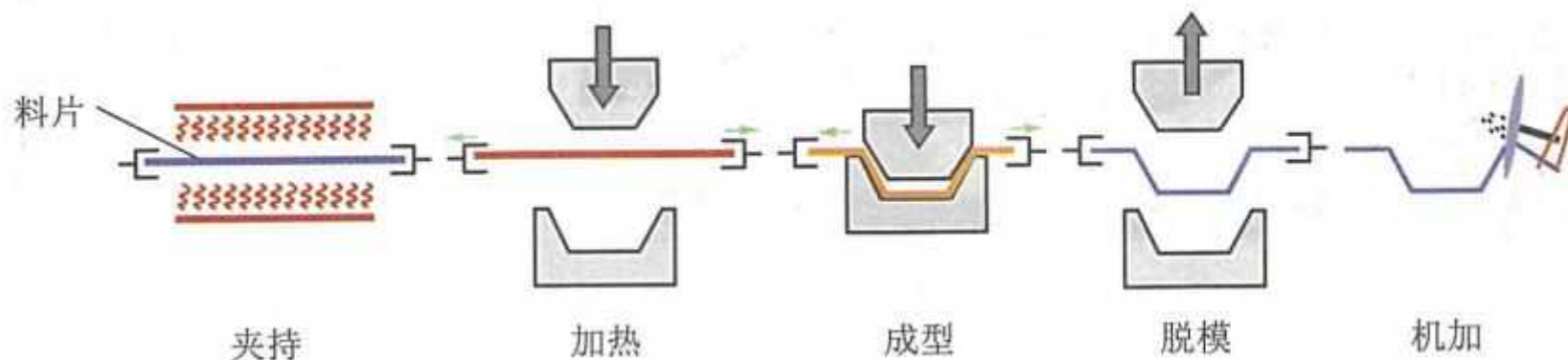


热塑性复合材料机身蒙皮

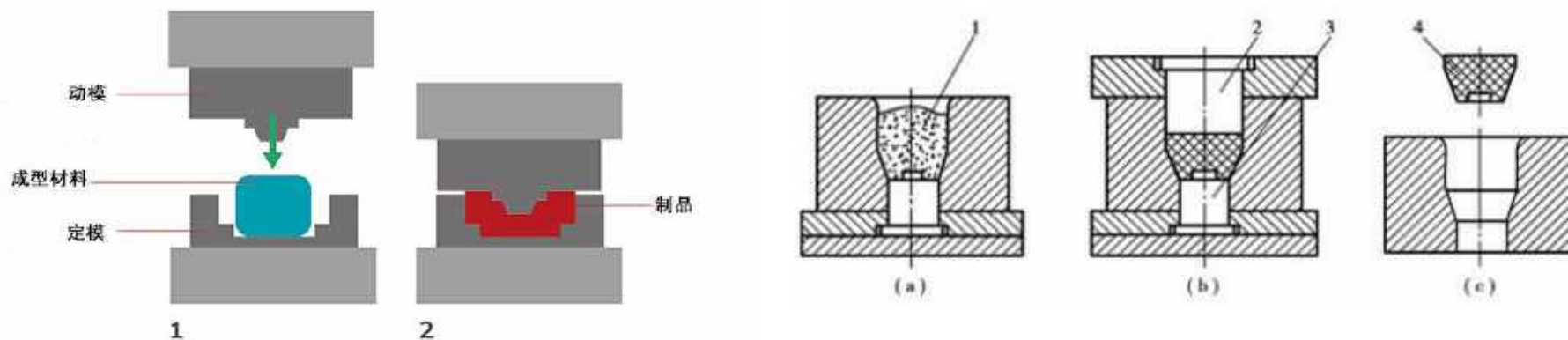
2017年巴黎航展，法国“热塑性弓形盒”项目

6.3 热塑性复合材料热模压成型技术

热模压成型是将原材料（织物与热塑性薄膜叠层、织物或单向纤维的预浸板等）正确夹持放置在加热的模具中，通过模具施加机械压力成型。通常以自动化生产线形式显现。



预浸板材模压阶段



混杂料模压

6.3 热塑性复合材料热模压成型技术

热模压成型是将原材料（织物与热塑性薄膜叠层、织物或单向纤维的预浸板等）正确夹持放置在加热的模具中，通过模具施加机械压力成型。通常以自动化生产线形式显现。

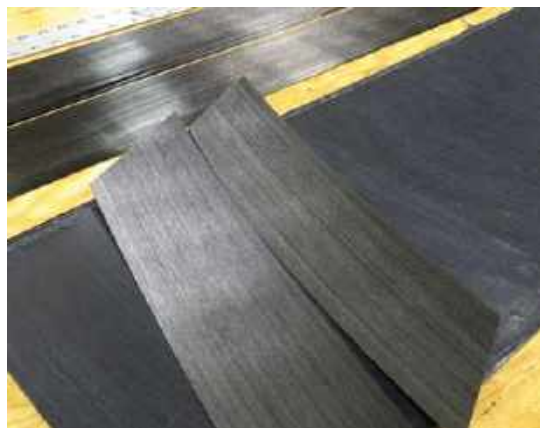


左边为异形型材生产线，右边为平面板生产线
自动化/一人操作/电脑控制喂料、挤出、切割和堆积功能

用于成型飞机内部托架、C形通道、H形梁、U型剖面、L形和T形桁条、以及空心梯形桁条，替代铝制品。

6.3 热塑性复合材料热模压成型技术

热模压成型是将原材料（织物与热塑性薄膜叠层、织物或单向纤维的预浸板等）正确夹持放置在加热的模具中，通过模具施加机械压力成型。通常以自动化生产线形式显现。



- ❑ 步骤1：半成品原料按顺序叠压，形成特定的层压层，每一层点焊或边对边对接焊。
- ❑ 步骤2：原料放置在进料绕线轴架上
- ❑ 步骤3：原料用两不锈钢传送带故夹持送入机器

6.3 热塑性复合材料热模压成型技术

热模压成型是将原材料（织物与热塑性薄膜叠层、织物或单向纤维的预浸板等）正确夹持放置在加热的模具中，通过模具施加机械压力成型。通常以自动化生产线形式显现。



- 步骤4：TPC层压板被送入到液压机内，平钢板对它进行压制
- 步骤5：固化后的板材从模中取出，切割、堆积或绕到大型管轴上



6.4 热塑性复合材料焊接技术

热模压成型是将原材料（织物与热塑性薄膜叠层、织物或单向纤维的预浸板等）正确夹持放置在加热的模具中，通过模具施加机械压力成型。通常以自动化生产线形式显现。



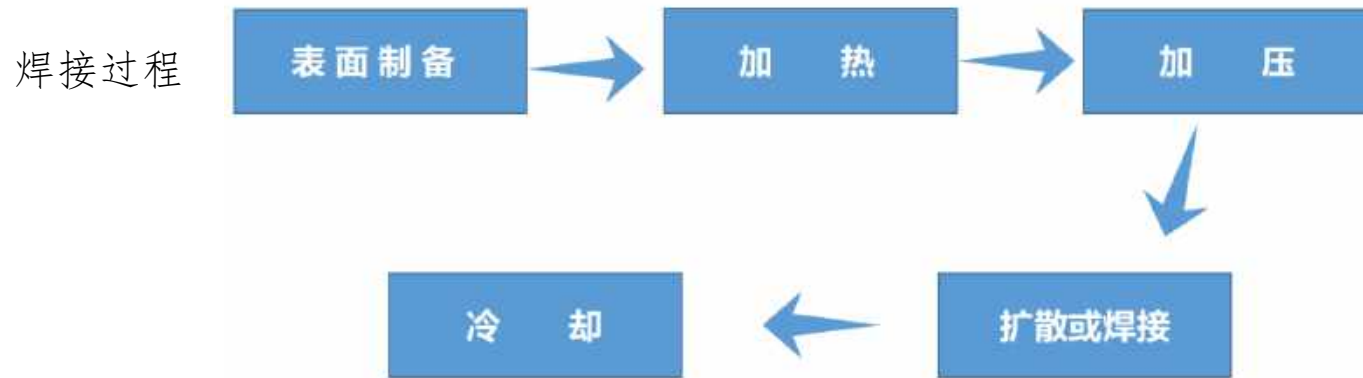
空客A340-400机翼前缘肋



空客A350机身某段角片

6.4 热塑性复合材料焊接技术

焊接技术是热塑性复合材料特有的成型工艺方法，热塑性复合材料在成型依旧可以熔融，因此可以再次熔融并施压的方法达到热塑性零件的连接，即热塑性复合材料的焊接。常用的方法有电阻焊接、超声焊接、激光焊接和感应焊接等。



热塑性焊接通常分五步进行：

1. 表面制备。表面制备非常重要，因为大部分模压成形的塑料制品其表面均有一层脱模剂或污物，必须清理干净，才能使焊接顺利进行。
2. 加热。
3. 加压。施加压力的方式有：手工加压、压力机加压、自动夹具加压等。
4. 扩散或焊接。对于结晶或半结晶材料扩散几乎是瞬时完成的。
5. 冷却。焊接最后一步是焊件冷却和接头凝固。在塑料焊接接头没有达到足够支撑整个焊件的强度和刚度之前，必须一直维持焊接压力。

6.4 热塑性复合材料焊接技术

焊接技术是热塑性复合材料特有的成型工艺方法，热塑性复合材料在成型依旧可以熔融，因此可以再次熔融并施压的方法达到热塑性零件的连接，即热塑性复合材料的焊接。常用的方法有电阻焊接、超声焊接、激光焊接和感应焊接等。

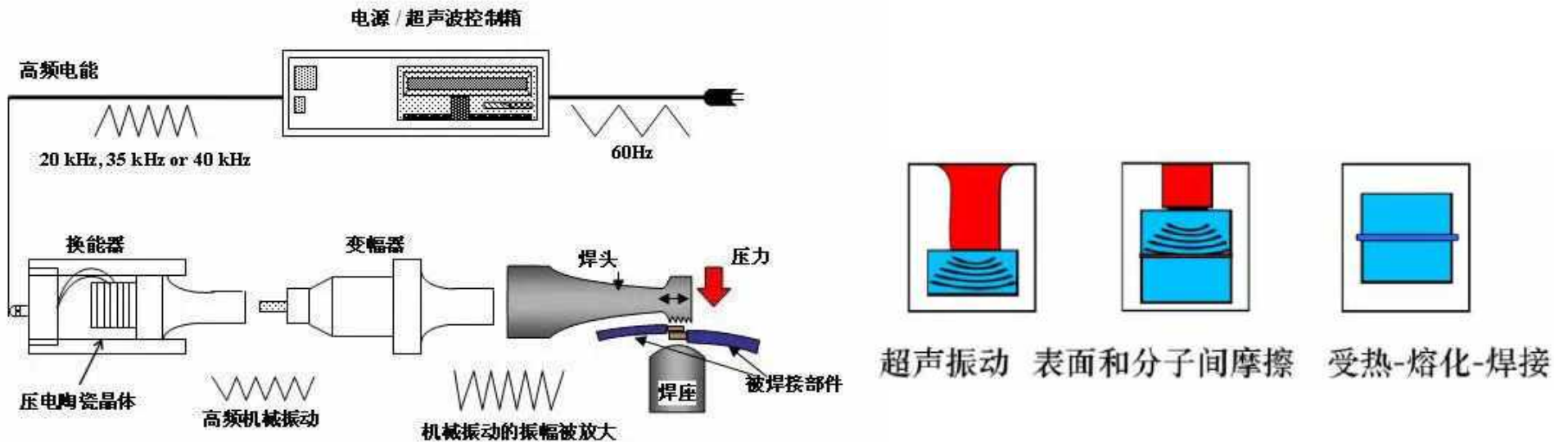
1. 电阻焊接

- ①将导电的电阻材料放入焊接界面中，施加焊接压力并对电阻材料通过电流，将焊接界面中的塑料熔化，熔化的塑料相互润湿混合扩散，消除原来的宏观焊接界面形成焊缝，同时电阻材料被保存在最终的焊缝中。
- ②电阻植入焊的设备简单，容易操作。需要一定功率的加热电源和**植入电阻材料**。
- ③焊接接头残留电阻丝与塑料不相熔的材料，降低焊缝强度及耐腐蚀性。

6.4 热塑性复合材料焊接技术

2. 超声焊接

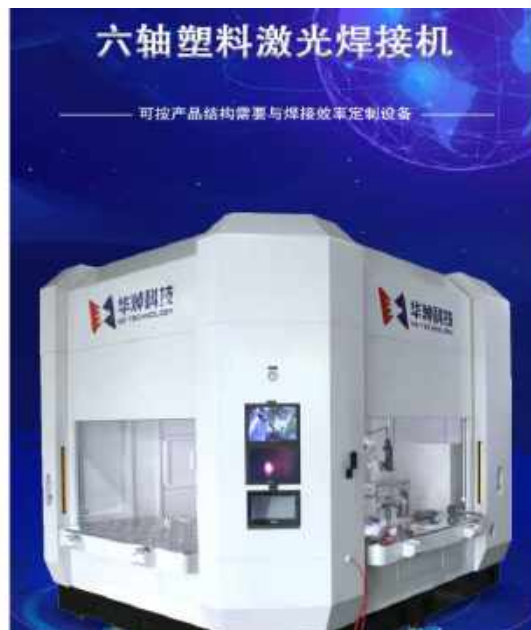
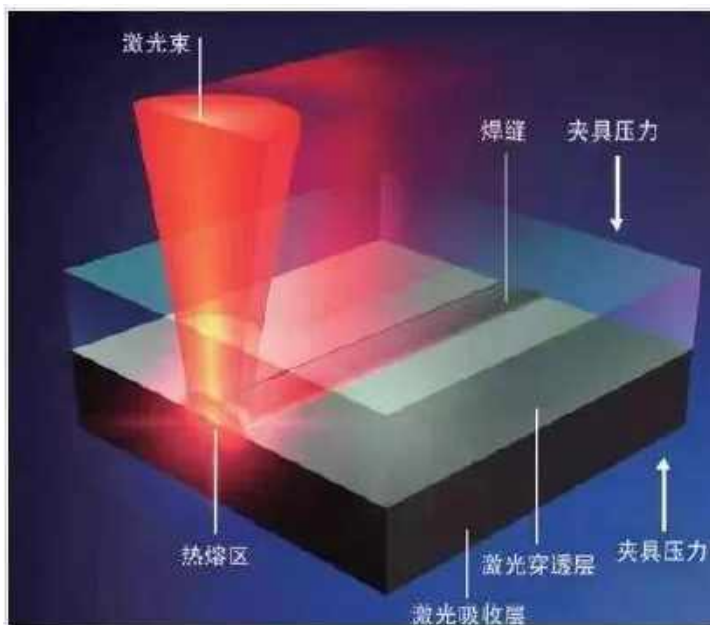
- ①通过超声波发生器将50/60赫兹电流转换成15、20、30或40 KHZ 电能。被转换的高频电能通过换能器再次被转换成同等频率的机械运动，随后机械运动通过一套可以改变振幅的变幅杆装置传递到焊头。焊头将接收到的振动能量传递到待焊接工件的接合部，在该区域，振动能量被通过摩擦方式转换成热能，将塑料熔化。
- ②适于热塑性材料，接头强度高。但焊接热塑性复材时，强度低，不适用于高耐久结构，一般用于热压罐成型前临时固定黏性极差的料片。
- ③焊件尺寸及形状受到限制，应用面较窄，需要超声波焊接设备和相应夹具。



6.4 热塑性复合材料焊接技术

3. 激光焊接

- ①激光焊接是利用材料在原子水平上将激光的光子能转化为热能的原理进行焊接的方法。激光光子能被塑料中大量的碳原子吸收，塑料从表面开始熔化然后加压冷却形成焊缝。
- ②其焊接速度快，焊接装置与塑料不接触，可焊接难以接近的部位。
- ③热塑性复合材料有交叉增强纤维置于材料中，**激光难以透过**，应用少。



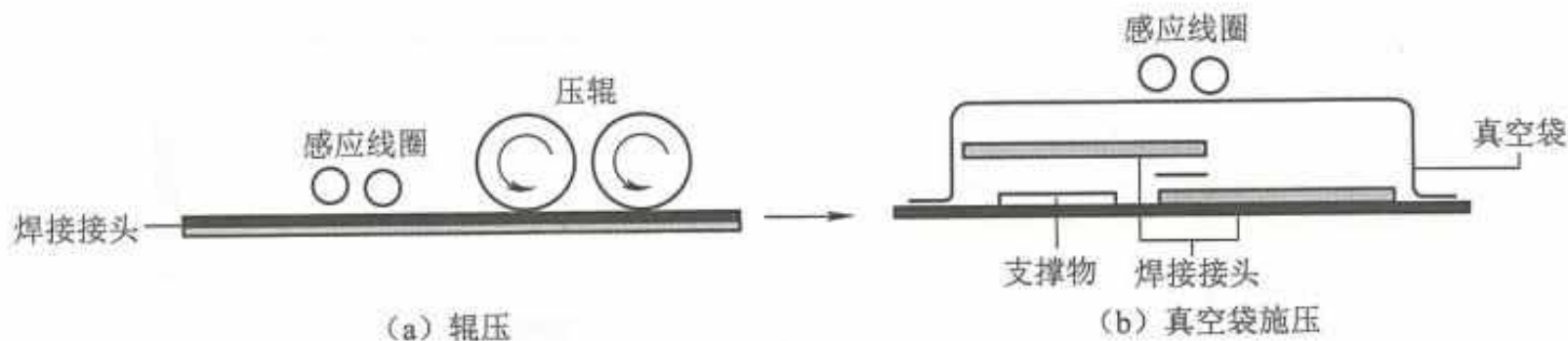
6.4 热塑性复合材料焊接技术

4. 感应焊接

- ①感应加热焊是利用电磁场对**金属或碳纤维复合材料插入件**进行加热，插入件附近的树脂被加热软化，冷却后形成接头。
- ②加热速度快母材受的影响较小。
- ③接头中易产生内应力，耐蚀性变差，需要使用高频发生器、加热线圈等。
- ④交变电磁场频率一般为 $3\sim 10\text{MHz}$ 。

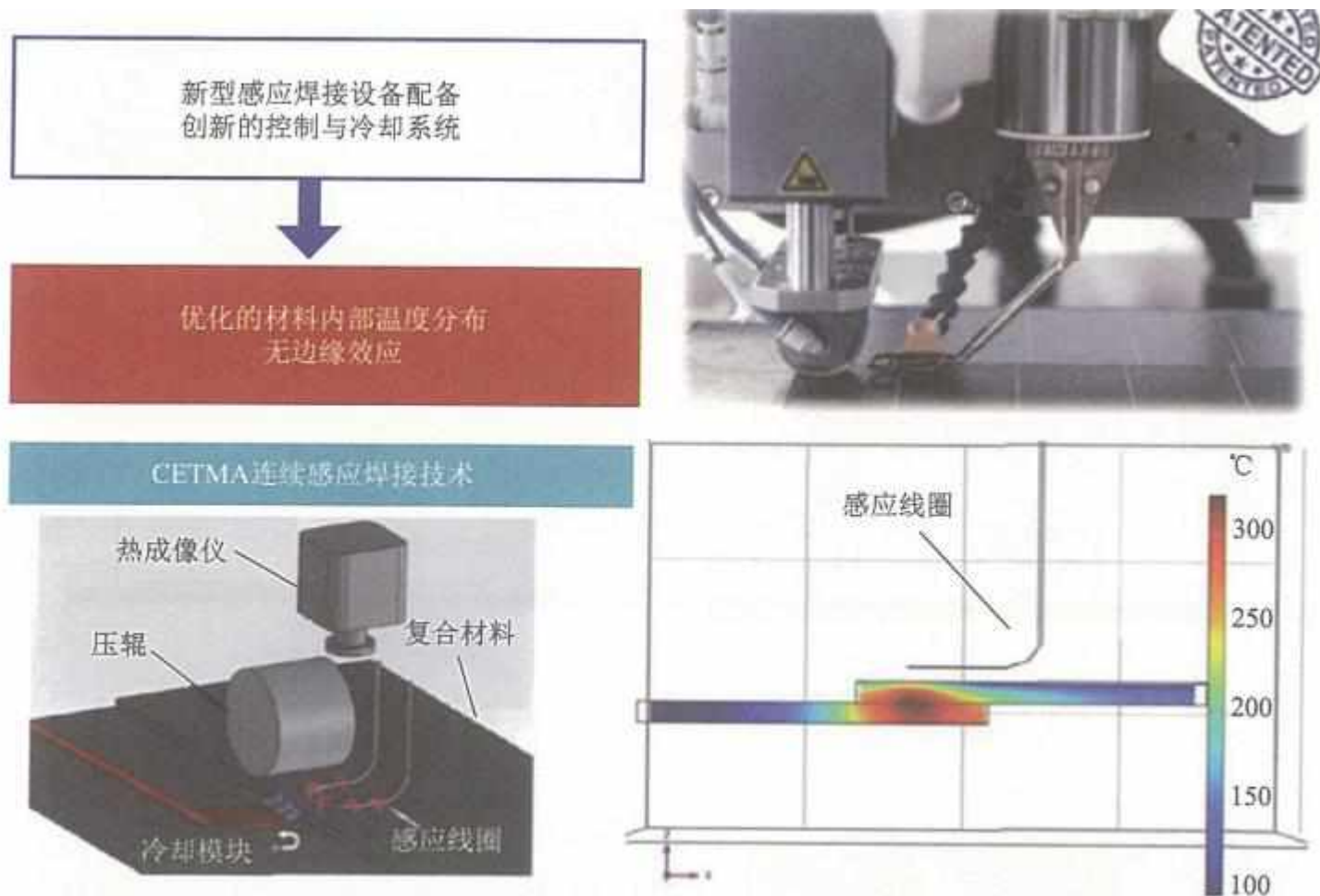


感应焊接飞机尾部升降舵的
热塑性部件



6.4 热塑性复合材料焊接技术

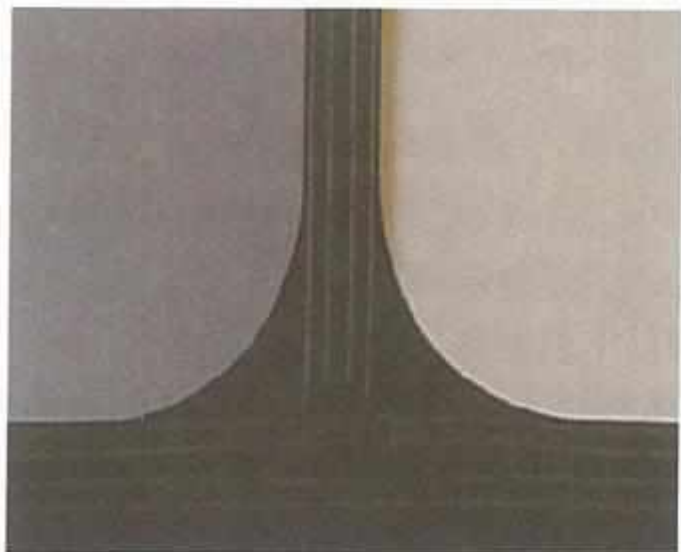
4. 感应焊接



欧州SETMA研究中心报道的连续感应焊接装置及温度控制

6.4 热塑性复合材料焊接技术

4. 感应焊接



TAPAS项目组成员GKN航空结构公司
热塑性复材机身展示



荷兰热塑性复材研究中心感应焊接设备



湾流G650热塑性方向舵焊接件





7 热塑性复合材料加工技术

Thermoplastic Composite Processing Technologies

复合材料结构制造技术

Manufacturing Technologies of Composite Structure

目录 Outline

7.1 概述

7.2 复合材料加工的材料去除和损伤机理

7.3 CFRP复合材料层合板常规机加工方法

7.4 复合材料特种加工方法

7.5 复合材料3D打印技术（拓展）

制造工艺方法大变革 (Revolution of manufacturing technics)



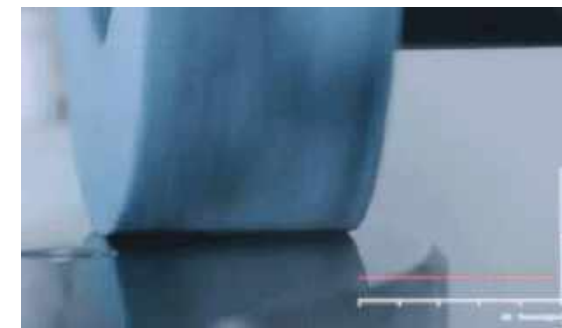
$\Delta M = 0$: 等材制造--3000年
equivalent manufacturing
(3000 years)
热成型加工 (铸造、锻压、焊)
(Casting、Forging、Welding)



$\Delta M < 0$: 减材制造 (车铣磨) --
300年
subtractive manufacturing
(300 years)
切削加工 (车、铣、刨、磨)
(Lathing、Milling、Planing、Grinding)

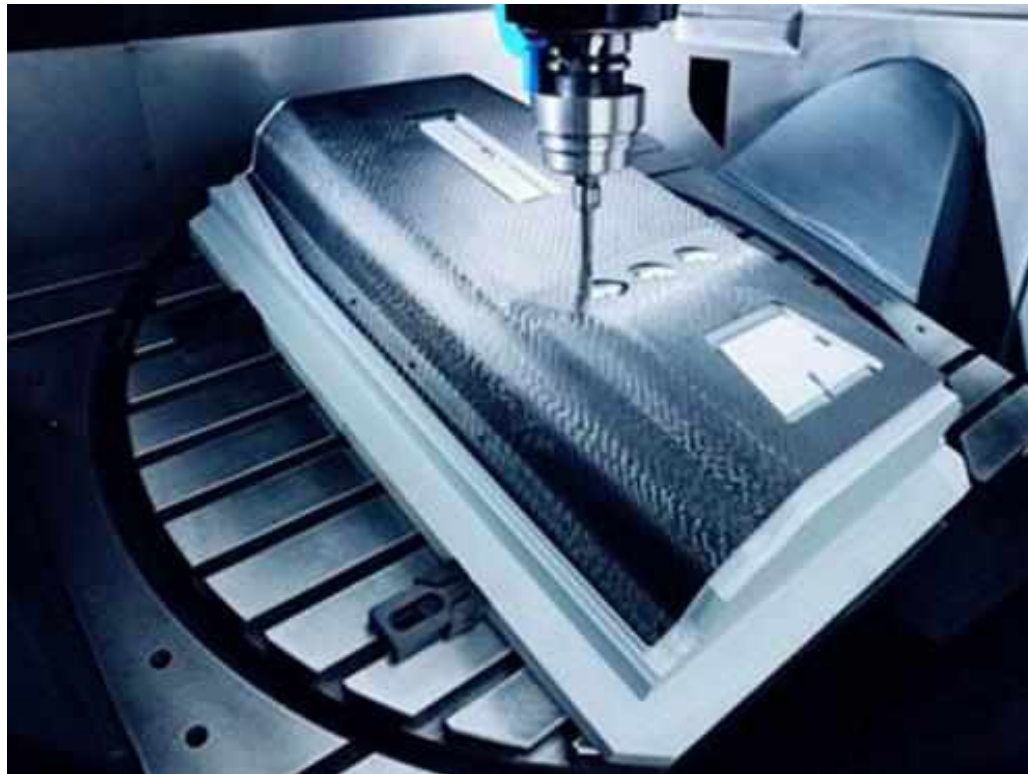


$\Delta M > 0$: 增材制造--30年
additive manufacturing
(30 years)



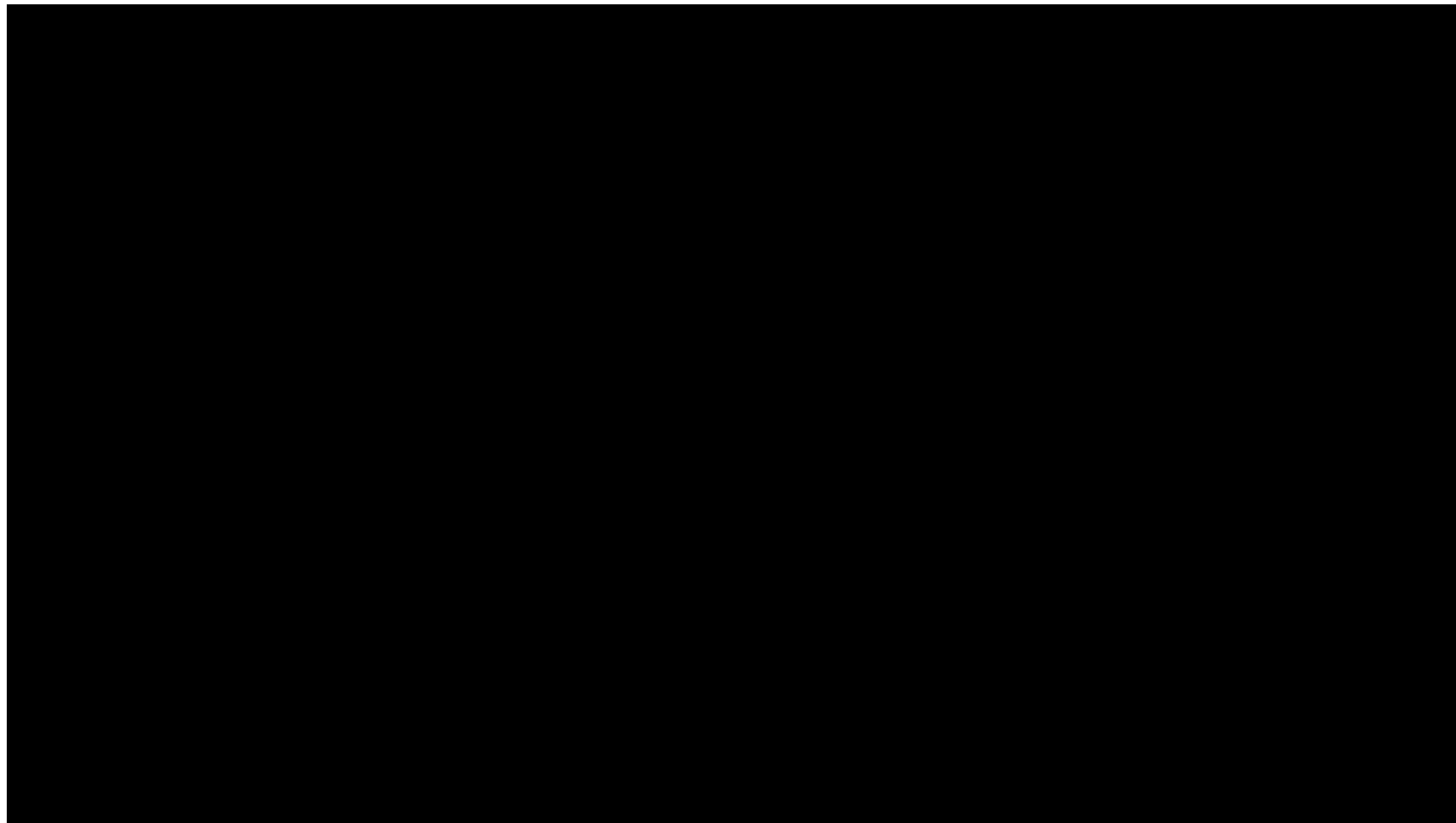
为什么要加工？

复合材料一般采用“近净成型”工艺直接制造出复杂结构件, 实现材料结构一体化制造, 减少装配连接数量, 提高制造效率。但是为了实现构件之间的连接装配, 对构件进行加工是不可避免的。



为什么要加工？

对已成型构件进行后处理，满足设计精度指标



铺放过程中在构件边缘会留有余量，成形后需要切边去除

为什么要加工？

CFRP零部件的连接装配

A350机身筒段



36000个CFRP连接孔

F35机身前段



1500个CFRP连接孔

材料去除机理与传统机械加工存在区别

性能特点

纤维高强高硬

树脂界面低强度

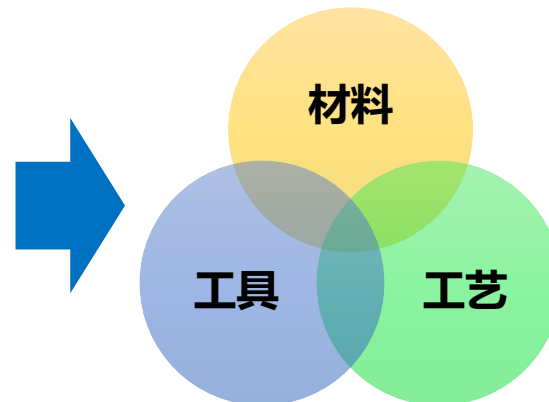
温度敏感

结构特点

方向性强

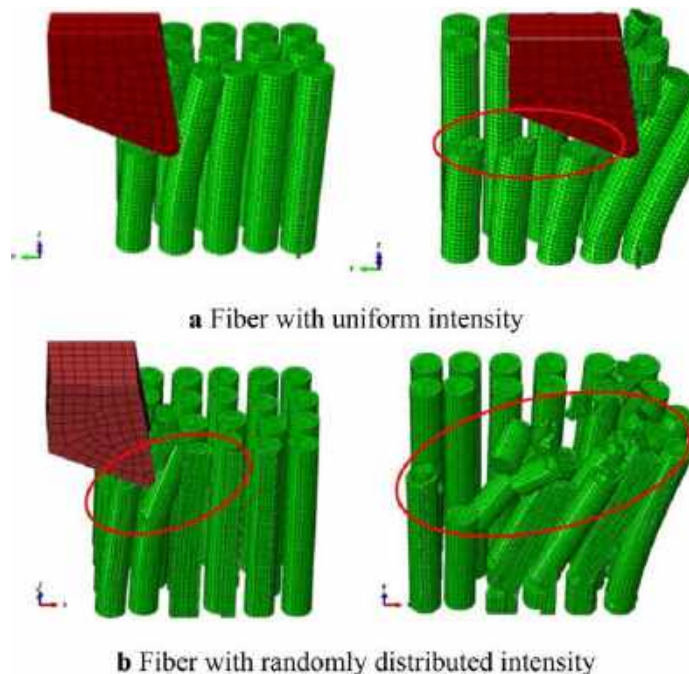
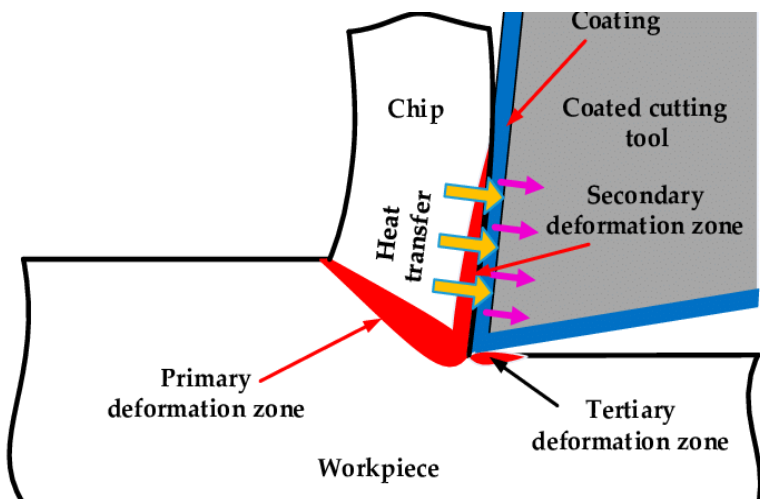
多界面

层叠结构



传统材料各向同性

先进复合材料在介观层面各向异性



材料**损伤**模式与传统机械加工存在区别

传统机械加工

表面压痕



表面光洁度



烧蚀



毛边



复合材料加工

毛刺损伤



撕裂损伤



层间开裂损伤



加工参数与传统机械加工存在区别

1. 碳纤维复合材料层间强度低，易在切削力的作用下产生分层，因此钻孔或切边应**减小轴向力**。钻孔要求**高转速、小进给**，加工中心转速一般在3000~6000r/min，进给量达到0.01~0.04mm/r，钻头选用三尖两刃或两尖两刃形式较好，锋利的刀尖可先将碳纤维层划断，两刃对孔壁起到了修补作用，镶金刚石的钻头锋利与耐磨性俱佳。
2. 碳纤维复合材料构件一般尺寸较大，形状结构复杂，硬度和强度都很高，属于难加工材料。切削过程中切削力较大，切削热不易传出，严重时会使树脂软化，刀具磨损严重，因此**刀具**是碳纤维加工的关键，其**切削机理更接近于磨削而非铣削**，所以，加工中心切削线速度通常要大于500m/min，采用高转速小进给策略。切边加工刀具一般选用整体硬质合金滚花铣刀、电镀金刚石颗粒砂轮、镶金刚石铣刀、铜基金刚石颗粒锯片。

加工装备与传统机械加工存在区别

- 1、 三类新型整体硬质合金复合材料加工专用铣刀的切削效果更好，它们都有一些共同特点：**刚性高，螺旋角小，甚至是0°**，专门设计的人字形刀刃，都可以**有效减小加工中心轴向切削力，减少分层**，其加工效率与效果都很好。
- 2、 复合材料切屑为粉状，对人体健康危害大，应采用大功率吸尘器吸尘，采用水冷也可有效降低粉尘污染。

人字形刀刃

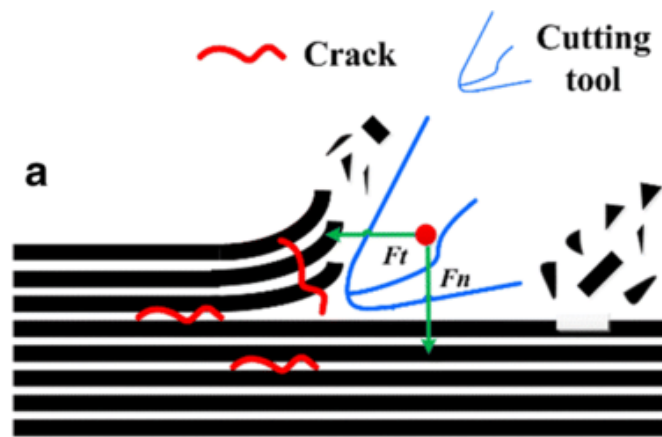


对于具有正前角的刀具来说，纤维方向角 θ 不同，会有不同的切削变形和切屑形成形式。

$\theta = 0^\circ$ 时:

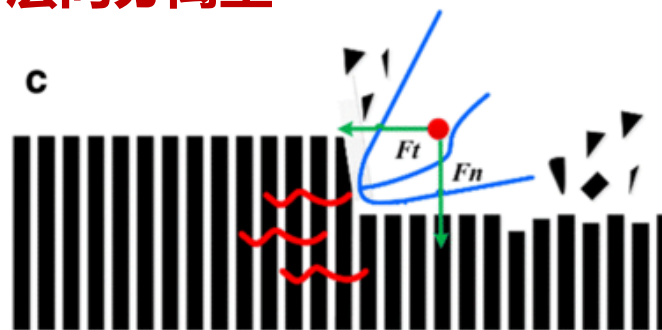
刀具通过不断将切削层材料与基体材料分离形成切屑。随着刀具的推进，处于被切削部分的材料层不断被挤压，基体树脂的拉伸强度（约50MPa）远小于纤维压缩强度（约1200MPa），当挤压到一定程度时，被切削部分最下层面会发生层间分离，被切削部分被掀起，产生弯曲引力，当应力增大到超过自身弯曲强度极限时，分离部分折断，成为切屑。

纤维方向角 θ 不同，会有不同的



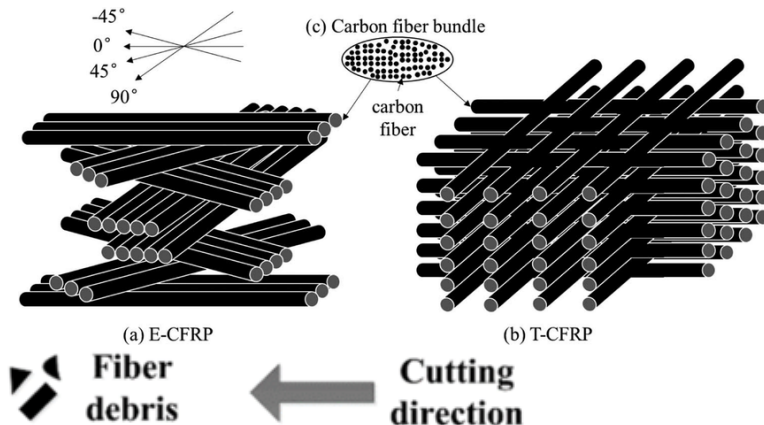
层间分离型

0°



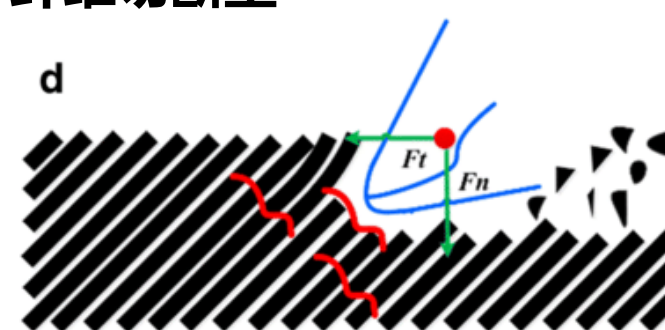
纤维切断型

90°



纤维切断型

45°



弯曲剪切型

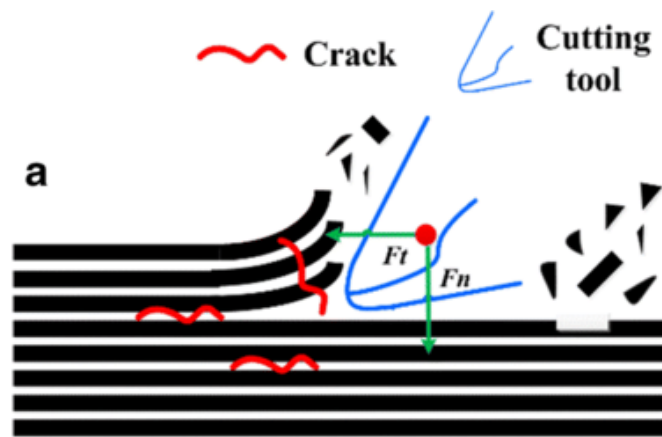
135°

对于具有正前角的刀具来说，纤维方向角 θ 不同，会有不同的切削变形和切屑形成形式。

$0^\circ < \theta < 90^\circ$ 时:

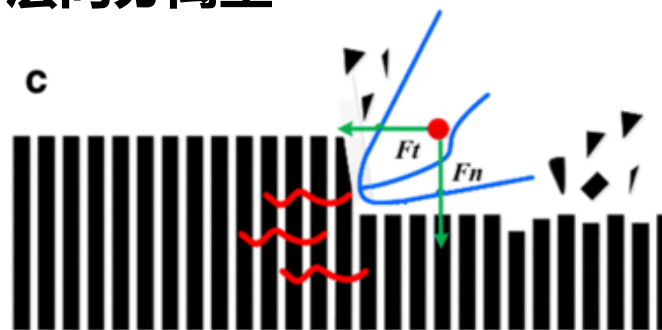
刀具切削刃对碳纤维复合材料的推挤作用在纤维内部形成垂直于纤维自身轴线的剪切应力。当剪切应力超过纤维剪切强度极限时，纤维被切断。切断后的纤维在刀具前刀面的推挤作用下，沿纤维方向产生滑移。当滑移引起的纤维界面间的剪切应力超过基体树脂材料的剪切强度极限时，被切断纤维与其他纤维分离，形成切屑。这种切削变形形式称为纤维切断型。

纤维方向角 θ 不同，会有不同的



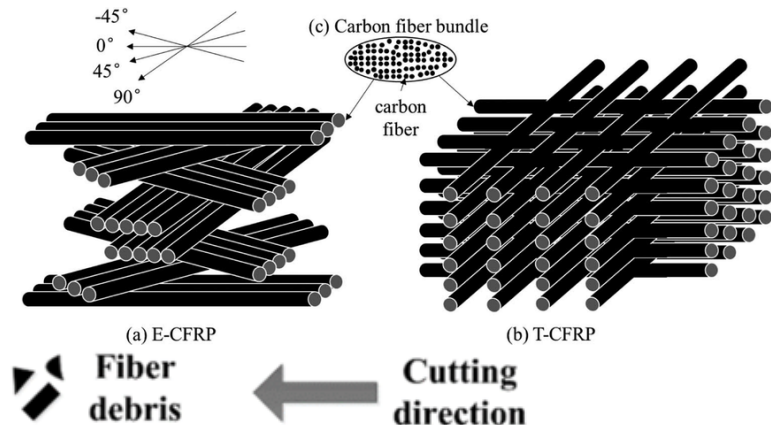
层间分离型

0°



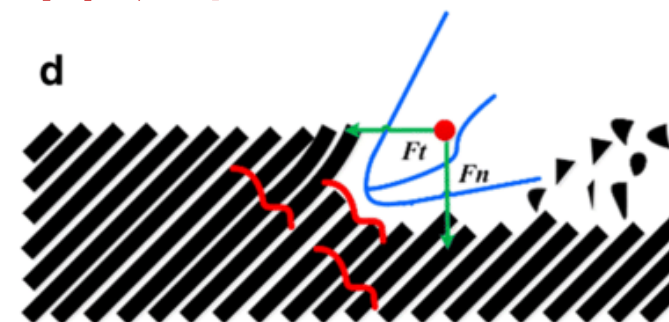
纤维切断型

90°



纤维切断型

45°



弯曲剪切型

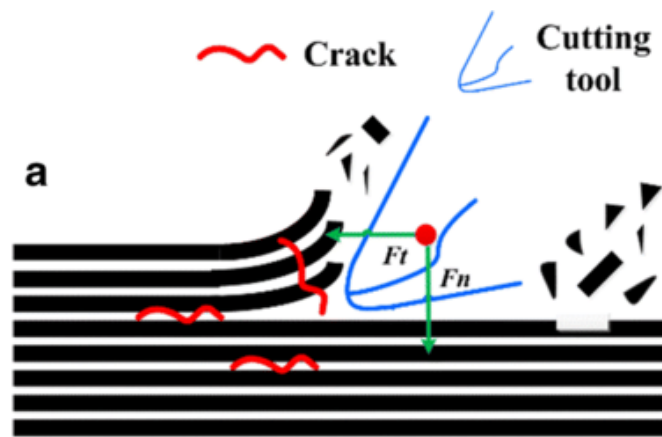
135°

对于具有正前角的刀具来说，纤维方向角 θ 不同，会有不同的切削变形和切屑形成形式。

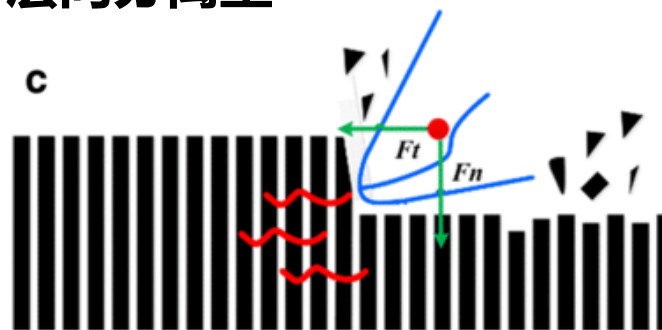
$90^\circ < \theta < 180^\circ$ 时:

刀具对前端材料的**推挤作用**导致复合材料间的层间分离。刀具前端材料在刀具作用下发生弯曲，当弯曲应力超过碳纤维复合材料的弯曲强度极限时，底部发生断裂。断裂点发生在最大弯曲应力处，所以断裂点往往不在刀刃处，而是在刀刃的下方。刀具继续前进，刀具对其前端材料推挤作用加强，当前端材料底部断裂点处的剪切应力超过材料剪切强度极限时，发生剪切断裂，形成切屑。

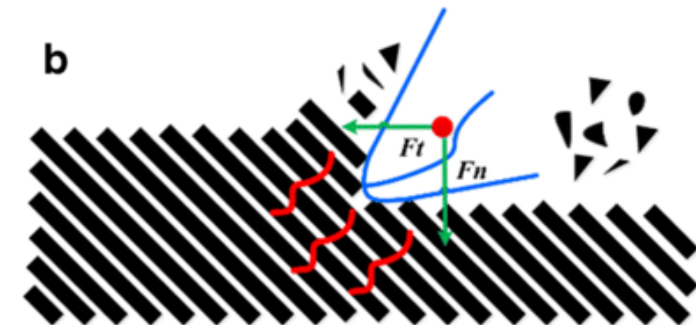
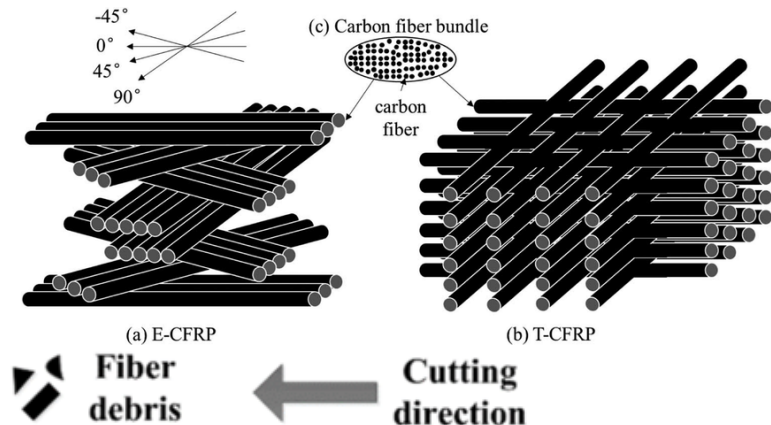
纤维方向角 θ 不同，会有不同的



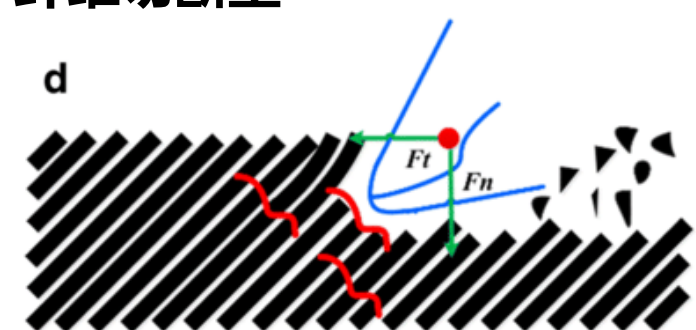
层间分离型 0°



纤维切断型 90°

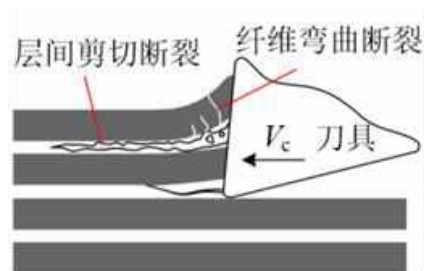
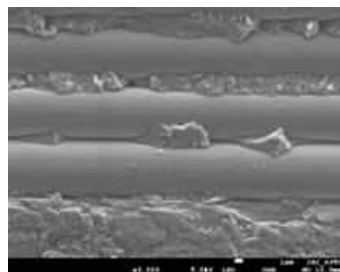


纤维切断型 45°

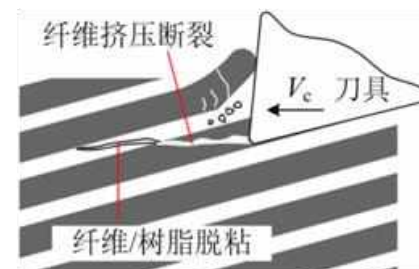
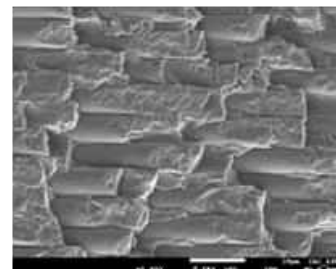


弯曲剪切型 135°

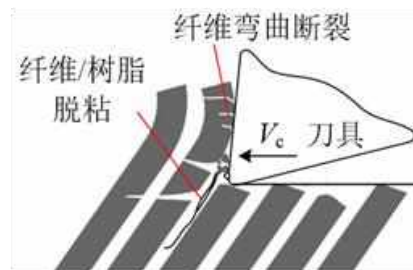
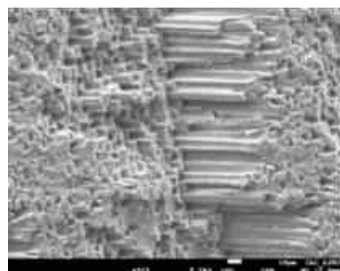
不同的断裂形式与对应的表面形貌



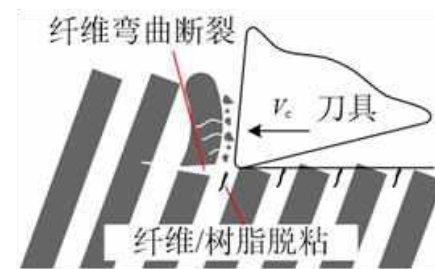
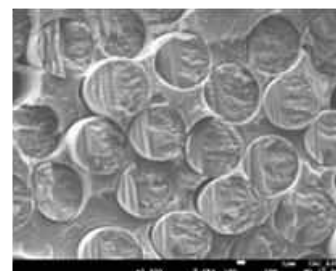
I型



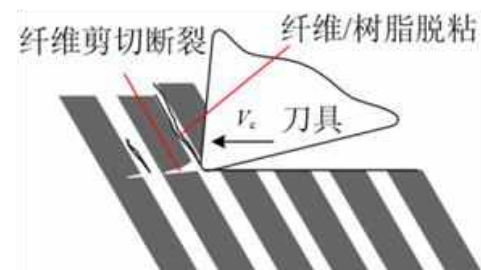
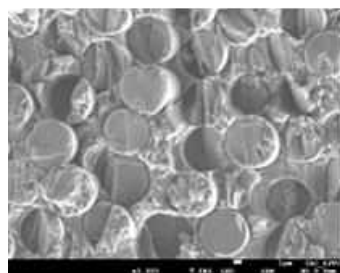
II型



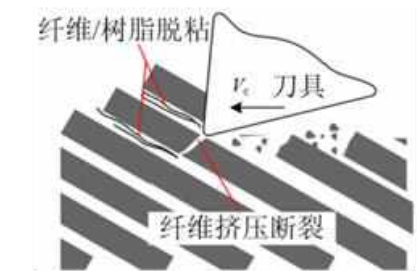
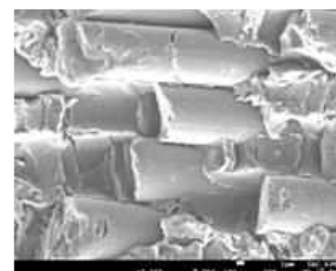
III型



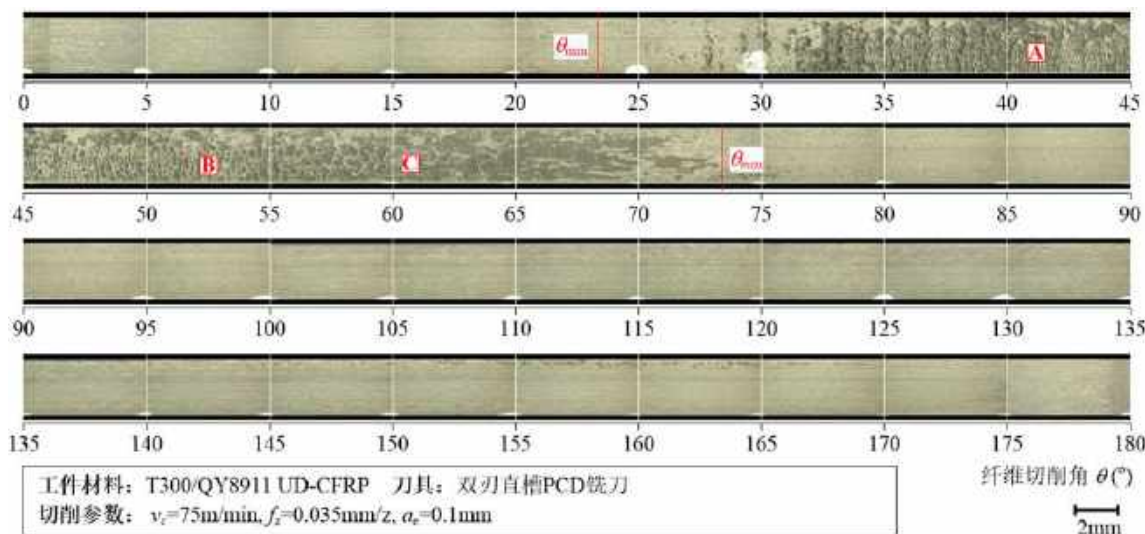
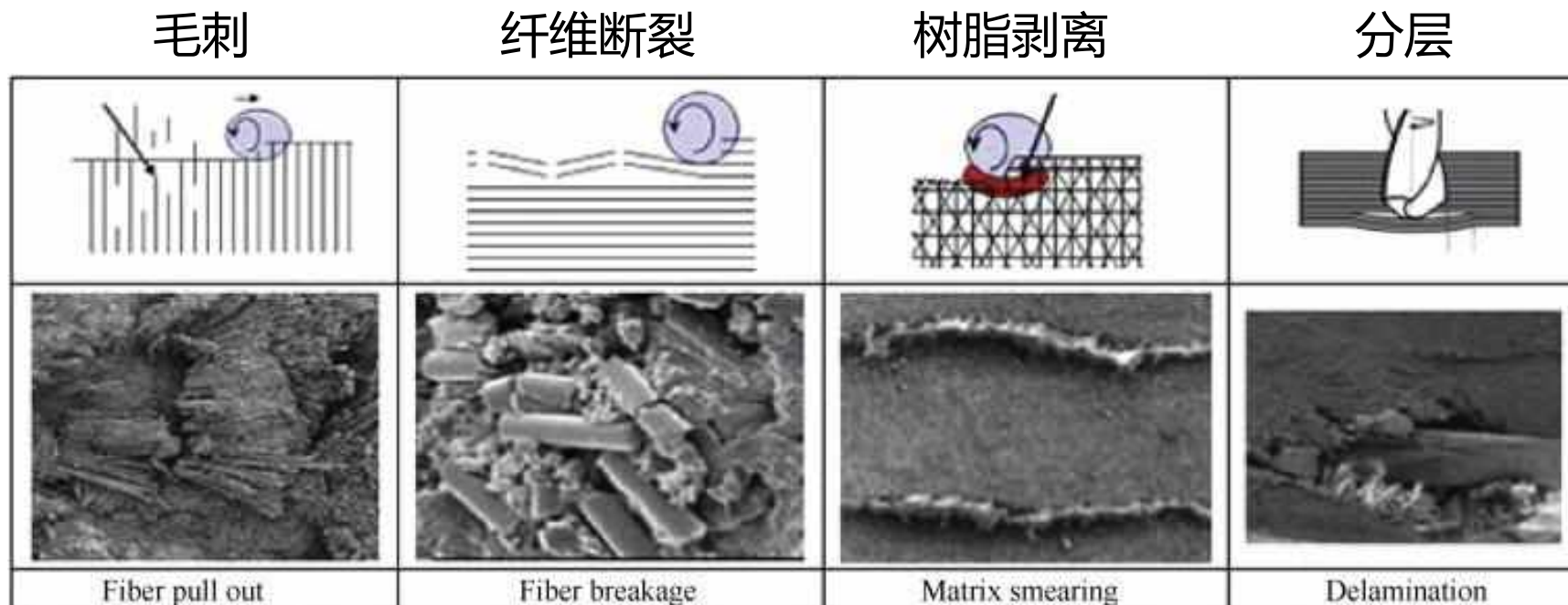
IV型



V型



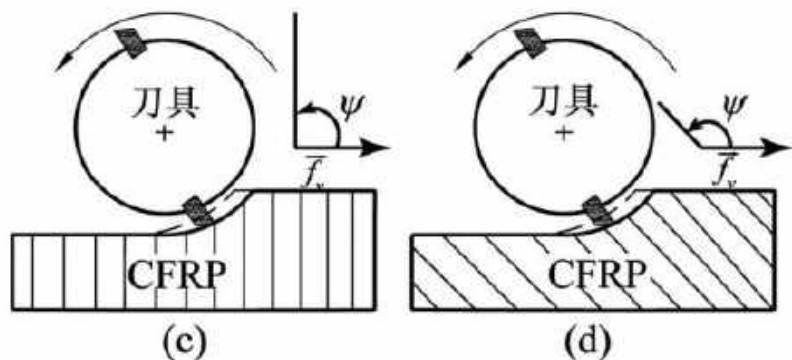
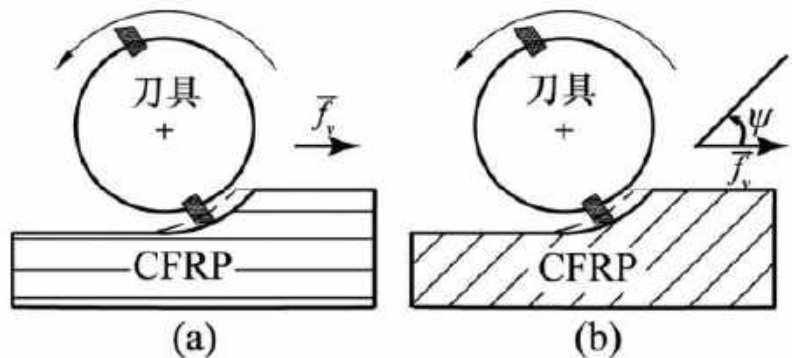
VI型



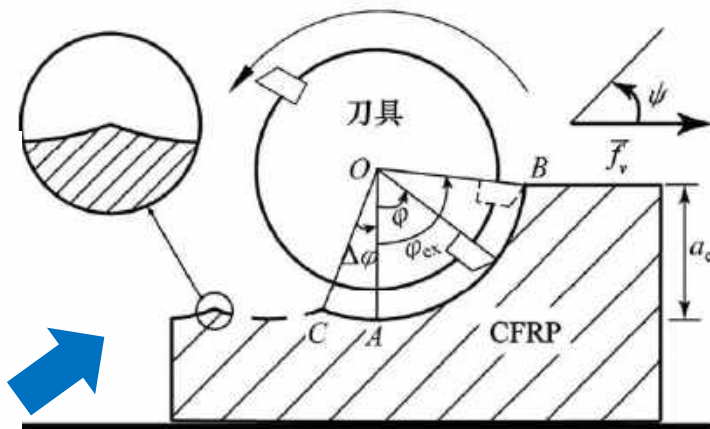
逆纤维切削区: 表层缺陷, 类似表面凹坑, 在纤维切削角较小时, 呈点状分布, 而纤维切削角较大时, 呈面状分布。



四类典型纤维方向角



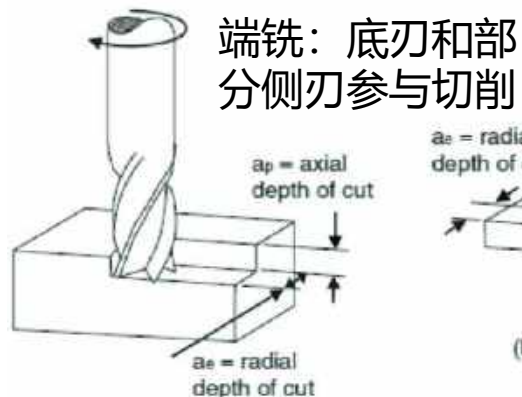
$\psi/(\circ)$: (a) 0; (b) 45; (c) 90; (d) 135



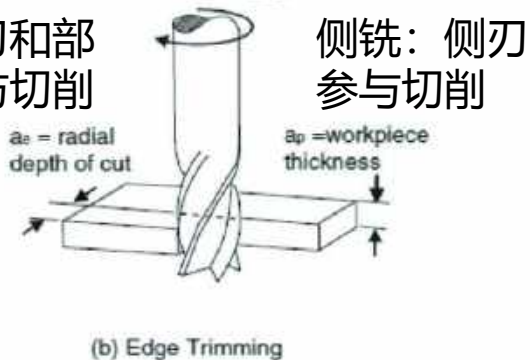
切入切出角

$$\begin{cases} \varphi_{st} = 0 \\ \varphi_{ex} = \arccos\left(\frac{R - a_e}{R}\right) \end{cases}$$

R 为刀具半径;
 a_e 为径向切深



(a) End Milling

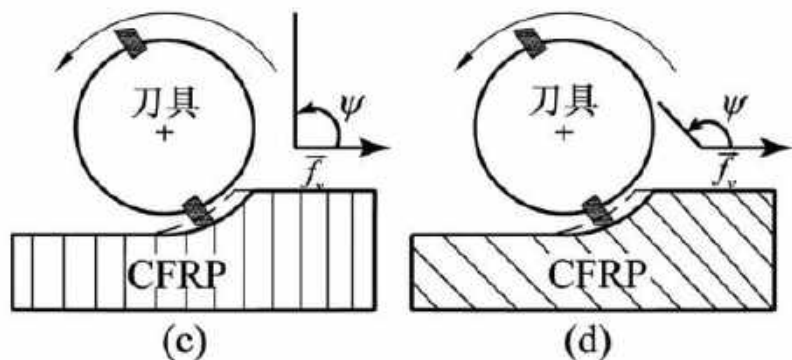
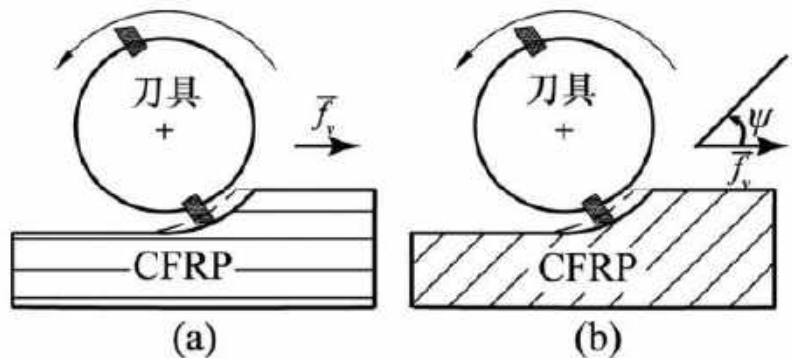


(b) Edge Trimming

不同纤维方向角下的单齿切削时间

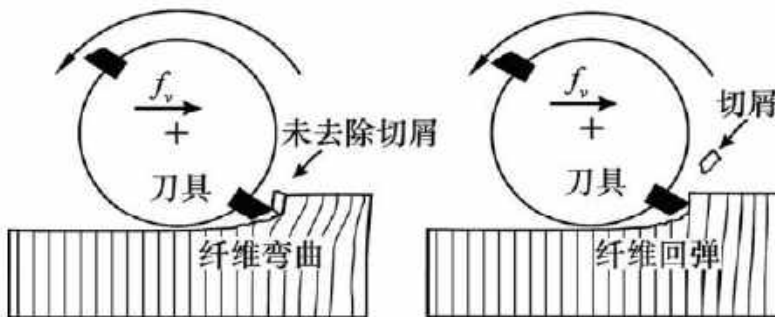
纤维方向角/(°)	单齿切削时间/ms
0	5.80
45	11.65
90	11.70
135	7.40

四类典型纤维方向角

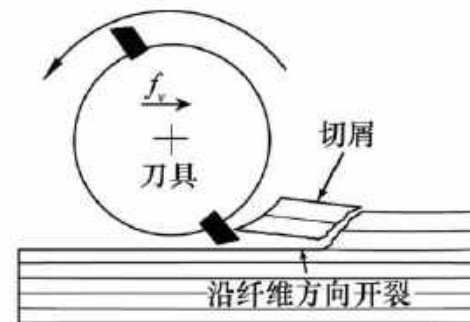


$\psi/(^\circ)$: (a) 0; (b) 45; (c) 90; (d) 135

切削过程中纤维回弹



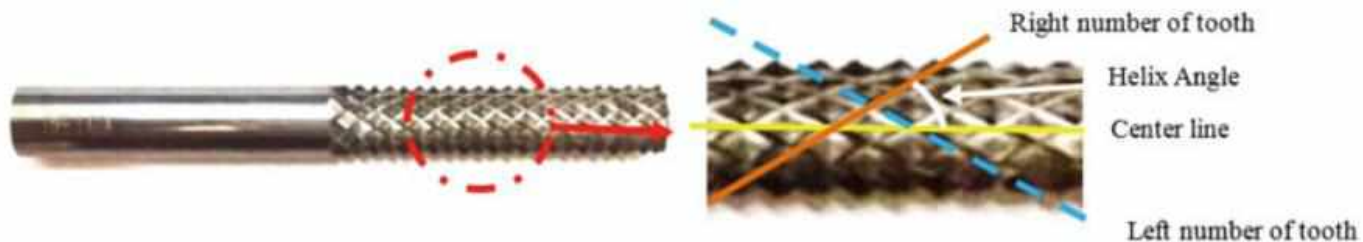
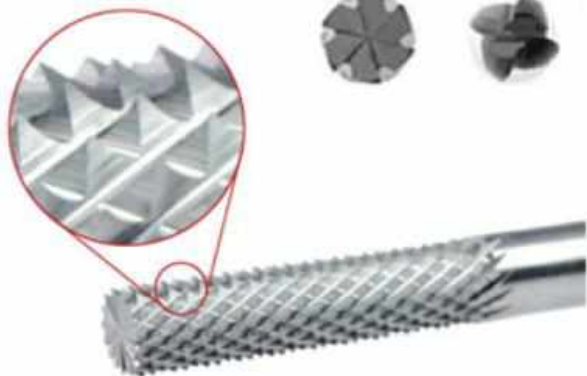
$\psi=0^\circ$ 时成屑图



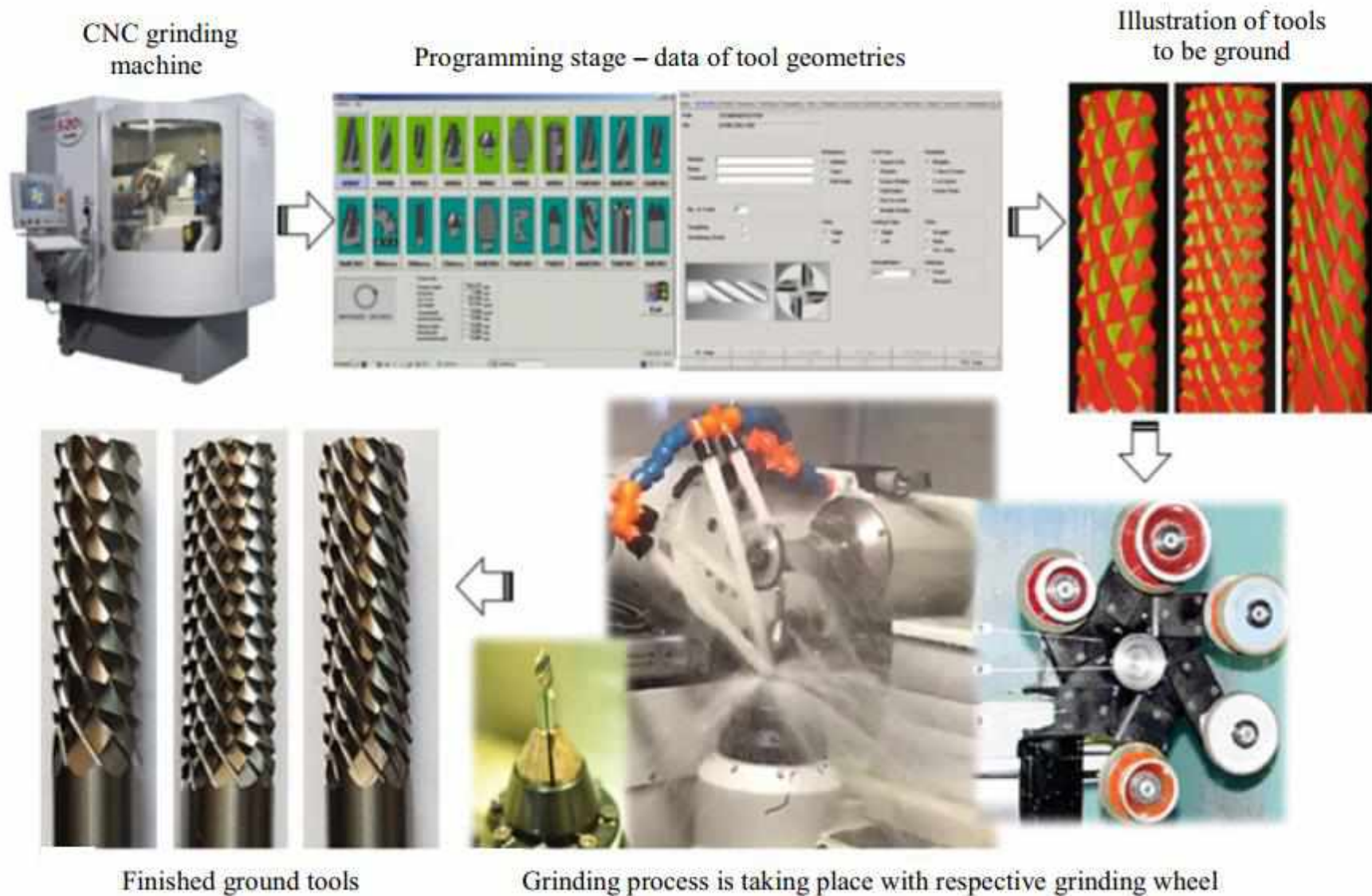
刀具材质选择



切削刃花纹设计



通过数控磨削机床对特定切削刃刀具进行制造



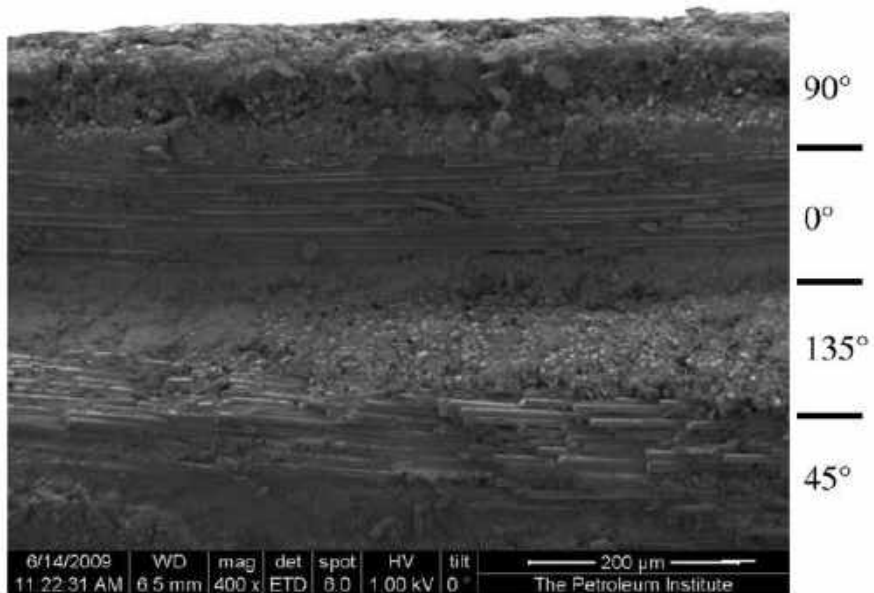
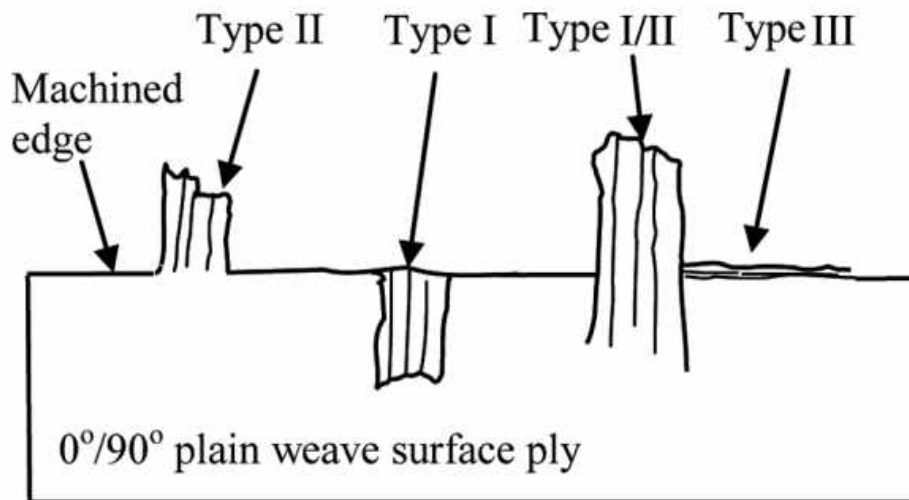
CFRP切边后损伤模式

种类1：纤维撕裂剥落

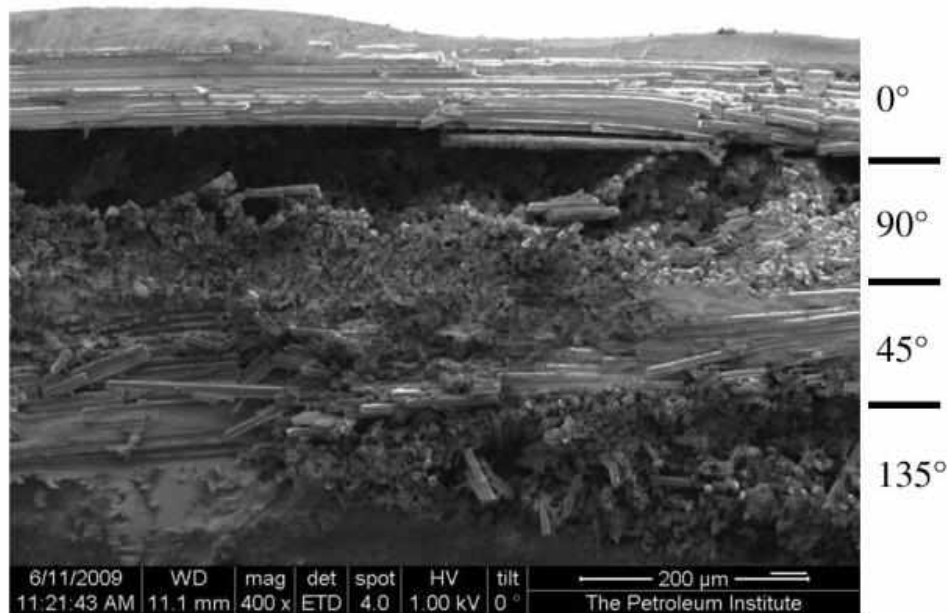
种类2：纤维突出形成毛刺

种类3：纤维脱离基体形成裂纹

种类1/2叠加：剥落+毛刺



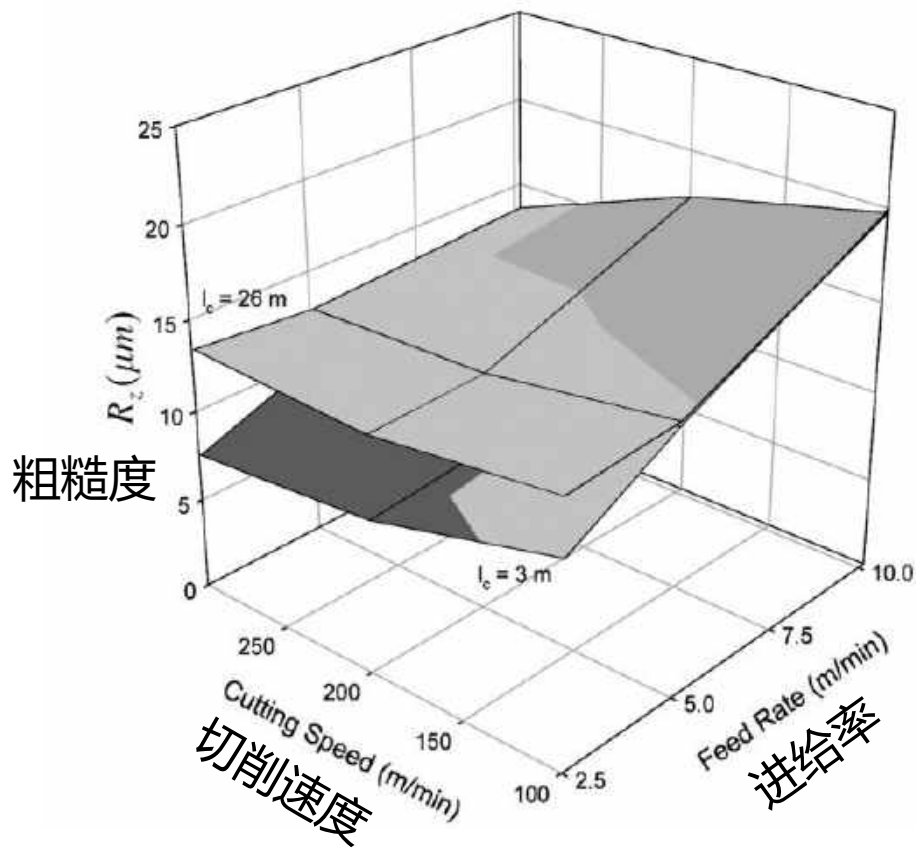
(a) $N = 15000$ rpm, $v_f = 2.54$ m/min, $a_{eff} = 0.013$ mm



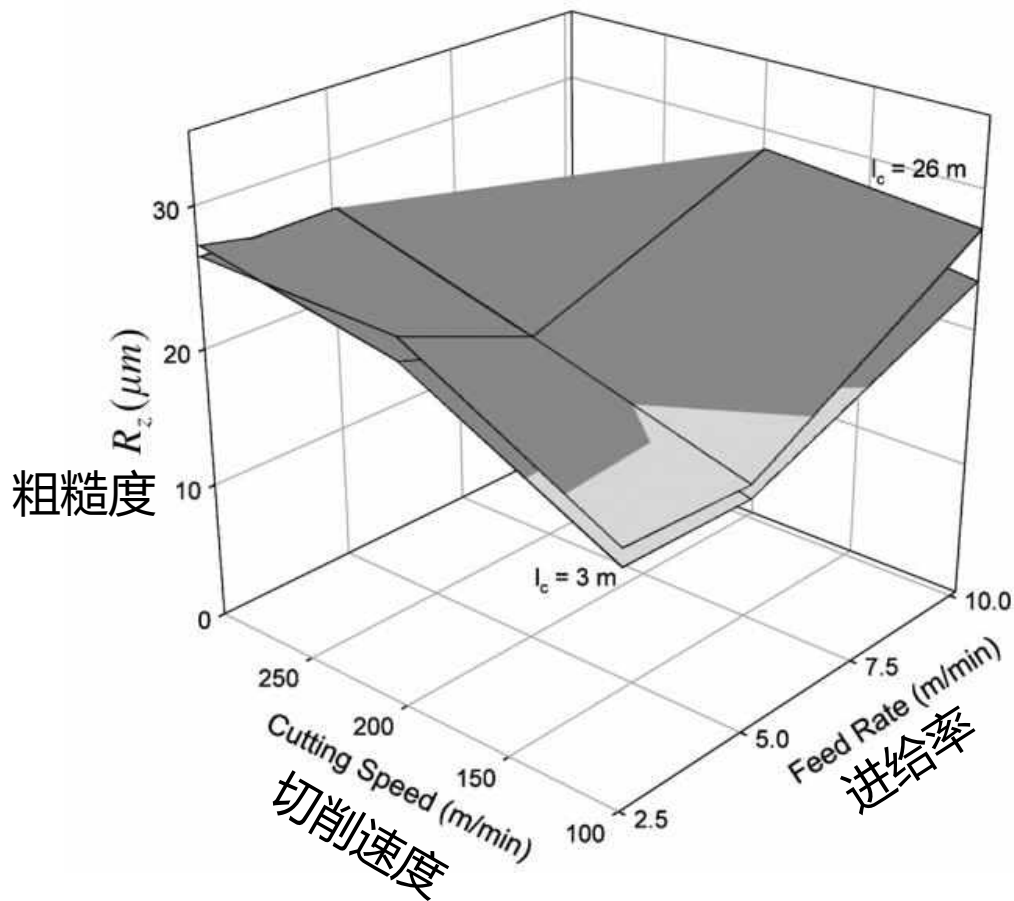
(b) $N = 5000$ rpm, $v_f = 10.16$ m/min, $a_{eff} = 0.155$ mm

表面粗糙度

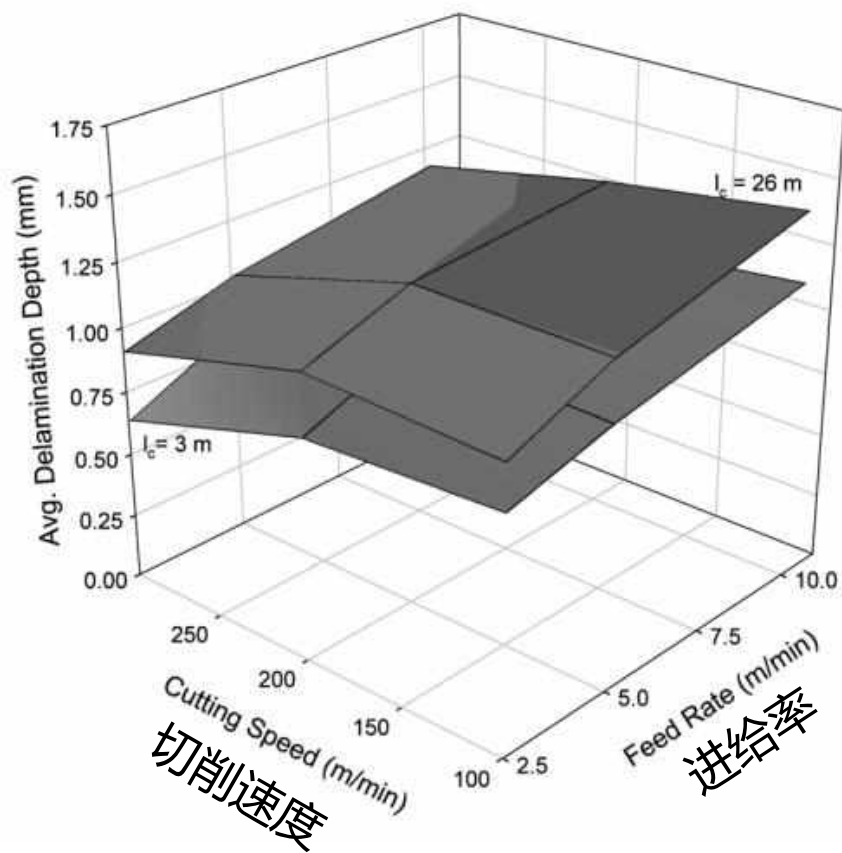
沿纤维纵向切削



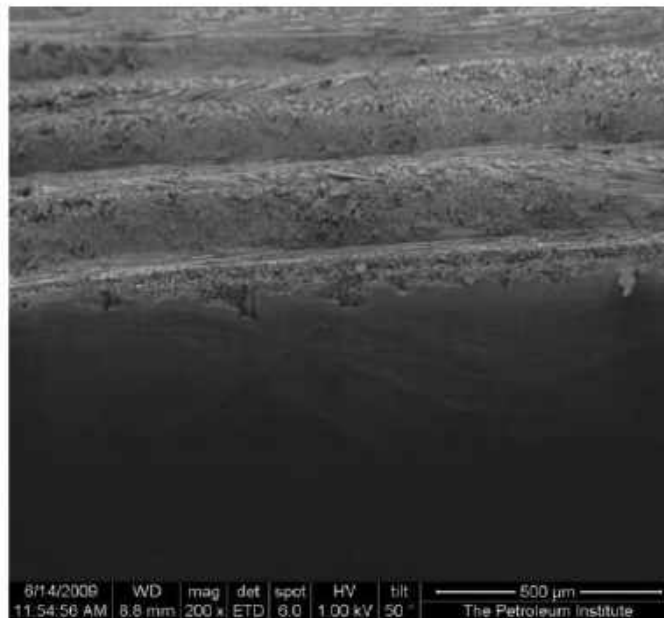
沿纤维横向切削



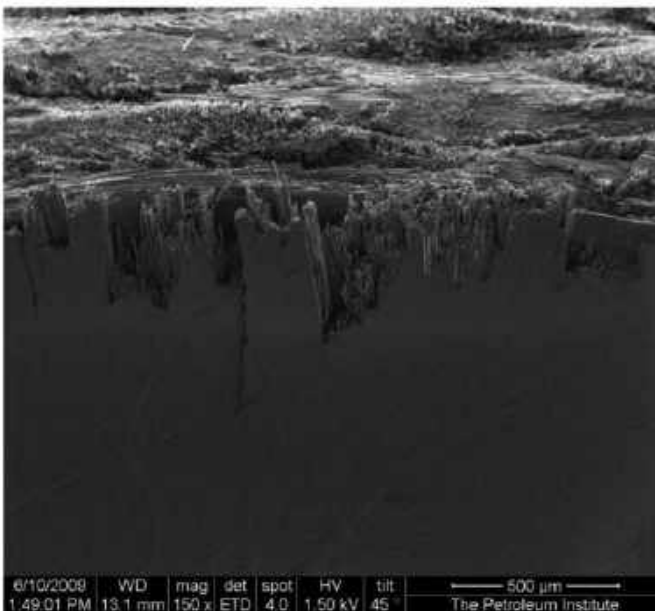
脱层深度



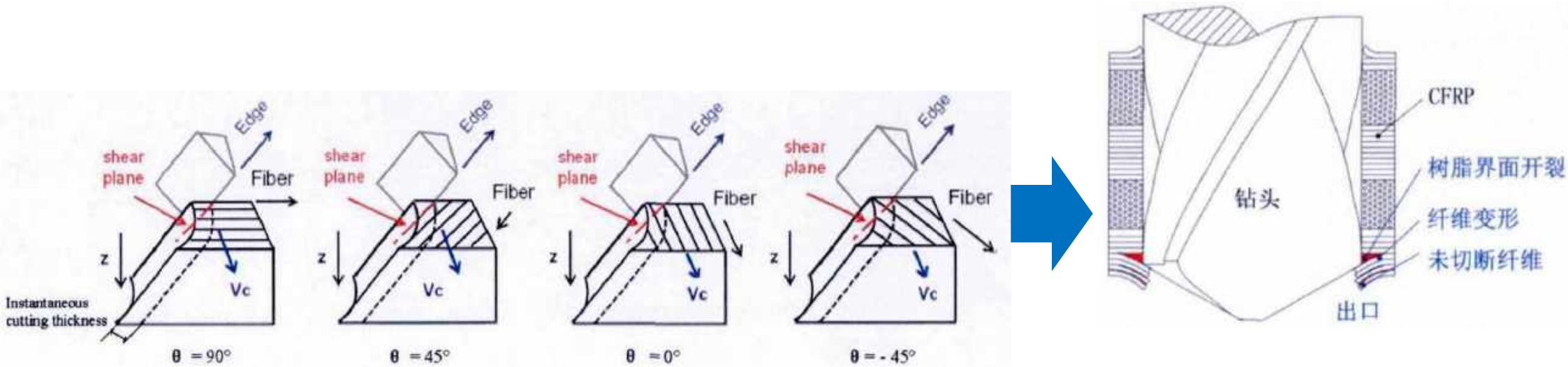
表面形貌



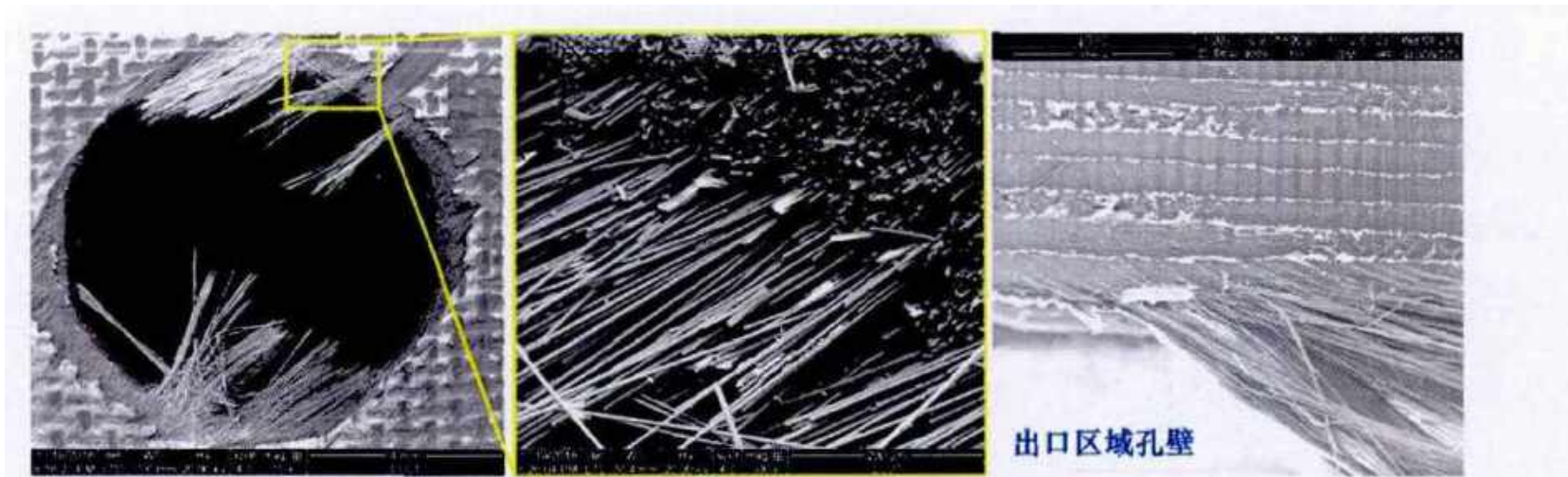
(a) $N = 15000\text{ rpm}$, $v_f = 2.54\text{ m/min}$, $a_{eff} = 0.013\text{ mm}$



(b) $N = 5000\text{ rpm}$, $v_f = 10.16\text{ m/min}$, $a_{eff} = 0.155\text{ mm}$



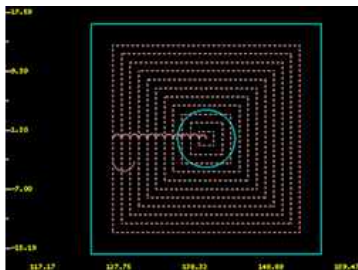
钻削CFRP的相间损伤



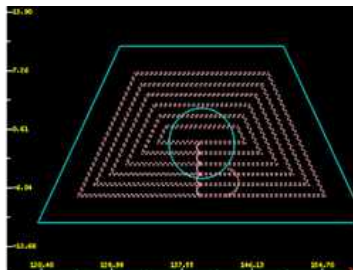
航天产品结构件上常见的异形孔



异形孔加工路径



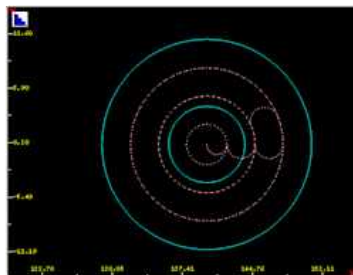
矩形孔



梯形孔



三角形孔



圆形孔

工艺方案

逐层铣削



螺旋铣孔

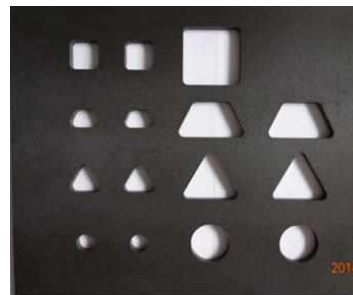
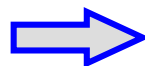


预钻孔+端铣刀扩孔

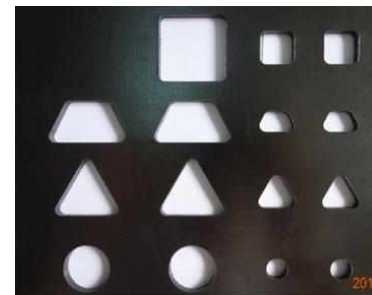


- 方案1：入口撕裂现象严重。
- 方案2：出口毛刺现象严重。
- 方案3：端铣刀后刀面磨损严重

麻花钻预钻孔+菠萝铣刀扩孔



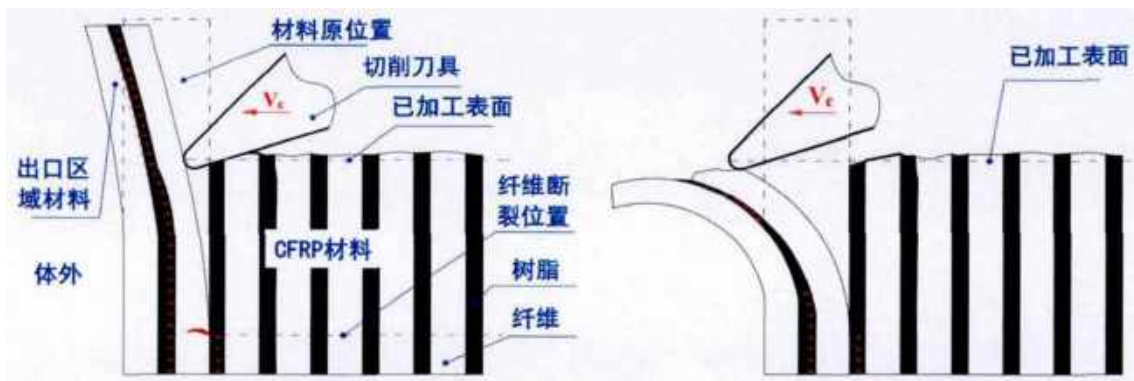
入口形貌



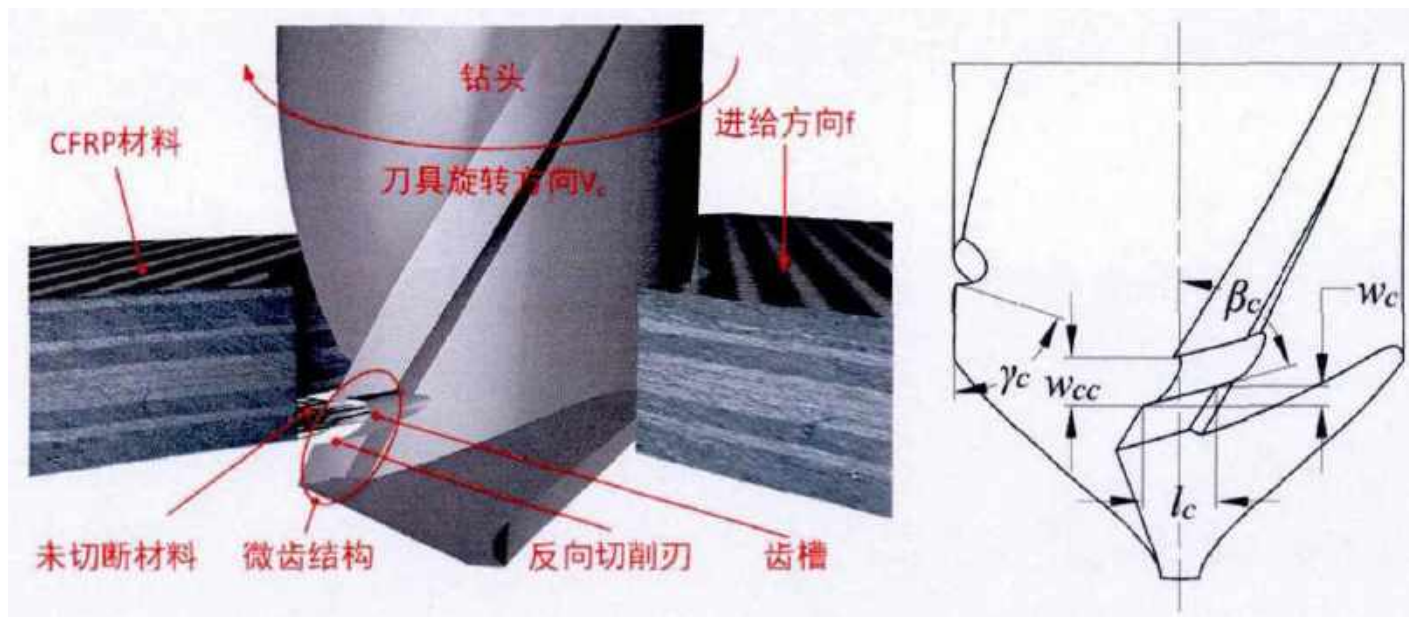
出口形貌

钻孔过程中毛刺形成机理：

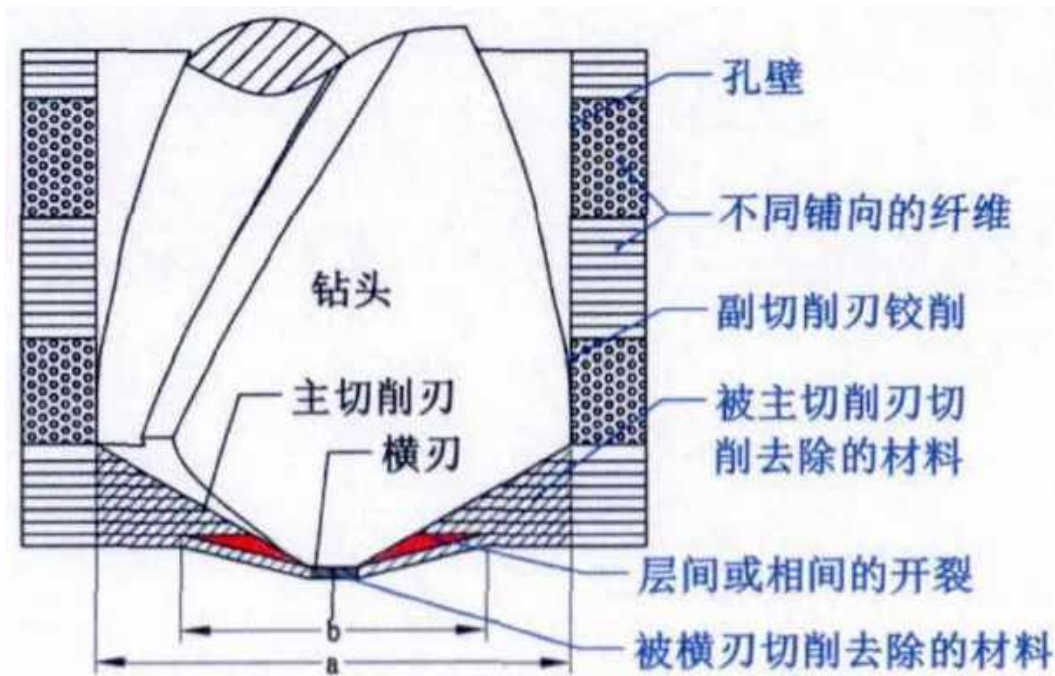
纤维弯曲变形后未达到断裂极限



反向剪切功能的微齿结构



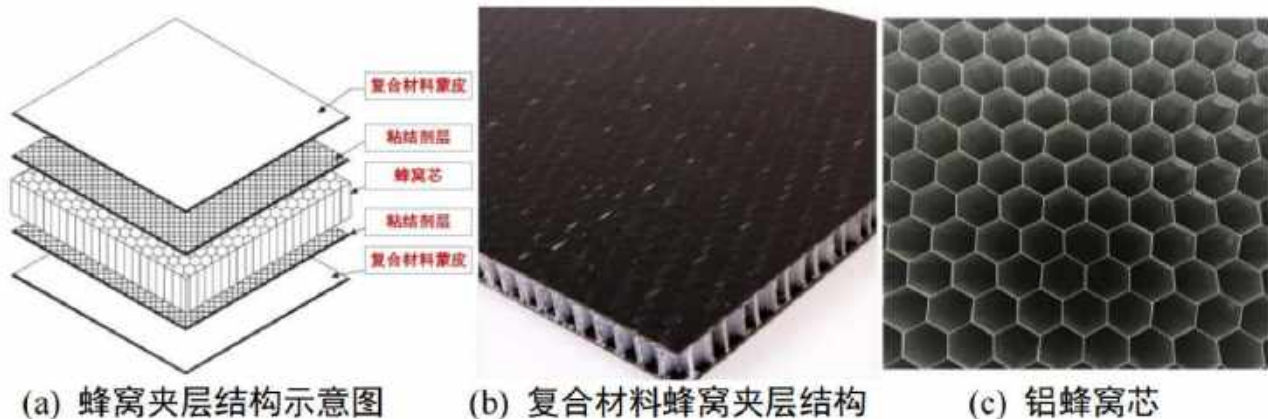
不同切削刃的材料去除示意



大连理工大学贾振元院士团队在这个领域的创造性贡献，是“基于“微元去除”和“反向剪切”原理，先后发明三类9个系列的制孔、铣削等刀具，实现了这种难加工材料的低损伤高质量加工，寿命高于进口刀具的2-7倍，价格仅为1/6-1/4



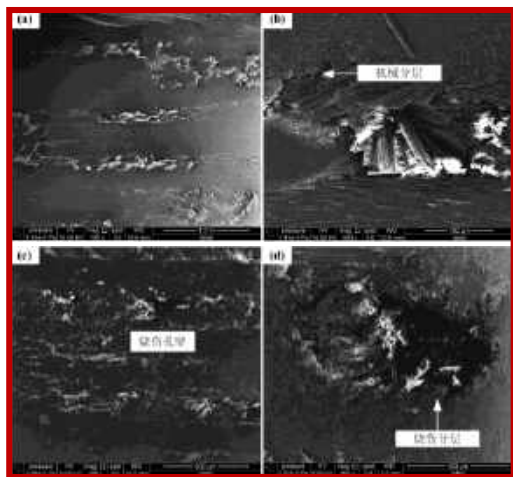
典型航天整体复合材料蜂窝夹层结构件



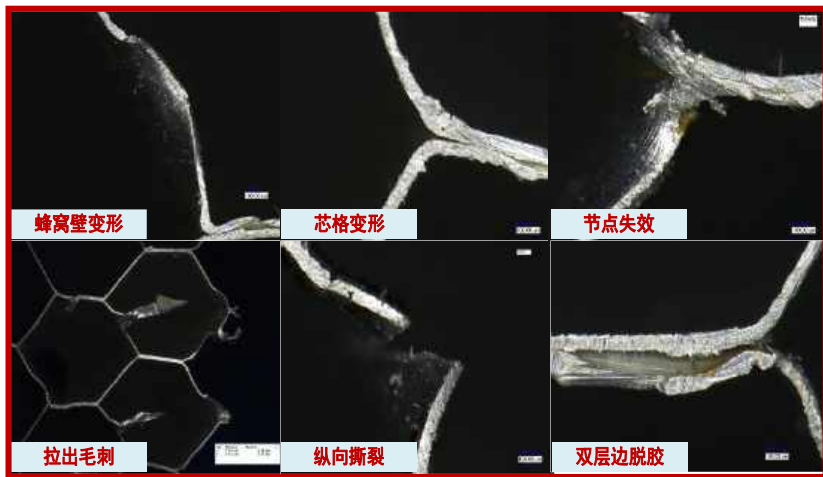
蜂窝夹层结构及蜂窝芯



卫星返回舱侧壁



CFRP蒙皮加工缺陷

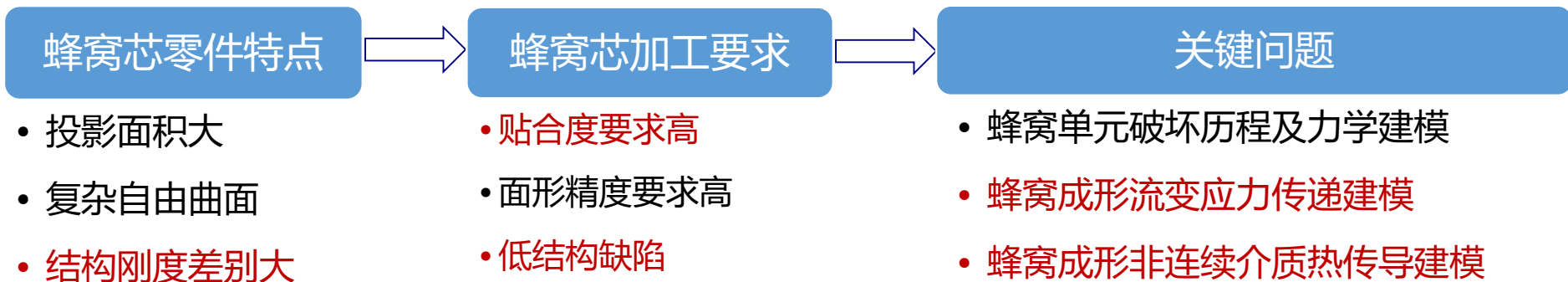


蜂窝芯加工缺陷

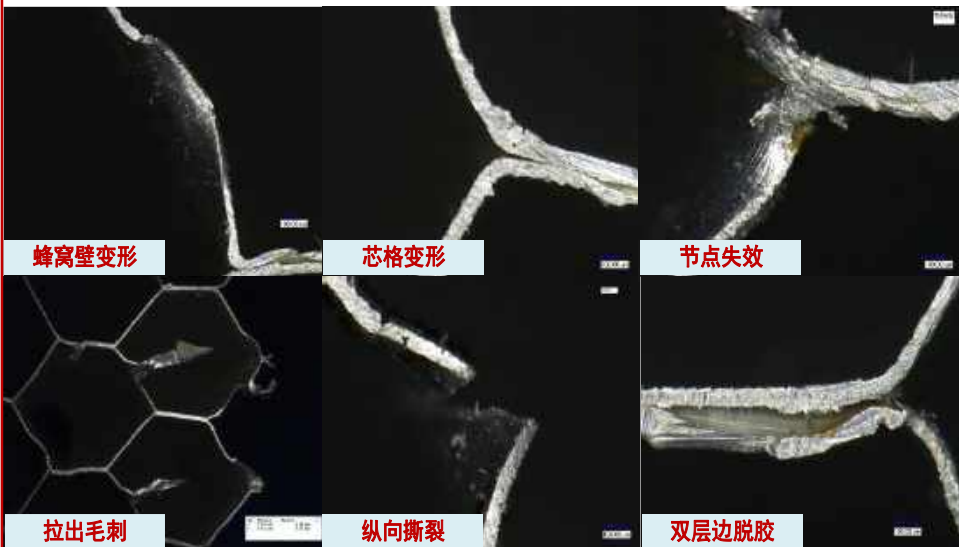


长征五号整流罩

蜂窝芯材料加工关键问题



在切削力作用下容易使蜂窝壁产生弯曲，蜂窝孔格将产生塑性屈服、蠕变、脆性断裂而导致**最终坍塌，造成不可修复的损伤。**



蜂窝芯加工缺陷

- ✓ 蜂窝芯材料的力学性能随蜂窝壁缺陷数量的增加而急剧降低;
- ✓ 当5%的蜂窝壁存在缺陷时，会导致蜂窝芯材料模量和强度降低超过35%;
- ✓ 当35%的蜂窝壁存在缺陷时，会导致蜂窝芯材料模量和强度完全丧失;
- ✓ 在运载火箭中使用的大型蜂窝构件，对装配中的脱胶总面积的要求是必须低于蒙皮总面积的0.5%。

优势

1. 切割时无热变形
2. 材料适应性广
3. 切口光滑平整
4. 切割精度高
5. 节约材料
6. 环保

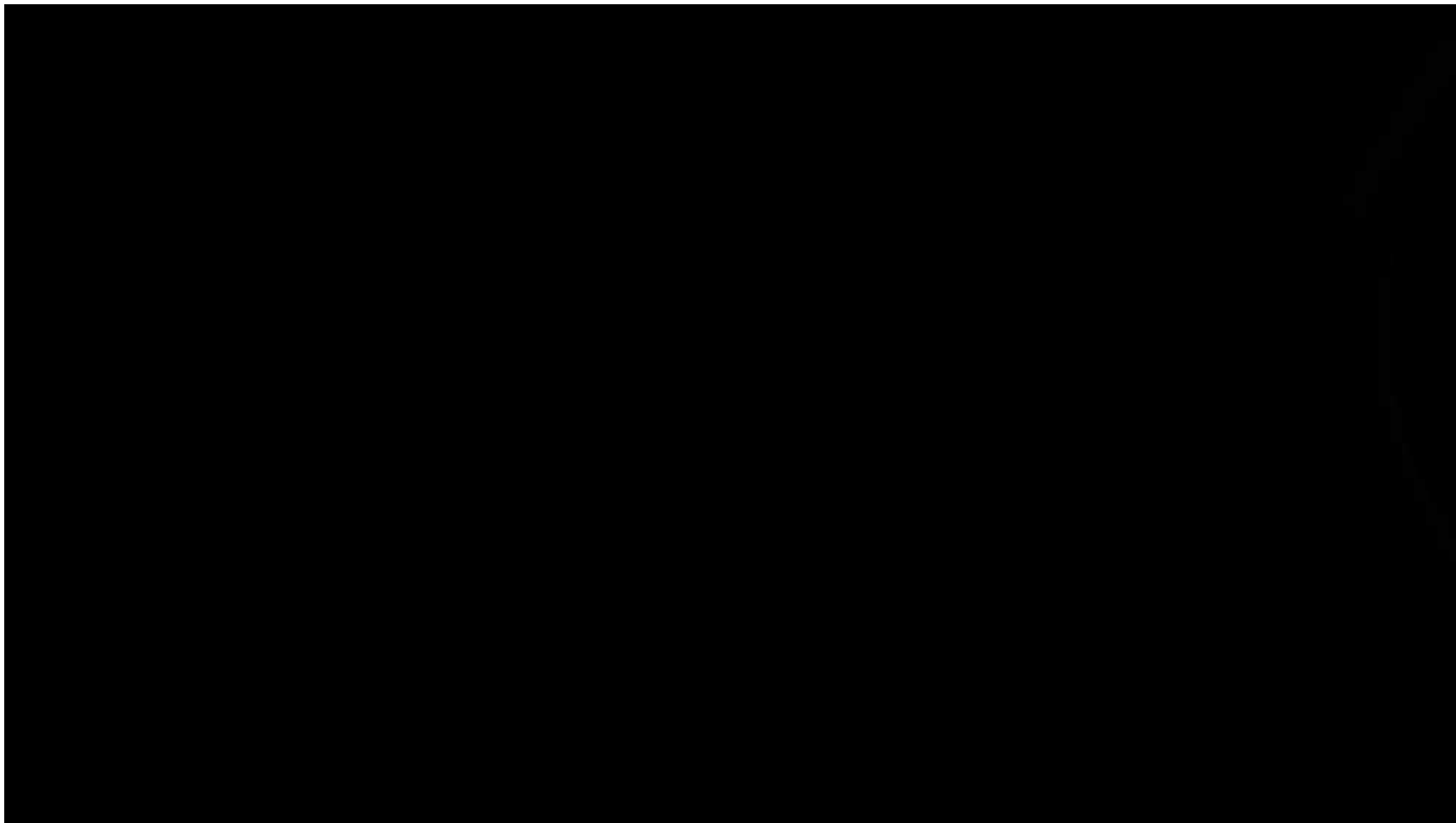
超高压水射流切割机床以水流为切割介质，是一种“冷”切割工艺。



优势

1. 效率高
2. 材料适应性广
3. 灵活度高
4. 加工过程无机
械变形
5. 加工精度可达
微米级

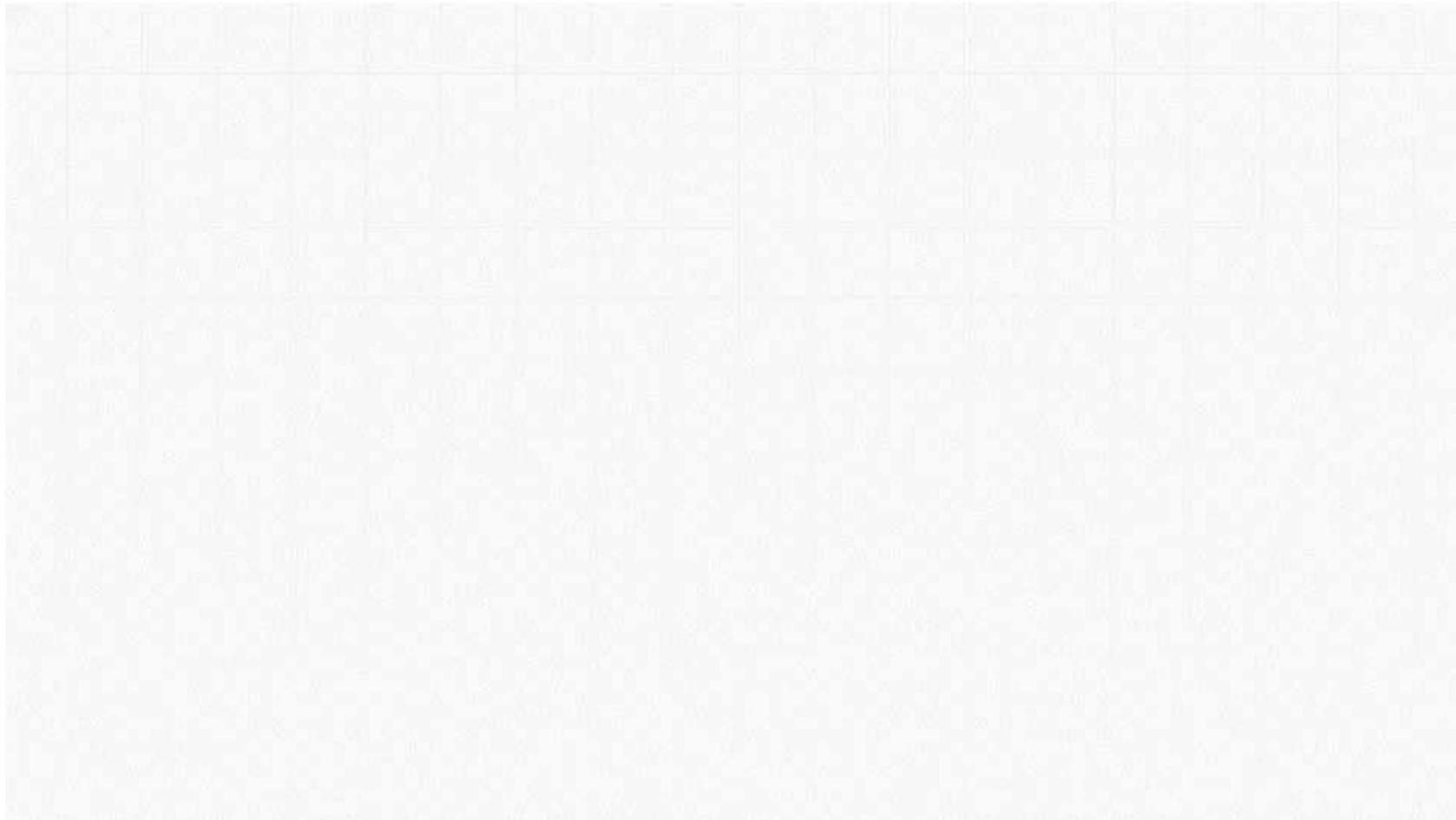
激光加工属于无接触加工，并且高能量激光束的能量及其移动速度均可调，因此可以实现多种加工的目的。它可以对多种金属、非金属加工，特别是可以加工高硬度、高脆性及高熔点的材料。

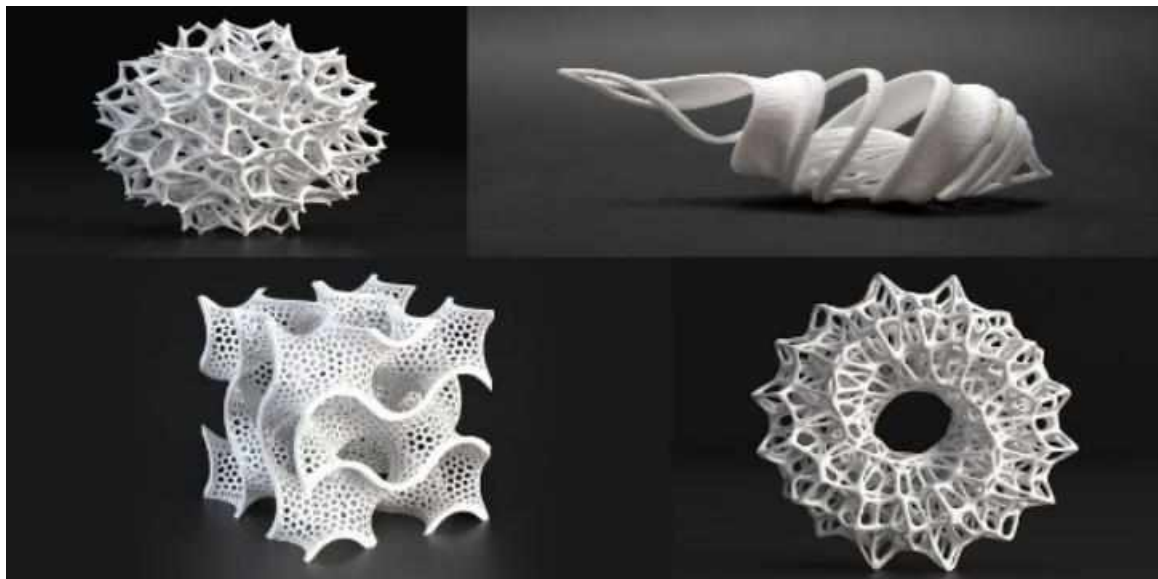
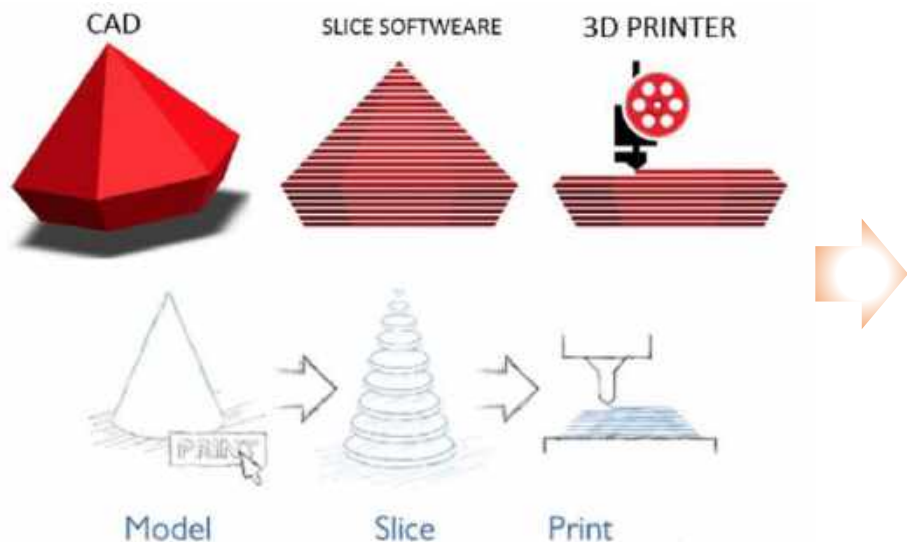


频率高于20 KHz的声波被称为超声波。超声加工就是利用超声振动，将高频振动能量附加到机械加工过程中的一种特种加工方法，英文简称为USM。

优势

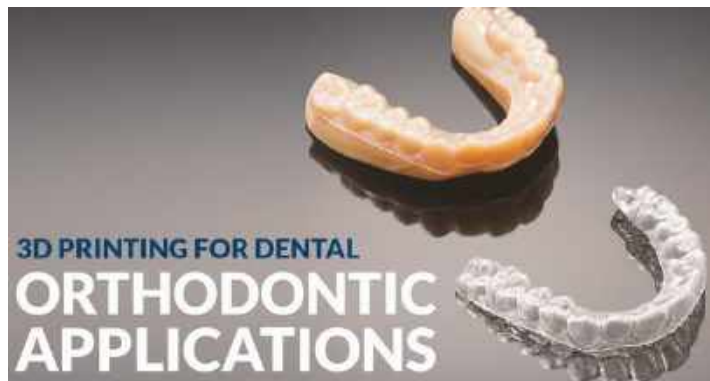
1. 适合硬脆性难加工材料
2. 大幅减小切削力、热
3. 改善崩边、毛刺现象
4. 加工精度高



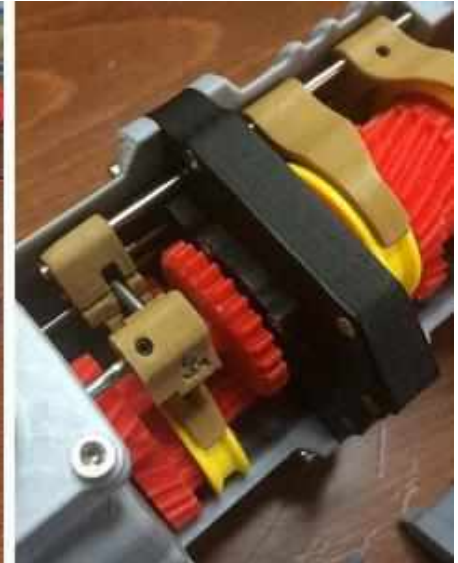
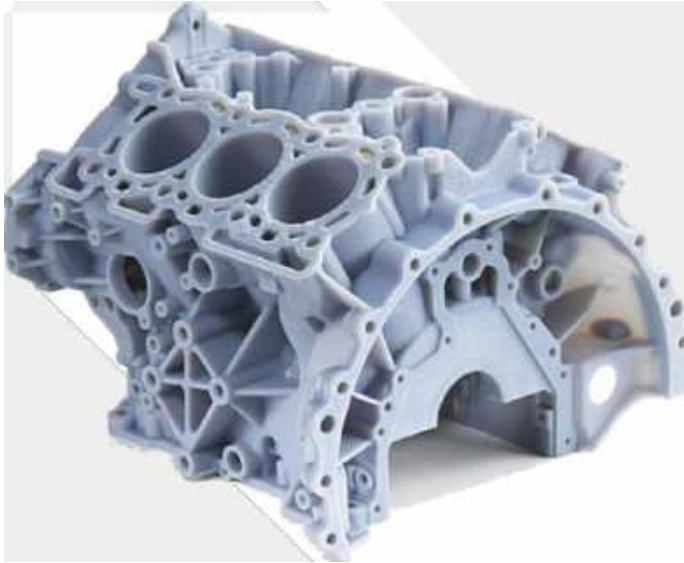


将模型切片二维化，再逐层堆叠制造，可成型传统工艺无法制造的任意复杂结构

高性能塑料的3D打印技术已经深入到生活的方方面面



高性能塑料的3D打印技术在机械工程领域的应用也日益增多



高性能塑料的3D打印技术已经在无人机制造领域大量使用



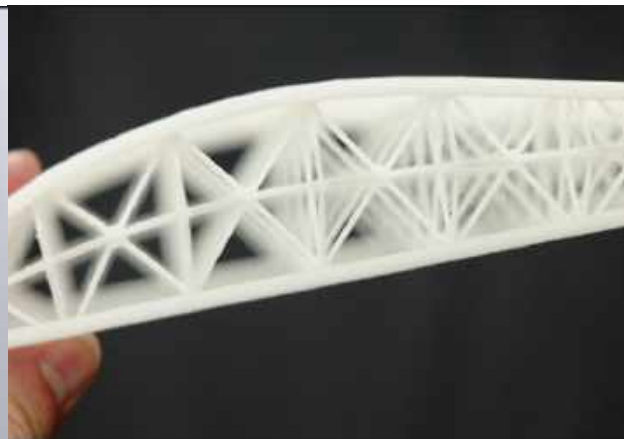
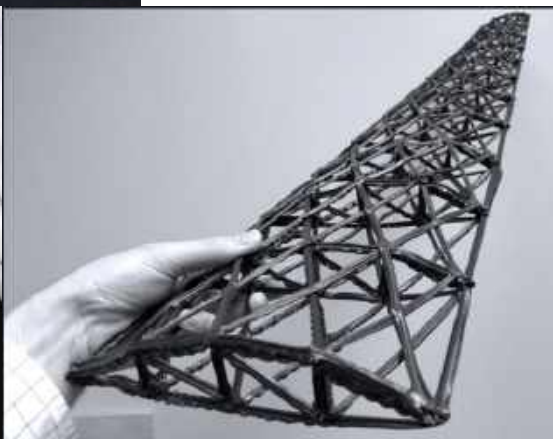
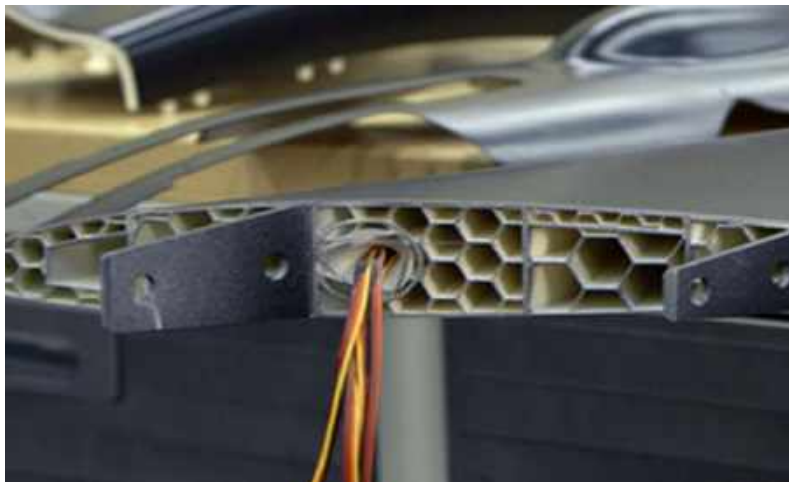
美军已投入实用的快速3D打印成型单兵无人机



空客公司测试全3D打印高技术概念飞行器

极光飞行科学公司制造的世界首台全3D打印涡喷飞机

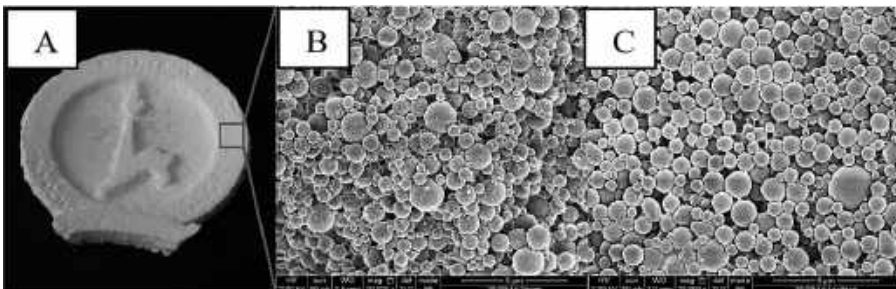
3D打印工艺颠覆了的传统结构设计方法，大量轻质、高强、功能化新型结构出现



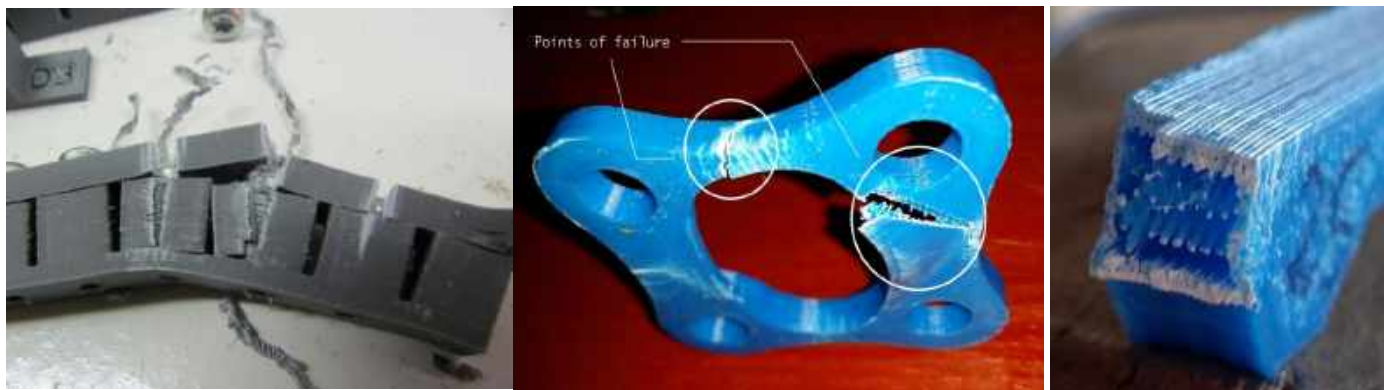
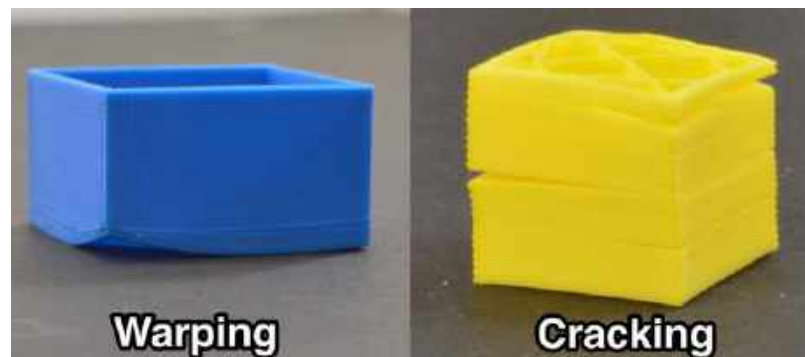
3D打印的机翼结构颠覆了传统的梁、肋、桁设计

NASA工程师提出的新型机翼结构

离散的粉末、颗粒形成的塑料3D打印制品性能和质量低，无法达到关键承力的使用要求



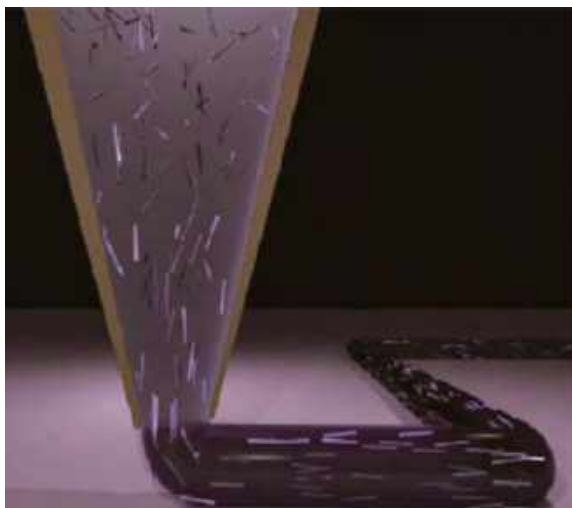
3D打印塑料结构的微观照片



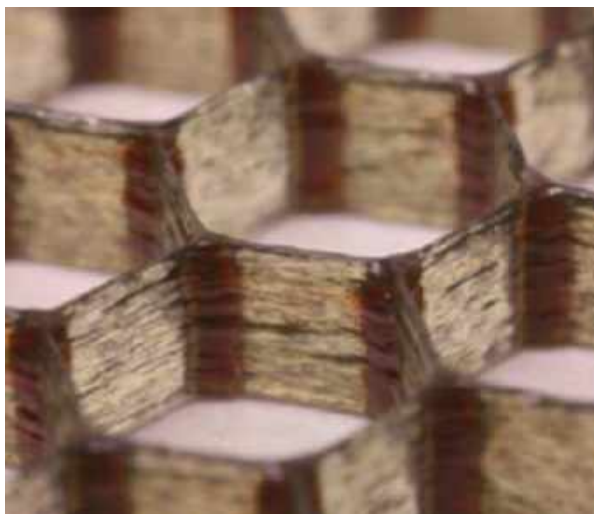
仅塑料颗粒材料的逐层冷却堆叠，结构强度差，极易出现裂纹、破口及变形等失效行为

3D打印零件的强度、刚度、耐疲劳性、耐磨性无法满足实际工程需求

塑料共混入短切纤维的复合材料打印技术



Harvard大学团队在热固性树脂中加入短切纤维



混杂短切碳纤维的蜂窝结构



加入短切纤维的复合材料零件

材料种类	拉伸强度
短切纤维增强复材	45 Mpa
连续纤维增强复材	316 Mpa

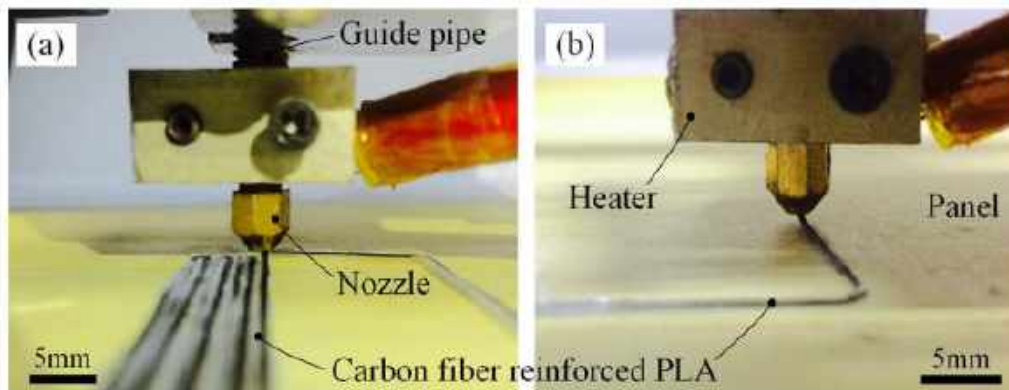
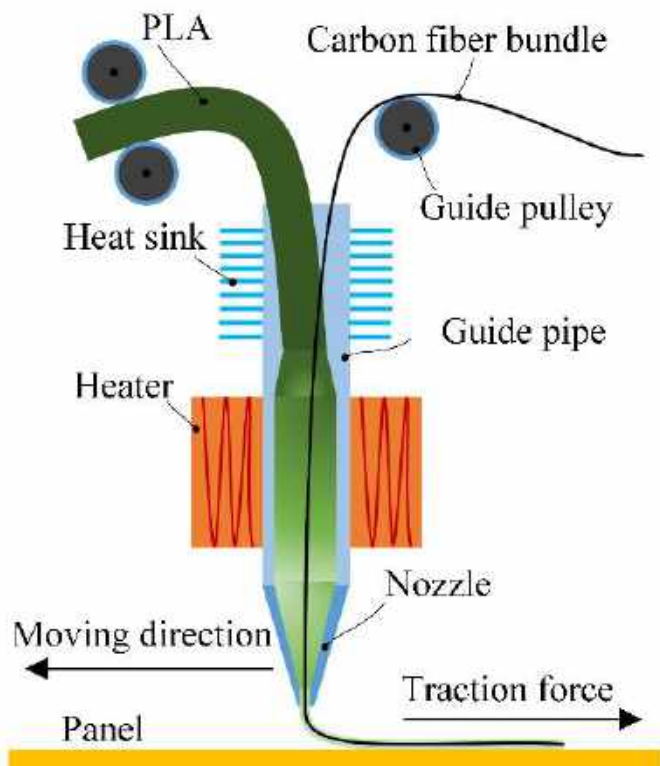
连续纤维增强复合材料3D打印技术亟待发展

连续纤维增强复合材料

3D打印技术关键难题：

- 1 连续柔性纤维的断丝、阻塞
- 2 无连续打印轨迹规划方法
- 3 纤维-树脂界面浸润不充分

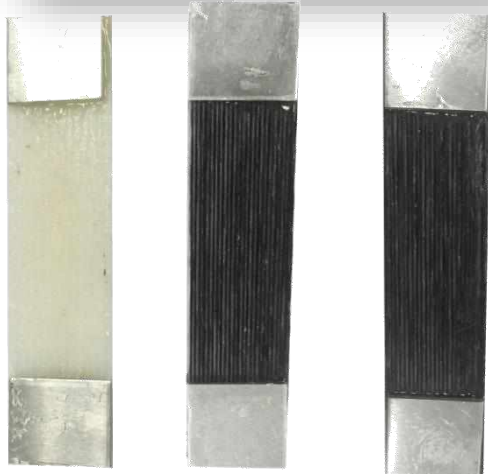
2015年提出了连续纤维增强复合材料3D打印技术，并发表相关论文



典型复合材料零件打印

打印精度：
0.01mm
打印速度：
120mm/min
成型尺寸：
180×150×200 mm

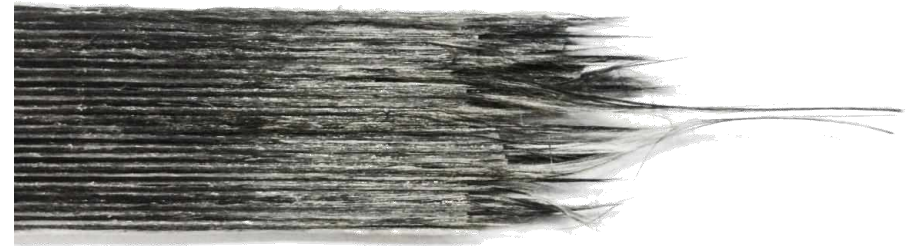
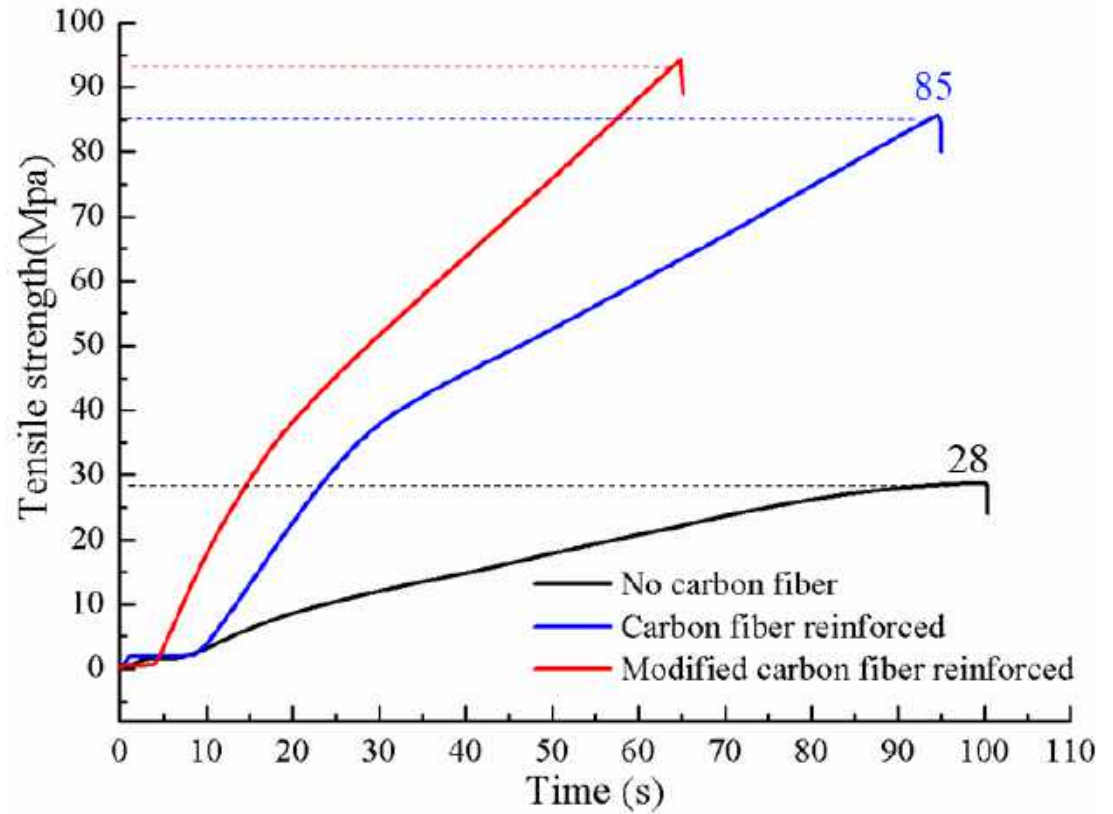
力学性能测试:



Pure PLA

Carbon fiber

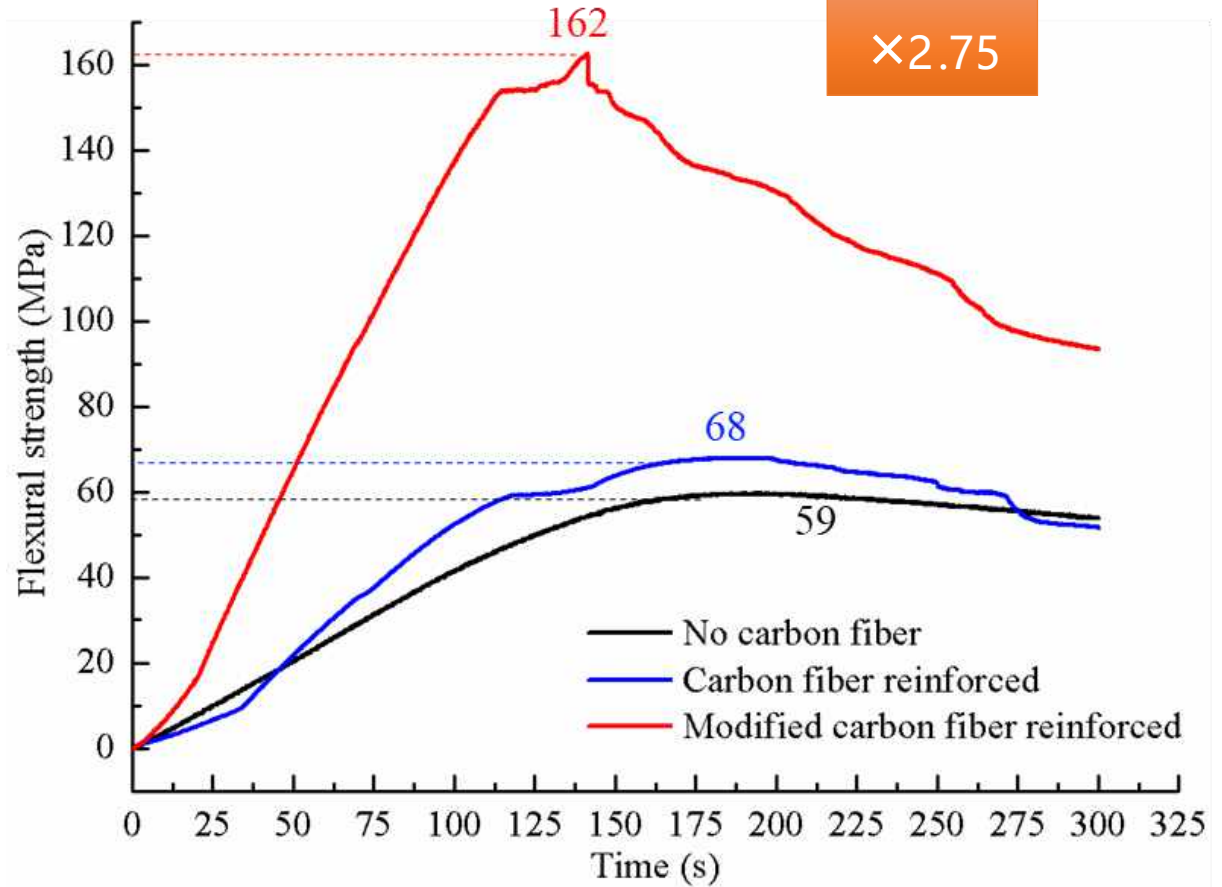
Modified
Carbon fiber



力学性能测试:



Pure PLA Carbon fiber Modified Carbon fiber



随着航空航天产品减重设计要求日益严苛，全复合材料点阵结构已经广泛应用于各类航空航天产品中



b



d



e



c



f

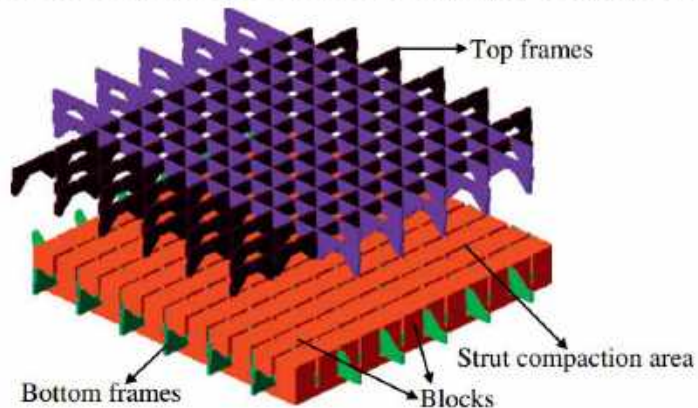


g

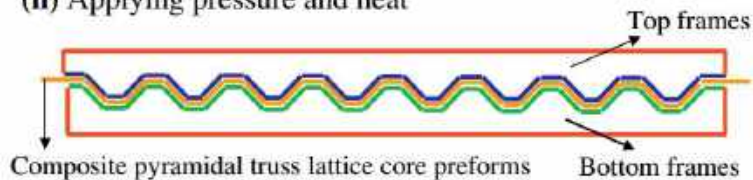
a, b 为民用飞机的蒙皮点阵夹层结构; d, e 为运载火箭筒段壳体夹心; c, f, g 为其他点阵结构材料

复材点阵夹心传统的制造方法

(i) Assembling the bottom parts and laying up the prepreg



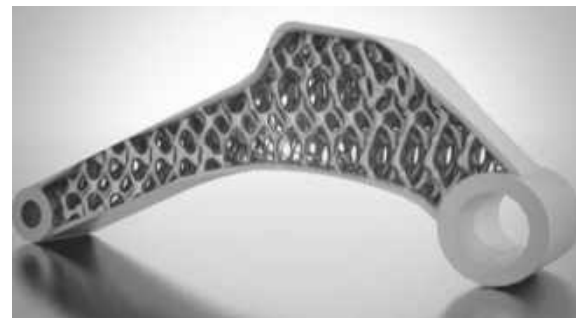
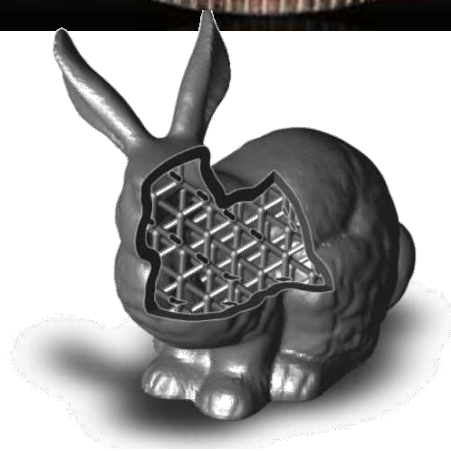
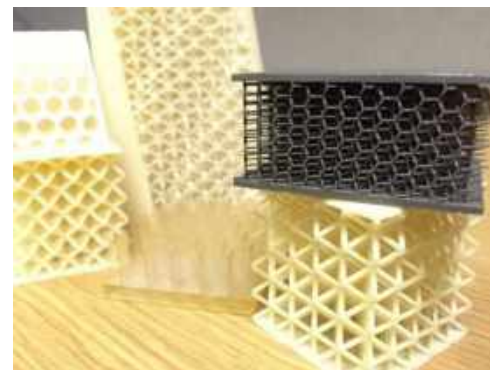
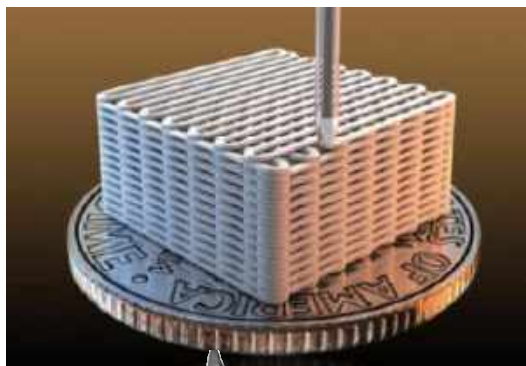
(ii) Applying pressure and heat



复合材料点阵结构的成型模具及成型过程

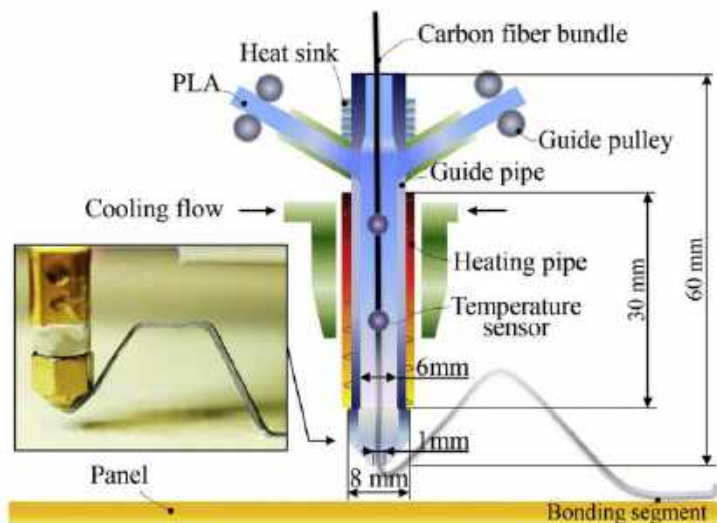
复杂组合模具、操作繁琐、一模对一件

点阵夹心的3D打印方法



任意形状、高可设计性、高制造灵活性

连续纤维复合材料自由悬空3D打印技术



自由悬空打印装备示意图

平面打印:

打印精度:

0.01mm

打印速度:

200mm/min

成型尺寸:

290×300×280 mm

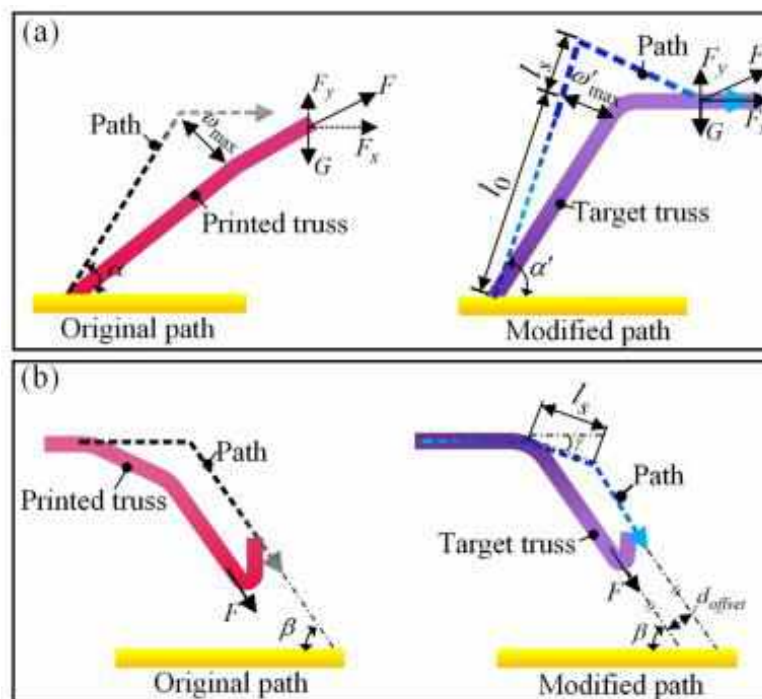
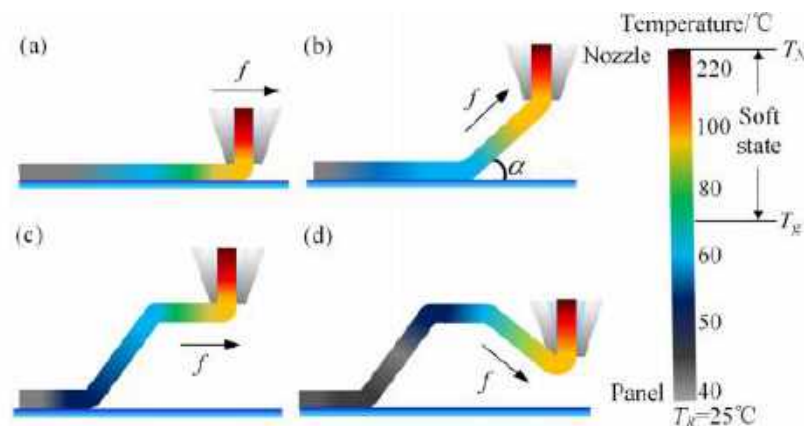
空间打印:

打印精度:

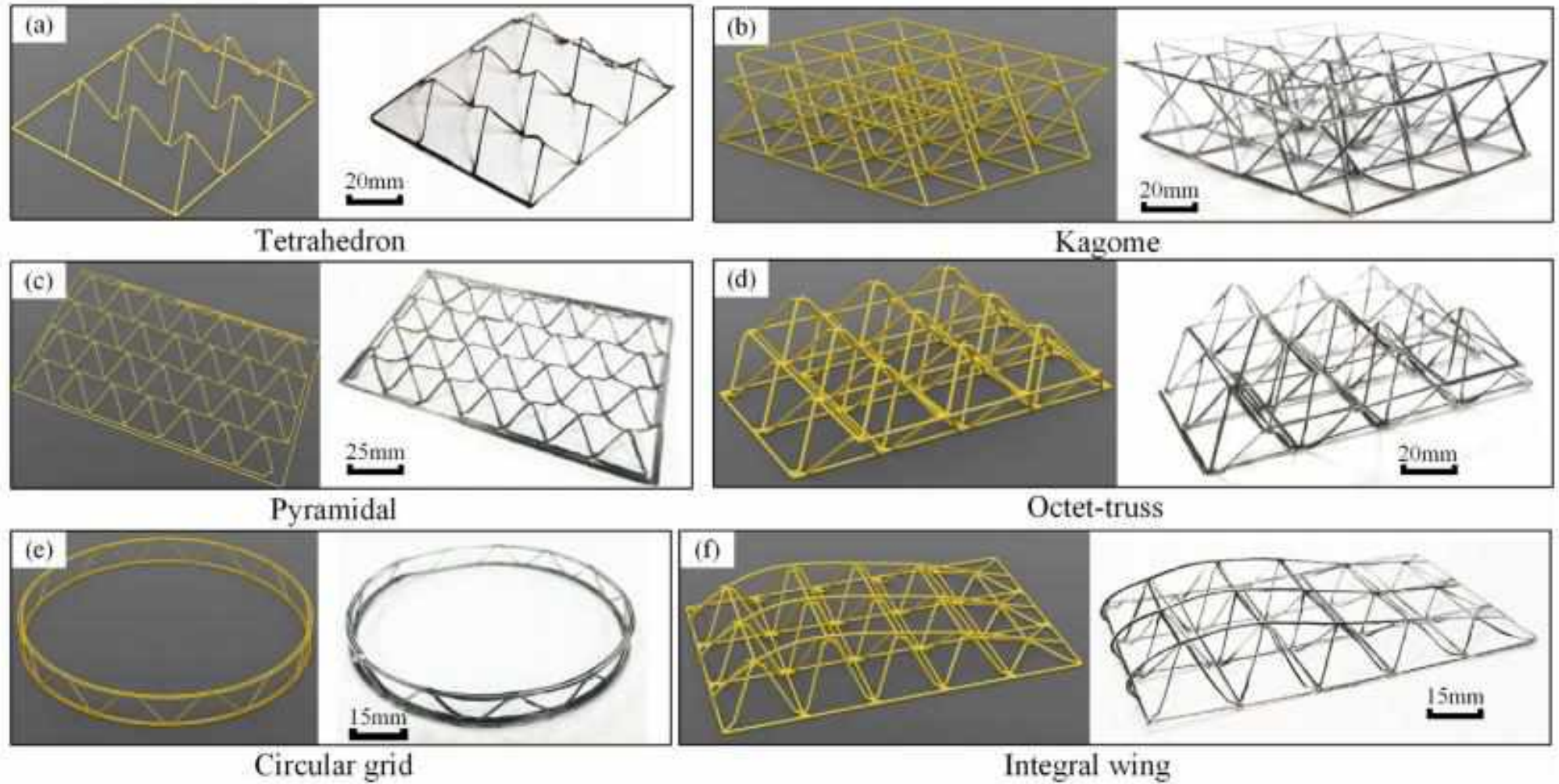
0.1mm

打印速度:

100mm/min

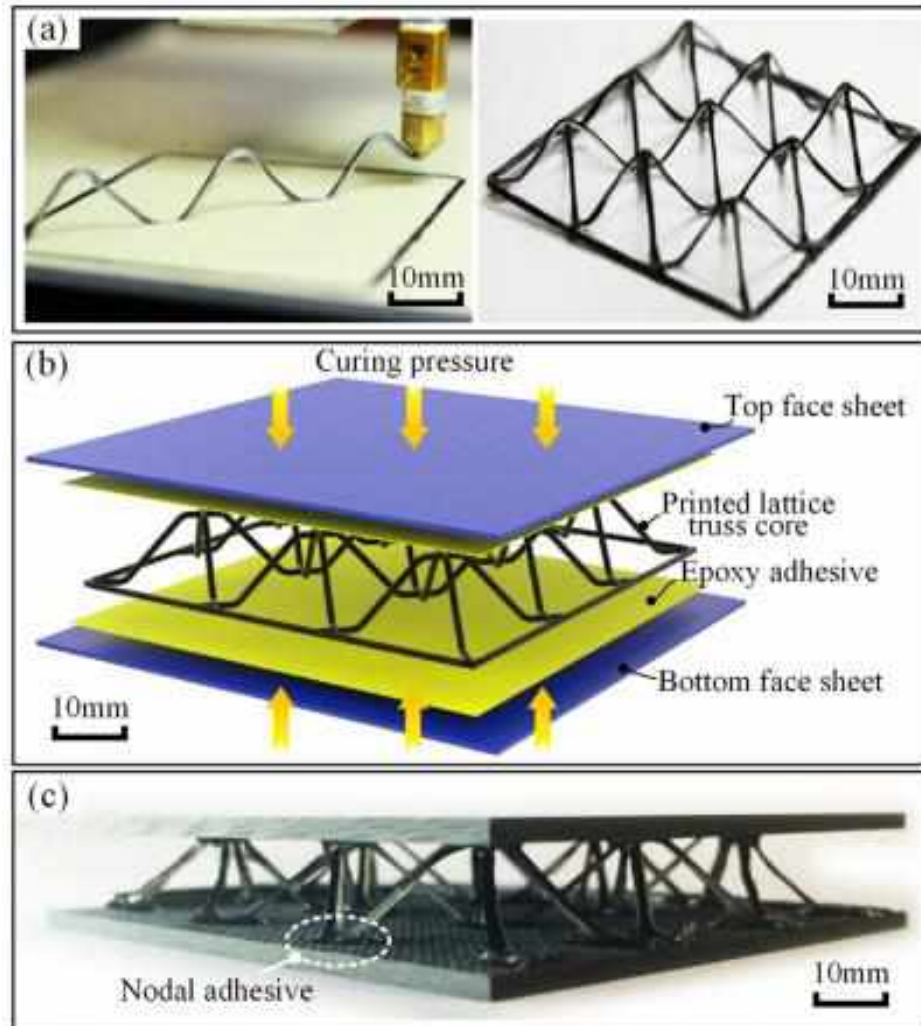


自由悬空3D打印轨迹补偿算法示意图

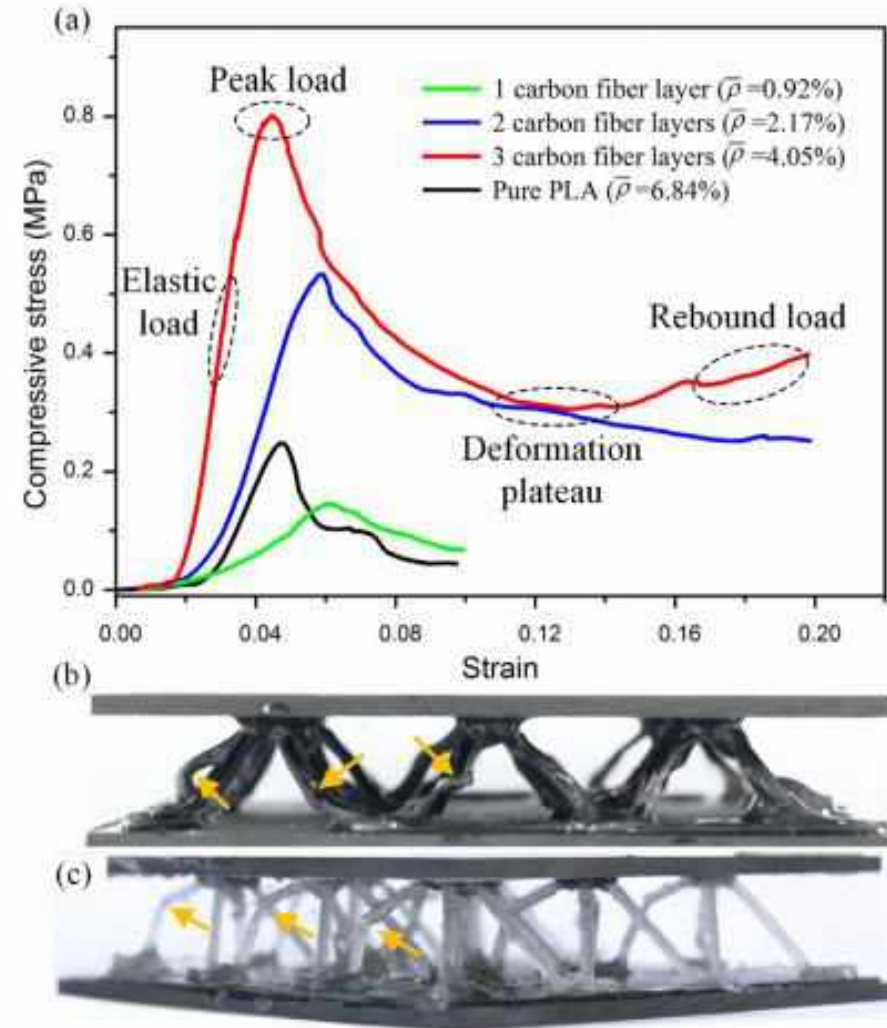


自由悬空打印的各类不同拓扑结构的点阵芯子

点阵夹心结构成型方法



压缩强度相较于逐层制造的材料提高**224%**





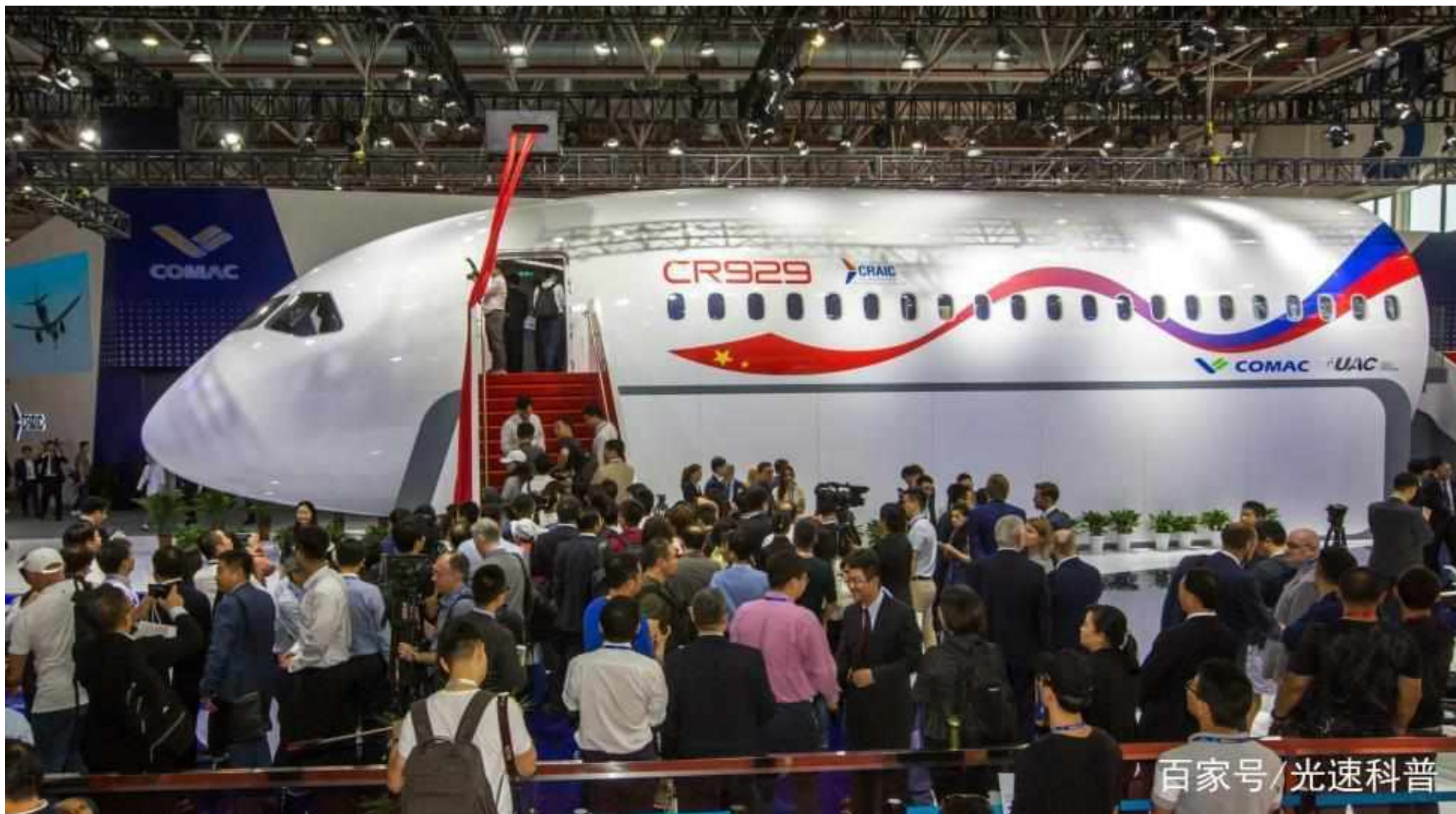
8 复合材料结构装配技术

Joining technology of composite materials

复合材料结构制造技术

Manufacturing Technologies of Composite Structure

CR929，复合材料占比51%



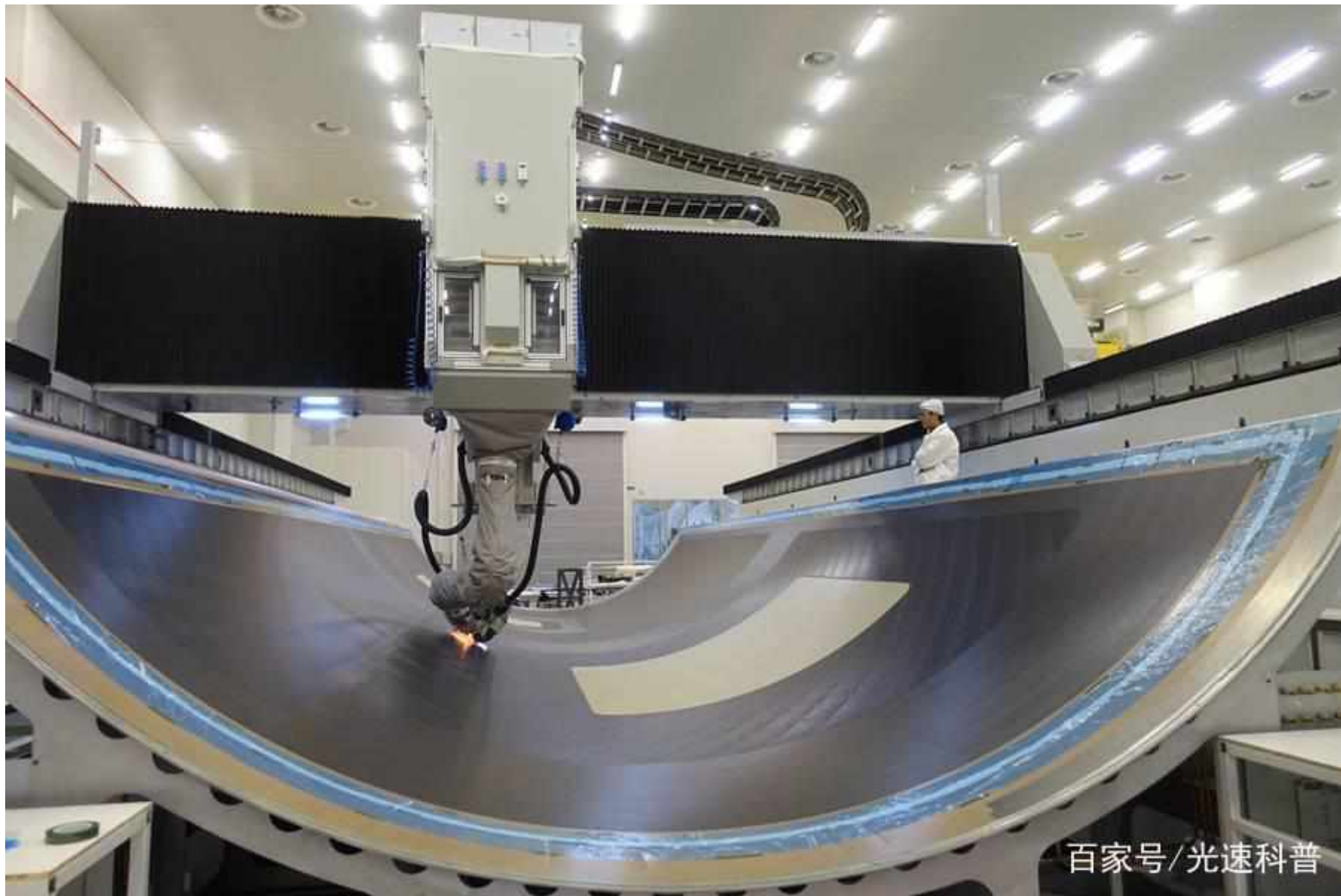
百家号/光速科普

CR929，复合材料占比51%



百家号/光速科普

CR929，复合材料占比51%



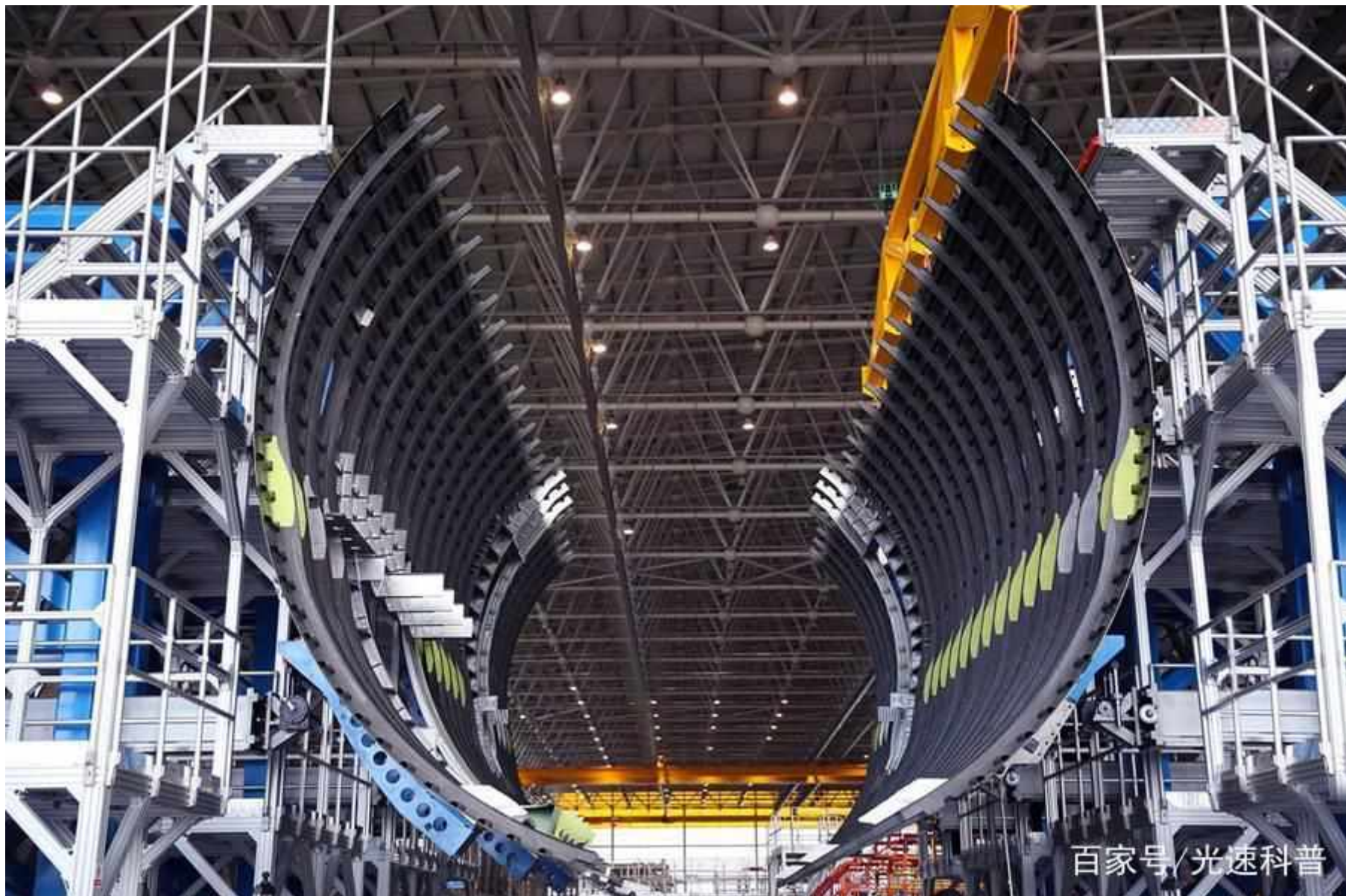
百家号/光速科普

CR929，复合材料占比51%



百家号/光速科普

CR929，复合材料占比51%



百家号/光速科普

CR929，复合材料占比51%



CR929，复合材料占比51%



8.1 复合材料结构装配的内涵

8.1.1 复合材料结构装配的特点

当前，先进的制造技术和手段可以制造出尺寸大、结构复杂、整体化程度高的复合材料机体结构，从而减少了零件的数量和连接用紧固件数量，减少了装配工装和装配操作工序的工作量。但不管怎样，由于设计、工艺、检查和维修等制约因素的影响，飞机结构装配的内容必不可少。



8.1 复合材料结构装配的内涵

8.1.1 复合材料结构装配的特点

采用复材的飞机装配技术与金属飞机装配相比，具有以下的特点：

(1) 复合材料飞机零件在非贴模面由于固化过程树脂流动的不均匀性和模具的非约束性，使得零件厚度、平面度、角度等难以控制。

(2) 复合材料耐冲击性、耐压性较差，层间抗剥离性差，而且由于应力装配易造成损伤，因此**不允许**应力装配，**不允许**锉修和校形。

(3) 复材零组件几何尺寸波动较大，结构间易产生干涉，给装配定位带来很大困难。

(4) 复合材料属脆性材料，硬度较高，制孔时易造成孔壁的损伤和钻头出口处复材劈裂。特别是复合材料与金属材料构成的复合夹层制孔时，极易造成金属屑对复合材料孔壁的损伤。

8.1 复合材料结构装配的内涵

8.1.1 复合材料结构装配的特点

(5) 复合材料耐冲击性较差，易造成结构件分层，因此一般不提倡采用铆接。

(6) 复合材料结构是多向铺叠的，塑性差，延伸率仅为 1% ~ 3%，抗层间剪切能力差，抗冲击能力低，因此其紧固件只能采用小过盈量（1% ~ 2%）安装，且必须使用带衬套的特制紧固件。

(7) 复合材料探伤目前常用的手段是超声波A扫描和C扫描，并且有一定的局限性。

(8) 复合材料飞机装配的容差分配远比金属飞机的复杂得多。

8.1 复合材料结构装配的内涵

8.1.1 复合材料结构装配的特点

综上所述，飞机复合材料结构的装配与金属飞机相比在容差分配、制孔技术、连接技术、工艺补偿技术和检测技术方面都有质的不同，是飞机前沿制造技术的集成应用。因而，飞机复合材料结构的装配难度远远大于飞机金属结构的装配难度。

8.1 复合材料结构装配的内涵

8.1.2 复合材料结构装配工艺方案的制订

(1) 复合材料结构的设计分析—以水平尾翼为例

以我国某型号飞机为例，其复合材料水平尾翼为全动式平尾（以下简称平尾），平尾通过一根机身上的大轴实现与机身的连接，平尾上的摇臂与机身操纵系统拉杆连接实现平尾的姿态控制。结构主要由主盒段、辅助盒段和后段组成。除后段为整体胶接结构外，其他复材结构件均为按金属平尾进行的等代设计构件。单件平尾零组件数量为61件，其中，复材件48件，材料主要为碳纤维/QY8911，约占平尾总重量的67%。由此可见，该平尾是真正意义上的复合材料平尾。

(2) 协调依据

设计发放的制造依据是以二维图纸为主，局部理论外形为数模。

8.1 复合材料结构装配的内涵

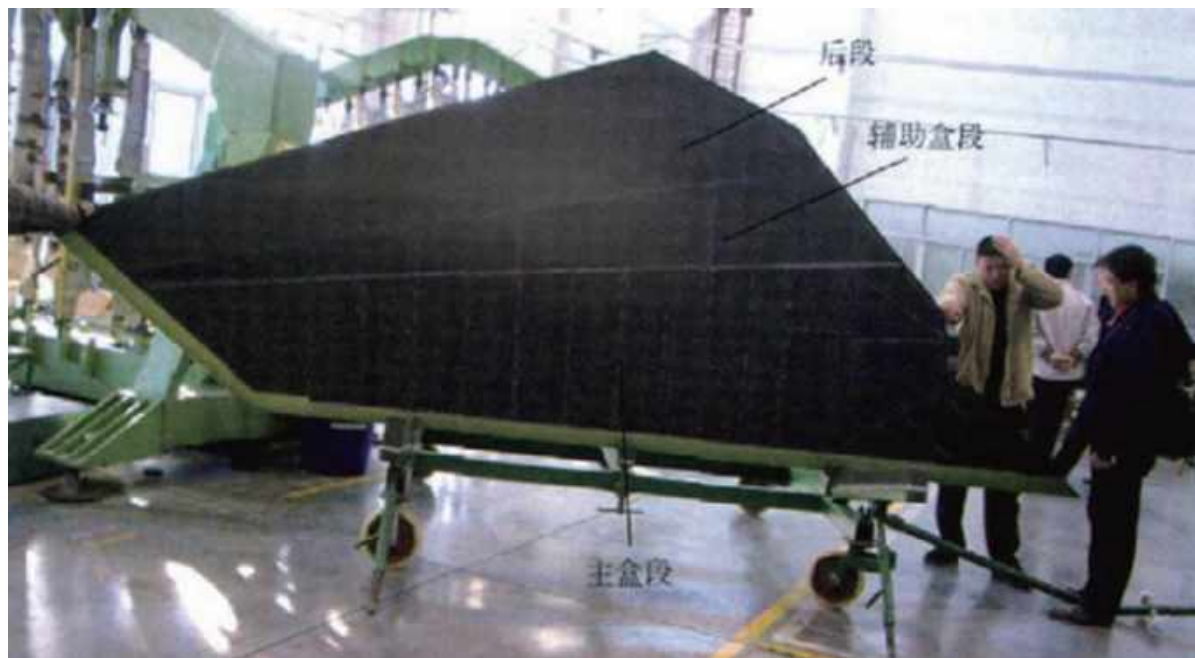
8.1.2 复合材料结构装配工艺方案的制订

水平尾翼



8.1 复合材料结构装配的内涵

8.1.2 复合材料结构装配工艺方案的制订



(3) 装配工装的选择

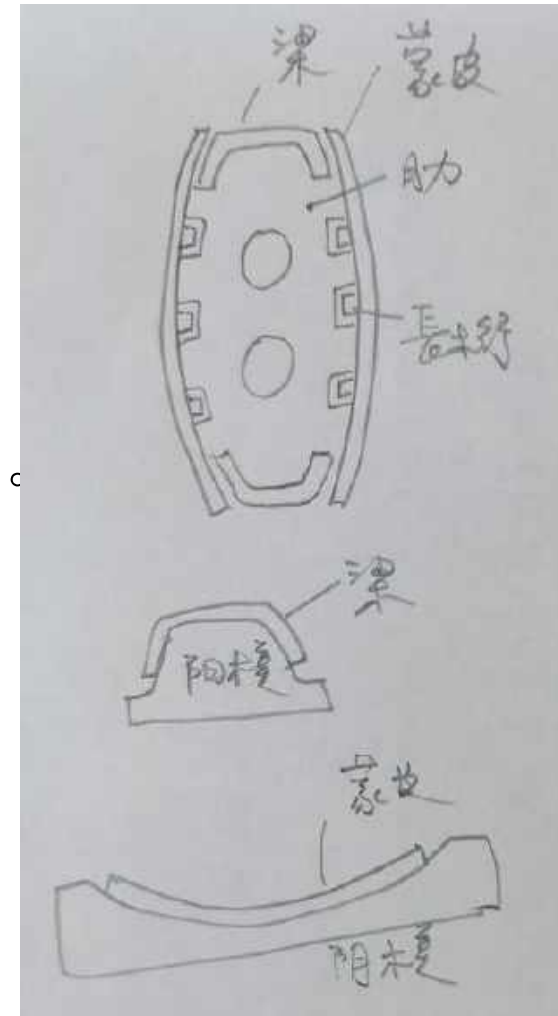
通过对平尾装配图纸分析，除后段为整体胶接结构、主盒段壁板为胶接组合件外，平尾其他零件均为单个零件。综合考虑，平尾装配工装的选择原则是以型架装配为主，划线定位为辅。采用2台总装型架(左右件)，完成平尾的总装；采用1台后段预装型架,完成胶接前的预装配；设置1台专用水平测量台(检验工装),保证平尾交付的水平姿态正确性。

8.1 复合材料结构装配的内涵

8.1.2 复合材料结构装配工艺方案的制订

(4) 装配方法的选择

复合材料梁、肋均采用阳模成型，肋的内形为制造基准，公差向理论外形方向积累。壁板蒙皮均以阴模成型，理论外形面为制造基准，公差由机翼理论外形向内形积累。这样，骨架公差积累的方向和壁板公差积累的方向产生了矛盾，需要工艺补偿，肋上的长桁缺口与壁板长桁间产生的偏移在装配配合时需工艺补偿。而翼面类部件对理论外形的装配准确度要求是首要指标，因此考虑到肋零件上长桁缺口处为非检区，且肋缺口允许长桁有 $\pm 1\text{mm}$ 的偏移，有实现补偿的空间，因此采用以骨架为基准的装配原则。



8.1 复合材料结构装配的内涵

8.1.2 复合材料结构装配工艺方案的制订

(5) 修合与工艺补偿

对于辅助盒段蒙皮与配合面的修合，采用划线法进行。

修合：对于主盒段壁板蒙皮与轴承座的配合区，采用划线与样板结合法进行修合。对于其他部位，采用划线修合。

工艺补偿：对于主盒段壁板与三角区金属件刚性强的配合面产生的间隙，采用液体垫片进行补偿。其他部位采用固体垫片进行补偿。

[1]叶鑫, 安鲁陵, 岳烜德, 高国强. 填隙补偿对碳纤维/环氧树脂复合材料-铝合金装配结构力学性能的影响[J]. 复合材料学报, 2020, 37(09): 2183-2199

[2]蔡跃波, 安鲁陵, 岳烜德, 叶鑫, 肖睿恒. 飞机复合材料结构装配间隙补偿研究进展[J]. 航空制造技术, 2019, 62(15): 55-62.

[3]岳烜德, 安鲁陵, 云一琄, 高国强. 液体垫片对复合材料装配结构应力和应变的影响[J]. 复合材料学报, 2018, 35(10): 2665-2677

[4]蒋麒麟, 安鲁陵, 云一琄, 高国强, 肖睿恒. 间隙补偿及液体垫片参数对层合板单层与层间应力的影响[J]. 机械科学与技术, 2017, 36(10): 1633-1640

[5]岳烜德, 安鲁陵, 云一琄, 肖睿恒, 高国强. 液体垫片对复合材料单搭接螺栓接头力学性能的影响[J]. 复合材料学报, 2018, 35(01): 50-60

8.1 复合材料结构装配的内涵

8.1.2 复合材料结构装配工艺方案的制订

(6) 制孔方法

制孔：对于纯复合材料夹层，采用高速钻制初孔，然后铰至终孔。对于复合材料与金属混合夹层，复材上的初孔高速钻出，钻至金属时改用低速钻孔，然后小切削量铰至终孔。

铰窝：对复合材料，采用限位器加专用铰钻进行铰窝。对金属材料，采用限位器加通用铰钻进行铰窝。

8.1 复合材料结构装配的内涵

8.1.2 复合材料结构装配工艺方案的制订

(7) 紧固件的安装

铆接：在铆接部位开敞的情况下，优先选用压铆；其次，采用正铆；再次，采用反铆。

螺接：对于进口螺栓，采用专用工具进行安装；对于国产螺栓，先用普通扳手初步上紧，再用定力扳手上紧至规定力矩。

8.1 复合材料结构装配的内涵

8.1.2 复合材料结构装配工艺方案的制订

(8) 检测方法

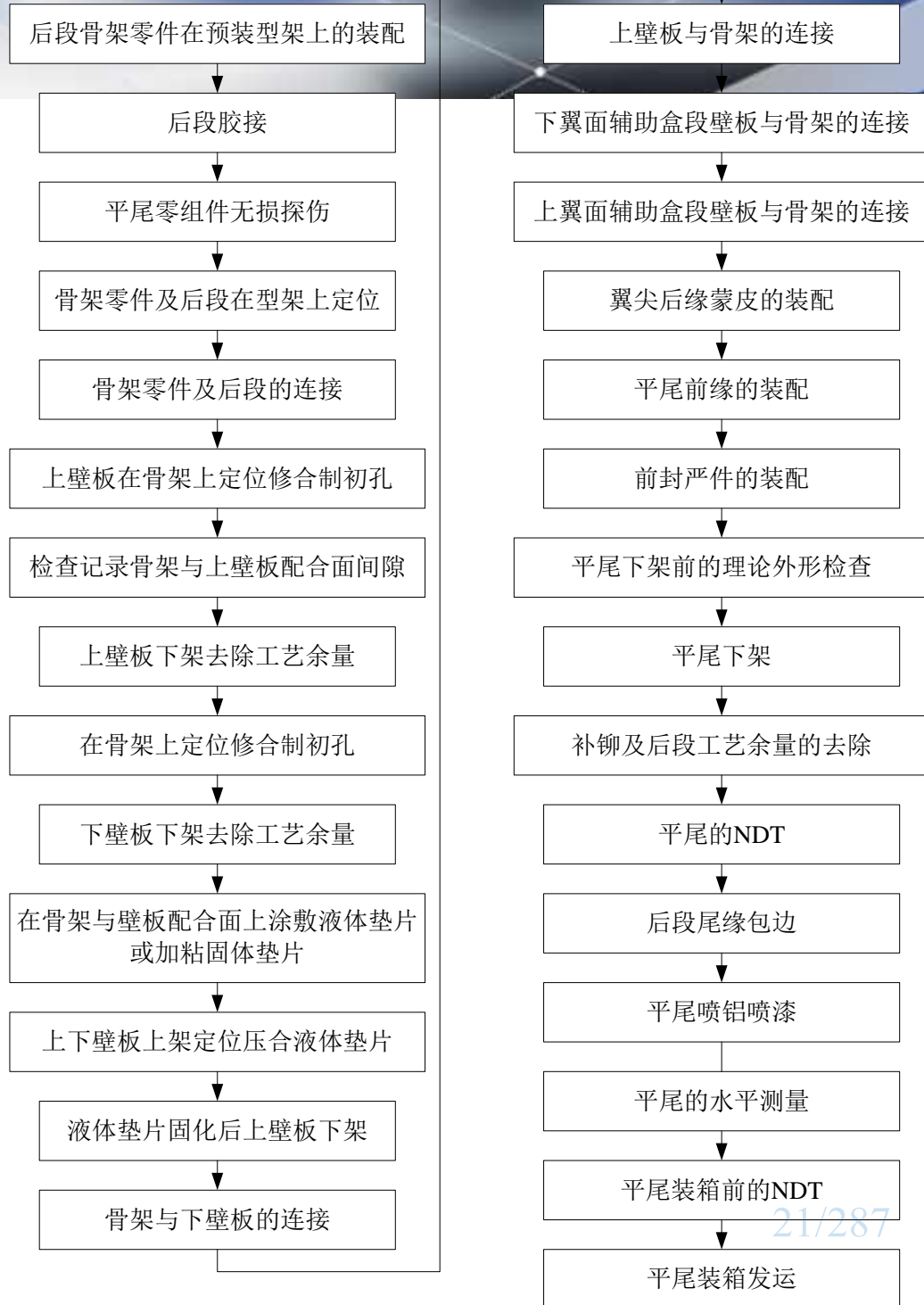
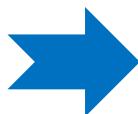
孔的检测：孔径质量采用专用塞规进行检查，表面质量目视检查。镗窝质量采用专用窝量规进行检查。

抽钉抽铆铆接检测：抽铆前用专用钩形尺进行夹层厚度检查，以控制抽钉长度规格的选用。抽铆后，目视检查芯杆凸出量和锁圈缩紧情况。另外，其他检测项目可采用专用量规及测量设备进行。如对缝与间隙用塞尺检测，理论外形采用专用检验卡板，探伤采用超声波扫描进行。

8.1 复合材料结构装配的内涵

8.1.2 复合材料结构装配工艺方案的制订

平尾的装配流程



8.1 复合材料结构装配的内涵

8.1.3 复合材料结构装配关键技术—以平尾装配为例

(1) 容差分配技术

① 复合材料构件的容差控制

复合材料件制造公差的控制关键在于模具的控制。以梁肋零件为例，对于线性尺寸，设零件内腔理论宽度（长度）为 d ，零件厚度为 t ，金属热膨胀量为 e 。那么，芯模实际宽度（长度） D 为： $D=d-e-2\times 5\%t$ ，

式中， d 已知， e 可以根据选用的金属材料通过公式算出， t 为图纸尺寸。对于角度尺寸，设模具角度理论值为 α ，复材件脱模后的回弹角为 β ，这样，模具实际制造角度 Φ 为： $\Phi=\alpha-\beta$ ，式中， β 是通过试验获得的经验值。这样，在复合材料构件制造过程中即可最大限度地消除几何尺寸的误差积累。

8.1 复合材料结构装配的内涵

8.1.3 复合材料结构装配关键技术—以平尾装配为例

(1) 容差分配技术

②装配型架的容差分配

卡板内形按理论外形再去掉1mm, 用同等厚度的橡胶粘贴补偿, 在平尾理论外形局部超差时, 可局部去掉橡胶层, 保证装配的顺利进行。另外, 橡胶层对复合材料构件的保护也起到重要作用。型架其他公差要求与金属飞机相同。

8.1 复合材料结构装配的内涵

8.1.3 复合材料结构装配关键技术—以平尾装配为例

(2) 复合材料制孔技术

①制孔方案的选择

为了确定平尾装配中复合材料的制孔工艺，现进行3种材料刀具、不同夹层、不同转速的试验。分别为：第一种：采用高速钢麻花钻头，低速手持风钻，采用传统钻削金属的参数制孔；第二种：采用硬质合金钻头HRC82~90，高速手持风钻进行制孔；第三种：采用厚膜CVD金刚石钻头，高速手持风钻进行制孔。

对以上 3 个试验的结果进行了分析，得到如下结论：选用高速风钻为主要工具，整体式硬质合金麻花钻和自主研发的镀金刚砂铈钻为主刀具，高转速制孔为主要制孔方式的高速制孔方案。

8.1 复合材料结构装配的内涵

8.1.3 复合材料结构装配关键技术—以平尾装配为例

(2) 复合材料制孔技术

②高速制孔的机理

复合材料制孔分层、撕裂、劈裂等主要是由于钻削力过大而引起切削应力超过碳纤维复合材料本身材料强度极限造成的，孔壁缺陷主要是由于钻头的切削刃锋利性差造成的。切削刃锋利性差在造成钻头切削性能下降的同时，也会导致钻削力和Z向进给力增大，所以切削刃的锋利性差也是造成分层、撕裂、劈裂缺陷的主要原因之一。因此，提高切削刃的锋利度耐久性就成为钻削高质量孔首先要解决的问题。

8.1 复合材料结构装配的内涵

8.1.3 复合材料结构装配关键技术—以平尾装配为例

(2) 复合材料制孔技术

②高速制孔的机理

切削刃的锋利度耐久性对钻孔质量的影响是明显的。新刃磨好的2种材质钻头（高速钢和硬质合金）的钻孔数与钻孔质量关系随钻孔数的增加表现是一致的，在初始钻削阶段加工的孔质量较好，钻孔数达到一定数量后，钻头切削刃的锋利性下降，钻削力增大，孔的质量变差。由于硬质合金比高速钢的硬度高，硬质合金钻头切削刃的锋利性保持的时间较长，所以硬质合金钻头钻出的优质孔的数量也多，在钻头切削刃具有良好锋利性的前提下，高的钻削速度是获得高质量孔的另一个关键。

8.1 复合材料结构装配的内涵

8.1.3 复合材料结构装配关键技术—以平尾装配为例

(2) 复合材料制孔技术

② 高速制孔的机理

高速钻削具有几方面好处：

- 进给速度 ($v_f=n \cdot f$) 在保持生产效率不变的前提下，钻头转速 n 越高，进给量 f 就越小，钻削力也就越低；
- 高的转速可使钻头在切削时保持小的切削量，因此在钻削过程中任何残留纤维和树脂都能及时排除，不致因其积屑过多而引起钻削力过大造成劈裂等缺陷；
- 高速钻削可以获得优质孔壁表面微观质量，在高转速下钻削出的孔，其孔壁表面各个部位均平整光滑。

8.1 复合材料结构装配的内涵

8.1.3 复合材料结构装配关键技术—以平尾装配为例

(2) 复合材料制孔技术

综上，获得高质量孔的关键因素有两个：一个是保持钻头切削刃的锋利度；另一个是采用高的钻削速度。两者相互依存，前者是后者的前提，后者是获得高生产率和使前者充分发挥作用的保障。

8.1 复合材料结构装配的内涵

8.1.3 复合材料结构装配关键技术—以平尾装配为例

(3) 紧固件安装技术

① 铆接方案的选择

复合材料结构一般不允许采用铆接结构。而平尾研制初期，受等代设计理念的影响，设计在主盒段连接区大量采用了铆接结构。值得指出的是，这些铆接结构没有在镦头成型区加垫圈对复合材料进行防护，在铆接过程中经常发生镦头不易成形，复合材料孔口大量被挤伤的现象。因此，针对不同铆接件分别进行了大量试验，试验件的连接形式选取加垫与不加垫的普通铆接、高锁螺栓连接以及抽钉连接的方法。加载方式采用静力试验机进行拉脱力试验。

8.1 复合材料结构装配的内涵

8.1.3 复合材料结构装配关键技术—以平尾装配为例

(3) 紧固件安装技术

① 铆接方案的选择

复合材料结构一般不允许采用铆接结构。而平尾研制初期，受等代设计理念的影响，设计在主盒段连接区大量采用了铆接结构。值得指出的是，这些铆接结构没有在镦头成型区加垫圈对复合材料进行防护，在铆接过程中经常发生镦头不易成形，复合材料孔口大量被挤伤的现象。因此，针对不同铆接件分别进行了大量试验，试验件的连接形式选取加垫与不加垫的普通铆接、高锁螺栓连接以及抽钉连接的方法。加载方式采用静力试验机进行拉脱力试验。

8.1 复合材料结构装配的内涵

8.1.3 复合材料结构装配关键技术—以平尾装配为例

(3) 紧固件安装技术

① 铆接方案的选择

并且，根据静力件、品质件、某型号 001 架机 5 个平尾的装配及上述试验结果的对比分析，向设计者提出如下建议：

- 主盒段区前后腹板、肋与主盒段壁板连接的铆钉应改为高锁螺栓连接；
- 辅助盒段下壁板面如继续使用铆接装配，必须在铆头一侧加垫圈。垫圈尺寸如下：垫圈内径 $=d + (0.1 \sim 0.2)\text{mm}$ ，其中 d 为铆钉直径；
- 后腹板、8 肋与配重、隔板连接区由铆钉改为抽钉连接。

8.1 复合材料结构装配的内涵

8.1.3 复合材料结构装配关键技术—以平尾装配为例

(3) 紧固件安装技术

① 铆接方案的选择

以上建议均被设计采纳。对于设计保留铆接的部位，通过试验确定了如下铆接方案：

- ◆ 由于钛铌铆钉的变形抗力是铝铆钉的 1.4 倍，多次打击会产生冷作硬化，导致镦头难以成形或产生裂纹。因此，优先选用压铆，其次使用锤铆按“正铆法”进行铆接。“反铆法”在上述 2 种方法不可实施时最后选用。
- ◆ 在使用手持铆枪进行铆接时，尽可能一次打击完成铆接，避免反复打击对结构造成损伤，同时防止镦头成形过程中导致冷作硬化。

8.1 复合材料结构装配的内涵

8.1.3 复合材料结构装配关键技术—以平尾装配为例

(3) 紧固件安装技术

② 螺栓安装技术

一般飞机的重要受力部位主要采用螺栓连接，平尾主要受力部位位于主盒段的“三角区”，如右图所示。实际装配中，该部位的壁板螺栓连接区复合材料易发生分层现象，因此，针对该部位制定如表1中的多组试验方案，并进行大量模拟试验进行分析跟踪。



8.1 复合材料结构装配的内涵

8.1.3 复合材料结构装配关键技术—以平尾装配为例

② 螺栓安装技术

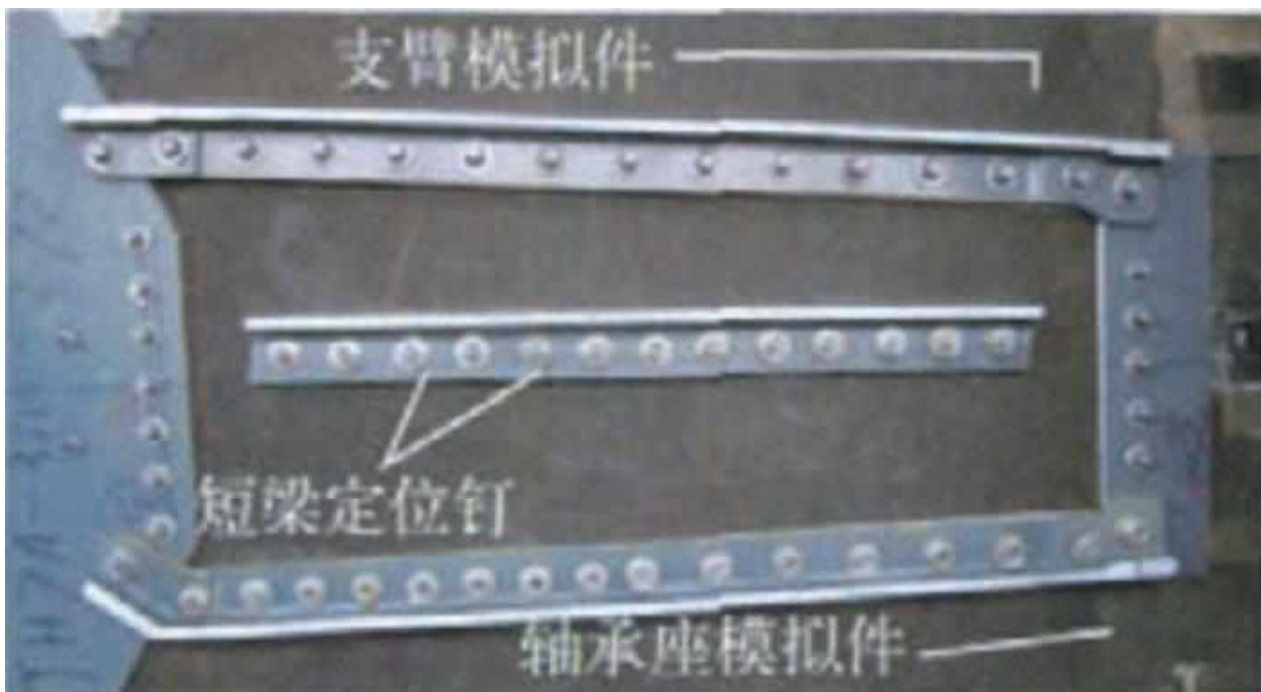
方案	试验名称	内容步骤	试验结果
方案一	检验实际连接状态对分层的影响	轴承座模拟件所有螺栓拧紧,支臂模拟件均未上螺栓,短梁定位钉全松开 (1) 从轴承座方向向支臂方向依次拧紧螺母 (2) 从支臂方向向轴承座方向依次拧紧螺母	(1) 无损探伤结果见图 5 状态 (2) 结果与第一种方式无明显区别
方案二	试验拧紧力矩对分层的影响	(1) $\Phi 7$ 螺栓,第一次(从螺栓方向)拧紧力矩 $3.7 \text{ N}\cdot\text{m}$; 再加至 $9 \text{ N}\cdot\text{m}$; 1580 螺栓第一次按 $9 \text{ N}\cdot\text{m}$ (2) 从螺栓方向均定力至 $14 \text{ N}\cdot\text{m}$ (3) 从螺母方向均定力至 $16 \text{ N}\cdot\text{m}$	(1) 螺栓松动,螺栓定力后仍可轻松拧动螺母,探伤无新缺陷发生 (2)、(3) 探伤无明显变化
方案三	检验倾斜孔、孔边不倒 R 角对标准件连接的影响	使用短梁切割下来的立边条在试验壁板上制孔连接,如图 6,均从螺母方向拧紧,第一次: $3.7 \text{ N}\cdot\text{m}$; 第二次: $9 \text{ N}\cdot\text{m}$; 从第三次开始,按 $2 \text{ N}\cdot\text{m}$ 递增,分别为 $12 \text{ N}\cdot\text{m}$ 、 $14 \text{ N}\cdot\text{m}$ 、 $16 \text{ N}\cdot\text{m}$ 、 $18 \text{ N}\cdot\text{m}$	无损探伤均未发现新缺陷出现,原有缺陷未见明显变化
方案四	桥空	(1) 不同厚度桥空: 在壁板与金属件之间分别加不等值厚度的垫件,从螺母方向加到 $9 \text{ N}\cdot\text{m}$,之后按 $12 \text{ N}\cdot\text{m}$ 、 $16 \text{ N}\cdot\text{m}$ 、 $18 \text{ N}\cdot\text{m}$ 加力	3 个地方均发生不同程度的局部分层,分层变化如图 7
		(2) 根据第(1)种情况,改为垫另一组不同厚度的垫片。从螺母方向加力,大小分别为 $9 \text{ N}\cdot\text{m}$ 、 $12 \text{ N}\cdot\text{m}$ 、 $14 \text{ N}\cdot\text{m}$ 、 $16 \text{ N}\cdot\text{m}$ 、 $18 \text{ N}\cdot\text{m}$	两组垫空的地方无损探伤未见明显改变; 另一组垫空处有分层出现; 当加力至 $18 \text{ N}\cdot\text{m}$ 时缺陷未见发展
		(3) 根据前两种试验结果,取垫空某厚度值共 4 处试验; 加力方案同第(2)种方式	在加力至 $18 \text{ N}\cdot\text{m}$ 时有一处出现分层,大小 $10 \text{ mm} \times 13 \text{ mm}$
		(4) 根据前 3 种试验结果,取垫空某厚度值共 6 处试验; 加力按第(2)种的方式	在 $9 \text{ N}\cdot\text{m}$ 时有一处出现分层,大小 $15 \text{ mm} \times 18 \text{ mm}$ 、 12 、 14 、 $16 \text{ N}\cdot\text{m}$ 时该分层无明显变化 在 $12 \text{ N}\cdot\text{m}$ 时,出现一处新的分层,大小 $3 \text{ mm} \times 10 \text{ mm}$,该处在 $14 \text{ N}\cdot\text{m}$ 时扩展为 $6 \text{ mm} \times 10 \text{ mm}$ 、 $16 \text{ N}\cdot\text{m}$ 时扩展为 $8 \text{ mm} \times 11 \text{ mm}$ 在 $14 \text{ N}\cdot\text{m}$ 时出现第 3 处分层,大小为 $6 \text{ mm} \times 7 \text{ mm}$ 、 $16 \text{ N}\cdot\text{m}$ 时扩展为 $8 \text{ mm} \times 9 \text{ mm}$ 在 $16 \text{ N}\cdot\text{m}$ 时出现第 4 处分层,大小为 $3 \text{ mm} \times 6 \text{ mm}$

表1
复材螺栓
连接试验

8.1 复合材料结构装配的内涵

8.1.3 复合材料结构装配关键技术—以平尾装配为例

② 螺栓安装技术



左图是试验件的结构形式。它的原始状态为：制孔前外观检查无明显的伤痕；制孔前无损检测，实验区域无超差缺陷，仅有个别直径 $\Phi 3$ 大小的小缺陷，但不在连接点上；连接孔钻孔、铰孔后再进行无损检测。

8.1 复合材料结构装配的内涵

8.1.3 复合材料结构装配关键技术—以平尾装配为例

②螺栓安装技术

综上所述所有试验结果进行分析，得到以下结论：

- ◆ 螺栓的拧紧顺序对分层无必然影响。
- ◆ 螺栓的拧紧力矩大小对复合材料分层无必然影响。
- ◆ 螺栓孔的制孔垂直度，及是否倒 R 角对分层无必然影响。
- ◆ 根据部分分层出现的不确定性，可以判断，复合材料本身在制造过程中的自带内应力对标准件紧固后分层的出现有影响，当内应力标准件紧固作用产生的应力叠加超过复合材料能够承受的临界点时会造成分层缺陷的出现。

8.1 复合材料结构装配的内涵

8.1.3 复合材料结构装配关键技术—以平尾装配为例

②螺栓安装技术

综上所述所有试验结果进行分析，得到以下结论：

- ◆ 装配间隙会造成装配后产生分层缺陷，但在间隙小于某值时，间隙可以凭借复合材料本身的变形来抵消而不容易产生分层；当间隙大于某值时，装配之后将产生局部分层现象，分层的范围大小基本与间隙的大小成正比，当分层到一定程度后，由于复合材料分层及变形抵消了间隙，缺陷趋于稳定，不再随拧紧力矩的加大而扩展。

8.1 复合材料结构装配的内涵

8.1.3 复合材料结构装配关键技术—以平尾装配为例

②螺栓安装技术

由此可见，造成“三角区”螺接部位复合材料分层的主要原因是壁板与金属骨架配合面局部间隙。形成这一间隙的主要原因是：金属骨架的配合面为机械加工面，外形较为准确。而与之配合的复材壁板内形面在壁板成型过程中是非贴模面，热成型过程中由于树脂流动的不均匀和模具难以对壁板内形面进行约束，导致壁板的内形面与金属骨架配合区的平面度难以保证而产生局部间隙。当间隙值大于某值时，强迫螺接后，由于配合部位零件的刚性很强，大规格的螺栓拉紧力很大，使得有间隙的部位拉应力超过了复合材料层间结合力，从而导致分层。

8.1 复合材料结构装配的内涵

8.1.3 复合材料结构装配关键技术—以平尾装配为例

②螺栓安装技术

解决办法：由于配合部位产生的是局部间隙，间隙值大小和分布随机性较强，无法采用等厚度的固体垫片加以排除，必须采用液体垫片加以消除。

由于当时国内尚无液体垫片的标准和供应商，项目组利用所内复合材料制造的雄厚实力，自主开发了一种液体垫片用于平尾的装配。经试验合格后报设计发文批准装机，圆满解决了分层问题。随后，又将这一解决方案固化到平尾装配的工艺规程中，从此该部位再没有出现严重分层现象。

8.2 复合材料连接引论

8.2.1 复合材料连接设计的必要性和重要性

在飞机结构设计中，为提高结构效率，结构的整体性始终是设计者追求的目标。相对于分段式的金属结构而言，复合材料虽然具有提高结构整体性的优越条件，但是由于设计、工艺、成本和使用维护等方面的需要或限制，还是必须安排一定的设计和工艺分离面、维护口盖和多种外挂接口等。这些部位的载荷传递必须有相应的连接方式来解决，因此结构连接是不可避免的，不包括连接的结构是不可思议的。所以连接设计在复合材料结构中是必不可少的关键环节。



8.2 复合材料连接引论

8.2.1 复合材料连接设计的必要性和重要性

随着整体化结构的应用，虽然构件和紧固件数量大大减少，但是尚存的连接传递的载荷更大，因此也就更关键，使得厚板大直径连接显得更为突出和重要；并且伴随整体化结构又出现一些新的典型结构连接元件需要分析和研究。



8.2 复合材料连接引论

8.2.1 复合材料连接设计的必要性和重要性

连接通常出现在复合材料主要部件与金属部件或零件的过渡区域。由于应力集中的原因，连接部位通常是结构的薄弱环节，是结构设计最富有挑战性的任务之一，对于各向异性的复合材料结构更是如此。这是因为连接区域含有结构形状的各种间断，通常是材料的不连续，由此总是导致局部的高应力集中，复合材料的应力集中不仅比金属严重得多而且也复杂得多。金属的应力集中只与几何形状有关，而复合材料的应力集中不仅与几何形状有关，还与铺叠方式有关。

8.2 复合材料连接引论

8.2.1 复合材料连接设计的必要性和重要性

各向异性的复合材料结构连接部位的设计和强度分析具有与各向同性的金属材料结构连接部位不完全相同的内容和特点，有些方面与金属材料结构有着本质的差别，不能照搬金属结构连接的做法。例如，由于金属的塑性行为，对于多钉连接有重新分配载荷的能力，这就使得各个钉孔受力均匀，校核强度时即可认为各个钉均匀受载；但是对于有机基体复合材料不可如此处理、由于复合材料本身属脆性材料，通常（纤维控制的）复合材料层压板到破坏以前近似呈线性，材料不会出现局部屈服或应力重新分配，基本不具有重新分配载荷的能力，于是各个钉孔受力严重不均匀，校核强度时除考虑钉载影响外，还要考虑旁路载荷的影响。对于复合材料被胶接件的情况，除了对于各向同性被胶接件影响连接特性的各种不同的材料和尺寸参数以外，应力峰值的大小还随被胶接件的正交异性程度而变化。

8.2 复合材料连接引论

8.2.1 复合材料连接设计的必要性和重要性

影响复合材料连接强度的因素要比金属复杂得多。例如，连接强度与铺叠方式、载荷方向和环境影响等多种因素密切相关：连接的失效模式多而且预测强度数困难等等。这些特点决定了复合材料连接强度问题变得更复杂，解决强度问题更为困难，必须予以足够的重视。

8.2 复合材料连接引论

8.2.2 复合材料与金属的性能比较

(1) 复合材料与金属的共同点

复合材料和金属材料都要遵从结构力学的某些基本原理，包括：

- ①服从静力平衡方程，即3个方向的力和3个力矩的平衡方程；
- ②几个元件之间的载荷按照其刚度进行分配；
- ③服从广义的应力-应变关系，即胡克定律。

8.2 复合材料连接引论

8.2.2 复合材料与金属的性能比较

(2) 复合材料与金属的不同点

需要特别注意复合材料与金属有若干不相同的力学行为。

1) 金属各向同性 / 复合材料各向异性

金属材料性质与方向无关。金属材料应力-应变关系的刚度矩阵仅需要弹性模量 E 、切变模量（剪切模量） G 和泊松比 ν 三个中的两个，从宏观上说金属是各向同性的。其实，金属不同方向的强度也稍有不同，但由于差别不大，一般设计予以忽略。某些要求严格的飞机设计制造公司，对于金属强度也考虑了不同方向的影响。

8.2 复合材料连接引论

8.2.2 复合材料与金属的性能比较

(2) 复合材料与金属的不同点

需要特别注意复合材料与金属有若干不相同的力学行为。

1) 金属各向同性 / 复合材料各向异性

复合材料本质上是各向异性的。完全各向异性的材料，应力-应变关系的刚度矩阵需要**21个**弹性系数。这就意味着其性质与测量的方向有关。这种差别是有好处的，可以优化纤维方向，更自由地选择元件刚度，因此更精确地控制传载路线，复合材料本质上提供了膜-弯耦合或者面内耦合的可能性，利用不对称和不均衡铺层的自然特性，这在气弹领域有重要的应用。

8.2 复合材料连接引论

8.2.2 复合材料与金属的性能比较

(2) 复合材料与金属的不同点

需要特别注意复合材料与金属有若干不相同的力学行为。

2) 金属塑性 / 复合材料脆性

金属属于塑性材料，具有重新分配载荷的能力；对于大多数热固性树脂基复合材料，就没有屈服点的意义上来说属于脆性材料，基本上不具备载荷再分配的能力。

8.2 复合材料连接引论

8.2.2 复合材料与金属的性能比较

(2) 复合材料与金属的不同点

需要特别注意复合材料与金属有若干不相同的力学行为。

3) 孔的影响

含孔应力集中的影响，复合材料比金属严重和复杂得多。由于材料缺失，复合材料不仅像金属材料那样要考虑净截面材料的减少，还要考虑材料固有强度的减少。金属的应力集中只受几何形状的影响，而复合材料的应力集中主要受铺层方式的影响、相比起来，几何形状的影响在其次。对于金属材料，由于其塑性的原因，强度减少的比例就是其面积减少的比例，但复合材料就不是这样。

8.2 复合材料连接引论

8.2.2 复合材料与金属的性能比较

(2) 复合材料与金属的不同点

需要特别注意复合材料与金属有若干不相同的力学行为。

3) 孔的影响

表 受拉伸载荷光滑、开孔和挤压试件毛面积破坏应力 (P/W) 的比较

铺层代号	铺层比例	光滑层压板	开孔 ($W/D=5$)		双剪连接试件 ($W/D=8, e/D=4$)		
		强度 / MPa	毛面积应力 / MPa	效率	挤压强度 / MPa	相应毛面积应力 / MPa	效率
	$0^\circ / \pm 45^\circ / 90^\circ$	$\sigma_b = P/W_t$	$\sigma_{gr} = P/W_t$	$\eta = \sigma_{gr} / \sigma_b$	P/Dt	$\sigma_{gr} = P/W_t$	$\eta = \sigma_{gr} / \sigma_b$
A	25/50/25	471.26	289.17	0.614	706.99	88.37	0.188
B	40/50/10	653.83	342.88	0.524	698.99	87.37	0.134

8.2 复合材料连接引论

8.2.2 复合材料与金属的性能比较

(2) 复合材料与金属的不同点

需要特别注意复合材料与金属有若干不相同的力学行为。

3) 孔的影响

可以看出，对于开孔 $W/D=5$ 的试件，其净面积只减少20%，但是实际破坏应力A和B铺层分别减少39%和48%，材料效率分别只有61%和52%。

8.2 复合材料连接引论

8.2.2 复合材料与金属的性能比较

(2) 复合材料与金属的不同点

4) 连接性质

金属静强度高，其挤压强度按比例相应提高，但复合材料就不是这样。由表1-1可以看出，光滑层压板强度A铺层仅为B铺层的72%，但是两者的双剪挤压强度很接近。单钉双剪连接试件的材料效率，铺层A和B分别只有19%和13%。

金属的剪切强度随端距增大按比例增加，但复合材料并不符合此规律。复合材料的剪切强度主要受铺层的影响，如果铺层不当，无论端距增加多大也无济于事。

复合材料与不同材料接触可能有电化学腐蚀问题。

复合材料与不同材料连接可能有热膨胀系数不同引起的热应力问题。

8.2 复合材料连接引论

8.2.2 复合材料与金属的性能比较

(2) 复合材料与金属的不同点

5) 层间强度层间强度是复合材料特有的性质，而且此值很低，金属不存在这个问题。

6) 疲劳 / 损伤容限

腐蚀和疲劳是限制金属结构寿命的首要因素。一方面，金属疲劳受所需的裂纹起始疲劳次数控制，另一方面，受临界尺寸（裂纹增长阶段）控制。影响因素是应力集中和拉伸载荷。

8.2 复合材料连接引论

8.2.2 复合材料与金属的性能比较

(2) 复合材料与金属的不同点

6) 疲劳 / 损伤容限

复合材料具有良好的疲劳强度，增加结构零部件的疲劳寿命，大大减少维修计划。一般来说，对于薄厚度的复合材料元件和规则结构来说，疲劳不是设计因素。冲击和制造缺陷，会显著降低层压板静强度。冲击和制造损伤扩展在疲劳载荷是不允许的，因为分层会迅速扩展。现在还没有能力通过分析控制复合材料损伤扩展速率，于是，不考虑基于缓慢扩展的损伤容限是合理的。因此，复合材料许用损伤容限值较低，这就使得在飞机寿命期间，能够避免任何急剧的性质恶化。

8.2 复合材料连接引论

8.2.2 复合材料与金属的性能比较

(2) 复合材料与金属的不同点

7) 环境影响复合材料对环境较为敏感，温度、湿度、辐射可能改变其力学性质。复合材料基本无腐蚀问题，这是复合材料的一大优点，有助于减少维修成本。

8) 失效准则金属失效与坐标系方向无关；由于各向异性，复合材料的失效与坐标系方向有关，且要分解到每一层，每一组分逐一考虑。

8.2 复合材料连接引论

8.2.3 复合材料连接方法及其选择

(1) 复合材料连接方法

复合材料连接主要包括以下5种方法：

- ◆ 机械连接
- ◆ 胶接连接
- ◆ 缝合连接
- ◆ Z-Pin连接
- ◆ 混合连接（机械连接与胶接混合、缝合连接与胶接混合、胶接与Z-Pin连接混合等）。

8.2 复合材料连接引论

8.2.3 复合材料连接方法及其选择

(1) 复合材料连接方法

其中只有胶接是通过结合面进行连接，其余都是贯穿厚度的连接。贯穿厚度连接的共同优点是抗剥离应力和劈裂应力强，这恰恰是通过结合面进行连接的主要缺点。

目前结构连接传递载荷应用最多的是机械连接和胶接连接，也是我们重点讨论的内容。缝合连接和Z-Pin连接仅作为一种辅助手段，提高连接的抗剥离应力的能力。

8.2 复合材料连接引论

8.2.3 复合材料连接方法及其选择

(2) 复合材料连接方法选取原则

原则上，胶接连接比机械紧固连接的结构更为有效，这是因为前者有更好的条件降低应力集中，例如，可以利用胶粘剂的塑性响应降低应力峰值。某些类型的胶接连接，比如相近刚度元件之间的斜面连接在连接的整个区域几乎能够达到均匀的应力状态。机械连接只是钉孔处材料局部应力较大，材料利用率较低。

然而在许多情况下，机械连接是不可避免的，因为对于损伤结构的更换，或者为了接近结构内部要求连接可以拆卸。此外，胶接往往缺少结构裕度和对制造缺陷高度敏感，包括胶接的贫胶，表面粗糙部分的不良配合，以及胶接易受温度、湿度和环境的影响。

8.2 复合材料连接引论

8.2.3 复合材料连接方法及其选择

(2) 复合材料连接方法选取原则

确保胶接质量一直是胶接长期存在的问题，尽管NDT可以发现胶接中的缺陷，但还没有有一种技术能够保证看起来完好的胶层具有事实上足够的承载能力。虽然表面制备和胶接技术已比较成熟，但是在胶接操作中可能因不注意细节而产生某些缺陷，故需要装配和检验人员时刻防范。因此在高要求和高安全特定的应用中，还是宁肯采用机械连接。

8.2 复合材料连接引论

8.2.3 复合材料连接方法及其选择

(2) 复合材料连接方法选取原则

复合材料连接方法的选取应充分利用各自的优点，一般应遵循以下原则：

- ① 机械连接主要用于传递集中载荷或强调可靠性的部位，以及要求可拆卸的部位，其中螺栓连接比铆钉连接可承受更大的载荷，一般用于主承力结构的连接；机械连接的主要缺点是制孔引起的基本层压板强度下降，连接效率较低。
- ② 胶接连接一般适用于传递均布载荷或承受剪切载荷的部位。胶接连接的主要优点是连接效率较高，因此，在轻型飞机或飞机非主要承力结构上应用较多，但如精心设计也可传递较大的载荷。
- ③ 胶铆（螺）混合连接适用于要求冗余度连接的部位。一般适用于中等厚度板的连接。
- ④ 缝合和Z-Pin 连接一般用于要求层间剪切强度较高的地方。

8.2 复合材料连接引论

8.2.3 复合材料连接方法及其选择

(3) 连接设计一般要求及特别注意事项

1) 机械连接设计注意事项

重要部位和主承力连接区的关键接头一般均采用螺栓连接，但尽量不采用耳片或梳状的连接形式。由于复材各向异性的特点，影响因素众多，照搬金属连接的方法将会造成严重的后果。应用机械连接应特别注意以下几点：

- ①由于复合材料本身属脆性材料，使得多排钉孔传力时的钉孔载荷分配更不均匀，连接破坏时，基本层压板的应变和应力较低；
- ②连接强度与材料、铺叠方式、连接几何形状参数、载荷方向和环境影响等多种因素密切相关；
- ③连接的失效模式多且预测强度较困难；
- ④剪切强度并不随着端距的增大成比例增加；
- ⑤螺栓应承受剪切，避免螺栓受拉和弯曲。

8.2 复合材料连接引论

8.2.3 复合材料连接方法及其选择

(3) 连接设计一般要求及特别注意事项

2) 胶接连接设计注意事项

应用胶接连接应特别以下几点：

- ① 碳纤维复合材料沿纤维方向的线膨胀系数很小 ($0.60 \sim 4.30 \times 10^{-5} / ^\circ\text{C}$)，而垂直纤维方向的热膨胀系数相当大。它与金属胶接时，由于热膨胀系数差别较大，在高温固化后会产生较大内应力和变形。因此，胶接连接设计时应尽量避开与金属件，尤其是铝合金胶接，必要时可采用热膨胀系数小的钛合金零件。
- ② 胶接连接承剪能力很强，但抗剥离能力很差。由于CFRP层间拉伸强度地，它不像金属连接在胶层产生剥离破坏，而易在连接端部层压板的层间产生剥离破坏，因此，对较厚的被胶接件，宜采用斜削或阶梯形搭接形式。

8.2 复合材料连接引论

8.2.3 复合材料连接方法及其选择

(3) 连接设计一般要求及特别注意事项

3) 胶铆（螺）混合连接设计注意事项

采用胶铆（螺）混合连接的目的一般是出于破损安全的考虑，想要得到比机械连接或只有胶接时更好的连接安全性和完整性。但要注意以下几点：

- ① 在胶接连接中采用紧固件加强，一方面可以阻止或延级胶层损伤的打提高抗剥离、抗冲击、抗使劳和抗蠕变等性能；另一方面也有孔应力集中带来的不利影响。应针对不同情况慎重考虑；
- ② 通常机械连接的变形总是大于胶接的变形（指面内变形），应尽量使胶接的变形与机械连接的变形相协调；
- ③ 紧固件与孔的配合精度很重要，如果配合不好，将可能增大连接试件的剪切变形，从而首先导致胶层的剪切破坏，继而引起紧固件的剪切破坏或孔的挤压破坏，达不到预期的效果。

8.2 复合材料连接引论

8.2.4 复合材料连接破坏定义和连接效率

(1) 复合材料连接破坏定义

连接或者接头是由被连接件和连接介质两部分共同组成的，其中任何一部分发生任何一种形式的破坏，就认为整个连接发生破坏。

被连接件可以全部是复合材料，也可以是复合材料和金属的混合结构。连接介质对于机械连接就是螺栓、铆钉等，对于胶接就是胶层。

被连接件破坏包括：拉伸、剪切、挤压、屈服等单一形式或者它们的组合模式；

紧固件破坏包括：剪切、拉伸、弯曲、拉脱等或者它们的组合模式；

胶层破坏包括：剪切、剥离、拉伸、劈裂等模式。

8.2 复合材料连接引论

8.2.4 复合材料连接破坏定义和连接效率

(2) 连接效率

连接的目的是把两个或者多个元件连接在一起，以便把载荷从一个元件传递到另一个（些）元件。评价连接完成这个任务的优劣，需要一个评价指标来判定，这就是连接效率。连接效率的基础是连接元件的强度与没有连接的相应等尺寸的连续元件的强度之比。

金属材料的连接效率基于静强度，无论按照破坏载荷、应变或者应力的任何一个指标来判断都可以。复合材料连接效率就只能根据破坏载荷来判断。

两种材料之间效率的双重标准起因于下列事实：金属材料是延性的，结构中应力集中部位的应力可以重新分配，破坏时处于均匀的应力状态，所以连接效率可简单地采用净面积与毛面积的比值，即净宽度与总宽度的比值来衡量。

8.2 复合材料连接引论

8.2.4 复合材料连接破坏定义和连接效率

(2) 连接效率

复合材料与金属有两个主要的差别：

第一，复合材料连接的铺层是可以设计的，不同铺层的光滑层压板和连接的应力-应变行为是不一样的，且二者没有正比例关系；

第二，复合材料就不呈现屈服的意义来说是“脆性的”，重新分配载荷的能力很弱。

鉴于上述两点，复合材料就不能采用与金属一样的方法来判断连接的优劣。

8.2 复合材料连接引论

8.2.4 复合材料连接破坏定义和连接效率

(2) 连接效率

1) 金属的连接效率

金属的连接效率定义为：

$$\eta=(W-nD)/W$$

式中： W -元件宽度； n -排中的紧固件数量； D -钉孔直径。

2) 复合材料连接的载荷效率

复合材料连接的载荷效率定义为：

$$E_L=P_j/P_c$$

式中： P_j -连接元件的破坏载荷； P_c -连续元件的破坏载荷

连接的重量效率定义为： $E_w=W_j/W_c$

式中： W_j -连接元件的重量； W_c -连续元件的重量

8.2 复合材料连接引论

8.2.4 复合材料连接破坏定义和连接效率

(2) 连接效率

于是完整连接效率： $\eta = E_L \times E_w$

从性能观点来说， η 、 E_L 、 E_w 越接近于1，连接设计就越好。显然，载荷效率 E_L 尽可能接近1是努力争取的目标，因为如果 E_L 大于1，就意味着整个结构被过分加强，有不必要的重量付出，此时重量效率 E_w 将会减小。这种情况是不恰当的，也不是所希望的，需要重新设计和制造以纠正主要的设计缺点。当然，连接两个不一样元件时，连接效率必需基于其中的较弱者。

8.2 复合材料连接引论

8.2.4 复合材料连接破坏定义和连接效率

(3) 复合材料连接的重量增量效率

重量增量效率，定义为连接的破坏载荷 P 除以连接区的重量增量 ΔW ，可按照下式计算：

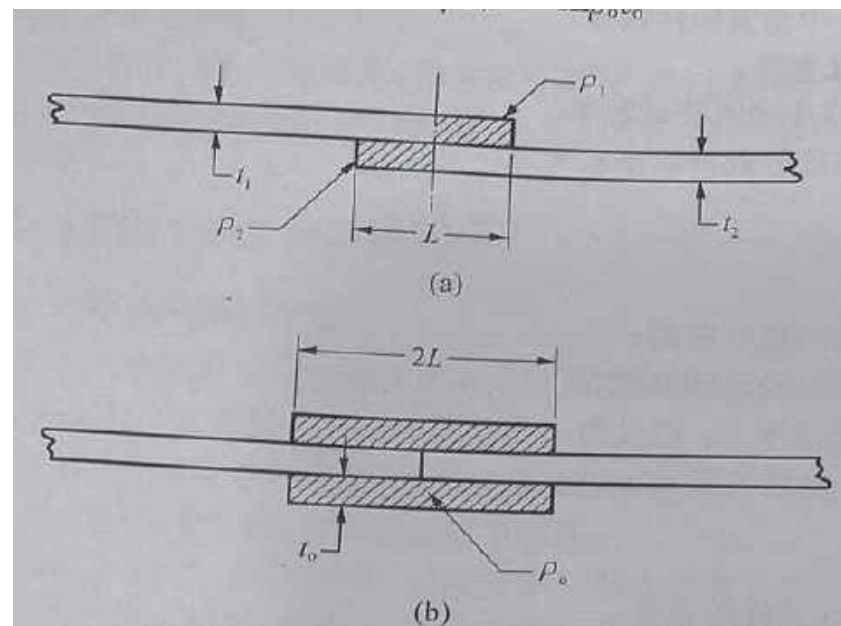
$$\eta = P / \Delta W$$

重量的增量是相对于没有连接情况而言的。

举例：图中阴影区域就是重量的增量部分。

重量增量效率的值越大越好，非常适用于比较不同连接形式的优劣。

连接效率另一个应考虑的因素是连接工艺因素或者成本因素，但目前定量分析比较困难。



(a) 单搭接 (b) 双搭接

8.3 复合材料胶接连接技术

胶接技术概述

定义

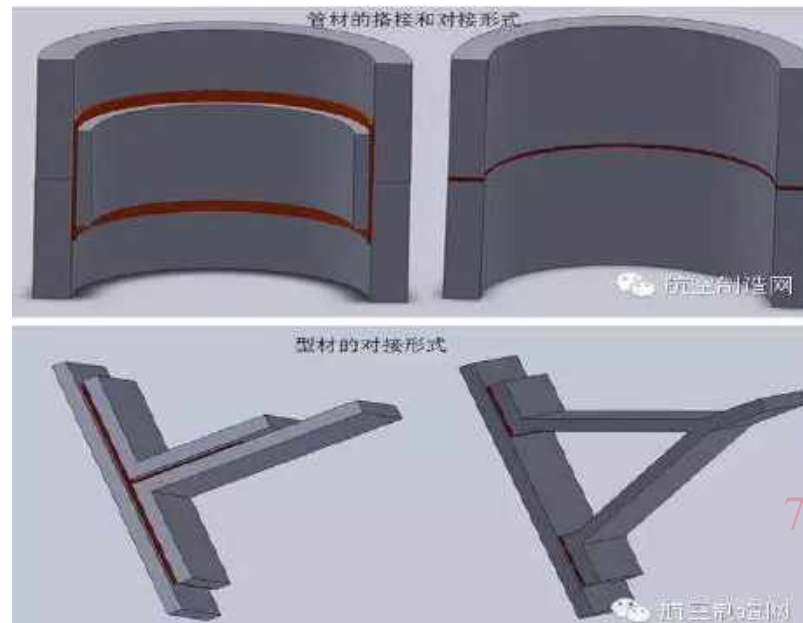
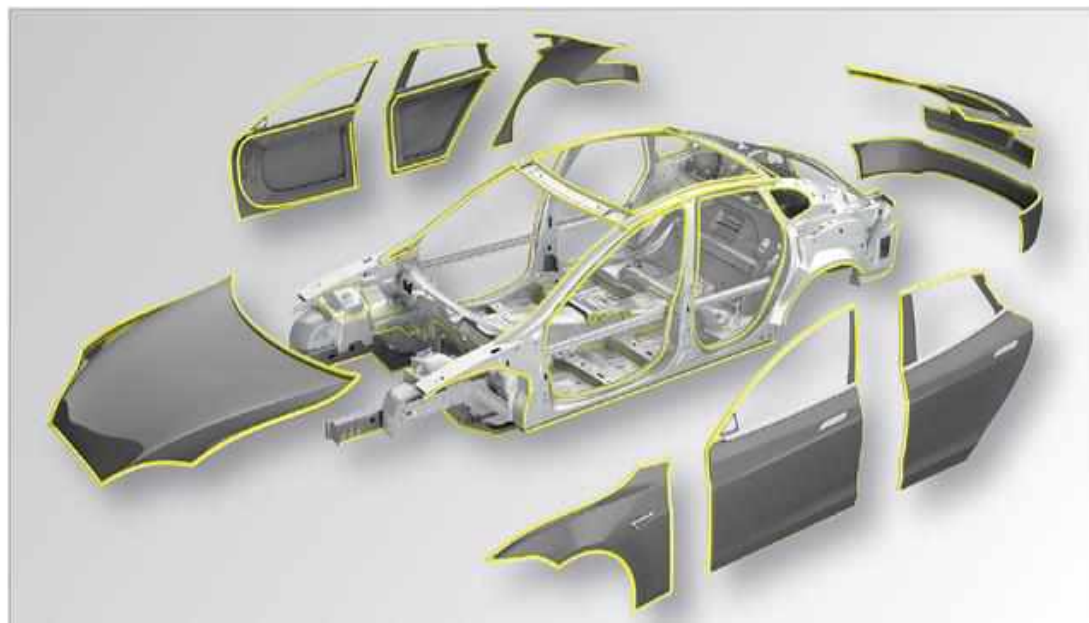
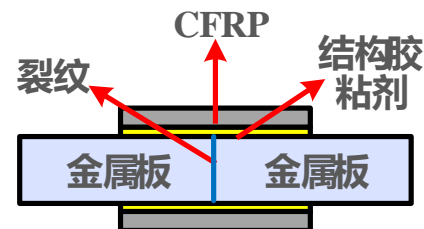
利用**胶粘剂**在连接面上产生的机械结合力、物理吸附力和化学键合力而使两个胶接件联接起来的工艺方法。

原理

利用胶粘剂本身产生的**内聚力**以及胶粘剂与被胶零件之间产生的**粘附力**将两个零件牢固地连接在一起。

特点

- (1) 连接时不需要连接孔和紧固件
- (2) 胶接载荷的分布区域较大
- (3) 胶接接头结构重量轻



8.3 复合材料胶接连接技术

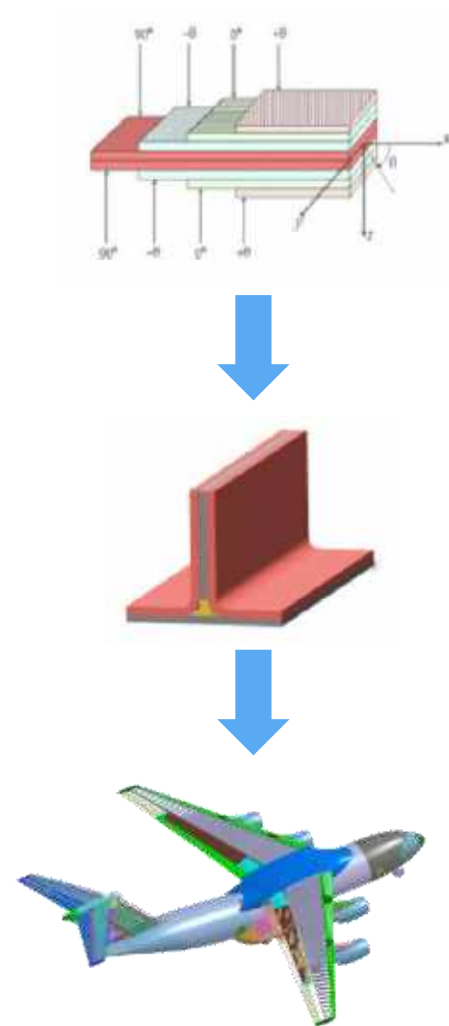
胶接技术优缺点

优点：

- ①无钻孔引起的应力集中，不切断纤维，不减少承载横剖面面积。
- ②连接部位质量较轻，降低成本。
- ③可连接各种金属和非金属，无电偶腐蚀问题。
- ④能够获得光滑的结构表面，连接元件上的裂纹不易扩展，密封性较好。
- ⑤加载后的永久变形较小，抗疲劳性能好。

缺点：

- ①胶接性能受环境（湿、热、腐蚀介质）影响较大，存在一定老化问题。
- ②胶接强度分散性大，剥离强度低，不能传递大的载荷。
- ③胶接表面在胶接前需作特殊的表面处理。
- ④被胶接件间配合公差要求严，一般需加温加压固化设备，修补较困难。
- ⑤胶接后不可拆卸。

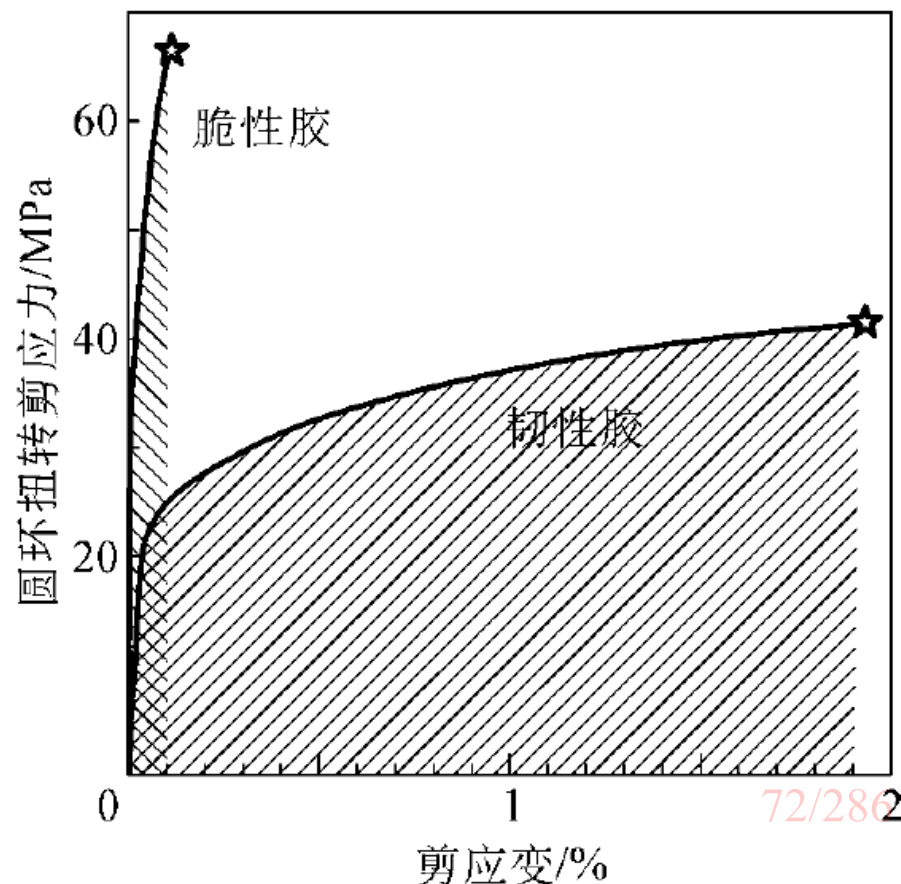


8.3 复合材料胶接连接技术

常用的胶粘剂类型

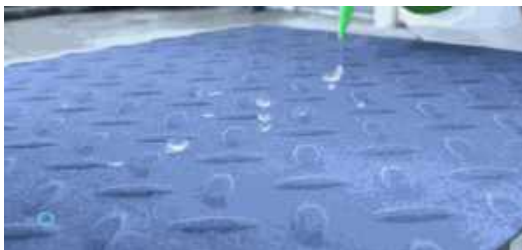
胶粘剂按**应力-应变特性**分为**韧性及脆性**两种。当胶层厚度为0.1~0.2mm时，**韧性胶粘剂的剪应变极限在0.05以上**，而脆性胶粘剂则远小于这一数值。

- 韧性胶粘剂的**连接静强度**较高，这是由剪切应变能（曲线下的面积）所决定。
- 从**疲劳特性**来看，脆性胶粘剂在拐点附近即断裂，**疲劳寿命较短**。
- **韧性胶极限应变较大**，降低了胶层的应力峰值，应力集中小，可承受较高的疲劳极限应力，**疲劳寿命较长**。
- 当环境温度不超过70°C的情况下，应尽量选用韧性胶粘剂。而在发动机附近或超声速飞机上，为适应高温工作，即使要损失很多强度，也不得不选用脆性胶粘剂。



8.3 复合材料胶接连接技术

常用的胶粘剂类型



胶粘剂按照成分划分主要有如下几类：

种类	优点	缺点
环氧树脂	工艺性能好, 固化收缩性小, 化学稳定性好, 机械强度高	硬度一般, 热强度低, 耐磨性差
环氧酚醛 酚醛树脂	耐热性好, 强度高, 超低温性能好 热强度高, 耐酸性好, 价格低, 电气性能好	需热固化, 多孔性, 电性能不良 需高温高压固化, 造价贵, 有腐蚀性, 收缩率较大
有机硅树脂	耐热、耐寒、耐辐射, 绝缘性好	强度低
聚酰亚胺	耐热、耐水、耐火、耐腐蚀	需高温固化、造价高; 有腐蚀性、多孔性
聚酯树脂	机械和电气特性好、价格低、耐沸水、耐热、耐酸、耐环境	仅用于次要构件

8.3 复合材料胶接连接技术

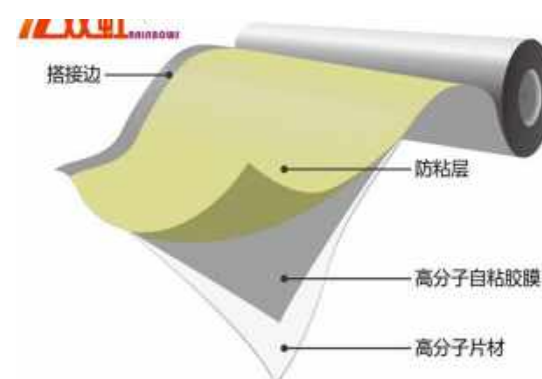
常用的胶粘剂类型

胶粘剂按照形态划分主要有如下两类：

(1) **糊状胶**：糊状胶的黏度典型值大于8800cps，一般来说在稍微厚些的胶层工作较好，有效厚度范围0.13~0.50mm。糊状胶的浸润不如液状胶好，这是由于附加填料 (filler) 的影响。



(2) **胶膜**：胶膜需要冷藏，在使用前解冻到室温，然后需要高温固化。胶层厚度容易控制，保持胶层厚度需要不同的载体。大面积胶接最好使用胶膜，而不使用糊状胶。

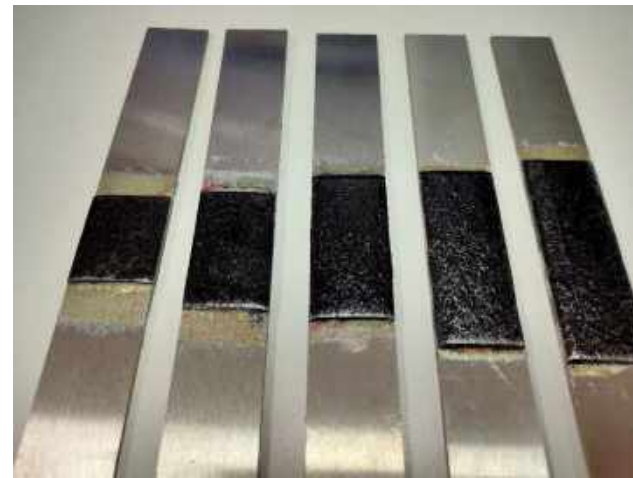


8.3 复合材料胶接连接技术

影响胶接强度的主要因素

利用胶粘剂进行胶接，是被胶接件与胶层之间复杂的作用过程，被胶接件的**表面制备质量**对胶接质量（静强度和耐久性）有重大影响。

- (1) **复合材料**：清洁表面可采用**有机溶剂清洗**、表面**机械打磨**（研磨布或者砂布打磨）和**喷砂**处理，沙粒可以是铝、硅、或者其他磨料介质，这种方法风险较高，与操作者的技术有关。
- (2) **金属**：金属需要更为严格的表面制备。不仅要求采用蒸汽或者溶剂脱脂**清洁金属表面**，而且要求采用抗腐蚀底漆，保护刚刚被处理过的表面，以便得到金属表面长期的**胶接耐久性**。
- (3) **涂底漆**的作用为：湿润聚合物基材。当粘合剂不能粘合时，帮助渗透于基材表面与粘合剂共同形成粘着于基材的一层薄膜物质。储藏时用于保护基材表面。

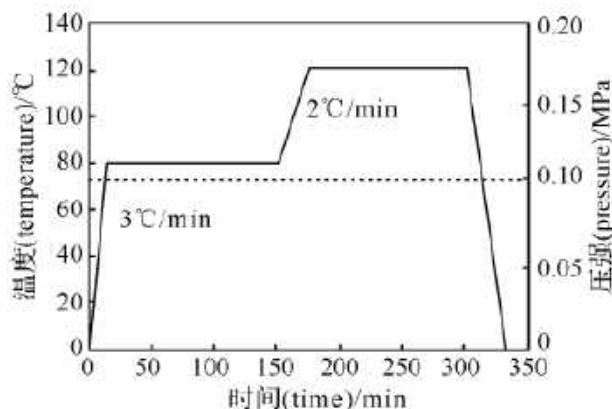


8.3 复合材料胶接连接技术

影响胶接强度的主要因素

除了上述表面制备要求外，胶接还应注意以下几点：

- (1) 试件**表面要干燥**，表面决不能有水分；否则，对于金属件，使得磷酸阳极化产生的氧化层很容易与其分离，引起灾难性的破坏。
- (2) 正确地混合/施加胶粘剂，试件**装配要保证对中**。
- (2) **固化压力均匀**，施加均匀的夹持压力5 ~ 50psi；机械夹持需要坚固耐用的夹具。
- (3) 胶粘剂的**固化温度**要按照正确的梯度进行固化或者后固化。
- (4) 控制**胶层厚度均匀**，一致的胶层厚度是很关键的，不均匀的厚度将使得胶层较薄一端的应力增大，这将大大降低连接强度。



固化温度和压力梯度



热压罐固化



真空袋固化

8.3 复合材料胶接连接技术

胶接结构设计基础

通常共固化预成型胶接的性能都远优于共胶接的性能。

胶接连接的分类:

(1) **共固化 (co-curing)**: 两个或两个以上零件经过一次固化成形而制成的一个整体制件的工艺方法。所有树脂和胶粘剂在同一次工艺过程中固化。

(2) **共胶接 (co-bonding)**: 把一个或多个已经固化成形而另一个或多个尚未完全固化的零件通过胶粘剂 (一般为胶膜) 在一次固化中固化并胶接成一个整体制件的工艺方法

(3) **二次胶接 (secondary bonding)**: 两个或多个已经 (预) 固化的复合材料零件通过胶接连接在一起, 其间仅有的化学或热的反应是胶的固化。

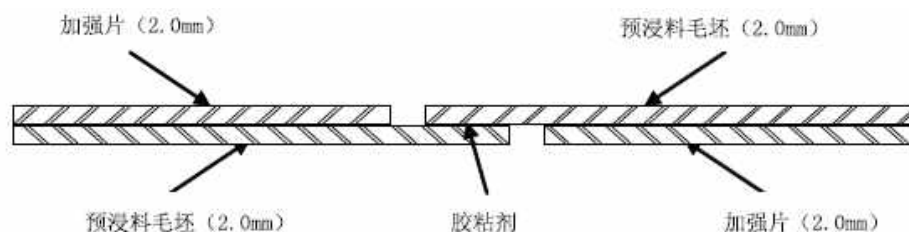


图1 共固化 (界面有胶粘剂)

Fig.1 Co-curing (interface with adhesive)

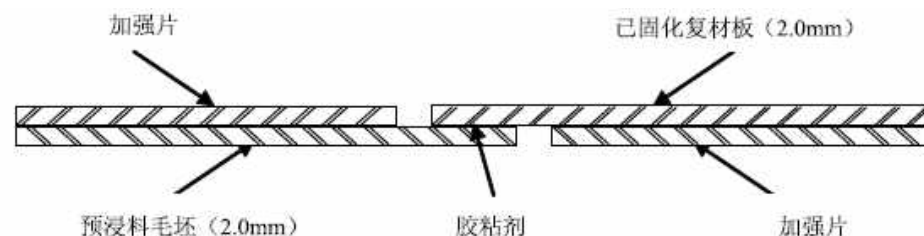


图2 共胶接

Fig.2 Co-bonding

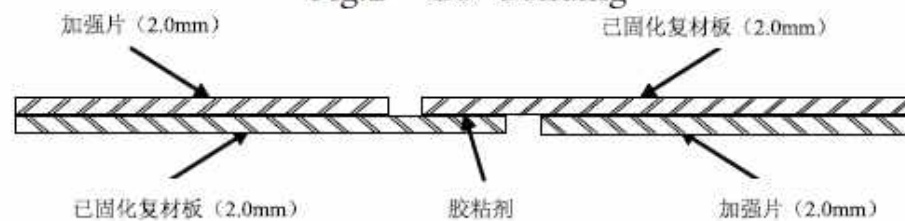


图3 二次胶接

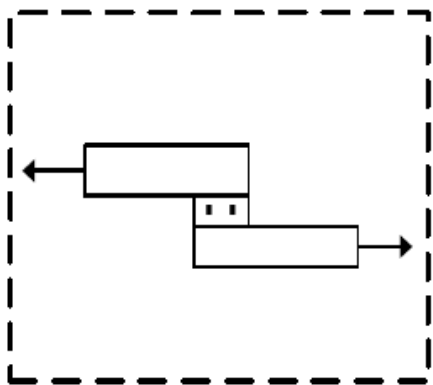
Fig.3 Secondary bonding

8.3 复合材料胶接连接技术

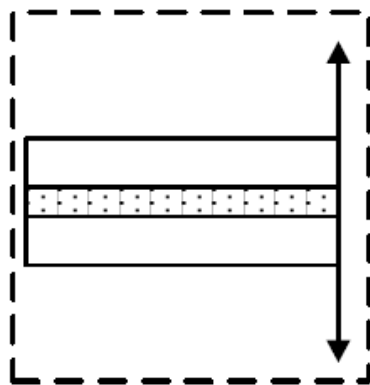
胶接结构设计基础

胶接接头的受力方式:

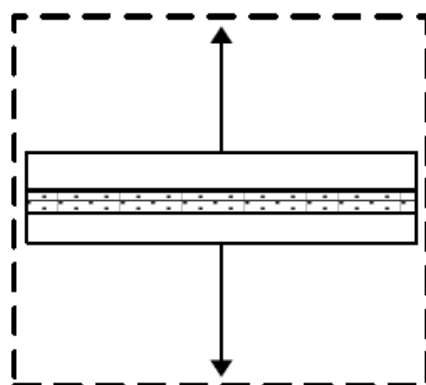
受力方式	特点
剪切	外力平行作用于胶接面，胶接强度最高
拉伸	受载荷时不产生挠曲变形时，拉应力分布比较均匀，产生挠曲变形时，易造成破坏
不均匀扯离	胶接面受扯离力时，应力分布不均匀，容易从端部劈裂
剥离	外力作用方向与胶接面成一定的角度，胶接面所受的力是剥离力



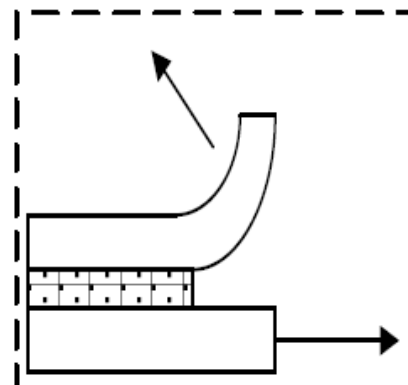
剪切示意图



剥离示意图



拉伸示意图



不均匀扯离示意图

8.3 复合材料胶接连接技术

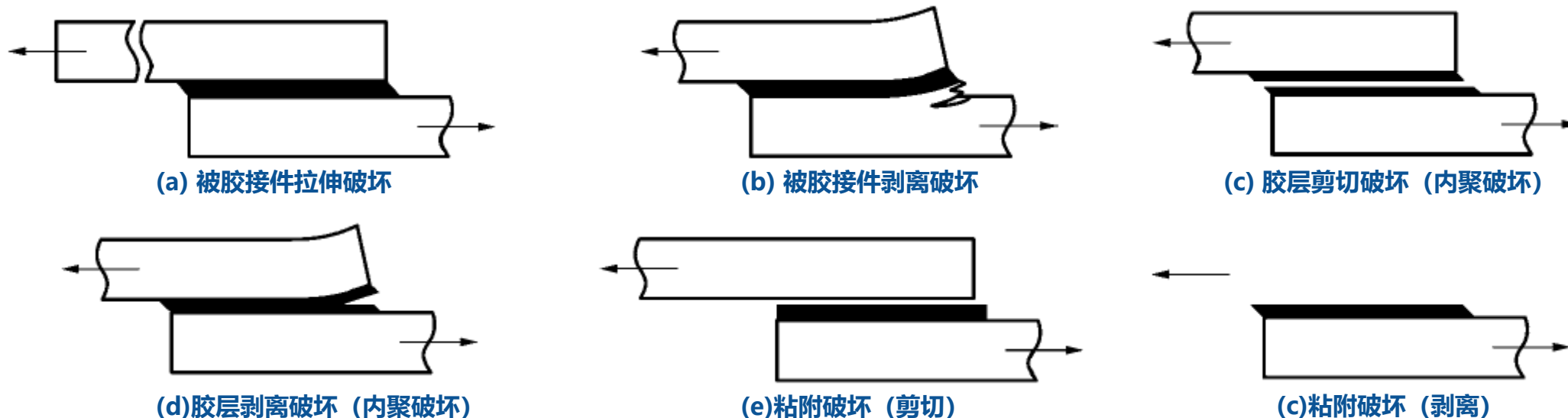
胶接结构设计基础

□ 胶接破坏模式按照破坏机理可分为两类：**粘附破坏**和**内聚破坏**。

(1) **粘附破坏**：胶粘剂和被粘物界面处发生的目视可见的破坏现象，也称作**界面破坏**。

(2) **内聚破坏**：胶粘剂或被粘物中发生的目视可见的破坏现象。所谓内聚就是单一物质内部各粒子靠主价力、次价力结合在一起的状态。

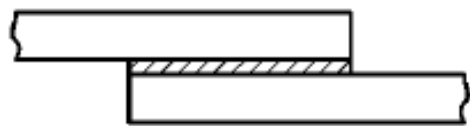
□ 胶接连接在面内拉伸载荷作用下，胶接破坏模式按照破坏发生的位置可分为如下**三种破坏模式**：**被胶接件破坏**、**胶层破坏**和**界面破坏**。



8.3 复合材料胶接连接技术

胶接结构设计基础

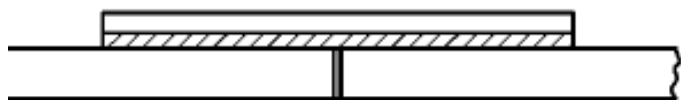
胶接连接形式主要可分为两大类：**平面形搭接连接**和**正交形式**的连接。



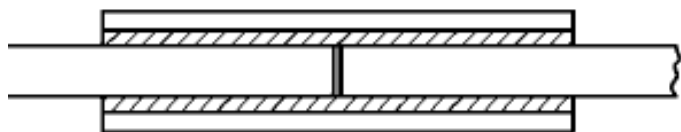
单搭接



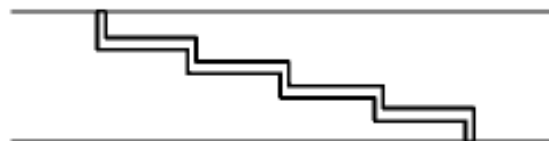
双搭接



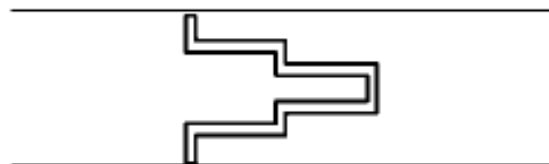
单搭接板对接



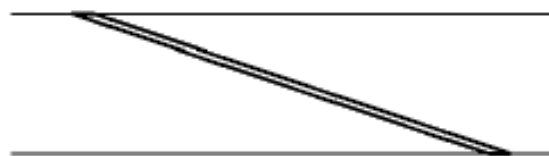
双搭接板对接



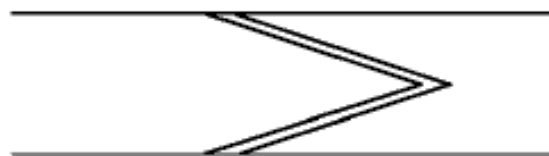
单阶梯形连接



双阶梯形连接



单斜面连接



双斜面连接

(a)平面形搭接的主要形式

8.3 复合材料胶接连接技术

胶接结构设计基础

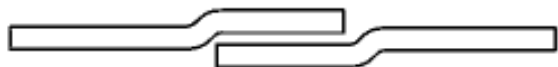
- 平面形搭接其他形式还有：单下陷和双下陷连接；榫形连接；楔形连接；波浪形连接等。
- 平面形搭接构型大多用于飞行器上的**板类构件**之间的连接。



单下陷连接



榫形连接



双下陷连接



楔形连接



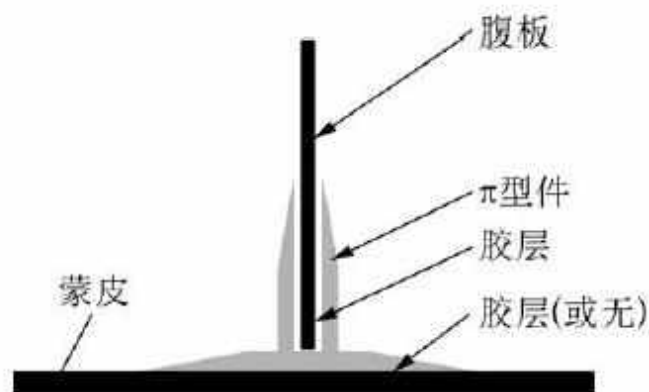
波浪形连接

(b)平面形搭接的其他形式

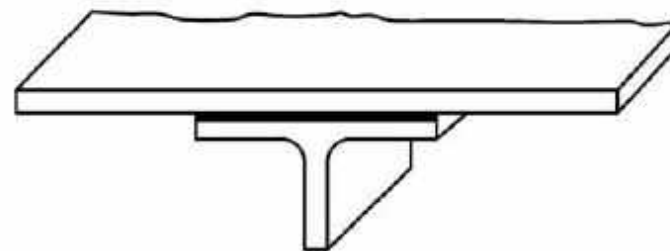
8.3 复合材料胶接连接技术

胶接结构设计基础

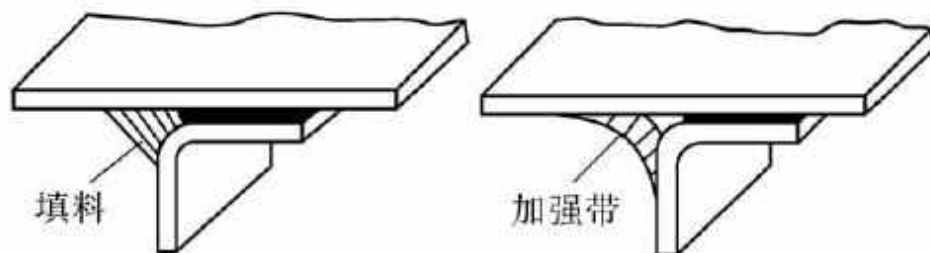
- 正交构件的典型连接形式：（1） π 型连接；（2）T型连接；（3）L型连接。
- 这类连接构型用于板类构件与梁、肋、桁条等的连接。



π 型件与板胶接



T型件与板胶接



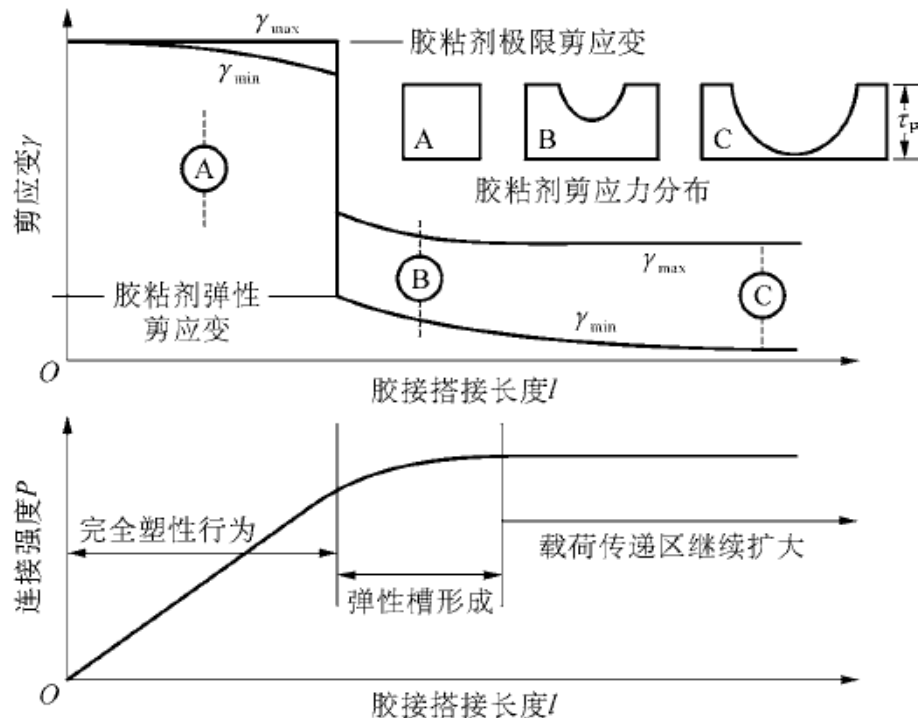
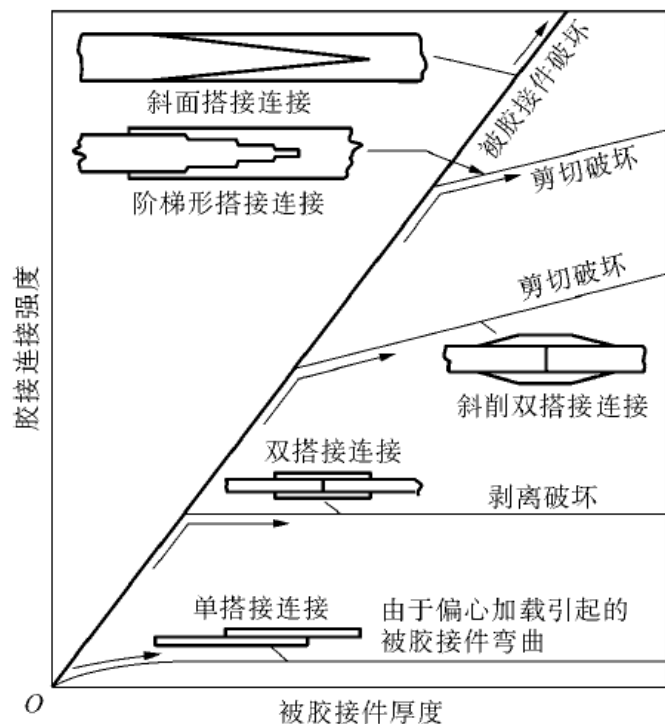
L型件与板胶接

正交构件的连接形式

8.3 复合材料胶接连接技术

胶接结构设计基础

- **胶接连接形式选择**：设计的目标应使制造工艺尽可能简单、成本尽可能低，同时连接强度不低于连接区以外被胶接件的强度。
- 胶接连接**承剪能力**很强，但**抗剥离能力**很差。设计的连接以剪切的方式传递最大载荷，而其他方向载荷很小，就不致引起较大的剥离应力。

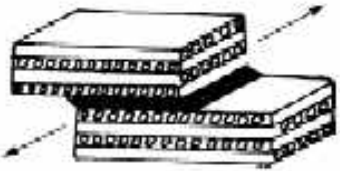
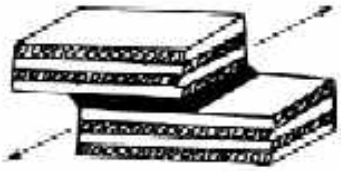
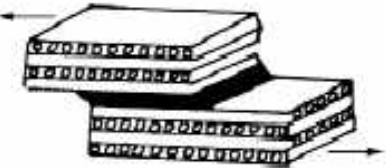
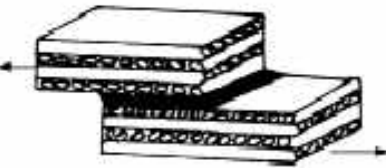


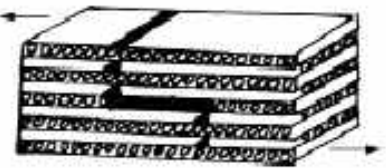
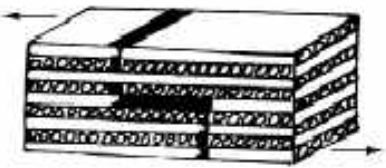




8.3 复合材料胶接连接技术

胶接结构设计基础

胶接面纤维取向:

复合材料层压板待胶接表面纤维取向最好与载荷方向一致，或者纤维方向与载荷方向成 45° 角，不得与载荷方向垂直，以免被胶接件过早产生层间剥离破坏。

	胶接面纤维取向	
	正 确	不 正 确
横向剪切		
拉伸剪切		
拉伸剪切		
拉伸剪切		
拉伸剪切		

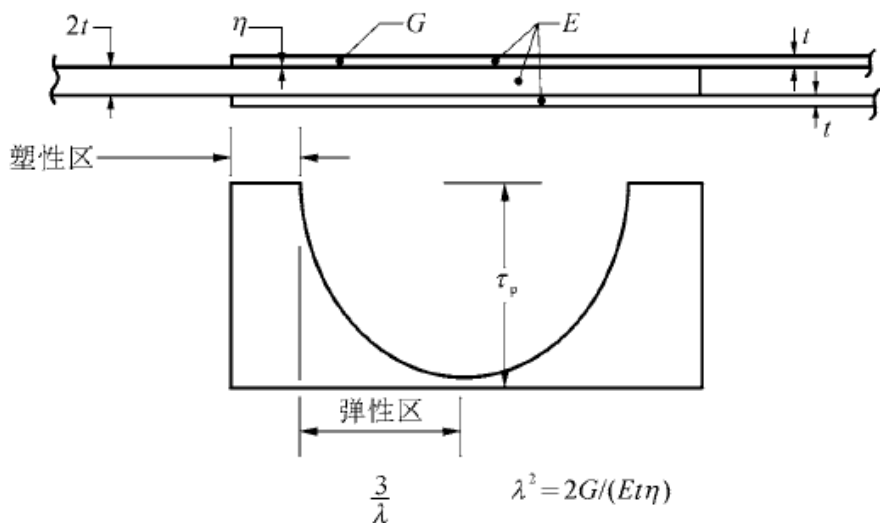
8.3 复合材料胶接连接技术

影响复材胶接强度的因素

一. 理论基础

一般来说，胶接连接的分析，数学上是如此复杂以至于不可能得到封闭形式的解。本讲主要从唯象上介绍一些参数对胶接连接强度的影响。以等刚度双搭接连接为例，假设条件如下：

- (1) 胶粘剂的剪切弹 - 塑性应力 - 应变曲线，胶粘剂的粘弹性和其他的非线性均没有考虑；
- (2) 足够的搭接长度，防止搭接中部的胶粘剂应力累积产生蠕变损伤；
- (3) 不考虑应力在胶粘剂和被胶接件整个厚度上的变化。



等刚度双搭接连接及弹性槽

$$P = 4[h\tau_p(\gamma_e/2 + \gamma_p)Et]^{1/2}$$

式中：

P ——连接单位宽度最大剪切承载能力；

h ——胶层厚度；

E ——被胶接件的杨氏模量；

t ——被胶接件的厚度；

$\gamma_e, \gamma_p, \tau_p$ ——胶粘剂弹性应变，屈服应变和屈服应力。

8.3 复合材料胶接连接技术

影响复材胶接强度的因素

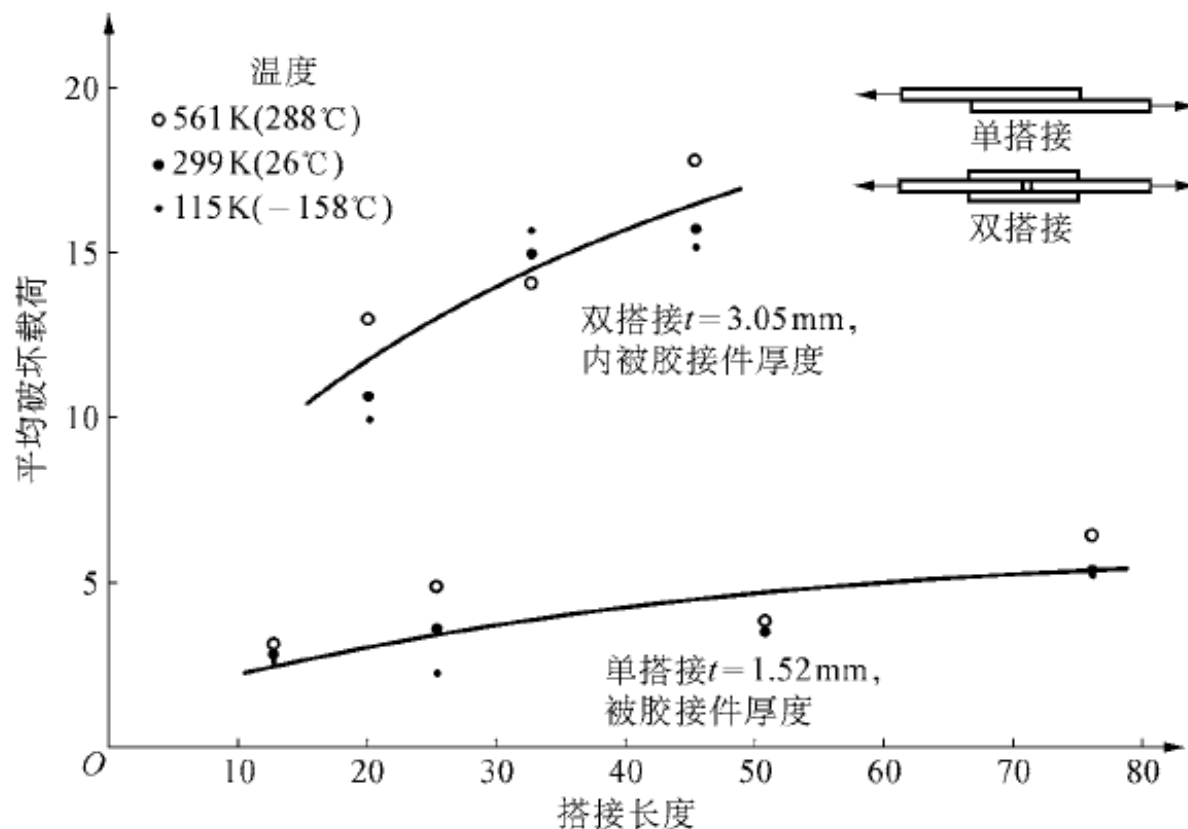
二. 连接形式

连接形式对胶接强度有非常重要的影响，可以说胶接连接设计主要就是连接形式的选择。

(1) 对于复合材料连接，在不同搭接长度和温度下，单搭接和双搭接的**强度试验**结果比较如图所示。

(2) 在搭接长度和温度一样的条件下，双搭接强度明显高于单搭接。

(3) 对于单搭接，当**搭接长度**达到一定值时强度不再增加；对于双搭接，随搭接长度的增加，强度增加减缓。



单搭接和双搭接板连接比较

8.3 复合材料胶接连接技术

影响复材胶接强度的因素

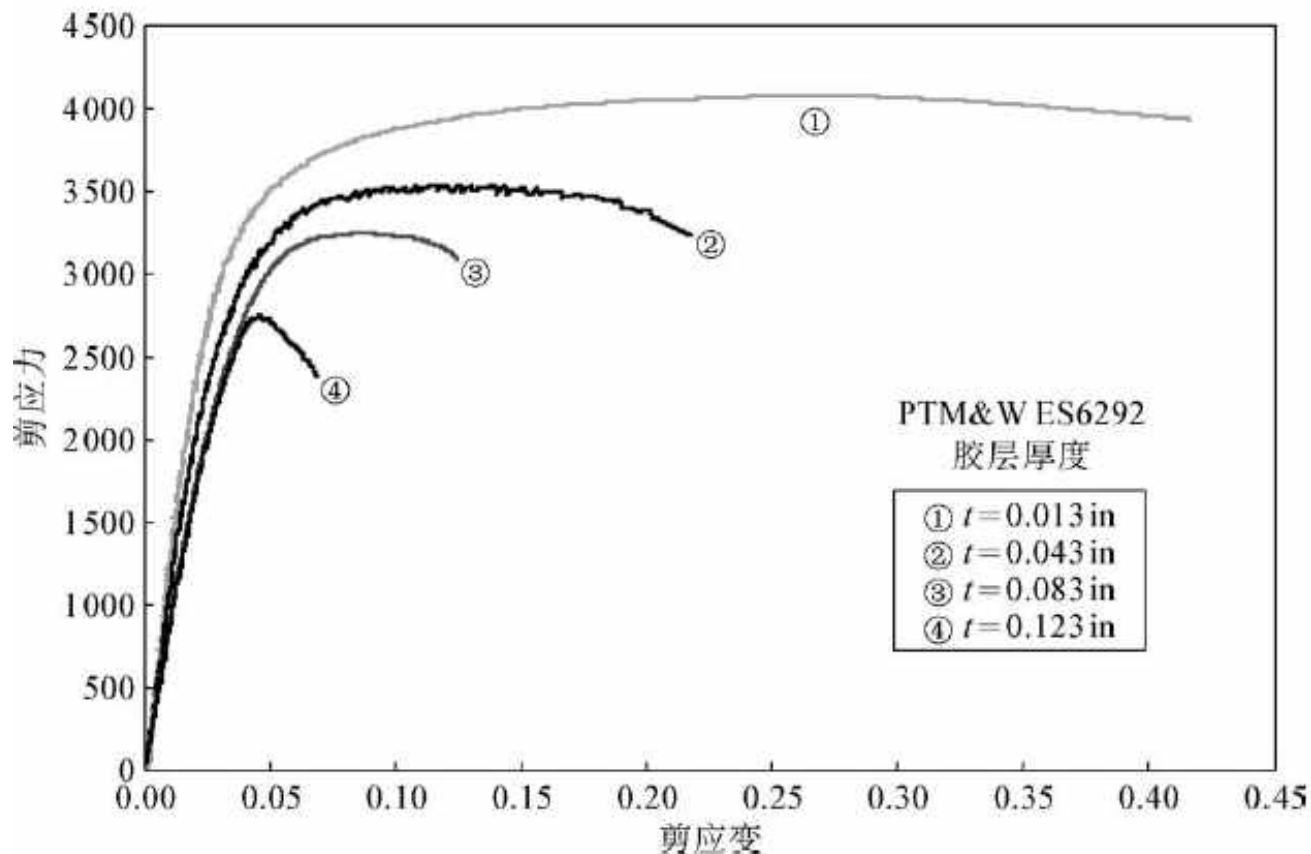
三. 胶层厚度

理论公式可以看出，承载能力与胶层厚度 h 的平方根成正比。但这仅在理论上成立，实际并非如此。

(1) 这是因为厚的胶层往往含有的**缺陷**增加，质量难以控制。

(2) 胶层厚度过大，不仅强度不增加，反而会**降低承载能力**。增加胶层厚度导致的后果是塑性应变和屈服应力降低，这是不可取的。

(3) 然而特别薄的胶层也会降低连接强度，制造时也必须避免。一般胶层厚度在0.10 ~ 0.25mm之间为宜。



胶层厚度对承载能力的影响

8.3 复合材料胶接连接技术

影响复材胶接强度的因素

四. 被胶接件热失配

(1) 被胶接件的热失配是指**热膨胀系数**不一样，这是**复合材料与金属**混合连接的固有问题，特别是对于铝合金。铝合金膨胀系数 $\alpha = 0.5 \times 10^{-6} / ^\circ\text{C}$ ，石墨环氧典型值 $\alpha = 0.5 \times 10^{-6} / ^\circ\text{C}$ 。温度变化 ΔT （使用温度 - 胶粘剂固化温度），连接承载能力近似**降低** $2E_0t_0\Delta\alpha\Delta T$ 。

(2) 对于单搭接连接，被胶接件的热失配影响更为严重。这是因为，热失配会引起单搭接连接的**初始弯曲**。弯曲变形将影响**载荷偏心**，进而改变连接区两端**弯矩**，反过来又影响胶层剪切和剥离应力的分布。这样，一端变得比另一端更加危险，所以，胶接连接承载能力往往要下降。

还需注意：连接的危险端与载荷方向有关，受拉伸载荷和受压缩载荷不一样。

8.3 复合材料胶接连接技术

影响复材胶接强度的因素

五. 温度和湿度

温度和湿度对复合材料构件性能有较大影响，设计中必须考虑这两个环境变量。

- 吸收的湿气靠毛细管作用传到胶层树脂中，逐渐引起树脂的组织软化，使它们膨胀，并降低了它们的玻璃化转变温度。
- 如果胶粘剂在其工作温度范围内使用，温度影响不重要。如果温度与湿度共同作用，高温将增加湿气的吸收和扩散能力，影响就极为严重。

避免湿度和温度有害影响的最好办法是：

- 用密封胶将胶层密封起来，是工程上行行之有效的防湿措施。
- 精确地给定胶接接头所承受的最恶劣的环境条件。
- 精确地给定使用温度范围。
- 选择最合适的胶粘剂。

8.3 复合材料胶接连接技术

影响复材胶接强度的因素

五. 温度和湿度

如图比较了胶接两端载荷不变时，由于吸湿的作用，胶层剪应力沿连接长度方向的变化。

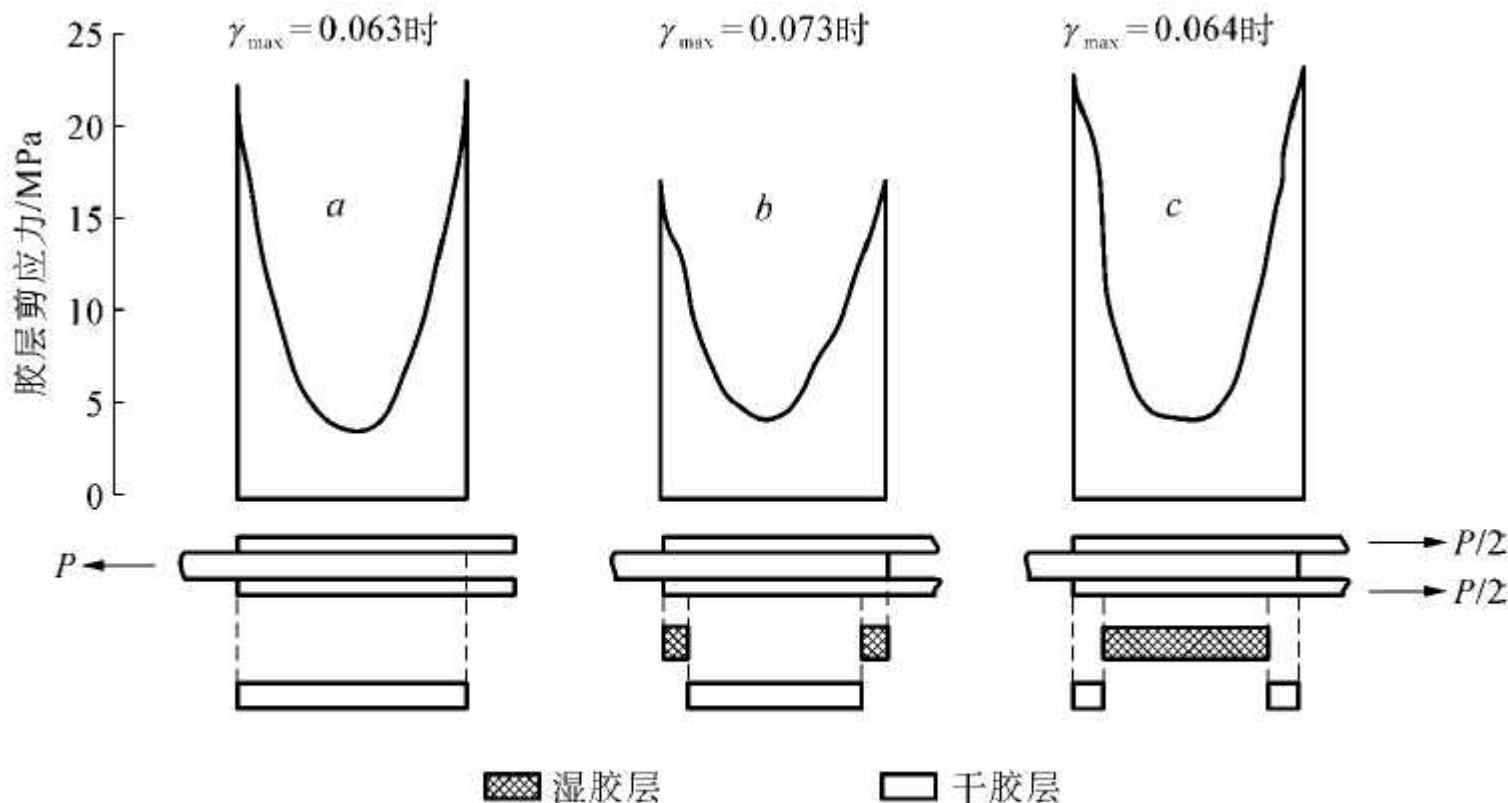


图 2-17 湿度对胶层剪应力分析的影响(γ_{\max} 是胶层的最大剪应变)^[9]

- (a) 胶层都是干燥的；(b) 由于边缘的吸湿, 胶层已经变软；
(c) 由于外部环境条件的变化, 胶层已部分干燥

8.3 复合材料胶接连接技术

胶接连接设计原则

一. 基本原则

- ①破坏位置要求：优秀的胶接连接设计应使其胶接强度不低于连接区外边被胶接件本身的强度。
- ②胶层方向要求：胶接连接设计应充分**发挥胶层承受剪切能力很强**的优点，根据最大载荷的作用方向，使所设计的胶接连接以剪切的方式传递最大载荷。
- ③刚度匹配要求：对于平面形搭接胶接构型，包括简单搭接、搭接板对接、阶梯形和斜面连接，被胶接件各个站位的总刚度应该相等，以便**降低应力集中**。
- ④热匹配要求：应特别注意被胶接件**热膨胀系数要匹配**。特别是碳纤维复合材料沿纤维方向的线膨胀系数与金属的热膨胀系数相差较大。
- ⑤耐久性要求：在耐久性条件下，控制胶接设计的是耐久性而不是静强度。



8.3 复合材料胶接连接技术

胶接连接设计原则

二. 构型选择原则

- ①对受载较小的薄的复合材料结构最适宜采用胶接，限制使用适用于受载较大厚板结构的机械紧固件连接方式。
- ②对接近准各向同性的碳 / 环氧树脂，简单的等厚搭接连接设计很简单，对双剪连接采用搭接长度 $30t$ ，对单搭接连接采用搭接长度 $80t$ ，对斜面搭接连接采用 $1: 50$ 的斜率。这样可使胶接连接具有良好的承载能力。
- ③厚胶接结构需要复杂的阶梯形搭接连接来获得足够的效率；大载荷需要很多台阶来传递载荷，并保证胶层提供被胶接件的强度。对受高载的胶接连接，为提高连接效率，最好采用共固化双侧多台阶搭接形式。
- ④阶梯形搭接连接是复杂应力状态，非线性胶层特性，因此用于厚结构的阶梯形搭接连接设计需要使用非线性分析程序。
- ⑤当不需进行修理，如导弹和无人机，即使是厚的结构，胶接也允许采用特别高的结构效率。

8.3 复合材料胶接连接技术

胶接连接设计原则

三. 阶梯形连接设计原则

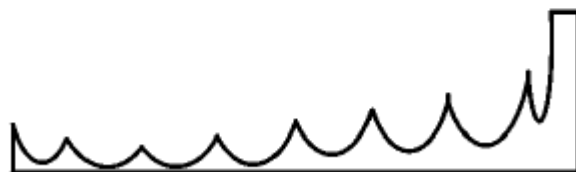
- ①如果可能，在胶接阶梯形搭接连接的第一和最后一个台阶上，采用 $\pm 45^\circ$ 层结束。降低端部台阶的层间剪切峰值应力。
- ②如果可能，在任何一个台阶上不要用两层以上的 0° 层（最大厚度不大于0.36mm）结束。对在最后一个台阶用 0° 层结束的情况（最长的 0° 层），要采用锯齿状的边缘来降低应力集中。
- ③阶梯形连接对某些因素特别敏感，最敏感的是被胶接件从连接一端到另外一端的刚度匹配问题。



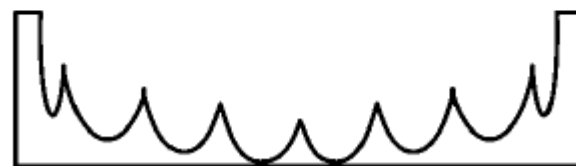
等厚度(不等刚度)连接



等刚度(变厚度)连接



胶粘剂剪应力分布



胶粘剂剪应力分布

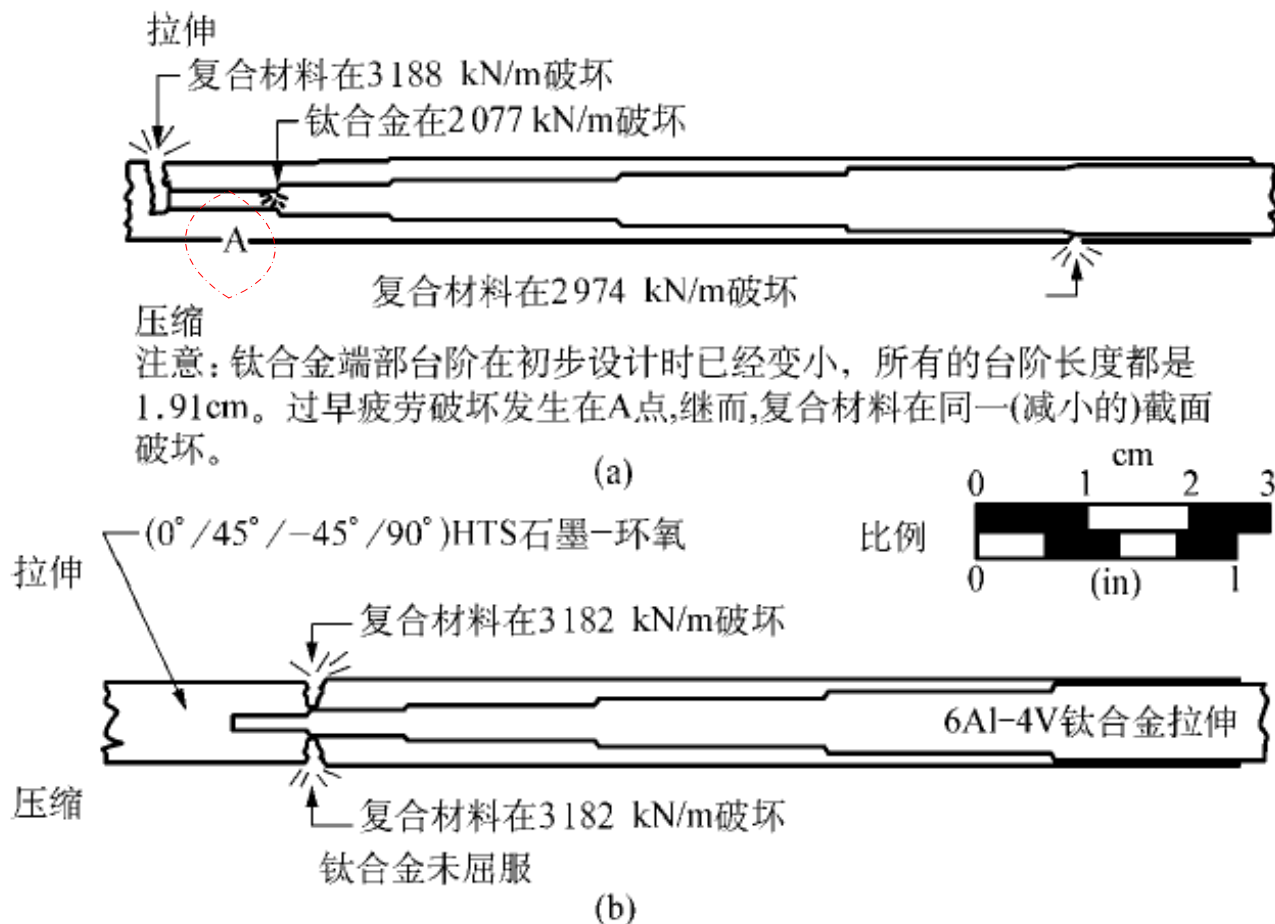
阶梯形连接优化

8.3 复合材料胶接连接技术

胶接连接设计原则

三. 阶梯形连接设计原则

钛合金端部台阶的长度和厚度也很重要。初步设计在钛合金在台阶根部的**屈服破坏**（图(a)点A），表明设计存在问题。对于飞机现今所用的材料，端部台阶的金属厚度应该不小于0.76mm，台阶不长于9.5mm。优化设计如图(b)所示。



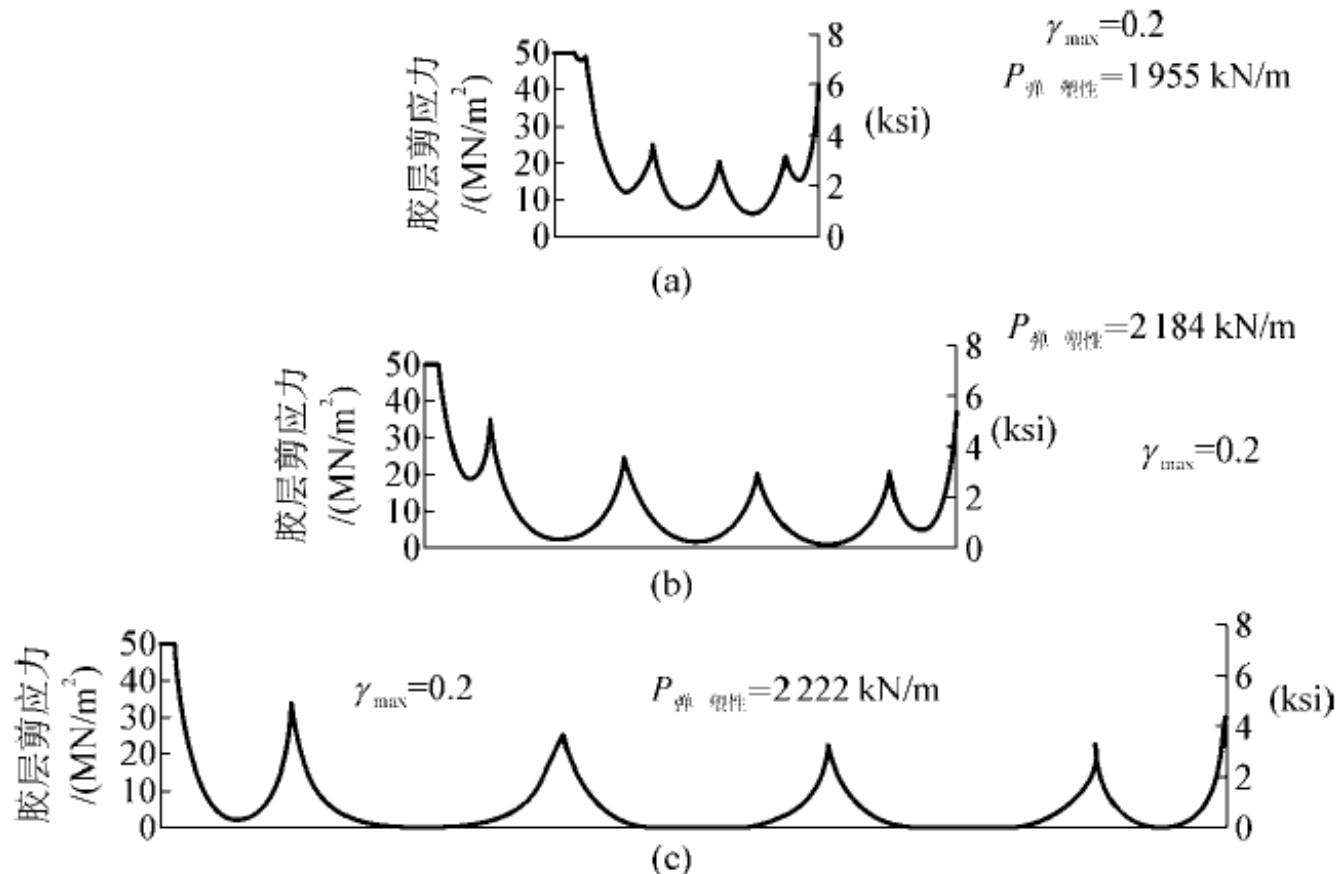
(a)初步设计; (b)优化设计

8.3 复合材料胶接连接技术

胶接连接设计原则

四. 台阶的数量和长度

1. 台阶数量对强度的影响比搭接长度的影响大很多。
2. 对于固定的台阶数量，搭接长度的影响相当小，如图对3种构型分析所看到的那样。3种构型都含有5个台阶，且在相应的站位有一样的厚度。搭接长度增大4倍，而强度仅增加14%。
3. 这就突出说明**斜面搭接连接**（区域增加对连接强度有大的影响）和**阶梯形搭接连接**之间在**载荷传递机理**上有很大的差别。



阶梯形连接搭接长度有限的影响

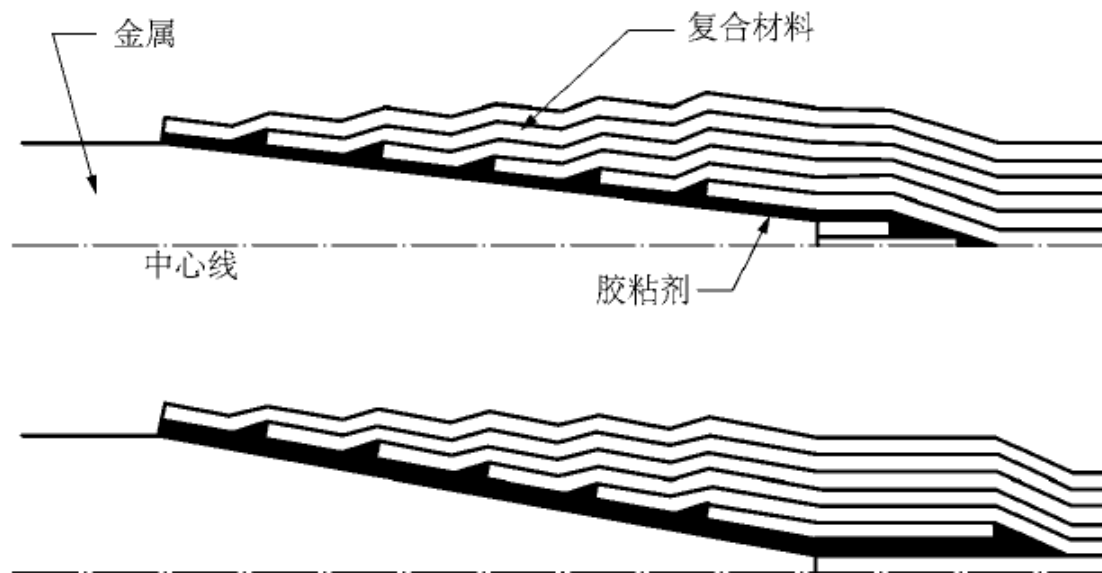
- (a) 搭接长度=2.5cm;
(b) 搭接长度=5.1cm; (c) 搭接长度=10.2cm

8.3 复合材料胶接连接技术

胶接连接设计原则

五. 斜面连接设计原则

- ①斜面连接如果存在**配合**问题，最好采用**共固化连接**而不是预固化连接。因为共固化连接对容许的配合误差不太敏感。
- ②对预固化零件，最好采用**机加斜面**而不是铺叠的斜面，以便改善配合。
- ③采用**锯齿状的边缘**来降低连接端部的应力集中（如图所示）。连接内端的最后一个台阶必须有薄的外被胶接件以便防止诱导剥离应力引起的分层。该处台阶每一侧的复合材料厚度不应大于0.75mm。基于同样理由，端部台阶的长度应限制在9.4 ~ 12.7mm 以便防止薄台阶过载。

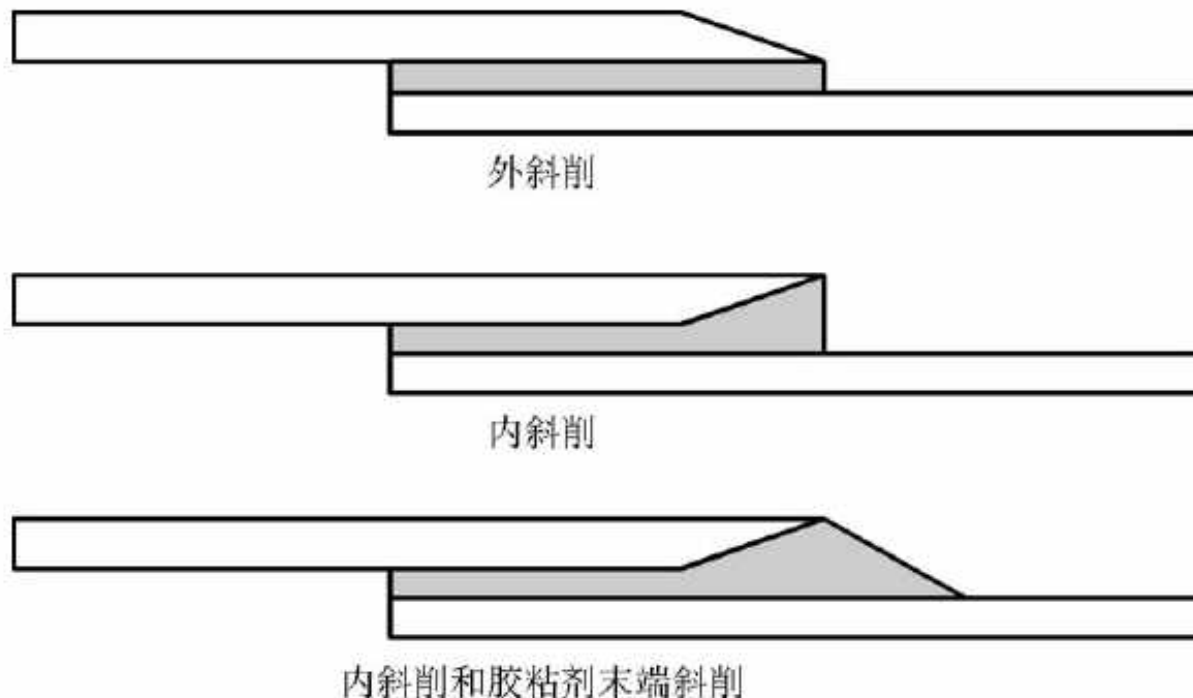


8.3 复合材料胶接连接技术

胶接连接设计原则

六. 降低剥离应力的措施

- ①采用**均衡**的被胶接件**刚度**可降低剥离应力，提高强度。
- ②尽量减小**连接偏心**，以便降低**剥离应力**。
- ③胶接搭接的斜削端应以1:10的斜率减至0.51mm，这将使引起提前破坏的剥离应力最小。
- ④被胶接件斜削降低剥离应力如图所示。



8.3 复合材料胶接连接技术

胶接连接设计原则

七. 表面处理原则

- ①适当的表面处理是“绝对必须”的，当心“清洗”剂和剥离层。**机械打磨**更可靠，保持使用时的连接强度与胶接表面的状态密切相关。
- ②确保胶接的表面制备质量，这是胶粘剂良好粘接到被胶接件上的保障。不可出现胶粘剂、底漆和被粘物之间的界面破坏，这无可争辩的说明胶粘剂从未粘住。只有**内聚破坏或者层间模式**的破坏才是可以接受的。
- ③应特别注意在胶接修理前要小心地**干燥**层压板，因为在修理时对层压板加热会使存在的水分变成蒸气并**引起水泡**。

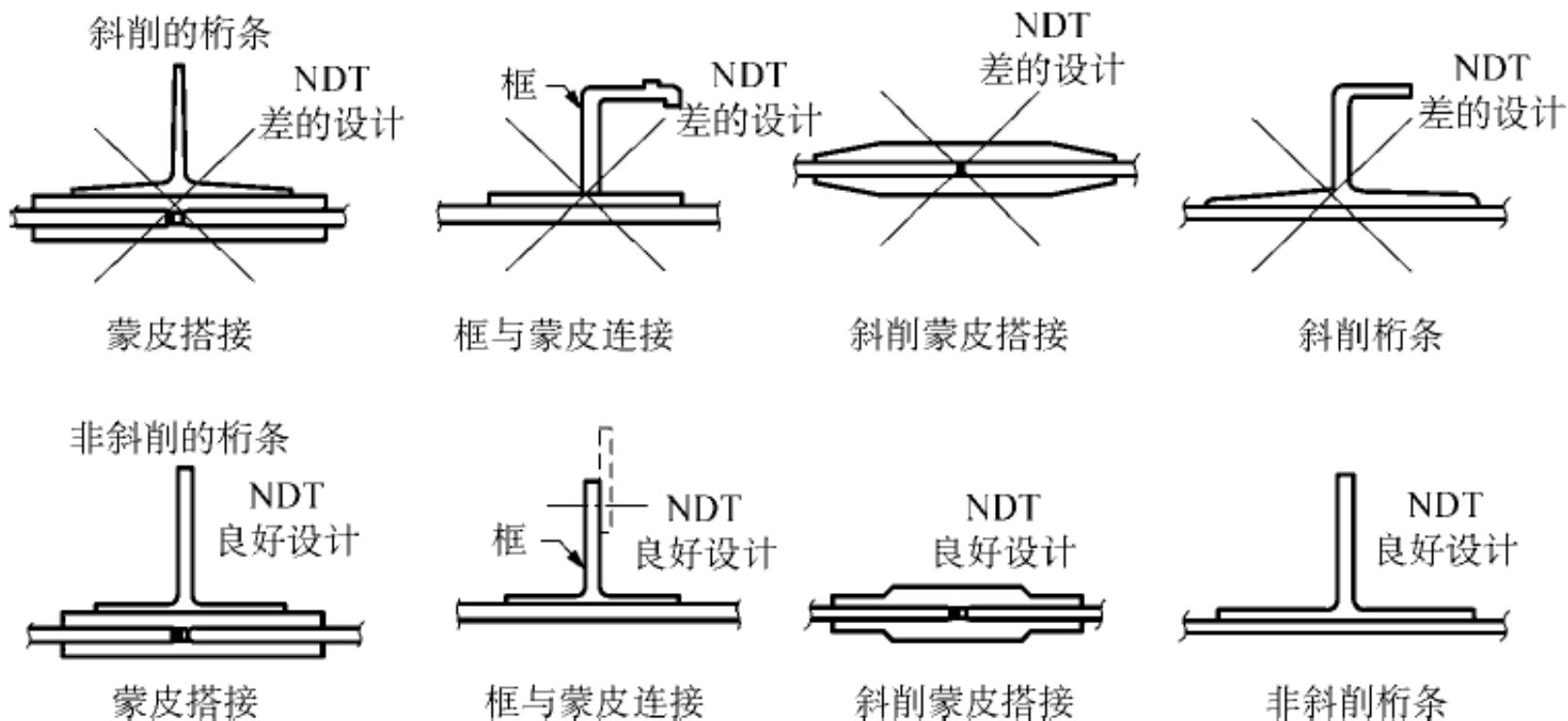


8.3 复合材料胶接连接技术

胶接连接设计原则

八. 设计方案与检测

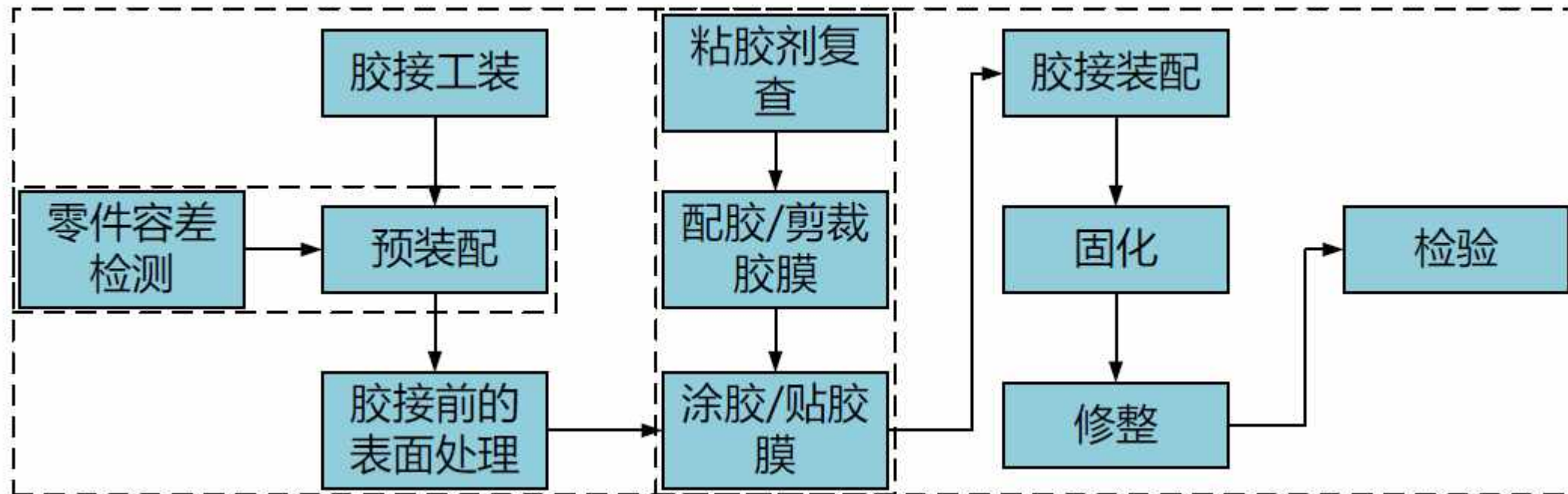
如图所示，上面一排结构形式的强度都优于下面一排的，但从无损检测的角度评判却是下面一排的较好，容易检测缺陷。



8.3 复合材料胶接连接技术

胶接工艺流程

胶接过程是一个复杂的物理化学过程，其工艺流程如下图所示：



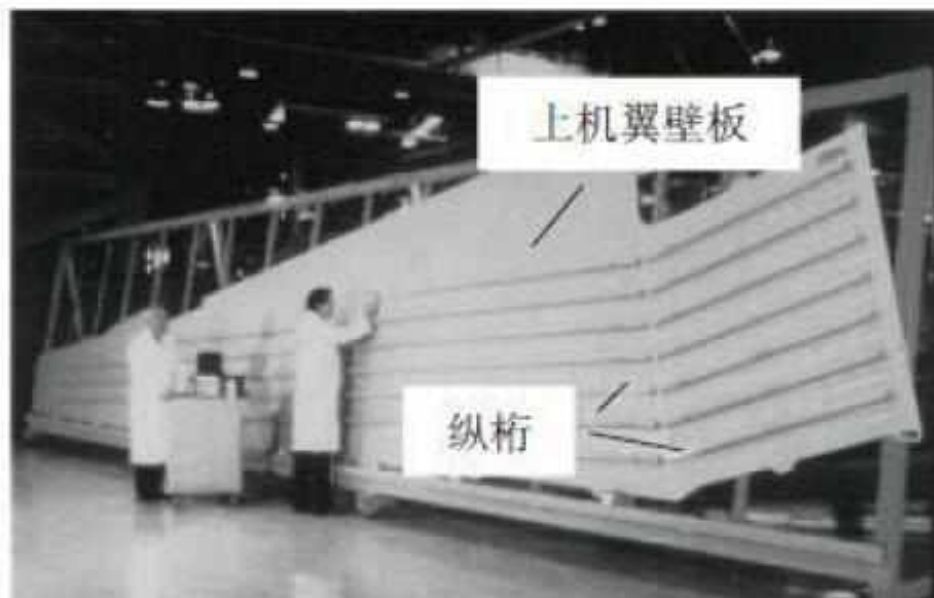
胶接工艺流程

8.3 复合材料胶接连接技术

胶接工艺流程

一. 胶接工艺方法选择

胶接强度取决于胶粘剂的性质和被粘材料表面的胶接特性、前处理工艺、胶粘剂用量、固化工艺、接头设计与形式等因素，而许多胶接工艺过程很难控制。因此，选择相对容易的接头优化设计是比较可取的方法。



Bae 146/AVRO AJ系列支线客机的部分胶接结构

8.3 复合材料胶接连接技术

胶接工艺流程

二. 常用胶接工艺方案

工序名称	工序内容	要求
预装配	对预装配的零件进行预装及修理	保证胶接表面配合良好
胶接表面的处理	对被粘零件的胶接表面应进行相应的表面处理, 清除胶接表面的油污、氧化层等	形成活性强度胶接表面并防止污染
配胶及涂胶	涂胶前对单组分的胶粘剂可按需调整其粘度, 对多组分胶粘剂按需配制并均匀搅拌	涂均匀, 无气泡并控制用胶量
装配	对已经涂胶的零件按要求装配胶接表面, 装配组合, 完成固化前的封装工作	按预装配的定位记号装配
固化	热固性树脂胶粘剂应加温加压, 以完成交联固化、形成坚固的胶接连接; 室温固化的树脂胶粘剂也必须在室温下停放一段时间, 才能交联固化	控制固化参数, 确保固化充分
无损检测	对胶接构件的胶接质量作无损检测, 对合格的胶接构件的胶层边缘进行密封保护	防止漏检, 胶层边缘密封可靠

8.3 复合材料胶接连接技术

胶接工艺流程

三. 胶粘剂的优化选择

胶黏剂的组成：胶料、固化剂、增塑剂、填料。

胶黏剂按照胶物理形态、固化形式、被粘材质、用途等进行分类，如表所示：

胶粘剂



胶粘剂的分类

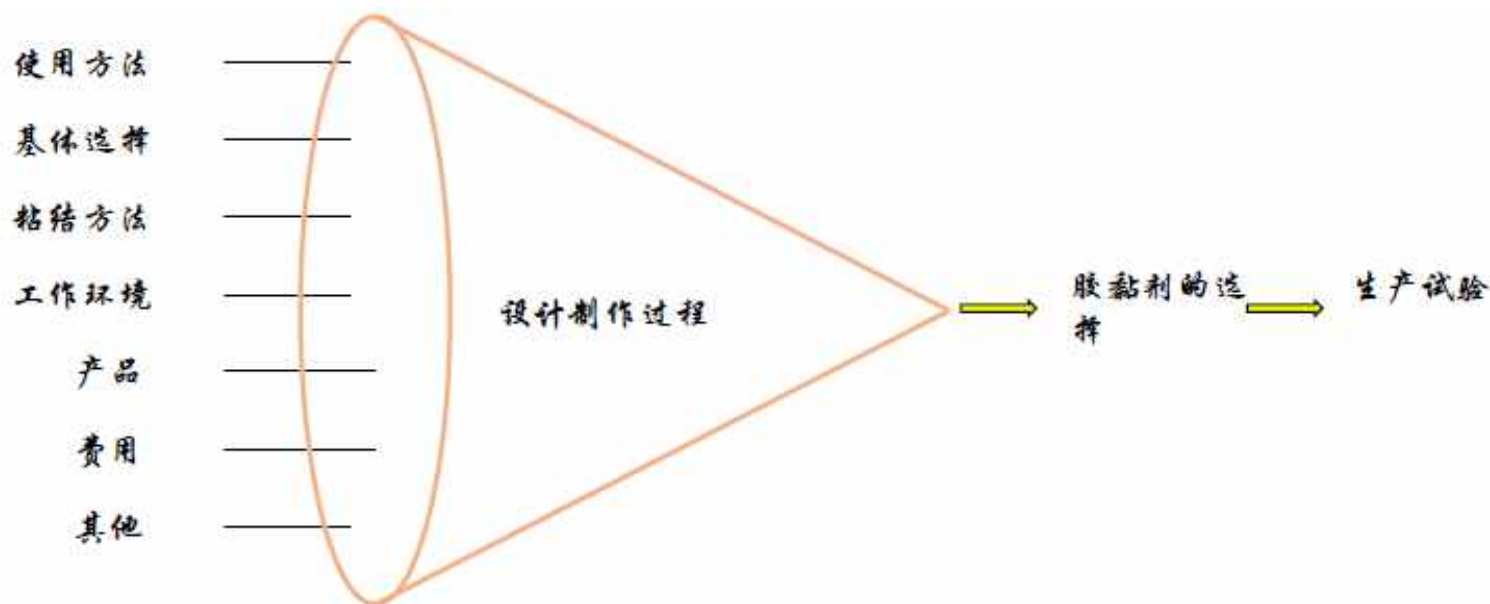
分类方式	类型
物理化学变化	反应型、溶剂型、热熔型等胶接剂
外观形态	液体和固体胶粘剂
固化工艺	室温、中温、高温、紫外光、电子束固化型胶粘剂
用途	结构胶粘剂、非结构胶粘剂、特种胶粘剂、密封胶等
胶料	有机胶黏剂（合成/天然胶黏剂）、无机胶黏剂

8.3 复合材料胶接连接技术

胶接工艺流程

三. 胶粘剂的优化选择

胶接剂的**选用原则**：**①**根据胶接材料的种类、性质、几何尺寸、形状、硬度、结构、胶接工艺选择胶接剂；**②**根据胶接部位所承受的负载和形式；**③**根据特殊要求如导电、导热、导磁、耐高温、耐低温等要求；**④**考虑性能—价格的均衡性



8.3 复合材料胶接连接技术

胶接工艺流程

四. 胶接件表面处理的优化选择

- ①传统的表面处理方式：脱脂处理、除锈粗化处理、化学处理、电化学处理。
- ②新型处理方式：等离子处理、射线反应（紫外线、 γ 射线、电子束、X射线及可见光）。
- ③其他处理方法



化学处理



激光处理

8.3 复合材料胶接连接技术

胶接工艺流程

五. 配胶及涂胶

- (1) 配胶：双组份组成（基料和固化剂），搅拌均匀，配胶器皿干燥、洁净；
- (2) 涂胶：涂胶时朝一个方向移动，要均匀防止产生气泡、涂胶量以保证所需胶层厚为宜；
- (3) 胶合：①对于液状无溶剂的胶粘剂，应错动几次，以利空气的排除与紧密接触，以及准确对位；②对于含挥发性溶剂的胶粘剂，要经过一定时间的晾置，待溶剂挥发后，一定要对准位置，不可来回错动，并适当加压，以排出胶层中的空气。



配胶



涂胶

8.3 复合材料胶接连接技术

胶接工艺流程

六. 胶接装配与固化

- (1) 装配过程：零件定位并加紧、安放热电偶、安装抽真空和排气管路、安装压力监测装置、防止防粘隔离薄膜、盖上真空袋。
- (2) 固化过程：在固化时必须掌握好对温度、时间、压力三要素的控制。



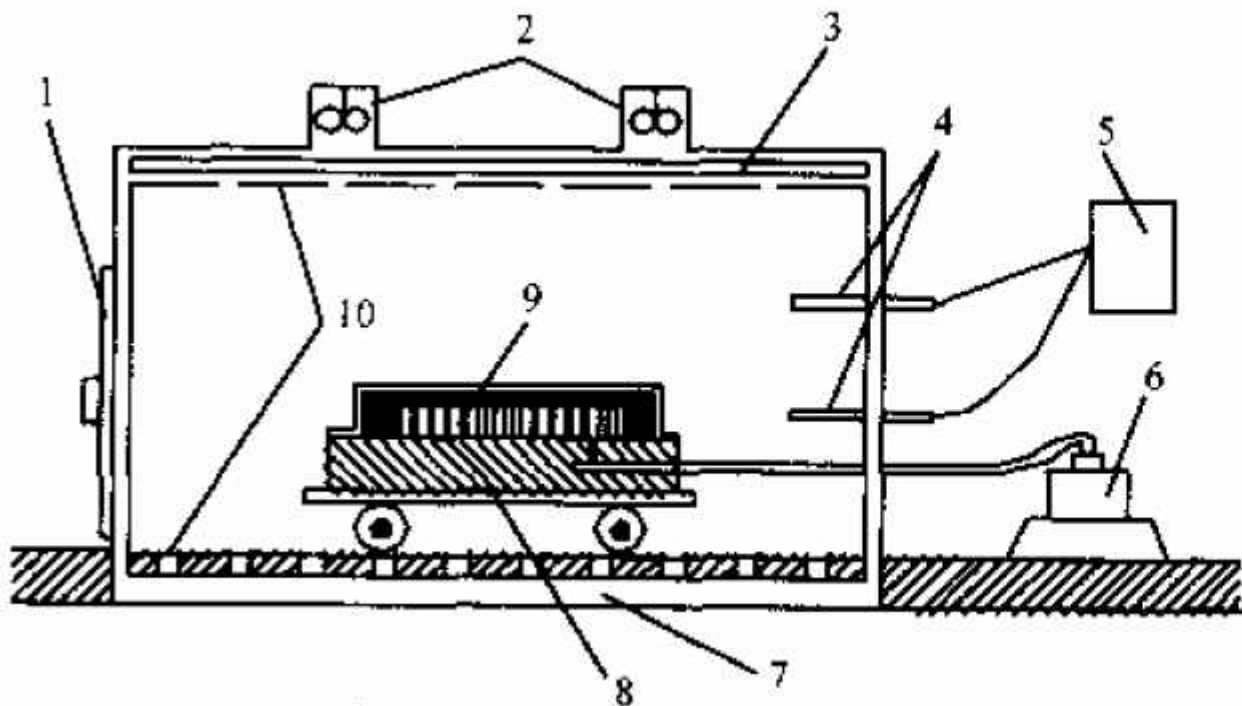
热补仪固化

8.3 复合材料胶接连接技术

胶接工艺流程

六. 胶接装配与固化

固化温度：温度是固化的主要因素。每种胶粘剂都有**特定的固化温度**，因此，固化时应根据胶粘剂特定的固化温度来进行。固化的升温要**缓慢**，加热要**均匀**。加热固化到规定的时间后应**避免急剧冷却**，影响胶层质量。



加热炉固化示意图

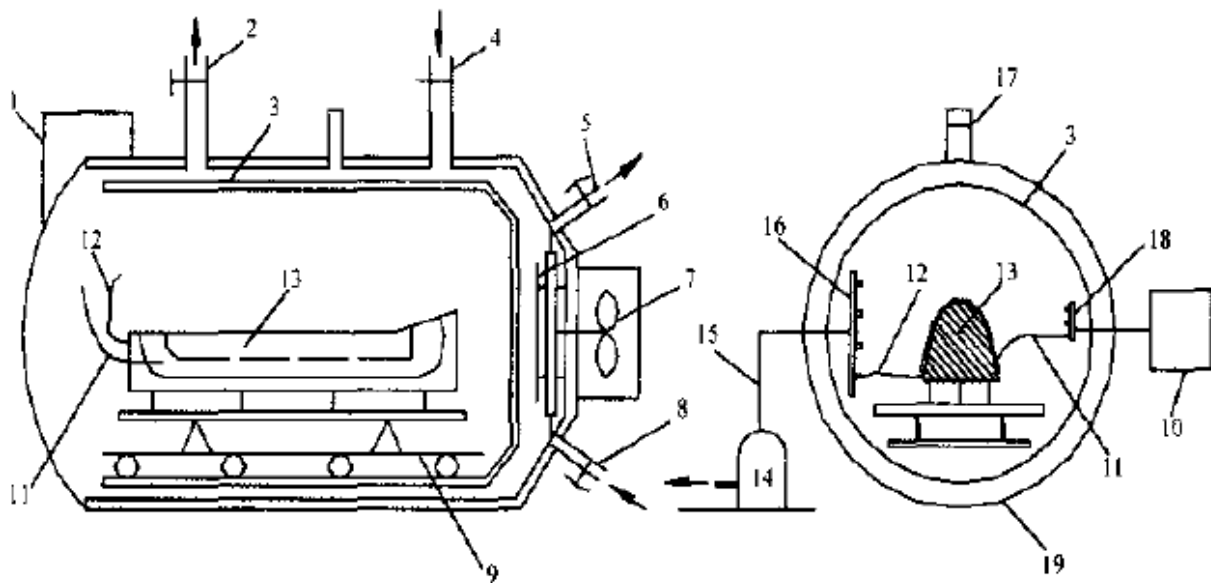
1-门 2-风扇 3-电热管 4-测温管 5-温度记录与控制仪
6-真空系统 7-风道 8-模具 9-真空袋 10-网状通风孔

8.3 复合材料胶接连接技术

胶接工艺流程

六. 胶接装配与固化

固化压力：施加一定的压力，不仅可提高胶粘剂的**渗透与扩散密接触**，还能防止气孔、空洞和分离。施加压力的大小要**适宜**：压力太小，起不到加压作用；压力过大，胶液溢出过多，保证不了胶层厚度。加压时机也要合适，一般应在基本凝胶后加压。



热压罐固化示意图

1-罐门 2-排气管 3-导风板 4-压缩空气进气管 5-冷却进水出口 6-电加热管 7-排风扇 8-冷却进水管 9-架车 10-计算机控制系统 11-热电偶 12-抽真空软管 13-模具 14-缓冲罐 15-抽真空管路 16-真空主接嘴排 17-安全阀 18-热电偶接线柱 19-罐身

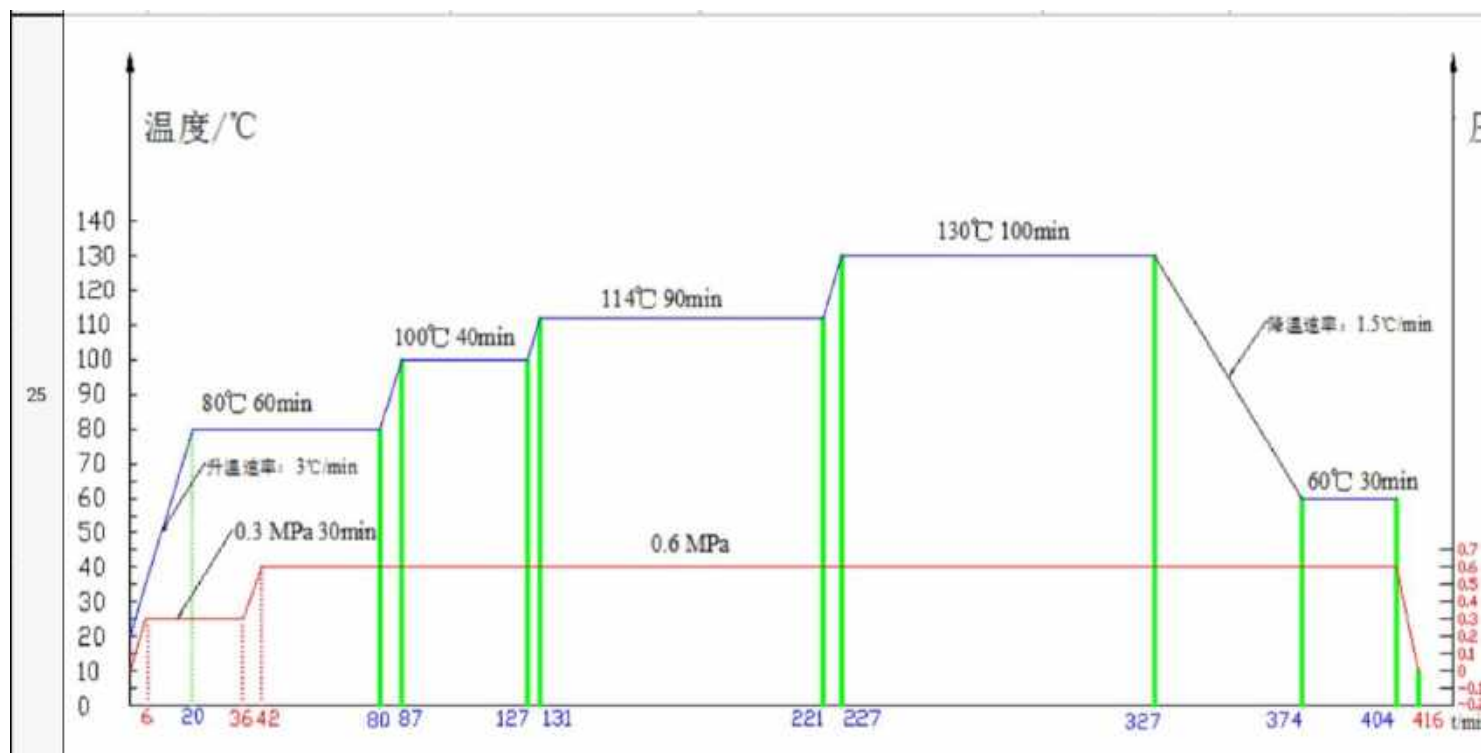
8.3 复合材料胶接连接技术

胶接工艺流程

六. 胶接装配与固化

固化时间：胶粘剂固化需要一定的时间，由于胶粘剂的种类很多，所需固化的时间差异很大。同时固化时间又受固化温度与压力的影响。因此，固化时间可根据具体情况做实验，观察与分析**胶层的固化情况**而定。

国产T300复合材料固化梯度图



8.3 复合材料胶接连接技术

胶接质量控制

胶接质量控制基本内容主要有胶黏剂、被粘物、粘结工艺、操作环境、设备仪器、粘结部位、操作人员等。

内容	解释
胶黏剂	胶黏剂包装完好，按要求保存，并且在有效期内使用。
被粘物	按工艺要求前期处理，表面无损伤和污染；如不立即胶接必须按要求保护，并在有效时间段内完成胶接。
粘结工艺	每一种胶黏剂都有特定的工艺条件，必须严格按照规定进行。
操作环境	温度：18 °C- 27°C，相对湿度60%以下 空气洁净无尘，无产生烟雾、粉尘和烟雾操作
设备仪器	设备定期校验，保证足够精度；定期清洁干燥。
粘结部位	目视检查外观，保证无错位、曲翘、凹坑、裂缝或鼓包；必要时进行超声检查内部缺陷以及力学性能测试。
操作人员	专门培训后上岗、严格按照工艺规程执行、技术熟练、严格认真、爱岗敬业。

8.3 复合材料胶接连接技术

胶接质量控制

胶接强度评价：**胶接强度**是衡量胶接质量的重要标志。根据胶接接头的受力方式和使用要求，胶接接头力学性能指标可以分为六种为：拉伸强度、剪切强度、剥离强度、不均匀扯离强度、持久强度和疲劳强度。

力学性能指标	解释
拉伸强度 (Mpa)	是指胶接接头在单位面积上能承受的垂直于胶接面的最大负载。
剪切强度 (Mpa)	是指胶接接头在单位面积上能承受的平行于胶接面的最大负载，通常可以分为拉伸剪切强度、压缩剪切强度，扭转剪切强度和弯曲剪切强度四种。
剥离强度 (N/m)	是指应力不分布在整个胶接面上，分布在胶缝边缘上，胶接接头承受最大拉伸载荷，它是衡量胶接接头抵抗裂纹扩展能力的标志。
不均匀扯离强度 (N/m)	是指应力分布在整个胶接面上，但不均匀分布，这时胶接接头在单位面积上所承受的载荷最大。
持久强度	在一定温度和规定的时间内，胶接接头所能持续承受的最高静载荷的强度。
疲劳强度	接头在一定的温度、一定的交变动负荷、一定的循环次数所得到强度。

8.3 复合材料胶接连接技术

胶接质量控制

影响胶接强度的因素：有胶粘剂的性能、被粘物的性质、胶层厚度、内应力、粘接工艺、接头尺寸与形状、温度、外力、介质、测试条件等。

影响因素	解释
被粘物性质的影响	由碳纤维复合材料的特点可知，为了提高胶接强度复合材料，胶接不仅仅需要选择匹配的胶粘剂，它还具有各向异性。通常将胶接面的表层单向纤维的方向与载荷方向一致。
胶层厚度的影响	粘接强度随着胶层厚度增加而降低，这是因为厚胶层内部缺陷增多，固化后内应力也大。随着胶层厚度的增加，胶层内聚破坏的可能性增大。在保证不缺胶的情况下，薄而均匀的胶层，会获得较高的粘接强度。
接头形式的影响	胶接接头的基本形式可以归纳为：对接、搭接、斜接三种。不同的胶接接头形式，胶接强度也有所不同。
胶瘤的影响	胶瘤就是在胶接过程中，胶接剂受到挤压溢出被粘物的端部而形成的胶接剂。

8.3 复合材料胶接连接技术

胶接质量控制

为保证胶接质量，在制造胶接构件时，必须同时作好下列工作：严格**控制工艺参数**；严格进行**质量管理**；适当采用抽样检验或随机试件方法。

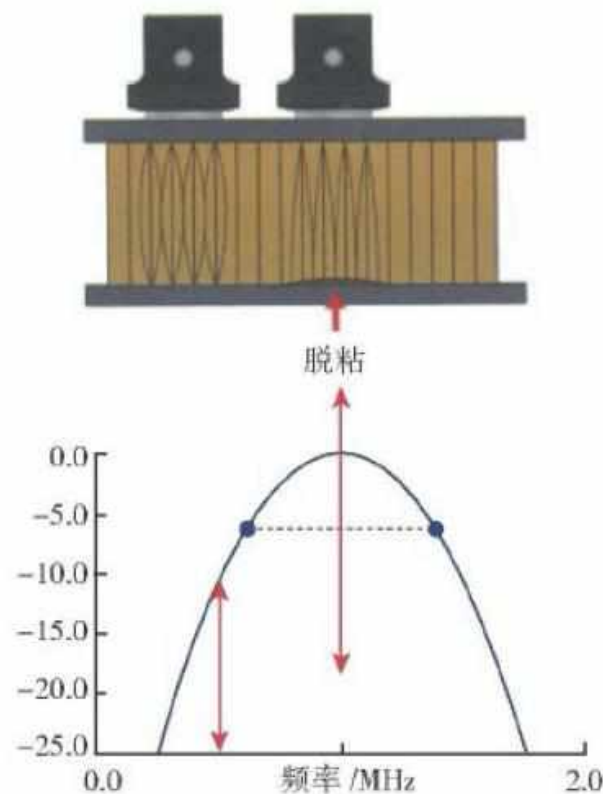
检测领域	检测内容
材料的检查	胶接被粘材料和胶粘剂质量
制造的监控	胶接前各工序工艺质量的检测、固化程度和胶接质量的检测
使用鉴定	各种缺陷和胶接强度
损伤测定	湿气侵入、腐蚀、震动疲劳、温度变化、碰撞、冲击载荷等
维护和修理	现有的性能状况、损伤情况、修理的可能性等
研究和实验	试验件的检测，试验过程、结果分析

8.3 复合材料胶接连接技术

胶接质量控制

全部产品需100%进行无损检测!

- 1.通过检测来保证产品完全符合设计要求。
- 2.证实用以制成胶接构件的制造工艺是稳定的和高质量的。
- 3.检测出胶接缺陷以及可能影响使用寿命的隐患,以区分制成品中哪些是合格的, 哪是需要修补的, 哪些只能减寿使用, 哪些不能使用。



超声波共振技术原理

8.3 复合材料胶接连接技术

胶接质量控制

全部产品需100%进行无损检测!

常用的无损检测方法：①目视检验 ②敲击法 ③声振检测 ④超声波检测 ⑤射线检测
⑥激光全息照相 ⑦热学检测

选择胶接检测方法应考虑的因素：

- ◆ 胶接零件的形状、材料和结构尺寸
- ◆ 待检胶接缺陷的类型和大小
- ◆ 检测区域的可达性
- ◆ 现有设备和人员



8.3 复合材料胶接连接技术

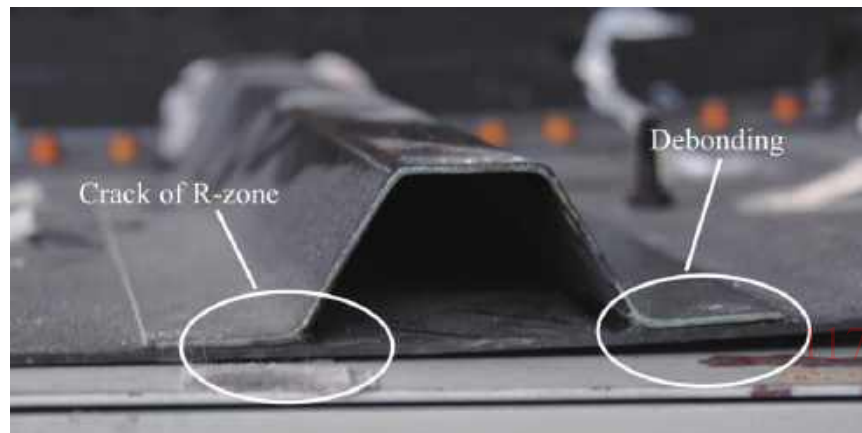
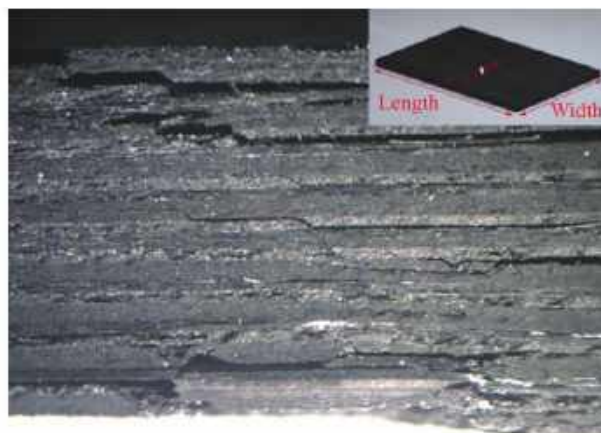
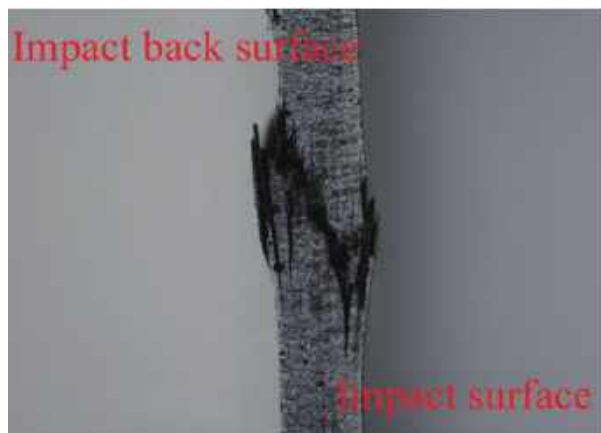
常见的胶接缺陷

缺陷1：胶层发黏

- 原因1、温度太低，未完全固化
- 原因2、固化剂使用不当，变质或量少
- 原因3、配胶时混合不均
- 原因4、固化时间不够
- 原因5、凉置时间短，叠合太早
- 原因6、增塑剂析出表面
- 原因7、厌氧胶溢胶未清除

缺陷2：胶层粗糙

- 原因1、配胶混合不均匀
- 原因2、胶黏剂过质或失效
- 原因3、各组份相容性不好
- 原因4、涂、胶温度过低
- 原因5、填充剂粒度太大或过量
- 原因6、环境湿度过大



8.3 复合材料胶接连接技术

常见的胶接缺陷

缺陷3：胶层太脆

- 原因1、增塑剂漏加或量少
- 原因2、固化剂用量过大
- 原因3、固化温度过高，或过固化
- 原因4、固化速度过快
- 原因5、树脂含量过高

缺陷4：胶层太薄

- 原因1、涂胶量太少
- 原因2、压力太大
- 原因3、固化温度过高

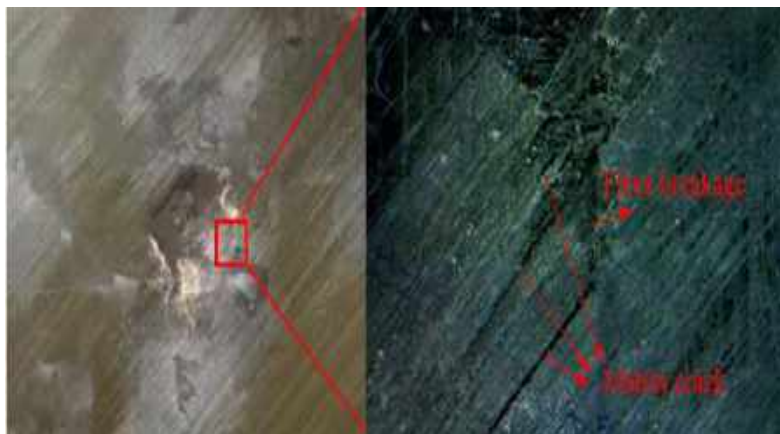


8.3 复合材料胶接连接技术

常见的胶接缺陷

缺陷5：胶层疏松

- 原因1、涂胶太厚
- 原因2、被粘物表面有水分
- 原因3、涂胶后凉置时间不够，干燥不充分
- 原因4、填充剂未干燥，水分过多
- 原因5、粘结环境湿度过大
- 原因6、黏度太大，涂胶时包裹空气
- 原因7、固化时压力不足



缺陷6：脱粘

- 原因1、表面处理不合适
- 原因2、表面粗糙度不够
- 原因3、胶黏剂选择不合适
- 原因4、凉置时间过长
- 原因5、表面处理放置时间过长
- 原因6、胶黏剂过期或选择不合适
- 原因7、胶黏剂收缩过大
- 原因8、胶黏剂黏度过大
- 原因9、重新粘结时未清洗干净
- 原因10、脱脂溶剂用量过大或被污染

8.3 复合材料胶接连接技术

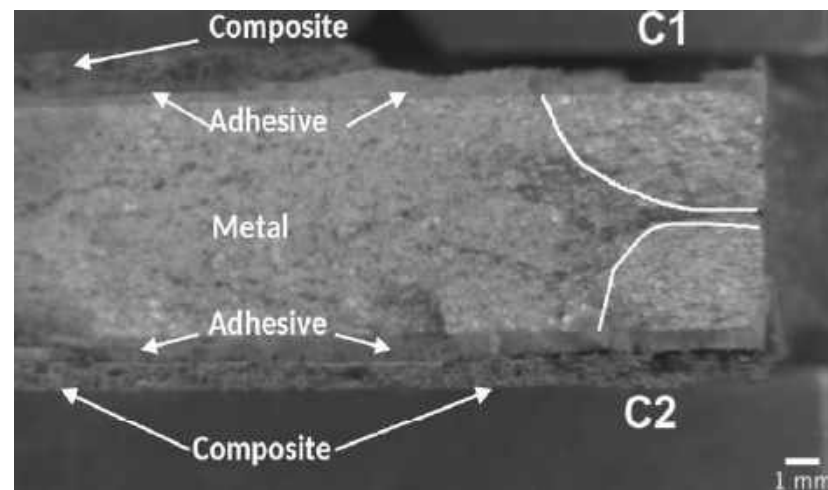
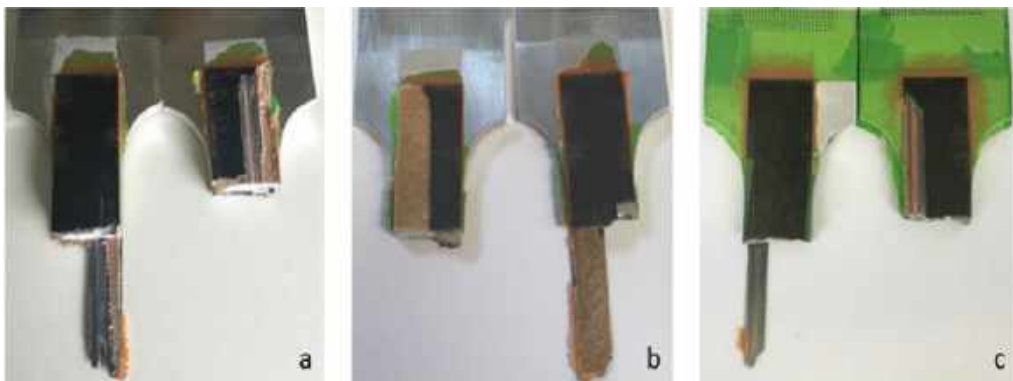
常见的胶接缺陷

缺陷7：接头裂缝

- 原因1、接触面配合不好
- 原因2、涂胶量太少
- 原因3、黏度太低，胶液流失
- 原因4、压力太大，胶被挤出

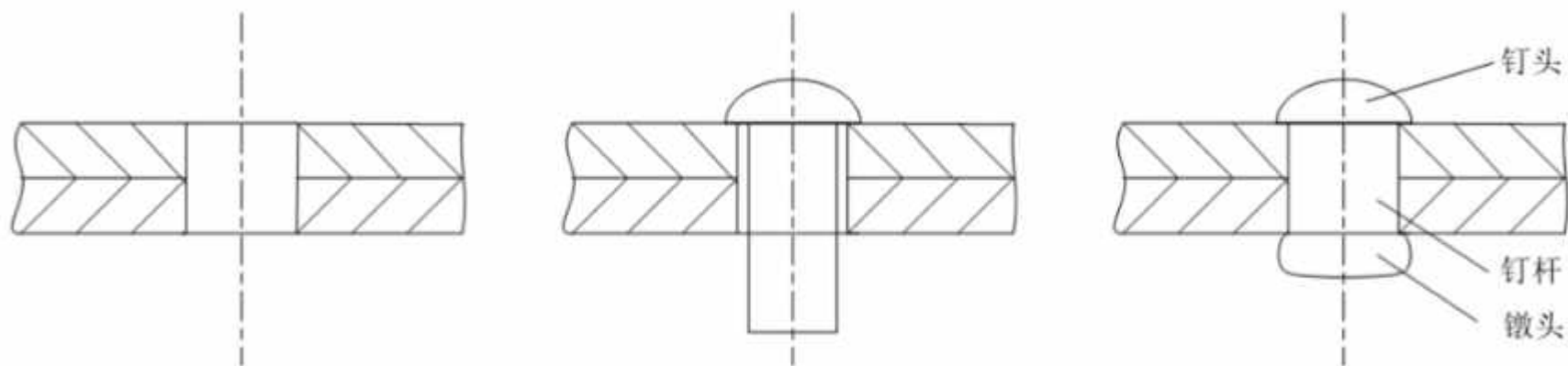
缺陷8：接头错位

- 原因1、放置位置不对
- 原因2、施压时间过早
- 原因3、加热固化升温太急
- 原因4、未有夹持限制



8.4 复合材料结构铆接连接技术

铆接（英文：Riveting）即铆钉连接，是利用**轴向力**将零件铆钉孔内钉杆**镦粗**，产生**塑性变形**并形成**镦头**，使多个零件相连接的方法。



8.4 复合材料结构铆接连接技术

铆接是近代飞机结构中最广泛应用的连接方法。从30年代飞机机体采用铝合金薄壁结构以来一直是飞机的主要连接方法。其原因在于它比较能适应飞机结构及其装配工作的要求。

铆接的优点：

- 操作工艺容易掌握，铆接质量便于检查，铆接强度稳定可靠；
- 铆接所用工具设备机动灵活，便于自动化装配；
- 成本低、比螺栓轻。

铆接的缺点：

- 破坏结构，降低了结构的强度，疲劳性能差；
- 铆钉不能用于连接厚的材料夹持的总长度越长，锁紧铆钉就越困难；
- 铆钉连接既不气密也不水密，除非采用专门的密封或者涂层措施；
- 铆钉是永久性安装，去除它们只有逐个钻掉，操作繁琐。

8.4 复合材料结构铆接连接技术

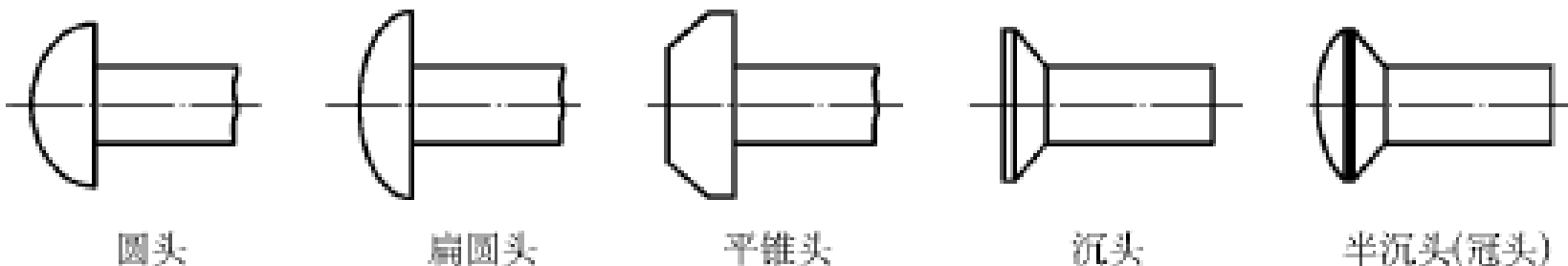
按用途分类:

- **普通铆接:** 在结构中没有特殊要求的部位, 采用半圆头铆钉、平锥头铆钉、沉头铆钉、120°沉头铆钉、大扁圆头铆钉形成标准墩头或90°、120°沉墩头的的铆钉连接形式。
- **密封铆接:** 在结构要求防漏气、防漏油、防漏水和防腐的部位, 采用不同的密封方法来防止气体或液体从铆接件内部泄露的铆钉连接形式;
- **特种铆接:** 在结构主要受力或不开放或封闭等部位, 采用不同于普通铆钉形状和铆接方法的环槽铆钉、高抗剪铆钉、螺纹空心铆钉、抽芯铆钉等铆钉连接形式。

铆钉的一般类型包括: 实心铆钉、盲铆钉、空心铆钉, 自冲铆钉和开口 (分叉) 铆钉。就复合材料结构设计而言, 最重要的是**实心铆钉和盲铆钉**。

8.4 复合材料结构铆接连接技术

常用铆钉类型—实心铆钉



- 圆头和平锥头铆钉承载较高，用在内部结构及气动外形要求较低的蒙皮；
- 扁圆头铆钉用在气动外形要求较低的蒙皮及结构的连接（油箱舱等）部位；
- 沉头铆钉主要用在表面须平滑、气动外形要求较高的蒙皮；
- 常规铝合金不适合复合材料应用，复合材料铆接以钛合金为主。



半圆头铆钉



半圆头铆钉

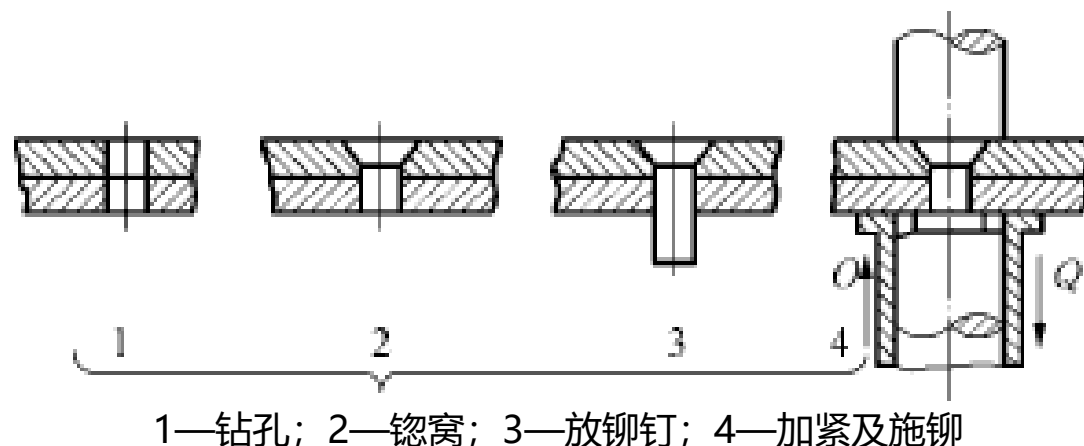


沉头铆钉

8.4 复合材料结构铆接连接技术

常用铆钉类型—实心铆钉

实心铆钉的铆接过程一般包括钻孔、铰窝、放铆钉、夹紧被连接件及施铆等,一般需要在被连接件的两面操作。这些操作可用手工工具、机械或自动化钻铆设备来完成。



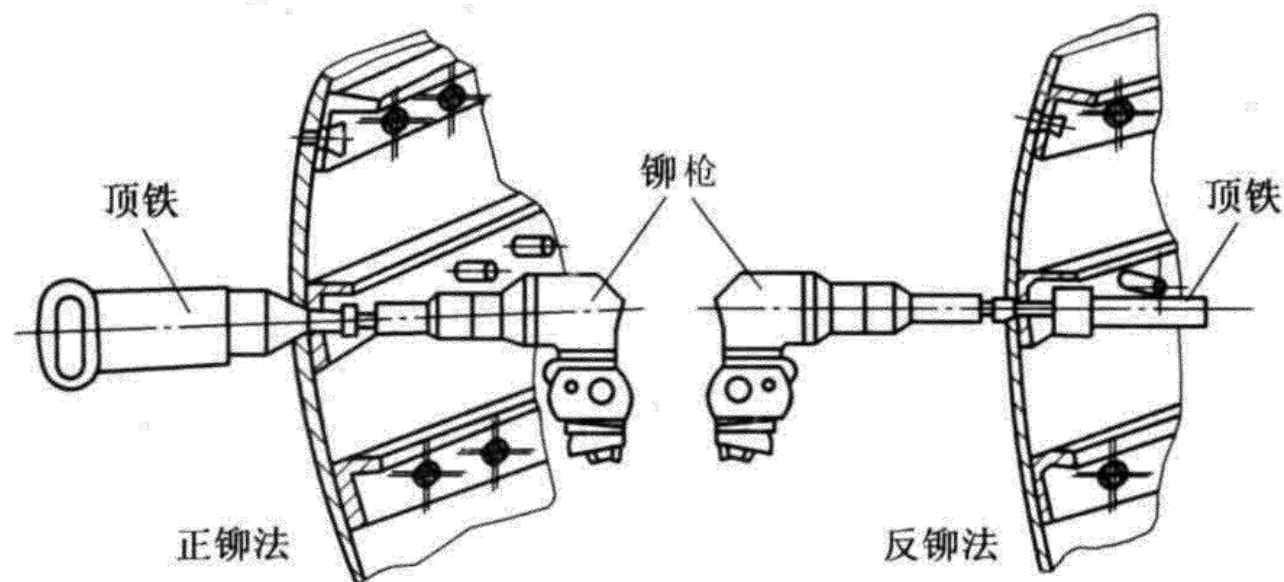
按工具设备分类:

锤铆、压铆、电磁铆

8.4 复合材料结构铆接连接技术

实心铆钉

锤铆：利用气动铆枪以冲击载荷进行连接，按锤击铆钉的部位不同，又可以分为正铆和反铆。



- ◆ 正铆是用顶铁顶住铆钉头，铆枪的锤击力直接打在钉杆上而形成墩头；
- ◆ 反铆是在铆钉头那面锤击，用顶铁顶住钉杆一端而形成墩头；

8.4 复合材料结构铆接连接技术

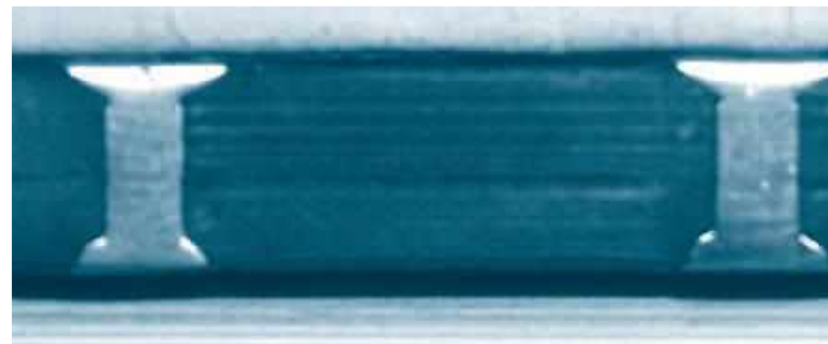
实心铆钉

采用锤铆方法铆接4mmHB6478
钛铆钉后的横截面



不理想铆接：铆钉膨胀不均匀

采用电磁铆接方法铆接
4mmHB6478钛铆钉后的横截面



理想铆接：干涉量均匀

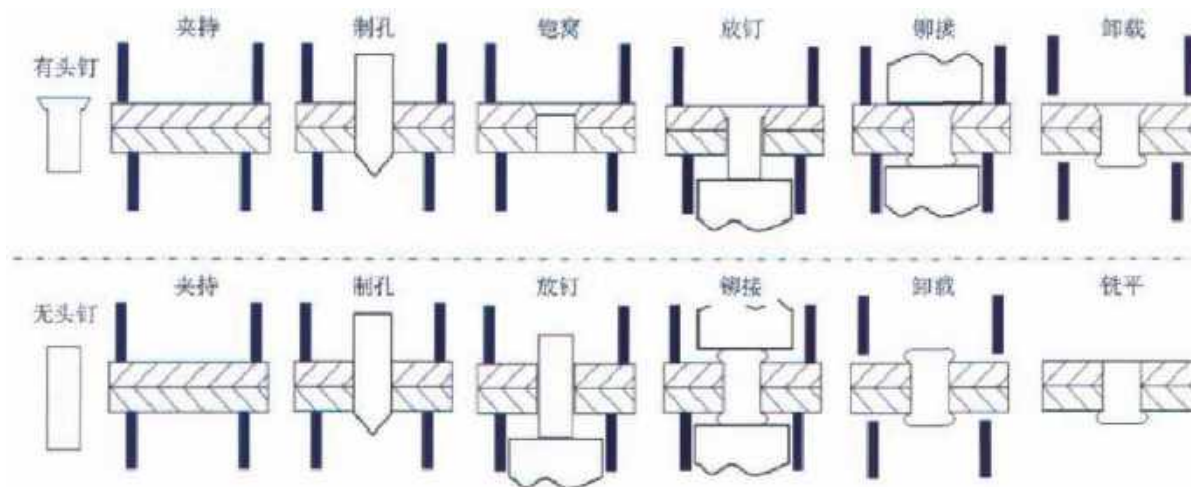
复合材料构件铆接时，铆钉杆的镦粗使孔区产生较大的变形，由于复合材料的相对延伸率较小，容易出现损伤。锤铆的连续冲击导致铆钉膨胀不均匀且极易破坏复材

复合材料铆接**禁用锤铆**

8.4 复合材料结构铆接连接技术

实心铆钉

压铆：利用压铆机的静压力使铆钉杆涨粗并形成墩头。



机器人协同钻铆设备



托架式C型钻铆系统



固定式压铆机

8.4 复合材料结构铆接连接技术

实心铆钉

压铆：利用压铆机的静压力使铆钉杆涨粗并形成墩头。

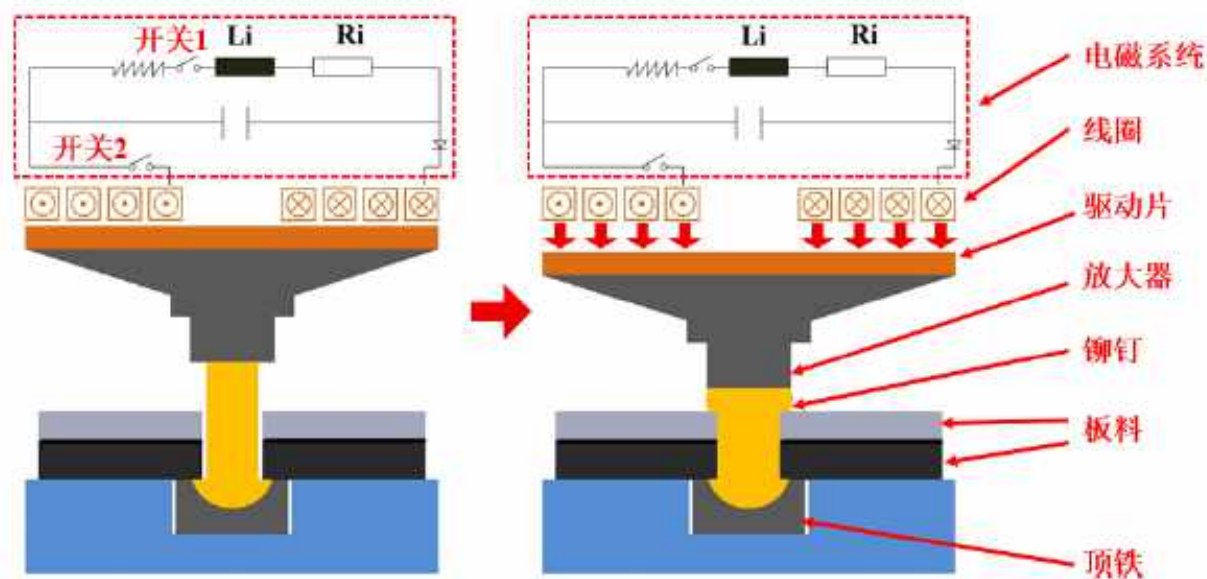
- 铆接质量稳定
- 劳动生成率高
- 工件变形较小
- 工人劳动条件好
- 应用范围受结构限制，由于自动化设备的不断改进，其应用范围在不断扩大
- 压铆法适用于开敞性好的组合件（如：肋、框、梁、壁板等）的平锥头铆钉铆接、沉头铆接。

钉按照安装方法分为：**抽拉式钉芯、带螺纹钉芯和击入式钉芯**

8.4 复合材料结构铆接连接技术

实心铆钉

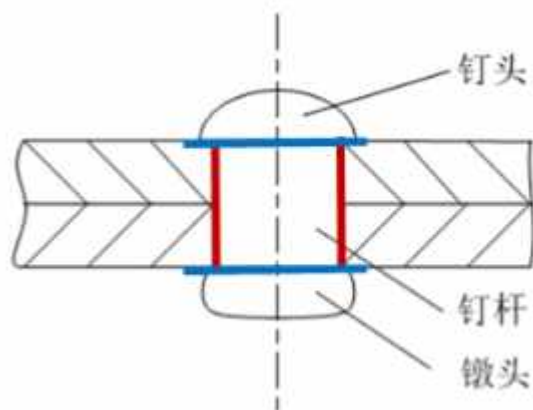
电磁铆接：电磁铆接工艺是基于电磁成形工艺发展起来的铆接工艺。放电时，线圈和驱动片之间会产生强大的涡流磁场，使驱动片和放大器产生快速冲击力。铆接时，冲击力的加载速度极高，并以应力波的形式传播，因而电磁铆接也被称为应力波铆接。应力波在放大器中传播，经过反射和折射，使铆钉在极短的时间内（微秒级）完成塑性成形



8.4 复合材料结构铆接连接技术

密封铆接

再结构要求防漏气、防漏油、防漏水和防腐蚀的部位，采用不同密封方法来防止气体或液体从铆钉内部泄露的铆钉连接方式。



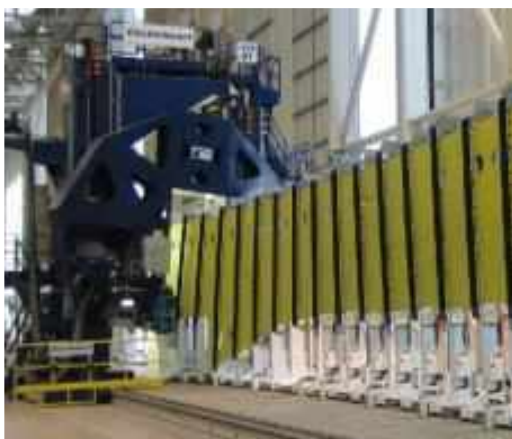
- 在铆缝贴合面附加密封剂的铆接（湿装配）；
- 在铆钉处附加密封元件的铆接（预埋密封件）；
- 干涉配合铆接。

8.4 复合材料结构铆接连接技术

实心铆钉

电磁铆接与普通铆接工艺相比，主要有以下特点：

- 加载速度快，铆钉成形快，钉杆膨胀均匀，采用该方法产生的干涉量均匀，接头疲劳寿命长；
- 铆接力大，适合冷塑性较差的材料和直径较大的铆钉，对于普通铆接方法难以成形或需多次铆接的铆钉，电磁铆接工艺能一次性完成铆接。与气动铆接相比，噪声更小。
- 铆接前，铆钉与冲头接触，冲击距离为零，对复合材料结构产生的冲击损伤远小于普通铆接方法。另外，钉杆膨胀均匀，在复合材料结构中可以防止挤压破坏。
- 铆接力由放电能量精确控制，铆头变形稳定，接头性能可靠。



空客A380机翼壁板



波音787舱体部段

8.4 复合材料结构铆接连接技术

盲铆钉

盲紧固件就是指可从单面完成放钉、施铆或拧紧的全部安装过程，将被连接构件紧固在一起。盲紧固件是一种多件式紧固件，由几个零件组成。

- 安装只需一个操作者；
- 安装工具是手提的（尺寸相当于一个电钻）；
- 可用在只能单侧接近的位置；
- 给定长度的铆钉可用于某个材料厚度的范围；
- 安装时间比实心铆钉短；
- 夹持力比实心铆钉更均匀；
- 操作者培训的时间更少。

盲铆钉按照安装方法分为如下三类：抽拉式钉芯、带螺纹钉芯和击入式钉芯

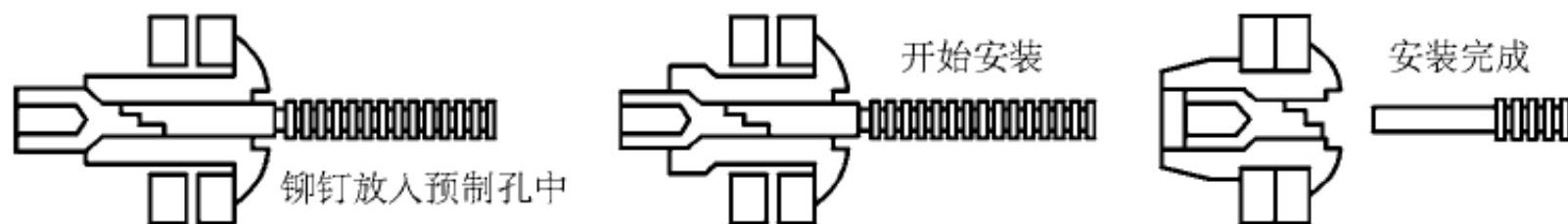
8.4 复合材料结构铆接连接技术

盲铆钉—抽拉式钉芯

抽拉式钉芯包括穿越式、断裂式、脱出式、非断裂式、埋入式和卡紧式等多种形式。

抽拉式钉芯铆钉是通过施加在芯杆上从内向外的拉拔力实现安装须使用专用的拉铆枪工具进行铆接。力施加到铆钉头，拉伸含有预制缺口的芯杆使远端钉体向外膨胀，形成墩头。

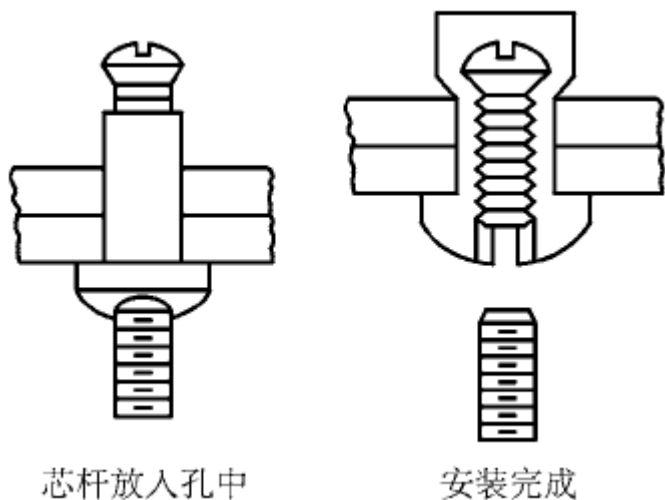
当达到规定载荷时芯杆在缺口处断裂。



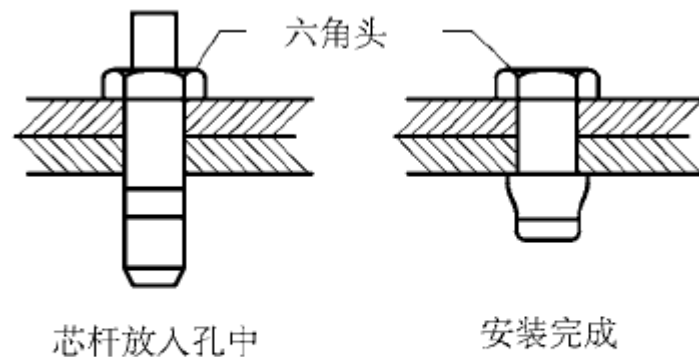
8.4 复合材料结构铆接连接技术

盲铆钉—带螺纹钉芯

带螺纹芯杆铆钉有一个螺纹内芯杆，外部两侧是平的用于工具加紧和旋转。头部一般是六角形以便防止空心的钉体扭转和断裂。



单件式钉体

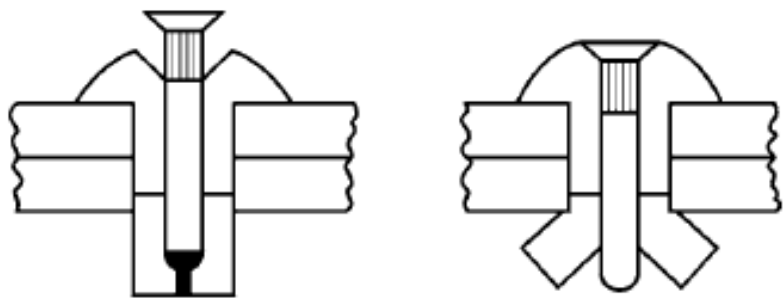


两件式钉体

8.4 复合材料结构铆接连接技术

盲铆钉—击入式钉芯

击入式钉芯铆钉是通过由外向内的击打力实现安装。铆钉插入被紧固零件的通孔后，击入式钉芯的钉体头突出，敲击钉体头将钉芯击入钉体，直到与钉体头端面齐平。在击打钉芯的过程中，钉体端被扩开，形成盲墩头。虽然击入式盲铆钉可快速安装，但它们通常不被航空工业所采用。



抽拉式铆钉的强度比击芯铆钉的高许多，受力结构均采用抽芯类盲紧固件。

8.4 复合材料结构铆接连接技术

环槽铆钉

环槽铆钉一般由带环槽的钉杆和钉体两部分组成。环槽铆钉需要从一侧放钉，另一侧套上钉体，然后施铆完成全部操作，施铆过程类似于抽芯铆钉。但不能从单面完成放钉和施铆的全过程，这是它与抽芯铆钉的不同之处。

- 强度高。由于安装时钉杆基本不变形，故钉杆可使用Ti-6Al-4v之类的高强度材料；
- 拉铆成形无冲击力，不会损伤复合材料；
- 装配时可单面操作，工艺简单；
- 加紧力大而且稳定，能显著提高连接结构的抗疲劳能力；
- 重量比螺栓轻20%~30%。



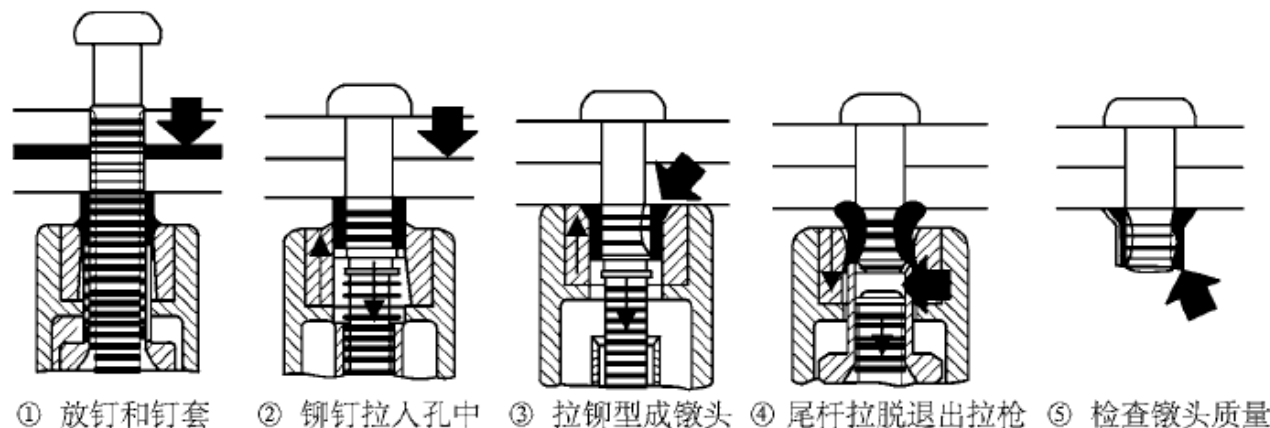
环槽铆钉

8.4 复合材料结构铆接连接技术

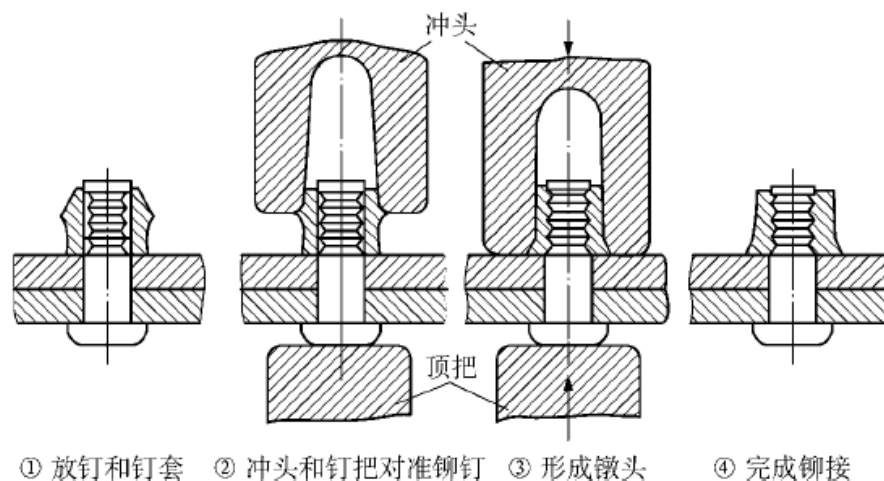
环槽铆钉

环槽铆钉按照安装方式分为拉铆型和铆型

拉铆型环槽铆钉安装过程



铆型环槽铆钉安装过程



8.4 复合材料结构铆接连接技术

空心铆钉

因为这种铆钉需要过大的冷成型，材料必须有非常好的塑性，因此往往是低强度材料。一般用作商业，航空工业应用较少。空心铆钉有压入式、全空心 and 半空心三类，半空心也称空尾铆钉。

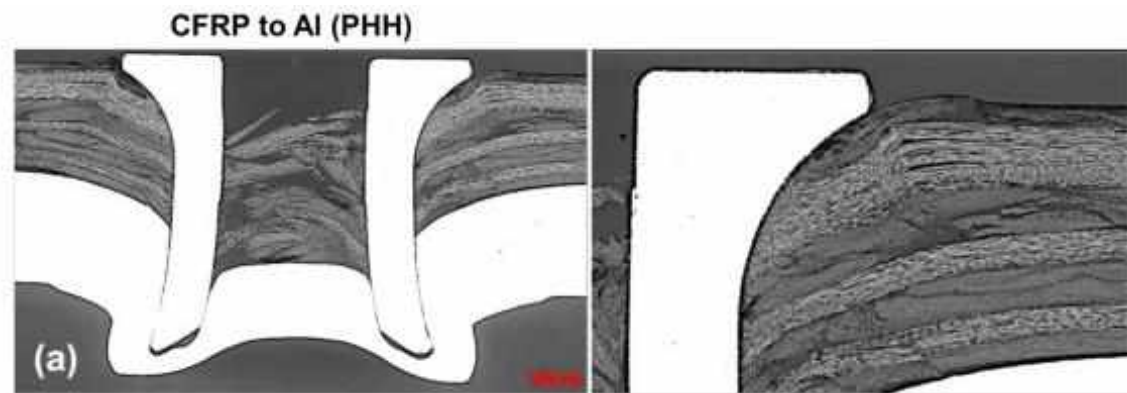
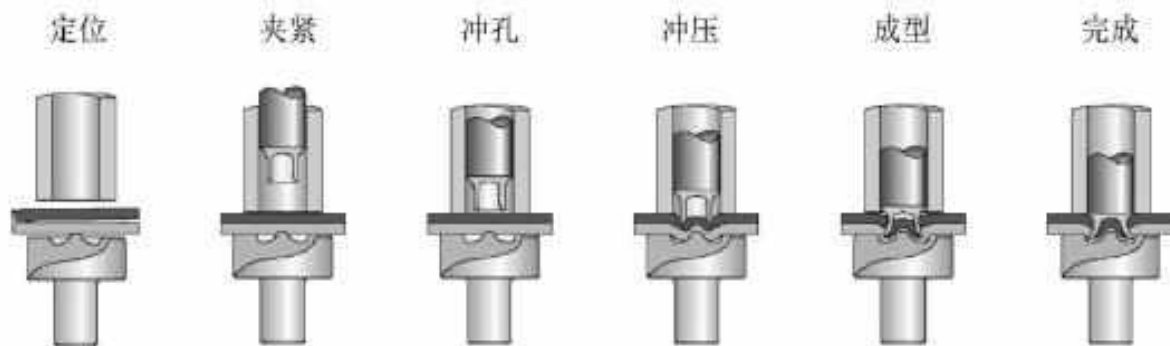
- 压入式空心铆钉：压入式空心铆钉由两个零件组成，当压入连接在一起时形成干涉配合。商业应用这种铆钉在软材料，两侧都需要有好的外观。
- 空尾铆钉（半空心铆钉）：空尾铆钉的钉尾端有一个孔，深度约为1.12倍钉杆直径，当墩头形成后这种铆钉形状接近实心铆钉。
- 空心铆钉：全空心铆钉的孔深度比半空心铆钉的更长。强度比半空心铆钉的弱，但它适合自冲铆接较软的材料，比如塑料或者织物。



8.4 复合材料结构铆接连接技术

自充铆钉

自冲铆钉与半空心铆钉类似，除了它们具有更大的强度之外。夹层材料的一部分不是钻除的，而是靠铆钉自冲，将路径上的全部或者大部分材料，在锁紧位置形成蘑菇状的墩头。



CFRP-Al自冲铆接截面

8.4 复合材料结构铆接连接技术

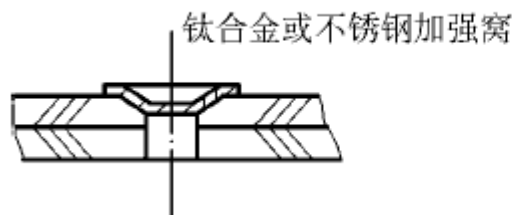
铆接设计一般原则

● 铆钉的选取:

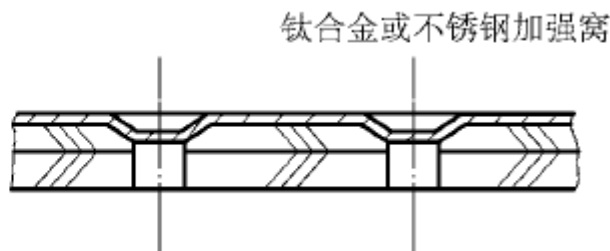
- 铆钉应优先选用钛合金、纯钛和钛铌等铆钉，铝合金及低合金钢铆钉，由于与复合材料电位差大，不宜选用，以避免电偶腐蚀；
- 在可拆卸更换的非受力或次受力构件上，在某些内部构件上，从降低重量和成本考虑，也可使用少量铝合金铆钉；
- 铆钉直径一般不应超过 4 mm，否则不但成型困难，复合材料板也容易造成严重损伤；

● 提高拉脱强度的措施:

在像舵面或口盖等蒙皮较薄的结构外表面，需提高蒙皮的拉脱强度，可以在铆钉埋头窝上安装钛合金或不锈钢加强窝



加强窝示意图



加强板示意图

8.4 复合材料结构铆接连接技术

铆接设计一般原则

● 防电化学腐蚀和铆接工艺:

- 在复合材料与金属构件的接触部位采用垫玻璃布、涂胶或涂漆等防腐措施,重要或易腐部位,应该采取接头全密封的方法来防腐;
- 复合材料构件和金属构件相连部位,在结构允许的条件下,尽可能在金属表面成型铆头,若在复合材料构件上成型,应加上钛或钛合金或不锈钢垫圈;
- 为避免复合材料板受撞击和孔壁因钉杆胀粗而损伤,铆接应优先选用双金属铆钉、拉铆性环槽钉和抽芯铆钉;
- 对必须采用普通实心铆钉的部位,应尽可能选用压铆工艺;
- 铆接实心铆钉时,在铆头成型部位必须加纯钛垫圈。

8.4 复合材料结构铆接连接技术

铆接设计一般原则

- 铆接干涉量：

铆接前在一定的钉与孔配合间隙的条件下，铆接时适当控制铆钉杆的镦粗，使孔壁受挤压而胀大，形成一定的比较均匀的干涉量。它是一种连接强化技术，能显著提高结构的疲劳寿命，并获得良好的密封性。

为了便于对不同直径铆钉的干涉量进行比较，通常使用相对干涉量，相对干涉量是绝对干涉量相对孔径的百分比。

$$\Delta = \frac{D - d}{d} \times 100\%$$

式中： Δ ——相对干涉量；

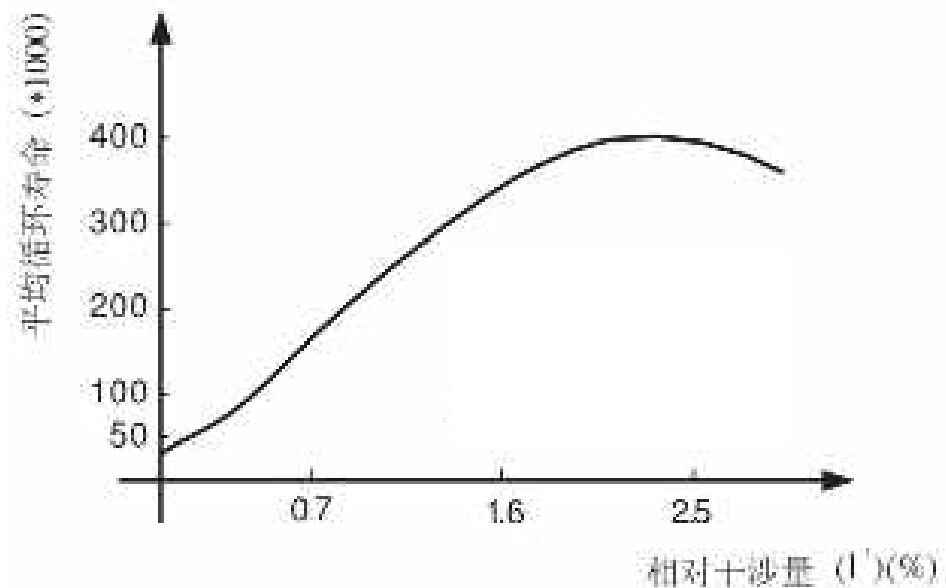
D ——铆接后的铆钉直径，mm

d ——铆接前的铆钉孔直径，mm

8.4 复合材料结构铆接连接技术

铆接设计一般原则

● 铆接干涉量：



- 干涉量太大会使板件翘曲变形，并加剧应力腐蚀；
- 干涉量太小则支撑效应太弱，起不到提高疲劳寿命的作用；
- 理想的干涉量只能通过实验来确定。

理想干涉配合铆接：干涉均匀（钉杆膨胀均匀），并且干涉量处于最佳干涉量附近的干涉配合铆接。

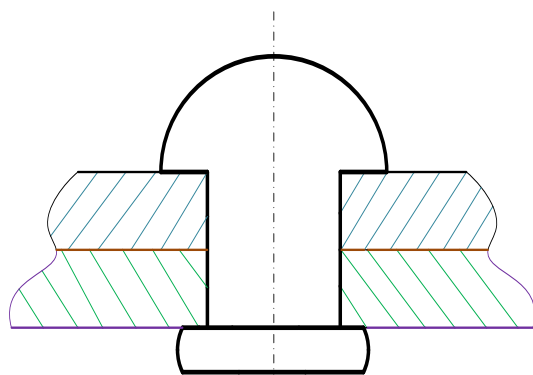
8.4 复合材料结构铆接连接技术

铆接质量评价

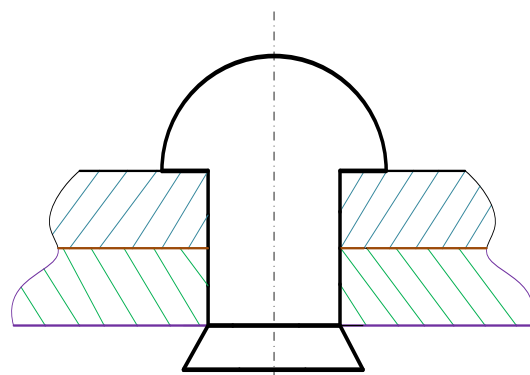
影响铆接质量的因素：**铆接力、钉孔配合间隙、铆钉几何尺寸、摩擦系数、材料性能和干涉量**等，由于板内应力、应变、干涉量不能直接测量，以此来判断铆接质量是比较困难的，因此，工程上一般以“**钉头外形与尺寸**”为指标对铆接质量进行评价。

(1) 钉头外形

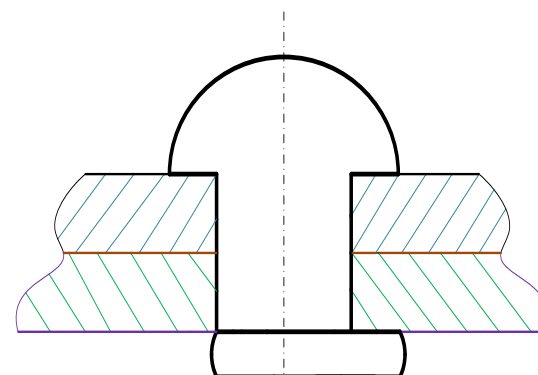
我国航空工业标准HB/Z 223.3-2003 中对压缩成形钉头的外形进行了严格约束，标准规定：钉头的外形应呈鼓形，不允许出现“喇叭形”或“马蹄形”。



标准墩头



喇叭形墩头



马蹄形墩头

8.4 复合材料结构铆接连接技术

铆接质量评价

(2) 钉头尺寸

铆钉在压缩过程中发生大塑性变形形成压缩钉头（墩头），在这种情况下弹性变形量相对于塑性变形量大小来说几乎可以忽略，因此研究中经常视其为（理想）塑性材料并且具有体积不可压缩的性质。

铆钉的标准墩头尺寸和极限偏差表：

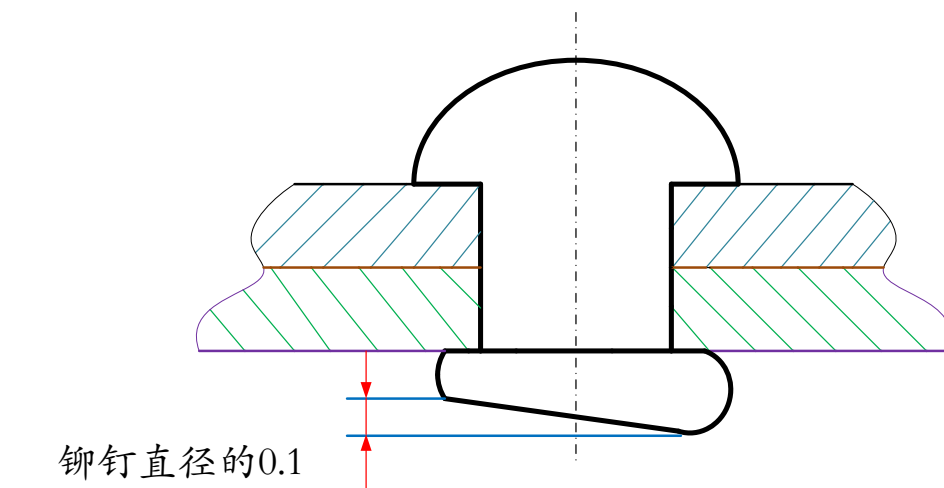
铆钉直径 d	2.0	2.5	2.6	3.0	3.5	4.0	5.0	6.0	7.0	8.0	10.0
墩头直径 D	3.0	3.8	3.9	4.5	5.2	6.0	7.5	8.7	10.2	11.6	14.5
墩头最小高度 h_{\min}	0.8	1.0	1.1	1.2	1.4	1.6	2.0	2.4	2.8	3.2	4.0
墩头直径极限偏差	± 0.2	± 0.25		± 0.3		± 0.4	± 0.5	± 0.6	± 0.7	± 0.8	± 1.0
墩头对钉杆轴线同轴度	$\Phi 0.4$			$\Phi 0.6$		$\Phi 0.8$	$\Phi 1.0$	$\Phi 1.2$		$\Phi 1.4$	
墩头圆度	在铆钉墩头直径极限偏差内										

8.4 复合材料结构铆接连接技术

铆接质量评价

(3) 墩头端面相对铆接件表面平行度

标准墩头的端面相对铆接件表面的平行度，在墩头直径上不能大于铆钉直径的0.1倍。

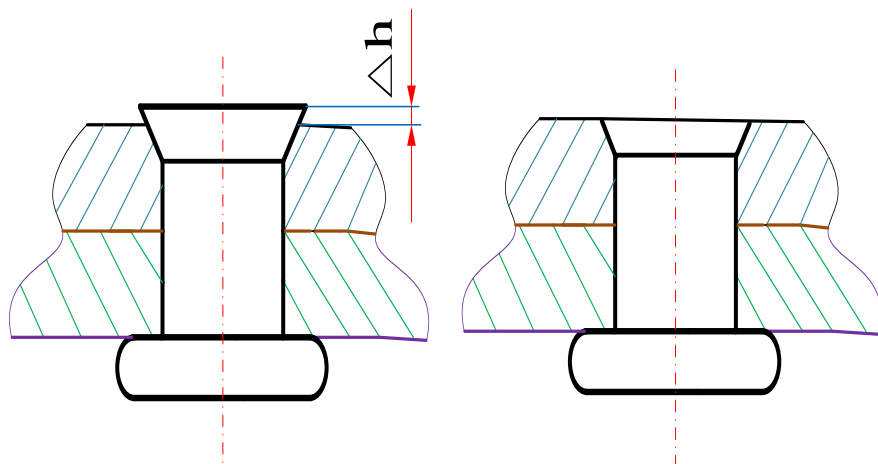


8.4 复合材料结构铆接连接技术

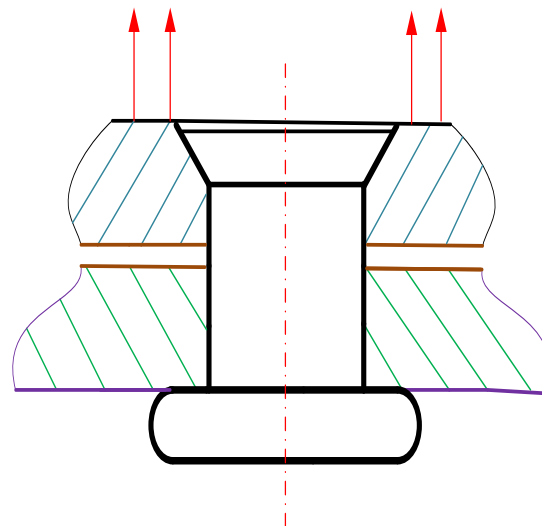
铆接质量评价

(4) 钉头凸凹量

为了保证连接强度，铆接后只允许铆钉头高出蒙皮表面，公差为+0.1mm；如果埋头窝过深，蒙皮受力后，会使铆钉松动，降低连接强度。



正常的埋头铆接



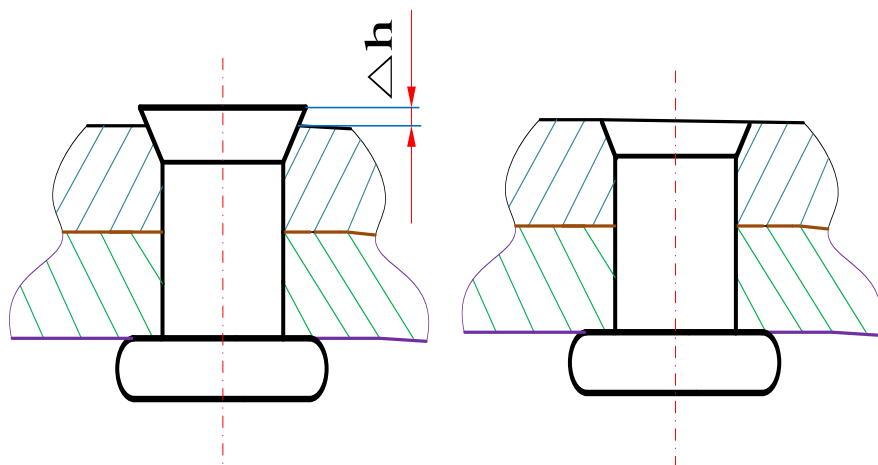
深埋头窝受力分析

8.4 复合材料结构铆接连接技术

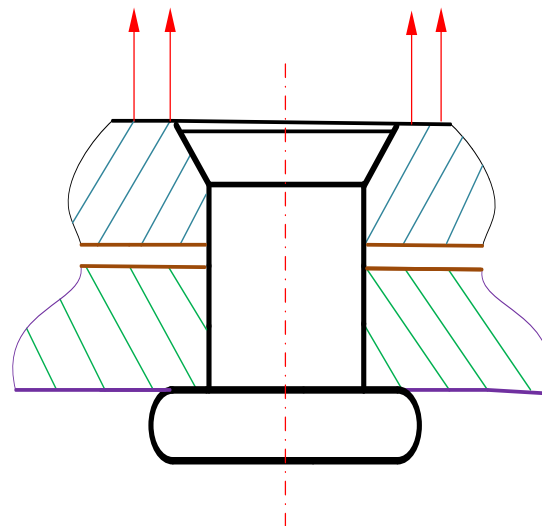
铆接质量评价

(4) 钉头凸凹量

为了保证连接强度，铆接后只允许铆钉头高出蒙皮表面，公差为+0.1mm；如果埋头窝过深，蒙皮受力后，会使铆钉松动，降低连接强度。



正常的埋头铆接



深埋头窝受力分析

8.4 复合材料结构铆接连接技术

铆接质量评价

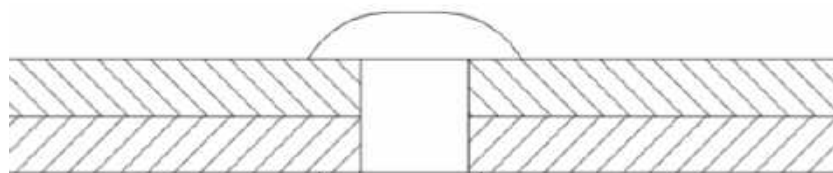
(5) 其他评价标准

除了上述铆接质量评价标准外，还包括：

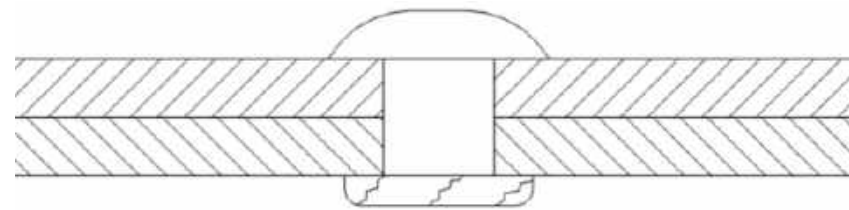
- 铆钉头应贴紧零件表面，允许不贴合的单向间隙不大于0.05mm，这种铆钉数应小于铆钉排总钉数的10%；
- 铆钉头不允许有切痕、下陷、裂纹及其它机械损伤；
- 采用成组压铆扁圆头铆钉时，铆钉头的压缩量应不大于铆钉直径的 0.08 倍，但铆钉头的高度不能小于铆钉墩头的最小高度。

8.4 复合材料结构铆接连接技术

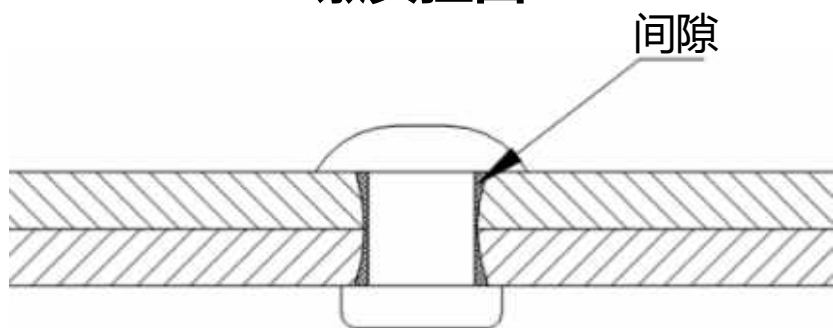
铆接质量评价—铆接缺陷



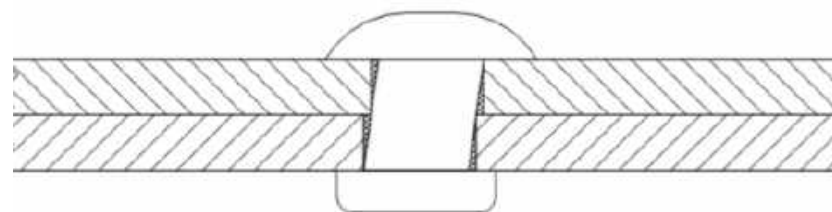
铆头扭曲



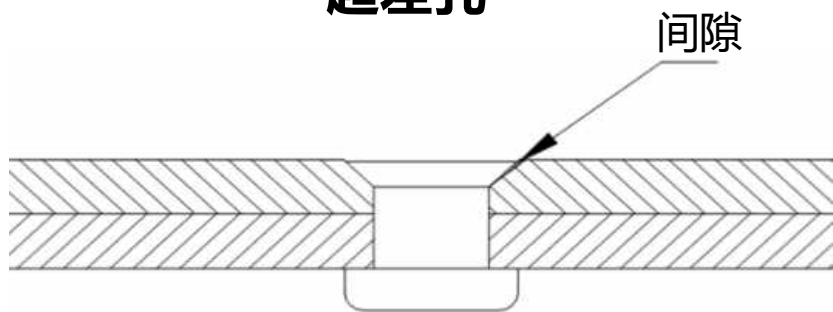
铆头裂纹



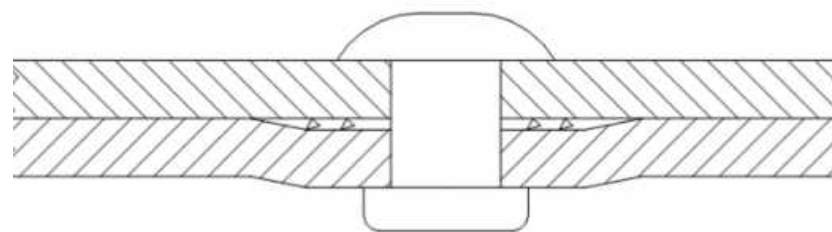
超差孔



非垂直孔



钉头处间隙



零件间间隙

8.4 复合材料结构铆接连接技术

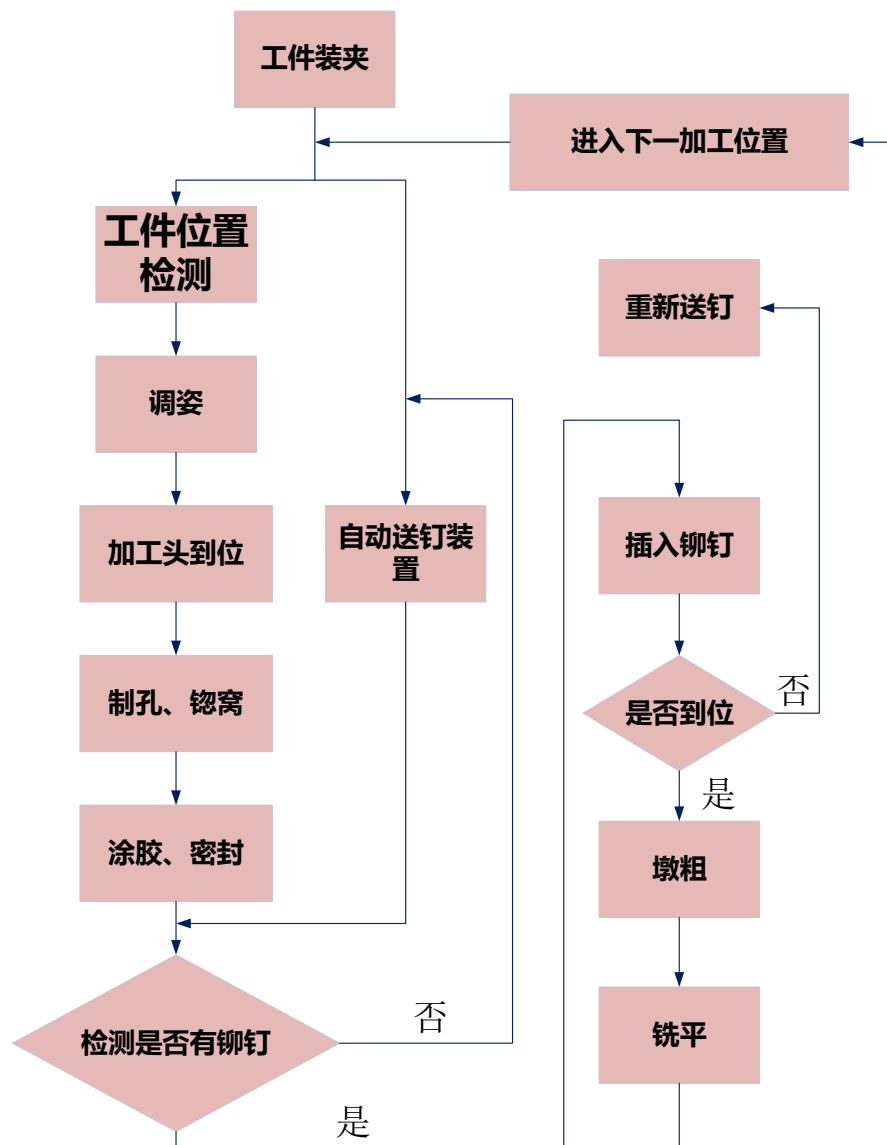
铆接质量评价—拆除铆钉

1. 选择比铆钉直径小一号的钻头，如20#铆钉用30#钻头拆；
2. 对准铆钉制成头的中心，给钻强施加一定压力的情况下，用另一只手顺时针旋转钻头，得到一个钻痕；
3. 钻削铆钉头，深度到制成头与顶杆交接处，形成一个台阶，以便使用平底冲；
4. 顶铁手在铆头处用顶铁顶住结构件，防止操作者在用平底冲时造成结构变形；
5. 选择合适的平底冲放入到钻削好的孔中，用锤子敲击平底冲将铆钉冲出；
6. 检查孔是否有损伤，如有交给工程人员处理，如果没有，要更换铆钉继续铆接。

8.4 复合材料结构铆接连接技术

自动钻铆系统

自动钻铆系统由**定位、测量、控制、送料、末端执行器**等相应装置组成，可以一次完成钻孔、镗窝、涂胶、送钉、铆接、松开等工序，或独立完成上述操作的一种或几种操作的组合，不同的自动钻铆系统还可以完成普通铆钉、干涉配合铆钉及高锁螺栓等连接件的自动安装，其工艺流程如图所示



8.4 复合材料结构铆接连接技术

自动钻铆系统

典型自动钻铆系统：



C型自动钻铆系统



机床型自动钻铆系统



环型自动钻铆系统



机器人自动钻铆系统



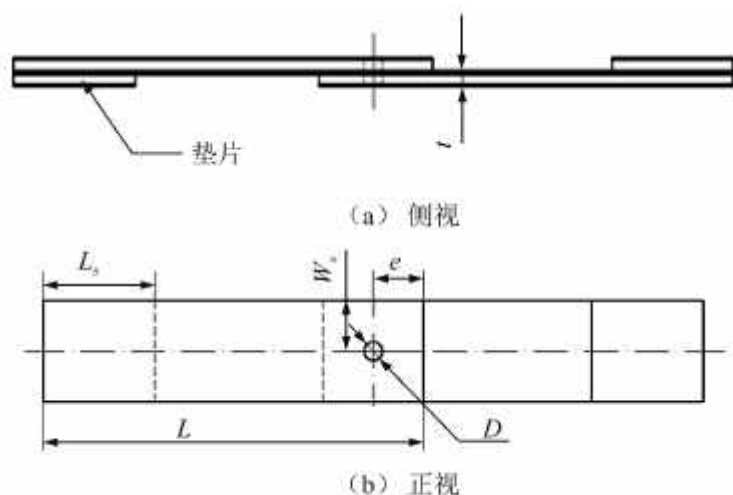
柔性轨道自动钻铆系统

8.4 复合材料结构铆接连接技术

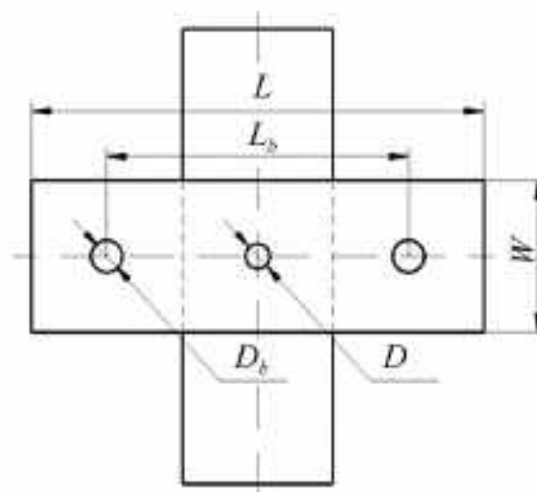
复合材料铆接研究实例

— 碳纤维复合材料铆接接头的失效行为和失效机理

对碳纤维复合材料(CFRP) 铆接接头进行了剪切拉伸和正向拉伸实验, 分析CFRP 铆接接头的连接强度和失效行为, 讨论了铆钉的变形特点, 揭示了CFRP 铆接接头失效机理, 并提出了一种可提高CFRP 铆接接头强度的方法。



CFRP铆接接头剪切拉伸试样



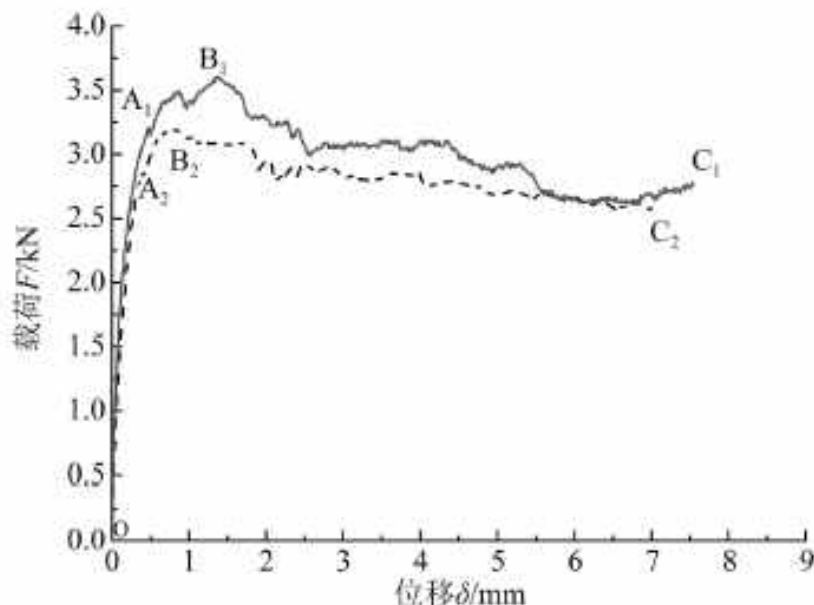
CFRP铆接接头正向拉脱试样

8.4 复合材料结构铆接连接技术

复合材料铆接研究实例

— 碳纤维复合材料铆接接头的失效行为和失效机理

可见该载荷—位移曲线可以分为三个区段: OA_1 、 A_1B_1 、 B_1C_1



CFRP铆接接头剪切拉伸载荷-位移曲线

OA_1 段是弹性变形阶段，从初始状态开始加载，载荷随位移增加呈近似线性上升，此阶段铆钉及钉孔周边材料发生弹性变形。铆钉一方面承受径向的挤压与剪切载荷，另一方面由于单搭接接头的不对称性而承受弯矩，加之CFRP 铆钉孔的弹性变形，发生近似线性弹性变形。

A_1B_1 段是试样初始失效阶段。载荷上升至 A_1 点时，CFRP 铆钉孔周出现初始微裂纹，导致载荷小幅下降，之后载荷继续波动上升，波动原因来自初始失效的积累，包括铆钉的塑性变形，及CFRP 孔周裂纹数量增加，裂纹长度变长，直至载荷上升至最大值。

B_1C_1 段，接头完全失效阶段。。该阶段铆钉塑性变形达到最大，CFRP 孔周纤维及基体大面积断裂，导致载荷下降。但是由于CFRP 的复合材料基体的韧性，孔周材料部分失效后仍存在剩余强度，所以载荷并没有直接下降至0，失效部分材料碎裂后由其周围未失效部分继续承载，只有当失效积累至足够的程度时，CFRP 孔周失效面积过大，无法保持结构的稳定性在该阶段CFRP 孔周材料失效将使载荷下降，而未失效部分重新承载时载荷会有小幅上升，如此循环造成载荷—位移曲线的上下波动。

8.4 复合材料结构铆接连接技术

复合材料铆接研究实例

— 碳纤维复合材料铆接接头的失效行为和失效机理



(a) 试样1正视



(b) 试样2正视



(c) 试样1侧视



(d) 试样2侧视

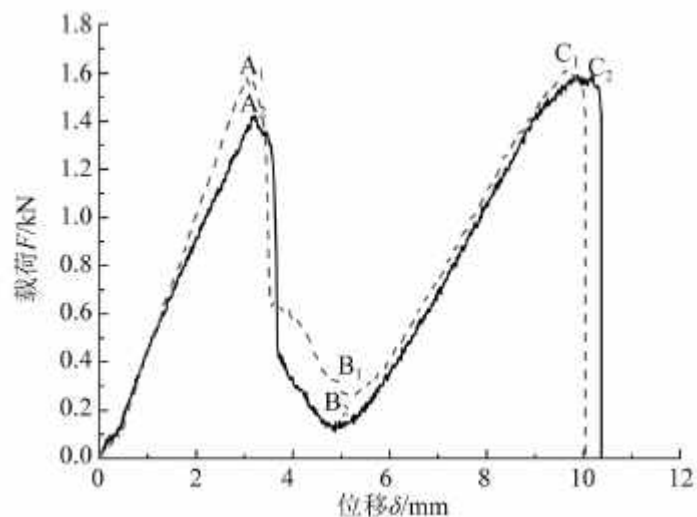
两个试样失效模式相同，均为挤压 - 拉脱混合失效，具体表现为铆钉发生倾斜并从孔中脱离，而且铆钉孔周有大范围的碳纤维丝断裂分层。

8.4 复合材料结构铆接连接技术

复合材料铆接研究实例

— 碳纤维复合材料铆接接头的失效行为和失效机理

该载荷—位移曲线可以分为三个阶段：第一承载段、滑动段和第二承载段。



CFRP铆接接头拉脱载荷-位移曲线

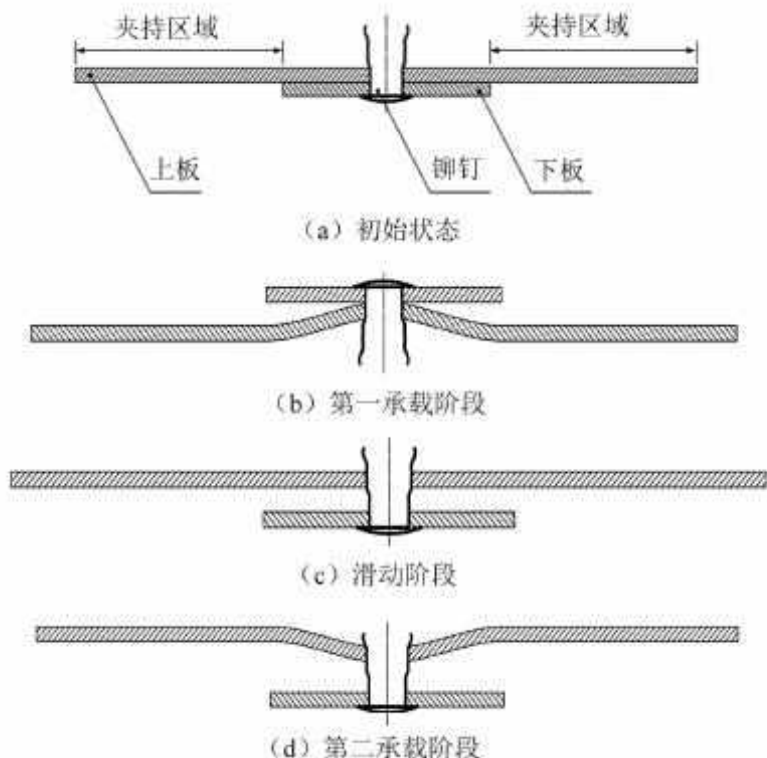
第一承载段，此阶段对应0点至 A_1 点之间的部分。初始状态时两母材无变形且完全紧贴。承载后两母材有相互分离的趋势，钉孔与铆钉壁之间产生摩擦力，且铆钉尾部直径大于铆钉孔直径，阻止母材分开，在正向拉伸载荷下，两母材发生弯曲。随着母材弯曲程度的增加，试样承受载荷也近似线性增加，直至 A_1 、 A_2 点处为止。此阶段试样整体变形来自两片母材的弯曲变形。

滑动段，此阶段对应图中 A_1 、 A_2 点与 B_1 、 B_2 点之间的部分。当试样承受一定载荷后，母材呈现较大弯曲变形，铆钉孔周应力超过容许值而失效。铆钉孔周失效发生后，钉孔直径变大，铆钉与钉孔壁之间摩擦力降低，不足以维持两母材互相贴合，进而母材与铆钉之间发生相对滑动，两片母材的弯曲变形也得到大幅缓解。该阶段试样承载能力一直降低，直至的 B_1 、 B_2 点为止。此阶段试样整体形变来自母材与铆钉间的相对滑动。

8.4 复合材料结构铆接连接技术

复合材料铆接研究实例

— 碳纤维复合材料铆接接头的失效行为和失效机理

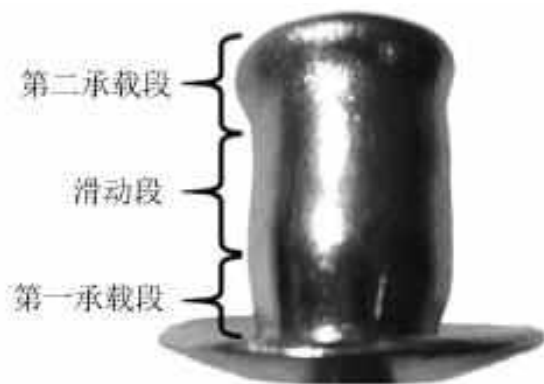


第二承载段，此阶段对应图中 B_1 、 B_2 点之后的部分。当铆钉孔与铆钉发生足够大小的相对滑动后，钉孔与铆钉尾部直径最大处开始接触，由于铆钉孔直径小于钉尾最大直径，摩擦力将阻止两者发生进一步相对滑动。继续增大载荷，两母材将再次发生弯曲。此阶段承载原理与第一承载阶段相似，因此其载荷曲线也与第一承载阶段类似，为近似线性。此阶段与第一承载段相同，试样整体的形变来自两片母材弯曲形变。在该阶段终点，试样承受足够载荷时，铆钉孔周应力超过母材强度极限而发生失效，铆钉孔直径进一步变大且超过铆钉尾部的最大直径，铆钉与母材上板拉脱，试样完全失效，丧失所有承载能力，如中 C_1 、 C_2 点，载荷下降至0点。

8.4 复合材料结构铆接连接技术

复合材料铆接研究实例

— 碳纤维复合材料铆接接头的失效行为和失效机理



从钉帽至钉尾外壁直径变化可分为三个区域，分别对应铆接接头正向拉伸过程的三个阶段。距离钉帽最近的部分，铆钉直径逐渐增加，钉孔与此阶段接触时产生较大摩擦力，对应于正拉过程中的第一承载阶段。之后铆钉直径小幅减小，钉孔与此阶段接触易发生相对滑动，对应正拉过程中的滑动阶段。钉尾末端部分，铆钉直径再次增加，钉孔与此部分接触时形成正拉过程中的第二承载阶段。

上述CFRP 铆接接头正拉实验结果再次证明了对于碳纤维铆接接头，铆钉与铆钉孔的相互作用是铆接接头性能的主要影响因素，铆接接头失效的根本机理就是铆钉与铆钉孔变形的不协调导致碳纤维层合板孔周产生较严重的应力集中，由此引起孔周碳纤维的分层和碳纤维丝的断裂。因此要提高CFRP 的铆接强度可以从铆钉孔与铆钉两个方面进行，提高铆钉与钉孔的接触状态，或者提升母材铆钉孔周的强度。

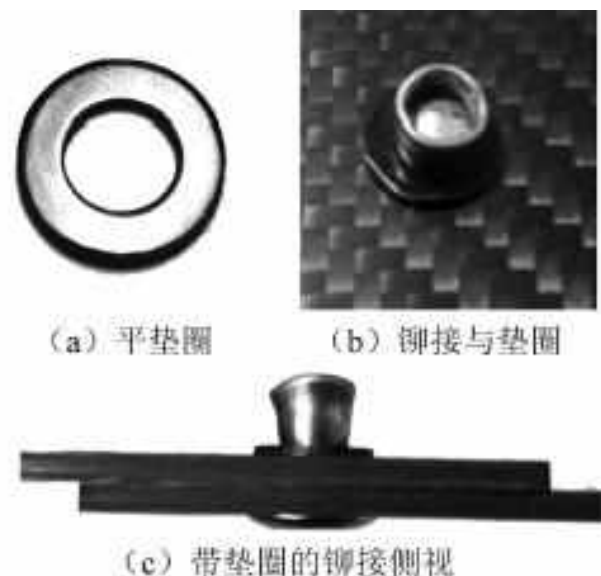
8.4 复合材料结构铆接连接技术

复合材料铆接研究实例

— 碳纤维复合材料铆接接头的失效行为和失效机理

实验结果可得CFRP 铆接接头的失效模式主要为挤压 - 拉脱混合失效，两种失效模式的成因均为铆钉与钉孔之间应力过大，表现为钉孔的部分或全部材料发生破坏。因此可以考虑从缓解铆钉对钉孔的挤压角度减小钉孔的破坏，延缓挤压失效与拉脱失效两种失效模式的发生，进而提升铆接接头的性能。

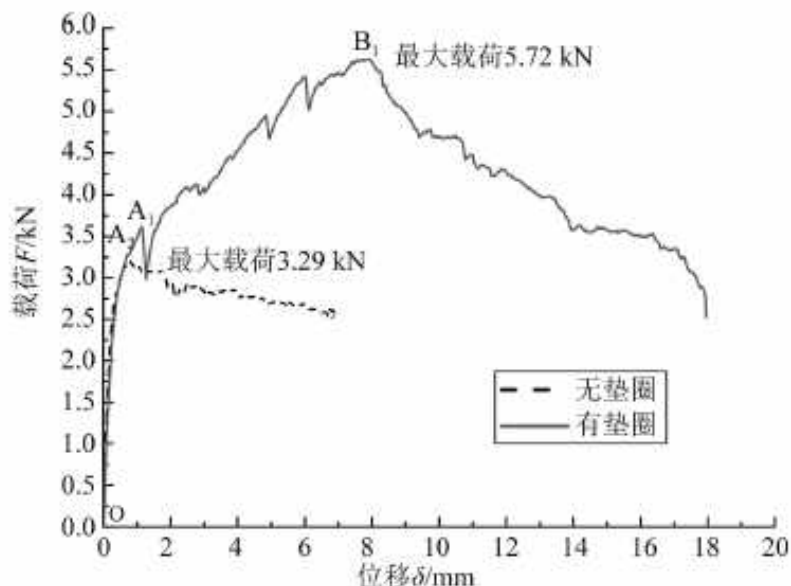
考虑使用**金属平垫圈**限制钉尾胀大部分对于铆钉孔的挤压作用，同时又可以增大钉尾与铆钉孔周的接触面积，有效防止拉脱失效的发生。欲限制钉尾的胀大作用对钉孔的挤压，需要垫圈内径介于铆钉孔的内径与施铆前的铆钉外径之间。



8.4 复合材料结构铆接连接技术

复合材料铆接研究实例

— 碳纤维复合材料铆接接头的失效行为和失效机理



CFRP 铆接接头拉脱载荷-位移曲线

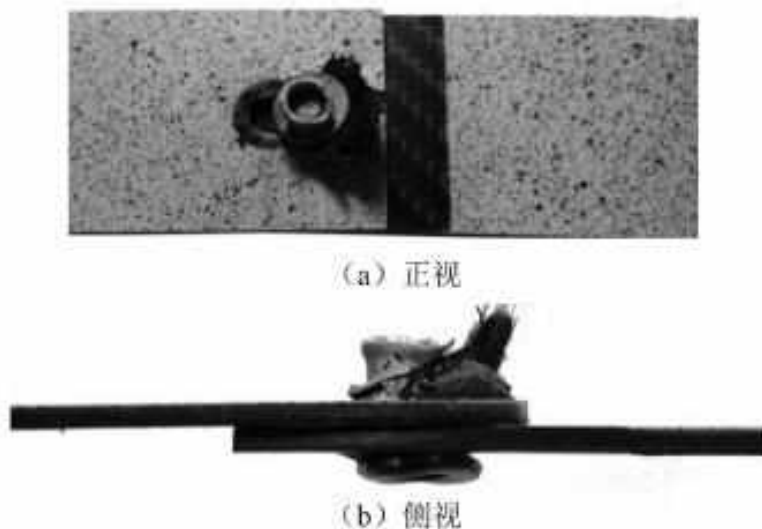
增加垫圈后剪切拉伸强度平均值为5.72kN，与无垫圈的接头相比提高约74%

有垫圈与无垫圈的接头在弹性阶段两者刚度基本一致，垫圈稍稍延缓了初始失效的发生，即曲线上的 A_1 、 A_2 点；之后无垫圈的铆接接头的承载能力小幅上升后即开始下降，而有垫圈的铆接接头由于垫圈限制了铆钉的拉脱，仅仅发生挤压失效不足以对接头承载能力造成严重影响，载荷随着位移的增加继续上升直到最大载荷 B_1 点。铆钉孔周在 B_1 点处发生严重的挤压失效，随着位移的增加，直到挤压失效区域扩展至试样端部，接头完全失效。由此可得：在钉尾端增加平垫片，可以有效防止铆接接头发生拉脱失效，将失效模式限制为挤压失效，从而大幅提升接头强度，同时也大幅增加了失效后的位移，提升了结构失效时的能量吸收能力。

8.4 复合材料结构铆接连接技术

复合材料铆接研究实例

— 碳纤维复合材料铆接接头的失效行为和失效机理



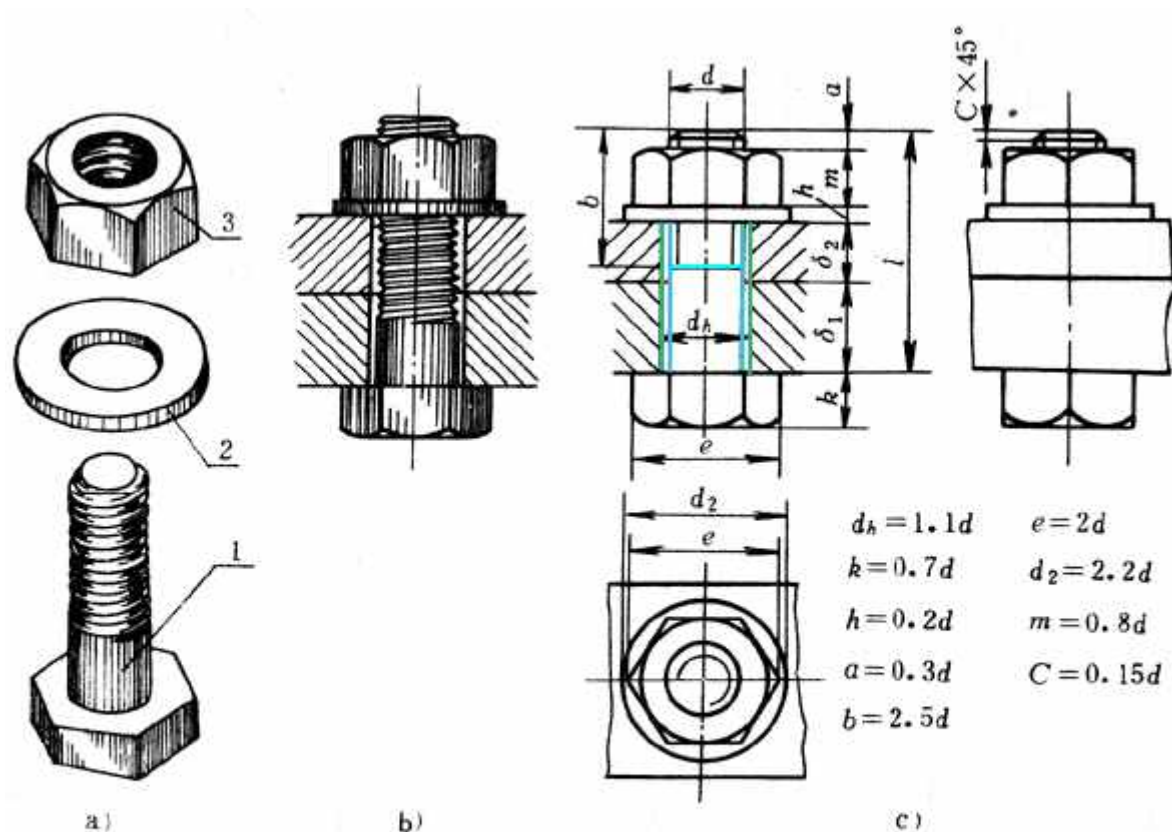
有垫圈的CFRP铆接接头的剪切失效形貌

增加垫圈后接头失效模式主要为钉孔的挤压失效，铆钉扭转角度较小，没有发生拉脱失效。垫圈增加了铆钉与钉孔间的接触面积，可有效预防拉脱失效的发生。这说明带垫圈的CFRP 铆接接头在失效前已完全发挥了CFRP 的性能，在此种失效模式下欲提升接头性能，需考虑提高铆钉孔周的强度和制造质量。

8.5 复合材料结构螺栓连接技术

螺栓连接概述

用来紧固连接两个带有通孔的零件，这种连接形式称**螺栓连接**，属于可拆卸连接。

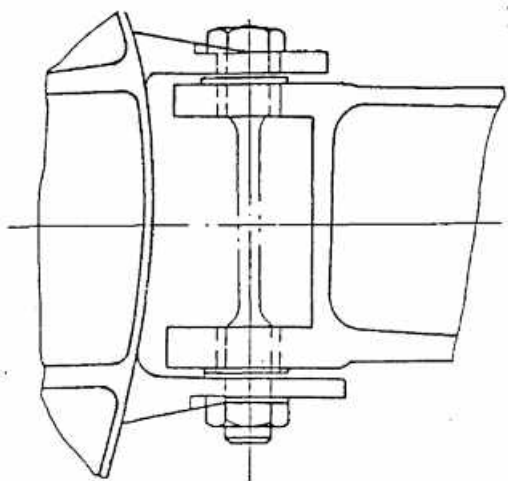


a) 连接组成件 b) 连接示意图 c) 连接装配图
螺栓连接

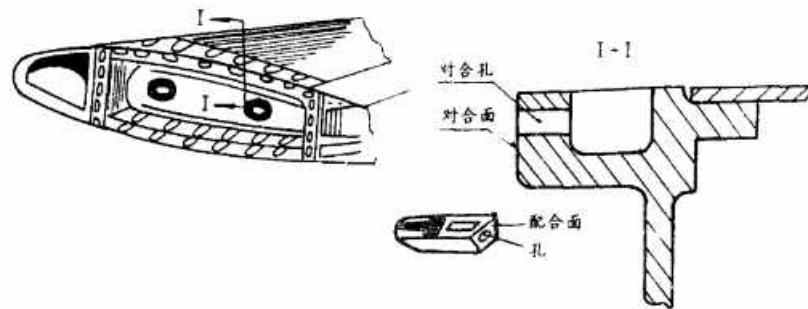
8.5 复合材料结构螺栓连接技术

螺栓连接概述

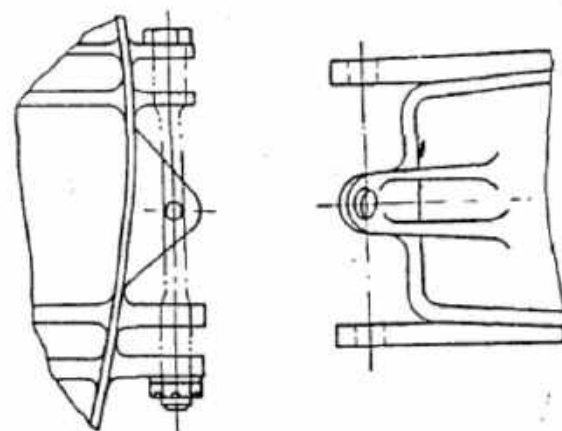
尽管随着整体化结构的应用，螺栓连接的构件大幅度减少了，但是仍然存在分离界面的连接问题，并且**飞机主要承力结构部位的连接仍然采用螺栓连接。**



机身与机翼的连接



机翼与周围机身的连接



机身与前梁的连接

仍然重要!

8.5 复合材料结构螺栓连接技术

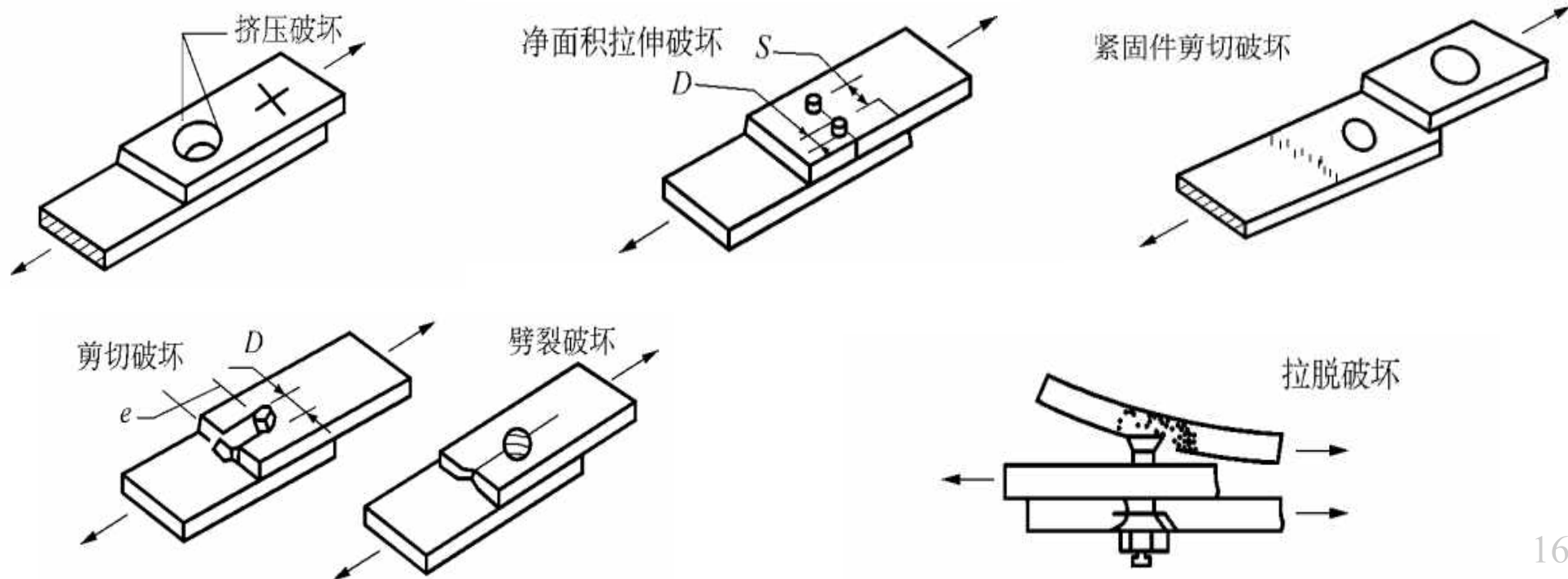
螺栓连接概述



8.5 复合材料结构螺栓连接技术

螺栓连接概述

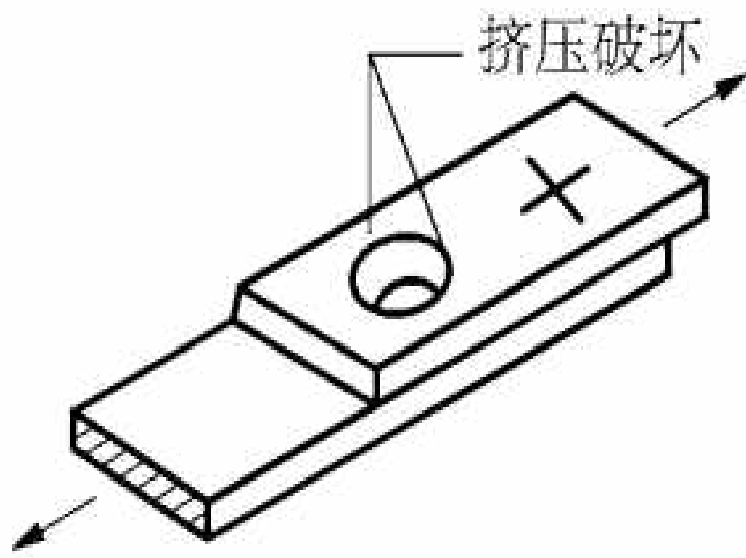
螺栓连接的破坏模式有单一型和组合型两种。单一型破坏模式有层压板的挤压破坏、拉伸破坏、剪切破坏、劈裂破坏、拉脱破坏以及紧固件的弯曲失效、剪断和拉伸破坏等多种形式。



8.5 复合材料结构螺栓连接技术

螺栓连接概述

螺栓连接破坏产生情形与预防措施



- 挤压破坏发生情形:

当铺层方式合理, W/D (板宽/孔径) 和 e/D (端距/孔径) 足够大时, 会发生挤压破坏。

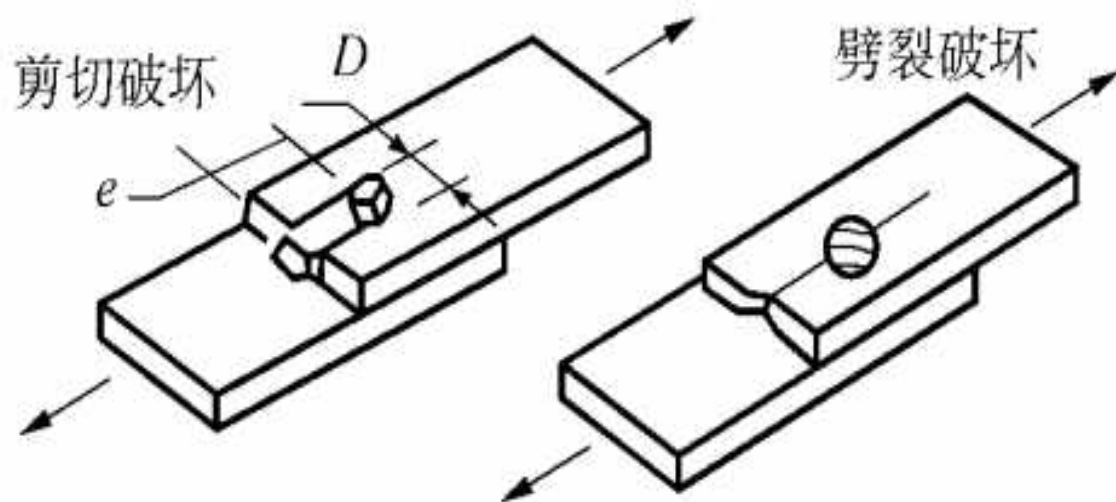
- 预防措施:

- (1) 连接设计以挤压强度为临界参数;
- (2) 至少采用%40的 $\pm 45^\circ$ 铺层;
- (3) 在螺母下面加垫圈;
- (4) 如有可能采用抗拉型凸头紧固件。

8.5 复合材料结构螺栓连接技术

螺栓连接概述

螺栓连接破坏产生情形与预防措施



- 剪切破坏与劈裂破坏发生情形：

e/D (端距/孔径) 过小时, 会发生剪切破坏, 如果当被连接的层压板 0° 层含量过多则发生劈裂破坏, 增大端距无济于事。

- 预防措施：

(1) 采用比铝结构更大的端距, 铝的 e/D (端距/孔径) $\approx 1.7\sim 2$, 碳纤维/环氧树脂 S/D (间距/孔径) $\approx 3\sim 4$;

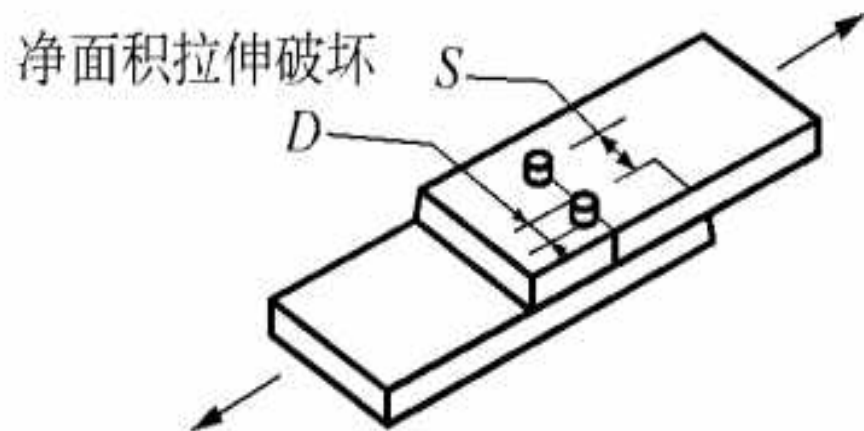
(2) 至少采用40 %的 $\pm 45^\circ$ 铺层;

(3) 至少采用10 %的 90° 铺层

8.5 复合材料结构螺栓连接技术

螺栓连接概述

螺栓连接破坏产生情形与预防措施



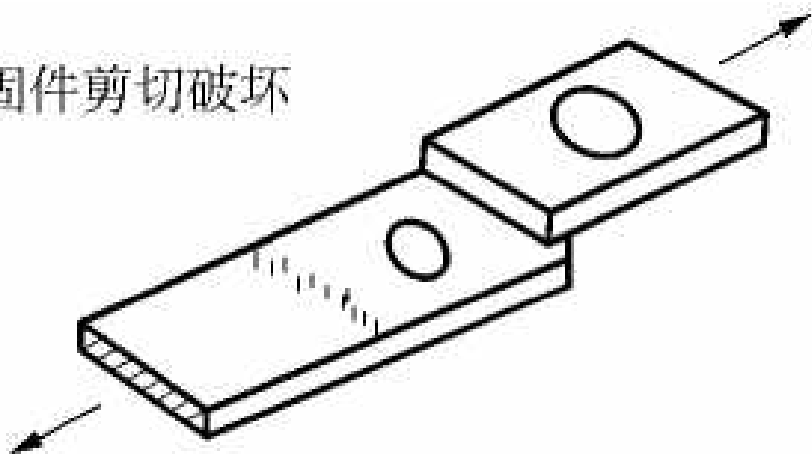
- 净面积拉伸破坏发生情形：
W/D（板宽/孔径）过小时，会发生剪切破坏。
- 预防措施：
 - (1) 采用比铝结构更大的紧固件间距：
铝的S/D（间距/孔径） ≥ 4 ，碳纤维/环氧树脂的S/D（间距/孔径） ≥ 5 。
 - (2) 增加层压板厚度。

8.5 复合材料结构螺栓连接技术

螺栓连接概述

螺栓连接破坏产生情形与预防措施

紧固件剪切破坏

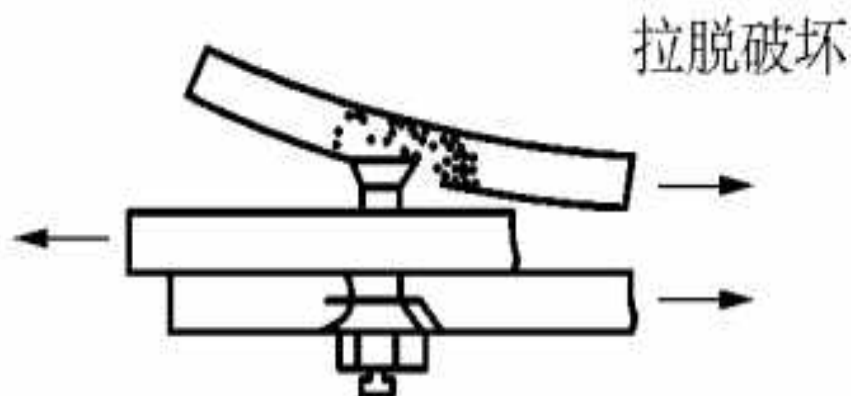


- 紧固件剪切破坏发生情形：
当板厚度与钉直径之比较大时，则可能发生紧固件的弯曲失效和剪断破坏。
- 预防措施：
 - (1) 采用直径更大的紧固件；
 - (2) 采用高抗剪紧固件

8.5 复合材料结构螺栓连接技术

螺栓连接概述

螺栓连接破坏产生情形与预防措施



- 拉脱破坏发生情形:

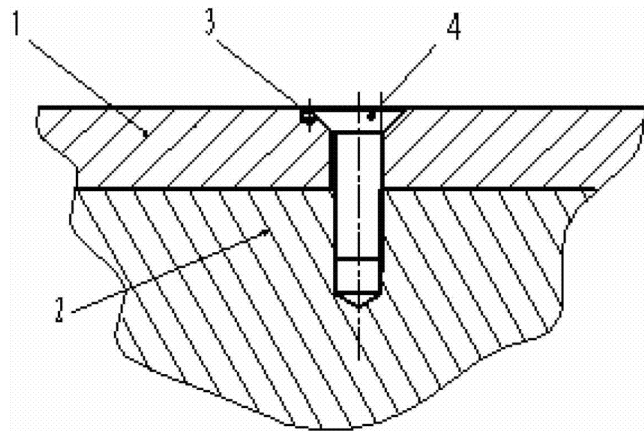
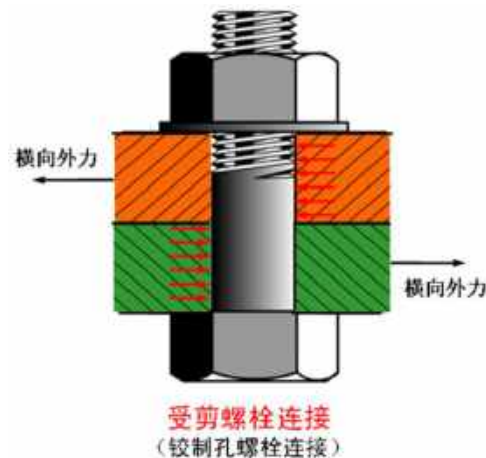
当板厚度小于孔的深度或者是板厚度过小时, 就会发生拉脱破坏。

- 预防措施:

- (1) 沉头孔深度不应大于层压板厚度的0.6倍;
- (2) 增加高抗剪紧固件。

8.5 复合材料结构螺栓连接技术

螺栓连接设计原则



不同复合材料结构的螺栓连接设计，应用于不同强度要求的场合，但设计原则都是相同的，其主要原则如下所示。

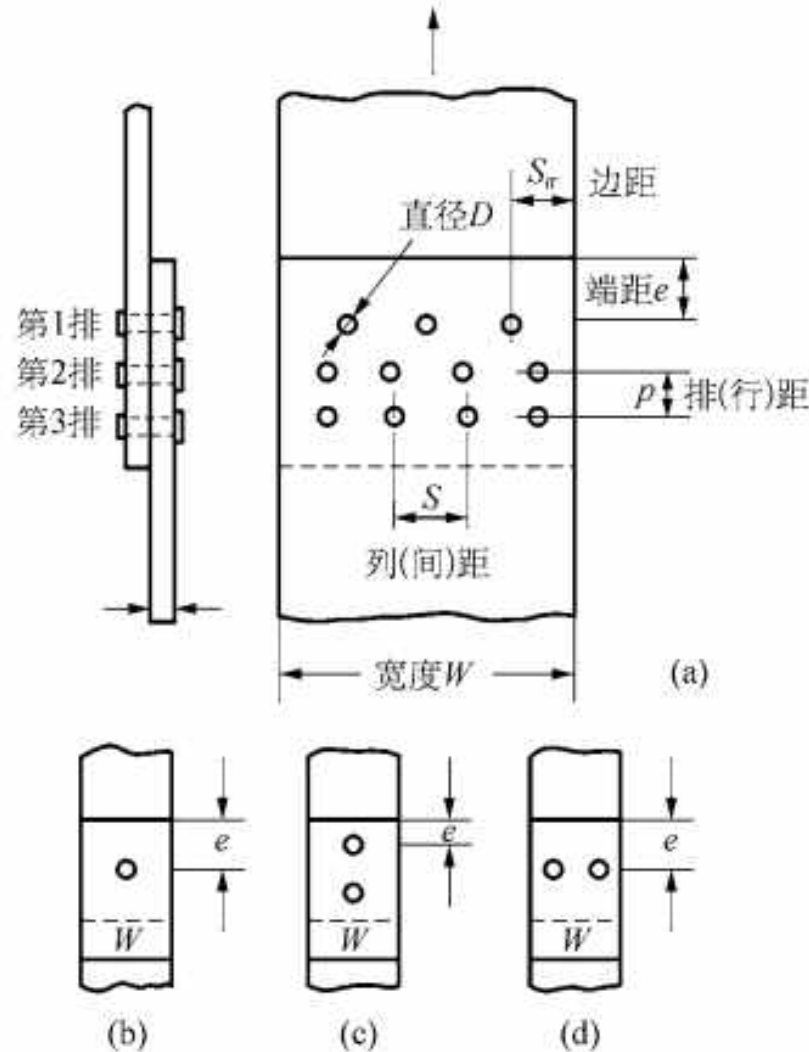
螺栓连接设计主要原则：

- ◆ 螺栓连接几何参数的定义及选择；
- ◆ 螺栓连接形式及选择；
- ◆ 紧固件的选用及对拧紧力矩的要求；
- ◆ 螺栓连接区的铺层设计；
- ◆ 螺栓连接设计的注意事项；
- ◆ 复合材料连接螺栓的选用。

8.5 复合材料结构螺栓连接技术

螺栓连接设计原则

螺栓连接几何参数的定义及选择



D :孔直径
 S_w :边距
 e :端距
 W :板宽
 p :排(行)距
 S :列(间)距
 t :板厚

8.5 复合材料结构螺栓连接技术

螺栓连接设计原则

螺栓连接几何参数的定义及选择

为防止复合材料机械连接出现低强度破坏模式，并且具有较高的强度，被连接板的几何参数一般应该按照下表选择合适的列距，孔径，排距，边距，端距，板厚。

当受结构限制，不能按照下表选取几何参数时，连接强度会有所下降，需要进行修整。

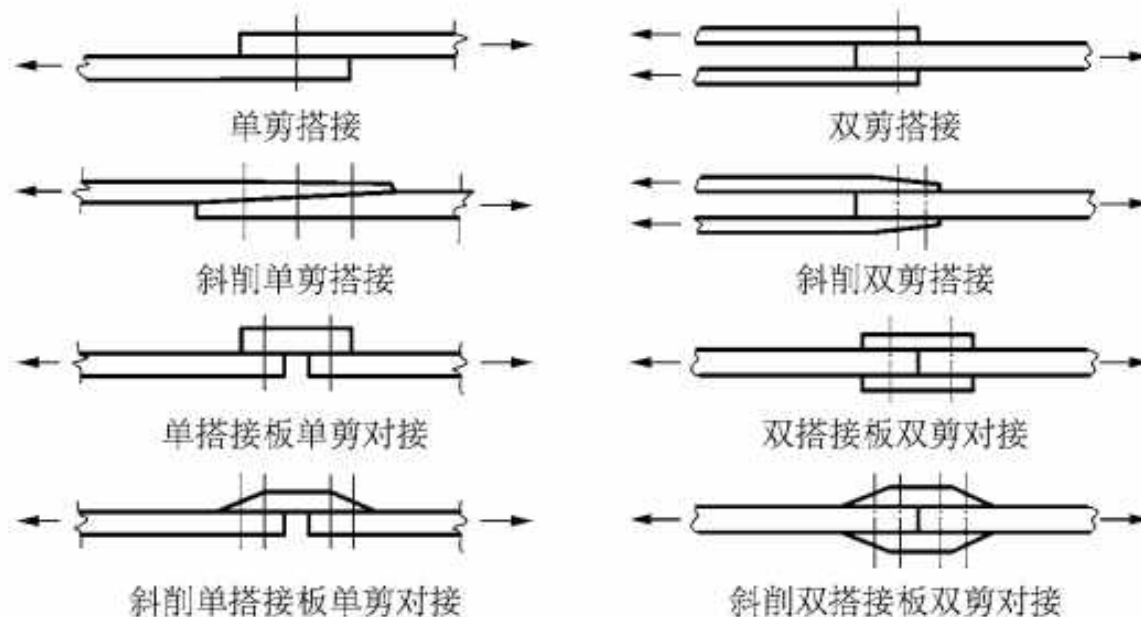
应当注意：当设计连接时几何尺寸应略有富裕，这是考虑今后修理的需要，即容许修理后采用直径大一级的螺栓。

列距/孔径 (S/D)	排距 (p/D)	边距/孔径 (Sw/D)	端距/孔径 (e/D)	孔径/板厚 (D/t)	沉头孔时的 板厚t
≥5	≥4	≥2.5	≥3	$1 \leq D/t \leq 2$	$t \geq 0.6D$

8.5 复合材料结构螺栓连接技术

螺栓连接设计原则

螺栓连接形式及选择



复合材料螺栓连接形式，按有无起连接作用的搭接板来分，主要由对接和搭接两类，按受力形式分有单剪和双剪两类，其中每类又有等厚度和变厚度两种情况，如图所示。

8.5 复合材料结构螺栓连接技术

螺栓连接设计原则

螺栓连接形式及选择

复合材料螺栓连接应该注意以下几点：

(1)连接设计宜采用双剪连接形式。单剪形式的连接会产生附加弯曲而造成接头承载能力的减小和连接效率的降低，一般应尽可能避免。

(2)不对称连接形式，如单剪形式，推荐采用多排紧固件，紧固件的排距应尽可能大些，使偏心加载引起的弯曲应力降低到最小。应注意到，当用增加层压板局部厚度的方法增强不对称连接时，随板厚的增加，由偏心导致的附加弯曲应力也更大，相当程度上抵消了材料厚度增加所起的作用。

(3)碳纤维树脂基复合材料的塑性较差，会造成多排紧固件连接载荷分配的严重不均，因此，如有可能尽量采用不多于两排紧固件的多钉连接形式。多排紧固件连接钉孔的安排，应尽可能采用平行排列，避免交错排列，以提高连接强度，特别是疲劳强度。

(4)设计合理的斜削型连接可以提高连接强度。但是不合理的斜削形式的搭接连接的承载能力反而比等厚度连接形式的还要差。设计的关键是斜削搭接板厚度和紧固件直径的选择。

8.5 复合材料结构螺栓连接技术

螺栓连接设计原则

紧固件的选用及对拧紧力矩的要求

紧固件直径的选择应使其本身的剪切破坏与复合材料层压板的挤压破坏同时发生。在单剪情况时：

$$D / t = 4[\sigma_{br}] / \pi[\tau_b]$$

式中： D ——紧固件直径/mm
 t ——层压板厚度/mm
 $[\sigma_{br}]$ ——层合板的许用挤压应力，MPa
 $[\tau_b]$ ——紧固件的许用剪切强度/MPa

为防止弯曲严重，紧固件直径宜稍微比上述计算值大一点!!!

8.5 复合材料结构螺栓连接技术

螺栓连接设计原则

紧固件的选用及对拧紧力矩的要求

选用复合材料结构用的紧固件有一些特殊要求，不仅要防止电化学腐蚀，还要防止连接处局部载荷过大引起的复合材料损伤，其选用原则如下：

- (1) 紧固件应符合航标 (HB)、国军标 (GJB) 和国际通用标准。
- (2) 军机和民机项目选用的紧固件必须满足有关规范或适航要求。
- (3) 根据应用的材料对象 (复合材料还是金属)、载荷严重程度、载荷形式 (受拉或受剪)、安装空间大小、气动要求、密封要求、防腐蚀要求，拆卸要求等因素选择合适的紧固件类型。
- (4) 优先选用有使用经验的紧固件，保证飞机的可靠性、安全性及先进性。
- (5) 在满足设计的前提下，尽量选用成本较低的紧固件，且尽量减少紧固件的品种和规格，保证可采购性。
- (6) 不同类型的紧固件不宜在同一结构中使用。
- (7) 避免与不同材料接触可能产生的电化学腐蚀。

8.5 复合材料结构螺栓连接技术

螺栓连接设计原则

紧固件的选用及对拧紧力矩的要求

螺纹直径	厚型螺母	薄型螺母	所有各型螺母
	沉头拉伸型六方头型螺栓头	所有各型螺栓头	沉头剪切型螺栓头
M5	3~5	2.3~3.2	2.3~2.9
M6	5~8	2.9~4.9	3.1~3.9
M8	10~15	6.4~10.8	10.2~11.3
M10	18~25	12.3~19.1	10.8~11.9
M12	25~30		

适当的拧紧力矩将明显地提高螺栓连接的强度。对不同直径的螺栓，推荐的拧紧力矩值在表中给出，其他紧固件的拧紧力矩，可参照其他螺栓拧紧力矩的要求。

8.5 复合材料结构螺栓连接技术

螺栓连接设计原则

螺栓连接区的铺层设计

连接区的孔周有较大的**应力集中**，这将明显**降低机械连接的承载能力**，为提高复合材料机械连接的强度和柔性，所以连接区的铺层设计一般应遵循以下原则。

- (1)采用**均衡对称铺层**以**消除内应力及翘曲**。
- (2) $\pm 45^\circ$ 层比例不**低于40%**， 0° 层比例不**低于25%**， 90° 层比例**10~25%**。
- (3)相同方向的铺层，沿层压板厚度方向应尽可能地**均匀散开**，不要把相同方向的铺层叠放在一起，使相邻层**纤维间夹角最小**。
- (4)连接区局部**加厚**。
- (5)层压板表面铺设 $\pm 45^\circ$ 层，可以**改善层压板的抗压和抗冲击性能**，表面铺设 0° 层有利于**传递载荷**。
- (6)应避免在连接区**拼接纤维**。
- (7)在**载荷过渡区**，中面两侧应有**等量的 $+45^\circ$ 和 -45° 层**。

8.5 复合材料结构螺栓连接技术

螺栓连接设计原则

螺栓连接设计注意事项

重要部位和主承力连接区的关键接头一般均采用螺栓连接，但尽量不采用耳片或梳状的连接形式。由于复合材料各向异性的特点，影响因素众多，照搬金属连接的方法会造成严重的后果，应特别注意以下几点：

- (1)由于复合材料本身属脆性材料，使得多排钉孔传力时的钉孔载荷分配更不均匀，连接破坏时，基本层压板的应变和应力较低；
- (2)连接强度与材料、铺叠方式、连接几何形状参数、载荷方向和环境因素等多种因素密切相关；
- (3)连接的失效模式多且预测强度较困难；
- (4)剪切强度并不随着端距的增大成比例增加；
- (5)螺栓应承受剪切，避免螺栓受拉和弯曲。

8.5 复合材料结构螺栓连接技术

螺栓连接设计原则

复合材料连接螺栓的选用

复合材料连接中螺栓类型各式各样，不同的螺栓应用场合不同，在选用螺栓中要注意以下几点：

(1)受拉螺栓连接要有一定余留螺纹，在复合材料应用中尽量避免使用受拉螺栓。

(2)受剪螺栓连接余留的螺纹长度尽可能小，可以采用补偿垫圈容纳螺纹收尾，在复合材料应用中应尽量采用这种受剪切螺栓连接并且采用紧配合。

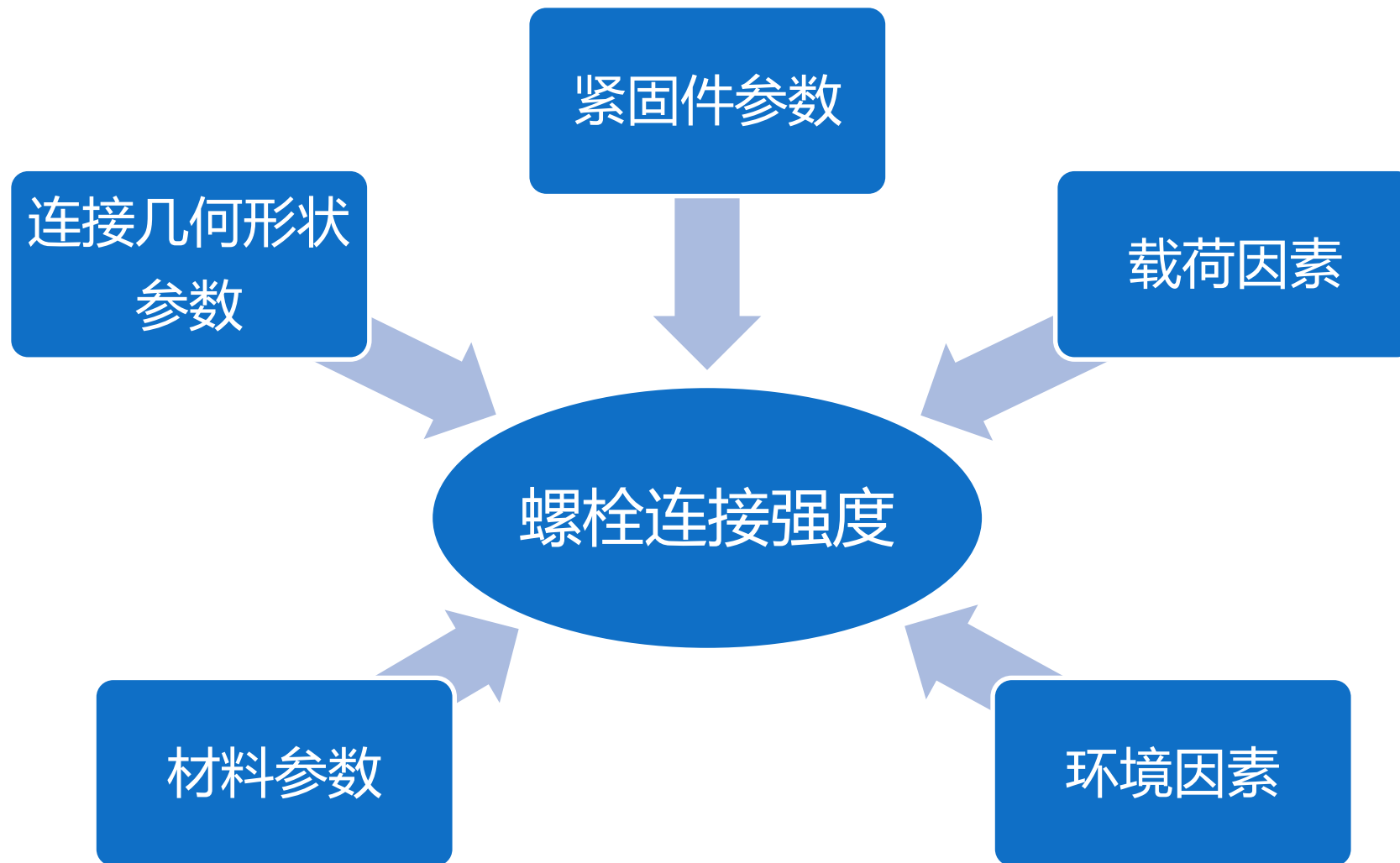
(3)选用螺栓时，要避免与不同的材料接触可能产生的电化学腐蚀。

(4)对于一般机械螺栓和 $\sigma_b < 930\text{MPa}$ 的航空航天螺栓，要采用普通螺纹，对于应力集中敏感的高度材料、 $\sigma_b > 930\text{MPa}$ 的航空航天螺栓，要采用MJ螺纹。

(5)普通螺栓连接一般均需安装垫圈。

8.5 复合材料结构螺栓连接技术

螺栓连接强度



8.5 复合材料结构螺栓连接技术

螺栓连接强度

材料参数

复合材料参数中的铺层比例是影响螺栓连接强度的材料参数之一，航空航天飞行器结构上所采用的层压板一般均由 0° 、 $\pm 45^\circ$ 和 90° 四种铺向角的单向铺层组成，其中 $\pm 45^\circ$ 层所占的比例对层压板的挤压强度具有重要的影响。当 $\pm 45^\circ$ 层含量较少时，层压板主要由 0° 层组成时，极易引起剪切或劈裂破坏。

在推荐连接区铺层范围内（ $\pm 45^\circ \geq 40\%$ ， 0° 层 $\geq 25\%$ ， 90° 层=10~25%）， $\pm 45^\circ$ 层含量不少于50%的层压板的特点如下：

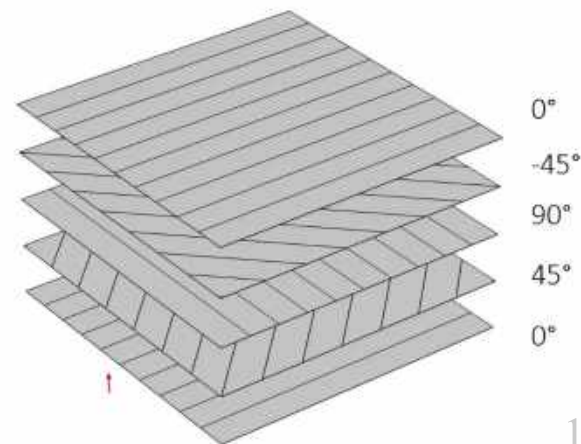
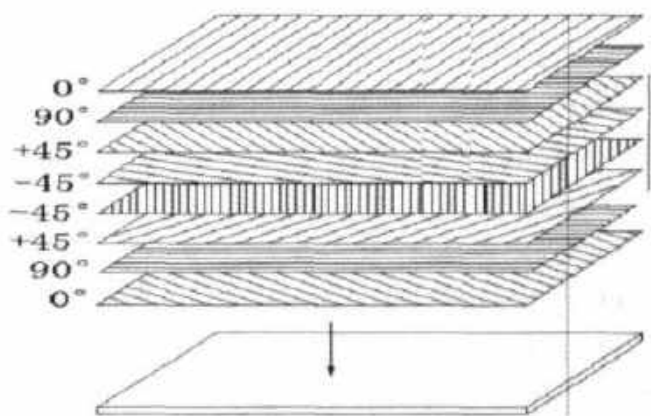
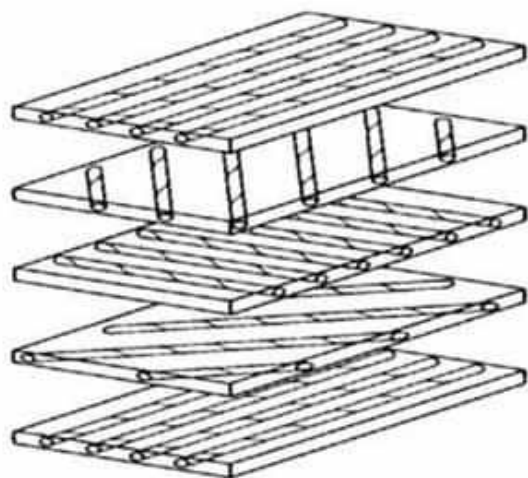
- (1)在比螺栓连接几何参数的选择中要求的板宽和端距更小的情况下仍发生挤压型破坏；
- (2)载荷方向的变化对其强度影响较小。
- (3)初始挤压破坏强度出现较早；
- (4)承受剪切载荷能力较强，拉伸强度较低，在受拉多排紧固件连接设计中应慎重。

8.5 复合材料结构螺栓连接技术

螺栓连接强度

材料参数

铺层顺序也是影响复合材料力学性能和螺栓连接强度的材料参数之一，铺层层数和比例相同的层压板，铺层顺序可以有多种，因此螺栓连接强度会发生变化。



8.5 复合材料结构螺栓连接技术

螺栓连接强度

材料参数

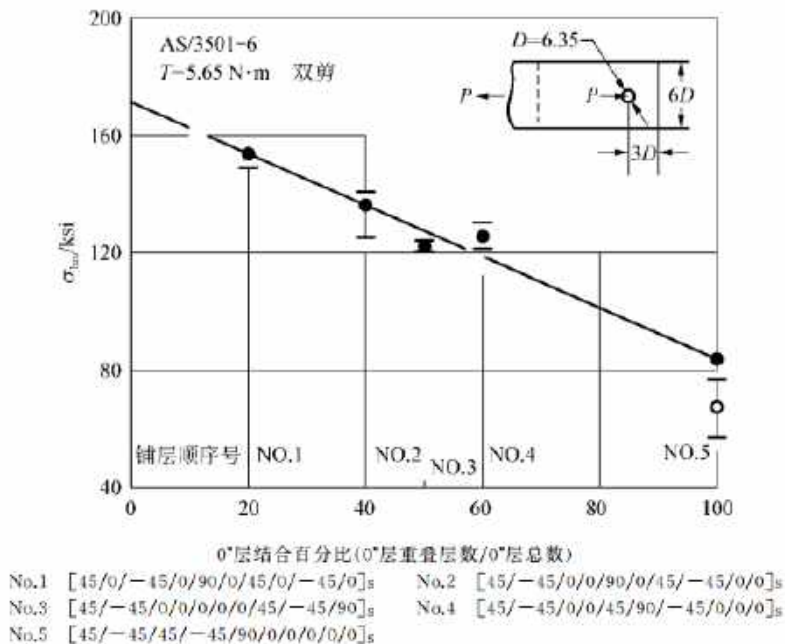


图 3-6(a) 铺层顺序对 AS/3501-6 挤压强度的影响^[9]

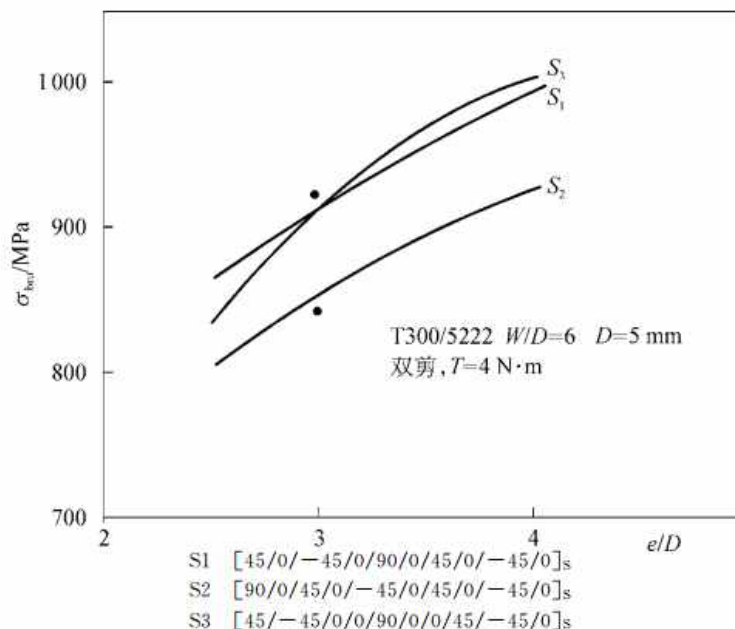


图 3-6(b) 铺层顺序对 T300/5222 挤压强度的影响^[10-12]

以上两张图都表现层压板的铺层顺序会明显影响复合材料螺栓连接的强度，图3-6 (a) 表现除了碳纤维AS/3501-6复合材料层压板双剪螺栓连接的挤压强度随0°结合比例的增加而明显地呈线性减小，图3-6 (b) 表明T300/5222复合材料螺栓连接的挤压强度也受90°层的顺序影响。

8.5 复合材料结构螺栓连接技术

螺栓连接强度

连接几何形状参数

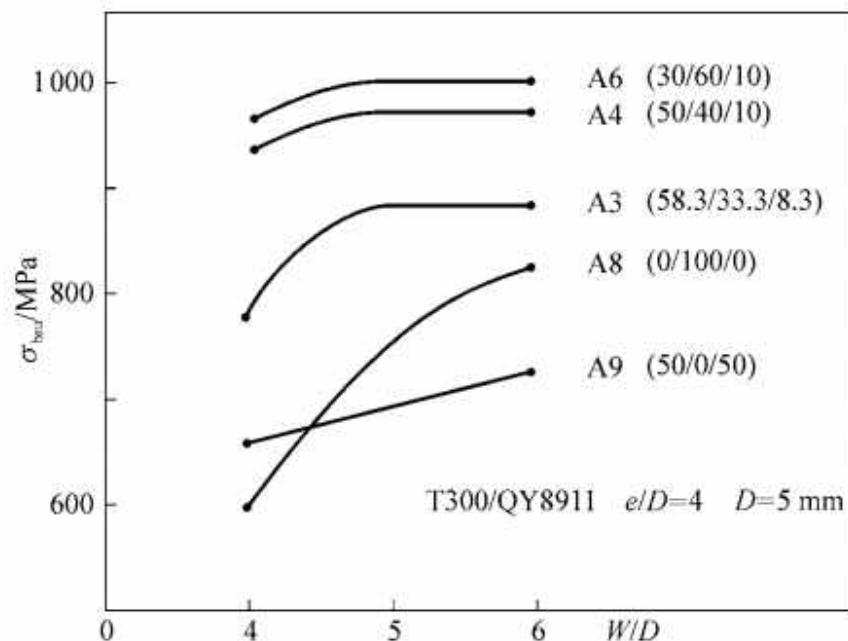


图 3—8(a) W/D 对 T300/QY8911 挤压强度的影响^[16]

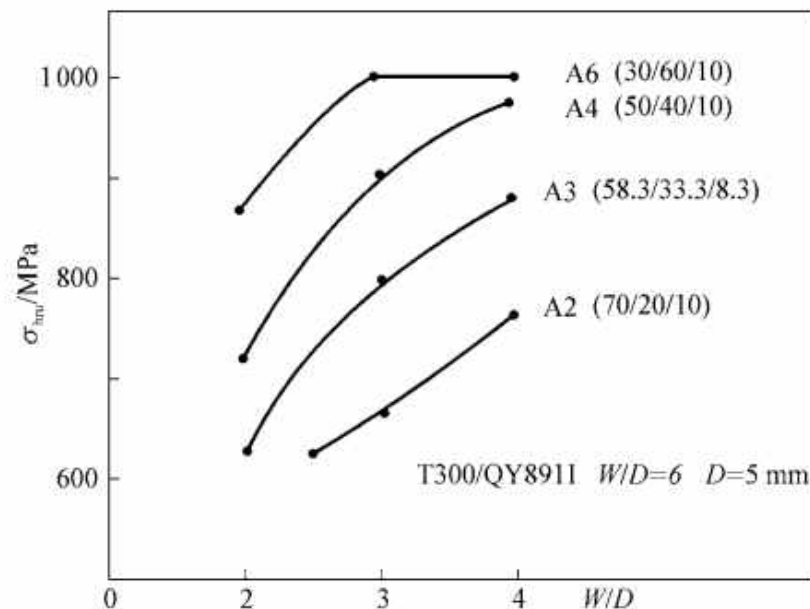


图 3—9(a) e/D 对 T300/QY8911 挤压强度的影响^[16]

螺栓连接的几何参数也是影响螺栓连接强度的因素之一，不同的几何参数对

强度的影响不同，比如板宽与孔径之比 (W/D) 影响连接的净拉伸破坏强度，

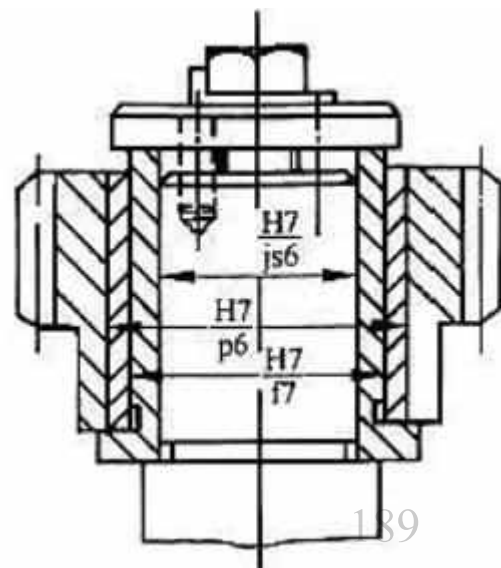
端距与孔径之比 (e/D) 影响连接的剪切强度等等。

8.5 复合材料结构螺栓连接技术

螺栓连接强度

紧固件参数

紧固件类型（螺栓，抽钉、铆钉、凸头或沉头等）、紧固件尺寸、垫圈尺寸、拧紧力矩及紧固件与孔的配合精度都会对机械连接的强度产生一定的影响。



8.5 复合材料结构螺栓连接技术

螺栓连接强度

载荷因素

对于强度和刚度等性质随纤维方向而变化的各向异性复合材料，钉载方向与层压板 0° 纤维方向的夹角将影响连接强度

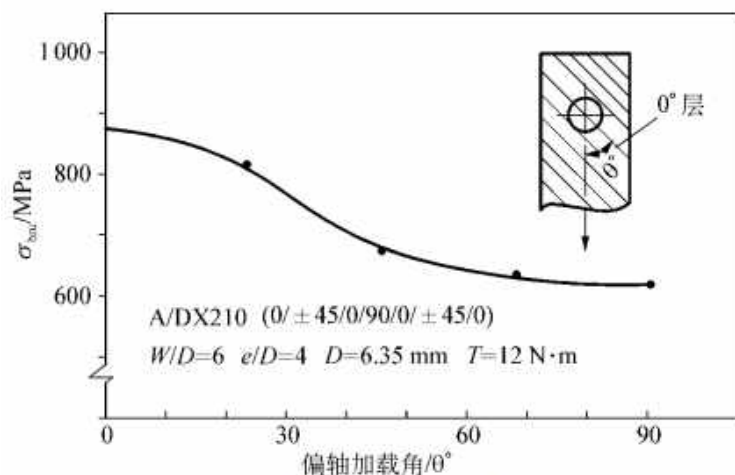


图 3—10(a) 载荷方向对挤压强度的影响^[13]

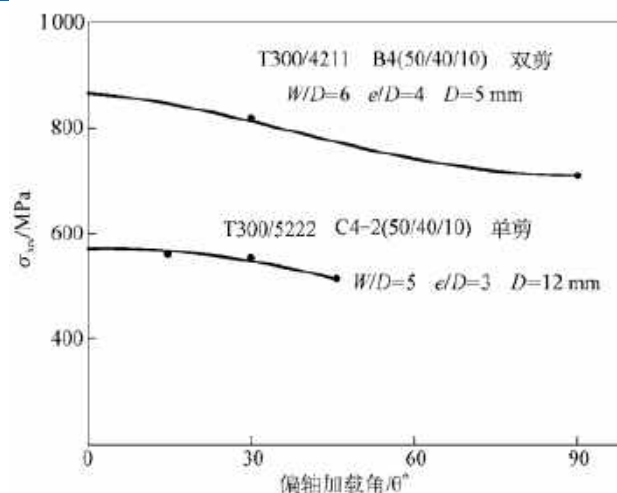


图 3—10(b) 载荷方向对挤压强度的影响^[14]

如图3—10 (a) , 图3—10 (b) 所示, 不同的碳纤维复合材料层压板螺栓连接的挤压强度与载荷方向偏角有关, 都表明了挤压强度会随着载荷方向偏角的增大而降低。

8.5 复合材料结构螺栓连接技术

螺栓连接强度

环境因素

温度、湿度和腐蚀等环境条件对树脂基复合材料层压板连接的挤压强度有着显著影响。



8.5 复合材料结构螺栓连接技术

螺栓连接强度

环境因素

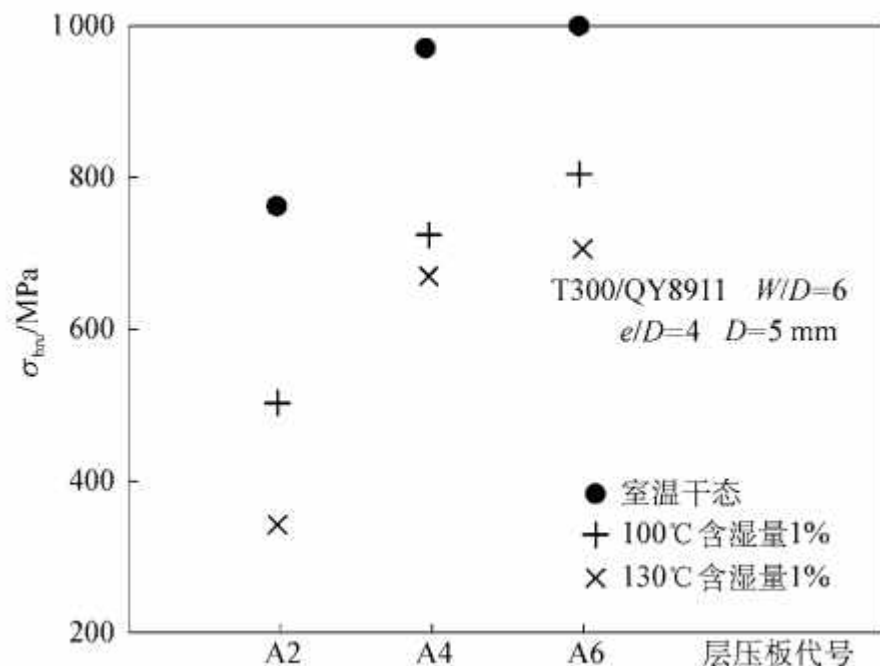


图 3-12(a) 环境对 T300/QY8911 挤压强度的影响^[16]

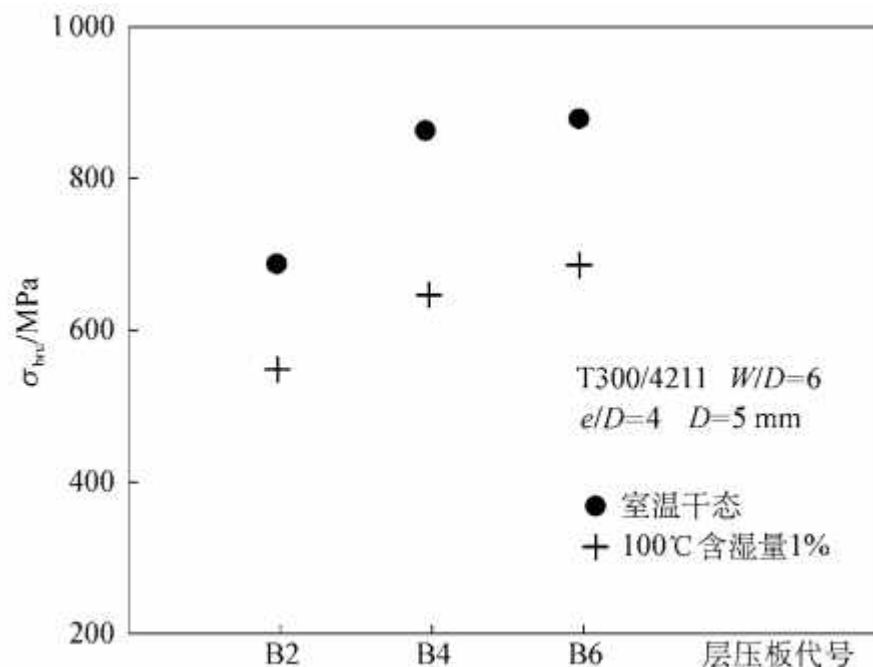


图 3-12(b) 环境对 T300/4211 挤压强度的影响^[16]

图3-12 (a) 100°C吸湿1%和130°C吸湿1%对T300/QY8911复合材料单螺

栓连接挤压强度的影响, 图3-12 (b) 100°C吸湿1%对T300/4211复合材料

单螺栓连接挤压强度的影响。

8.5 复合材料结构螺栓连接技术

螺栓连接强度

全碳纤维复合材料单钉连接强度计算

为了保证结构的完整性，许用挤压强度一般不应大于初始挤压破坏强度，考虑连接的重要程度、结构特点、载荷种类、耐久性和使用环境等因素的影响下，规定拧紧力矩下，许用挤压强度值可按下式确定：

$$[\sigma_{br}] = C_w C_e C_p C_s C_{en} C_b K \sigma_{bru}$$

式中： C_w —— 挤压强度宽度修正系数
 C_e —— 挤压强度端距修正系数；
 C_p —— 挤压强度载荷方向修正系数
 C_d —— 挤压强度孔径修正系数；
 C_s —— 挤压强度单剪连接修正系数
 C_{en} —— 挤压强度环境修正系数
 C_b —— 挤压强度紧固件类型修正系数
 K —— 考虑初始破坏、耐久性、老化和工艺质量等因素影响的系数，通常取 K 值在 0.5~0.66
 $[\sigma_{bru}]$ —— 挤压强度/MPa

8.5 复合材料结构螺栓连接技术

螺栓连接强度

全碳纤维复合材料单钉连接强度校核

(1) 被连接板的挤压强度校核

$$\sigma_{br} = P / Dt_e \leq [\sigma_{br}]$$

式中： P_{br} ——钉载/N

D ——孔径/mm;

t_e ——板的有效厚度，定义为：

$t_e = t$, 当 $t \leq D$,

$t_e = D$, 当 $t > D$;

$[\sigma_{br}]$ ——挤压许用值/MPa

因为宽度和端距的影响在许用挤压强度值中已经考虑，因此，拉伸和剪切强度将自动满足，所以不必校核!!!

8.5 复合材料结构螺栓连接技术

螺栓连接强度

全碳纤维复合材料单钉连接强度校核

(2) 紧固件的剪切强度校核

$$\tau = 4P_{br} / \pi D^2 \leq [\tau]$$

式中： P_{br} ——钉载/N

D ——孔径/mm;

$[\tau]$ ——紧固件的许用剪切强度值。

8.5 复合材料结构螺栓连接技术

螺栓连接强度

全碳纤维复合材料多排钉连接强度

(3) 受剪切载荷均匀板厚多排螺栓连接强度

表 3-21 受剪切载荷连接强度

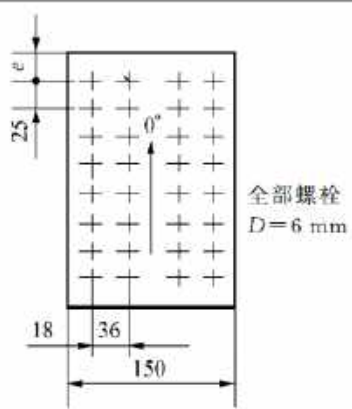
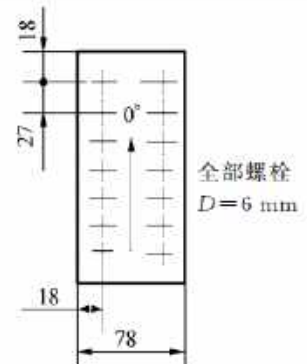
试件形状	层压板和破坏载荷
	材料: T300/5222 情况 1: $[-45/45/0/-45/45/90/-45/45/0/-45/45/90/-45/45/0/-45/45/90/0/-45/45/0]$, $e=25$ $P_{ult}=170.8 \text{ kN}$ 情况 2: $[45/-45/0/90/-45/45/45/-45/-45/45/0/-45/45/0/0/-45/45/-45/45/45/-45/0/0/-45/45/90]$, $e=18$ $P_{ult}=193.1 \text{ kN}$
	材料: T300/5405 $[45/-45/0/90/-45/45/45/-45/-45/45/0/-45/45/0/0/-45/45/-45/45/45/-45/0/0/-45/45/90]$, $P_{ult}=137.7 \text{ kN}$

表3-21给出单件的破坏载荷，即总破坏载荷的1/4.

8.5 复合材料结构螺栓连接技术

螺栓连接强度

全碳纤维复合材料多排钉连接强度

(4) 拉脱强度

$$\sigma_{out} = P_{ult} / (\pi Dt)$$

式中： P_{ult} ——拉脱破坏载荷/N

D ——沉头孔最大直径/mm；

t ——试件厚度/mm。

T300/5222和T300/QY8911各两种层压板的拉伸强度在表3-22中给出。

表 3-22 拉脱强度

材料	层压板代号	铺层比例 $0^\circ/\pm 45^\circ/90^\circ$	总窝深度 H /mm	拉脱强度/MPa
T300/5222	C4	50/40/10	1.50	42.6
			1.70	38.0
			1.90	35.8
	C6	30/60/10	1.50	46.1
			1.70	41.4
			1.90	39.1
T300/QY8911	A4	50/40/10	1.90	33.0
	A6	30/60/10	1.90	33.3

8.5 复合材料结构螺栓连接技术

螺栓连接强度

全碳纤维复合材料多排钉连接强度校核

(1) 挤压强度校核

已知钉载后，挤压强度校核同单钉连接情况一样，按下式进行校核，对于均匀板厚且紧固件尺寸相同的情况下，只需选择沿载荷方向承载比例最大的钉孔进行挤压强度校核。

$$\sigma_{out} = P_{ult} / (\pi Dt) \leq [\sigma_{br}]$$

式中： P_{ult} ——拉脱破坏载荷/N
 D ——沉头孔最大直径/mm；
 t ——试件厚度/mm。
 $[\sigma_{br}]$ ——挤压许用值/MPa

8.5 复合材料结构螺栓连接技术

螺栓连接强度

全碳纤维复合材料多排钉连接强度校核

(2) 拉伸强度校核

- 受拉多排钉连接的拉伸强度校核按下式进行

$$K_{be} \sigma_{br} + K_{te} \sigma_{net} \leq [\sigma]$$

式中： $[\sigma]$ ——层压板许用拉伸应力/MPa， $[\sigma] = E_{xt}[\varepsilon]$ ；
 E_{xt} ——层压板纵向拉伸弹性模量/MPa；
 $[\varepsilon]$ ——层压板拉伸许用应变。

- 受压缩载荷多钉连接的拉伸强度校核按下式进行

$$\sigma_{br} + \sigma_{net} = [\sigma_{br}]$$

式中： $[\sigma_{br}]$ ——挤压许用值/MPa；
 σ_{br} ——挤压强度/MPa；

8.5 复合材料结构螺栓连接技术

螺栓连接强度

连接设计和强度校核举例

(1) 受拉伸载荷连接接头

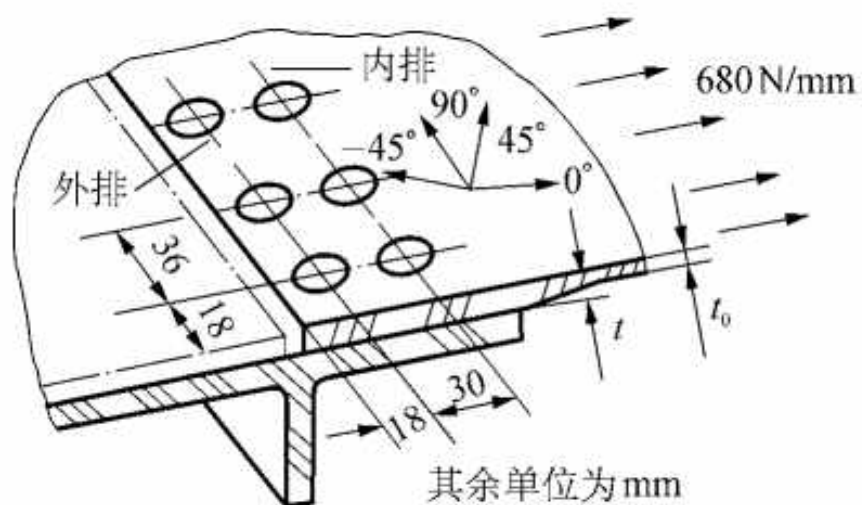


图 3-61 受拉伸载荷的连接接头

图3-61为双排紧固件承受拉伸载荷的连接接头，其几何参数如图所示，根据下述已知参数校核接头强度，确定连接复合材料层合板的厚度 t 。

紧固件：100°沉头Ti-22高锁螺栓，公称直径 $D=6\text{mm}$ 。

基本板：材料为T300/QY8911，固化后单层厚度为 0.125mm 。基本板铺层参数如表3-26所示。

表 3-26 受拉伸载荷连接接头基本板铺层参数

基本板厚/mm	总层数	铺层层数			铺层比例/%		
		0°	±45°	90°	0°	±45°	90°
2.40	20	10	8	2	50	40	10

8.5 复合材料结构螺栓连接技术

螺栓连接强度

连接设计和强度校核举例

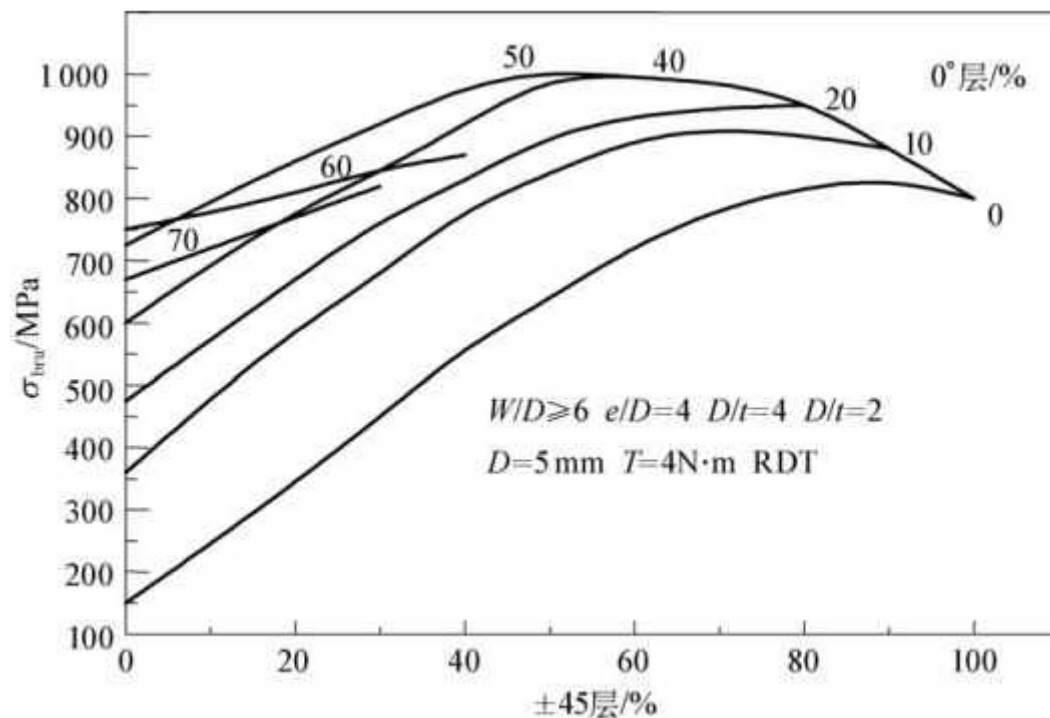


图 3-52(a) T300/QY8911 和 T300/5222 挤压强度

a. 确定许用挤压强度值

根据图3-52 (a) 基本板挤压强度

$$\sigma_{bru} = 975 \text{MPa};$$

考虑其他因素，取影响因素 $K=0.55$;

$$[\sigma_{br}] = K\sigma_{bru} = 489 \text{MPa}$$

b. 确定许用拉伸应力

由单层板力学性质，用层压板理论计算、得弹性模量 $E_{xt} = 79.27 \text{MPa}$ ；取“A”基准许用应变，于是得许用拉伸应力

$$[\sigma] = 650 \text{MPa}$$

8.5 复合材料结构螺栓连接技术

螺栓连接强度

连接设计和强度校核举例

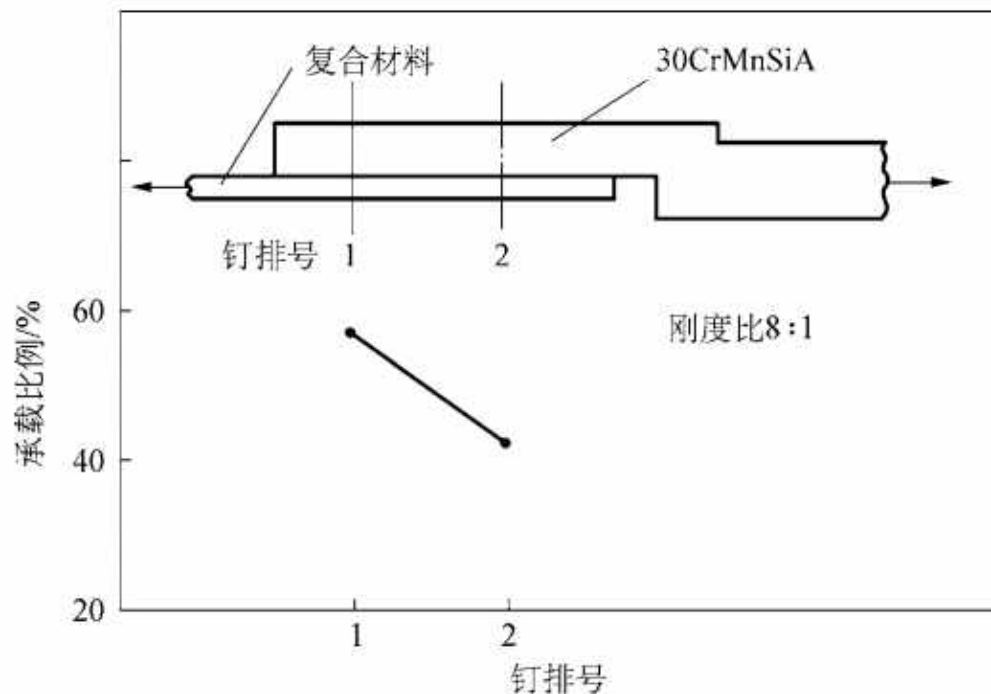


图 3—54(a) 两排钉单剪连接钉载分配

c. 计算连接区加厚部位的板厚度

每列钉承受的总载荷为24480N；

如图3-54 (a) ， 根据两排钉单剪连接的钉载分布， 可知内排钉和外排钉分别承受57%和43%的载荷。

由此得：

内排钉承受的载荷13954N，

外排钉承受的载荷为10526.4N， 也是内排钉处的旁路载荷。

8.5 复合材料结构螺栓连接技术

螺栓连接强度

连接设计和强度校核举例

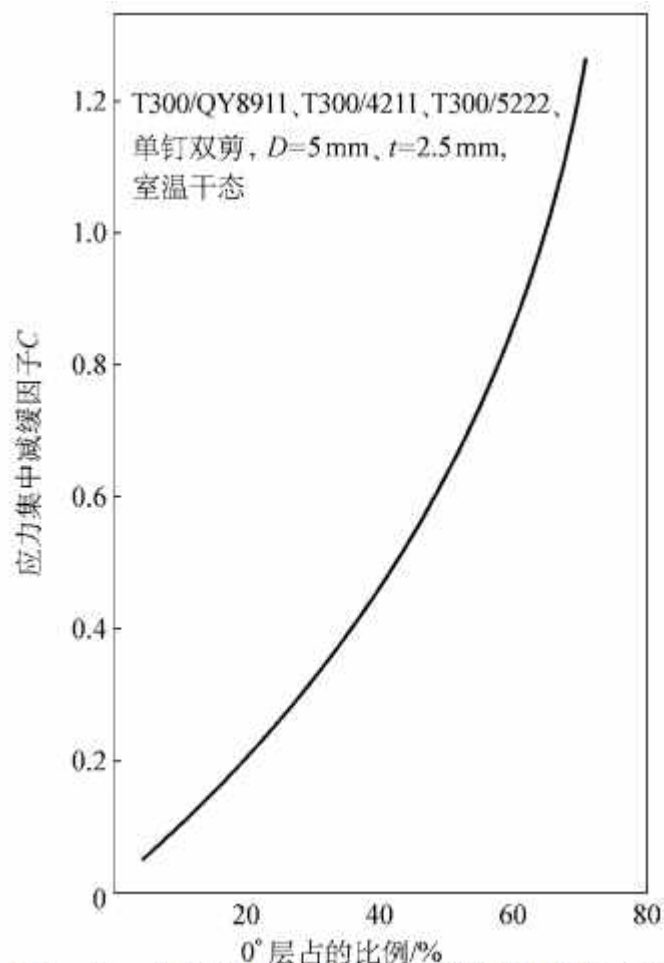


图 3-42 应力集中减缓因子 C 随铺层比例的变化

c. 计算连接区加厚部位的板厚度

从以下两方面的要求计算临界的内排钉处所需的层压板厚度：

- 按照挤压承载计算

$$t = 13954 / (6 \times 489) = 4.76 \text{ mm}$$

- 按照拉伸承载计算

根据 $S/D=6$, $e/D=5$, 则通过图3-42, 应力集中减缓因子C取0.63, 由此计算可得：

受载孔挤压应力集中系数 $K_{be} = 1.2071$

受载孔挤压应力集中减缩系数 $K_{be} = 0.8345$

开孔拉伸应力系数 $K_{te} = 2.5787$

拉伸应力集中减缩系数 $K_{te} = 1.9946$

8.5 复合材料结构螺栓连接技术

螺栓连接强度

连接设计和强度校核举例

c. 计算连接区加厚部位的板厚度

挤压应力:

$$\sigma_{br} = 13954/6t = 2325.7/t$$

旁路应力:

$$\sigma_{out} = 10526 / (36-6) t = 350.9/t$$

将挤压应力与旁路应力代入 $K_{be} \sigma_{br} + K_{te} \sigma_{net} \leq [\sigma]$, 则得:

$$0.8345 \times (2325.7/t) + 1.9946 \times (350.9/t) = 650$$

$$t = 4.06\text{mm}$$

连接区加厚部位层压板的厚度, 取挤压和拉伸承载所需较大者, 即取 $t = 4.76\text{mm}$, 选定 $t = 4.80\text{mm}$ 。铺层总数 $n = 4.80/0.12 = 40$ 层。各方向的铺层数为:

$$n_0 = n \times 50\% = 20$$

$$n_{\pm 45} = n \times 40\% = 16$$

$$n_{90} = n - n_{\pm 45} - n_0 = 4$$

加厚部位的具体铺层为 $[45/0/-45/0/90/0/45/0/-45/0]_{2s}$
板厚 $4.8 > 0.6D = 3.6$, 沉头窝满足要求。

8.5 复合材料结构螺栓连接技术

螺栓连接强度

连接设计和强度校核举例

d.校核接头强度

加厚部位层压板与基本层压板铺层百分比一样，所以许用值仍取 $[\sigma_{br}] = 489\text{MPa}$ ， $[\sigma] = 650\text{MPa}$

内排钉孔：

- 加厚部位层压板挤压强度校核

$$\sigma_{br} = 13954 / (6 \times 4.8) = 485\text{MPa}$$

剩余强度系数 $\eta = 489 / 485 = 1.01$ （通过）

- 加厚部位层压板拉伸强度校核

$$0.8345 \times (2325.7 / 4.8) + 1.9946 / (350.9 / 4.8) = 550\text{MPa}$$

剩余强度系数 $\eta = 650 / 550 = 1.18$ （通过）

外排钉孔无需校核

e.紧固件剪切强度校核

紧固件单面破坏剪力 $[Q] = 21436\text{N}$

内排钉剩余强度系数 $\eta = 21436 / 13954 = 1.54$ （通过）

8.5 复合材料结构螺栓连接技术

螺栓连接强度

连接设计和强度校核举例

(2) 受剪切载荷连接接头

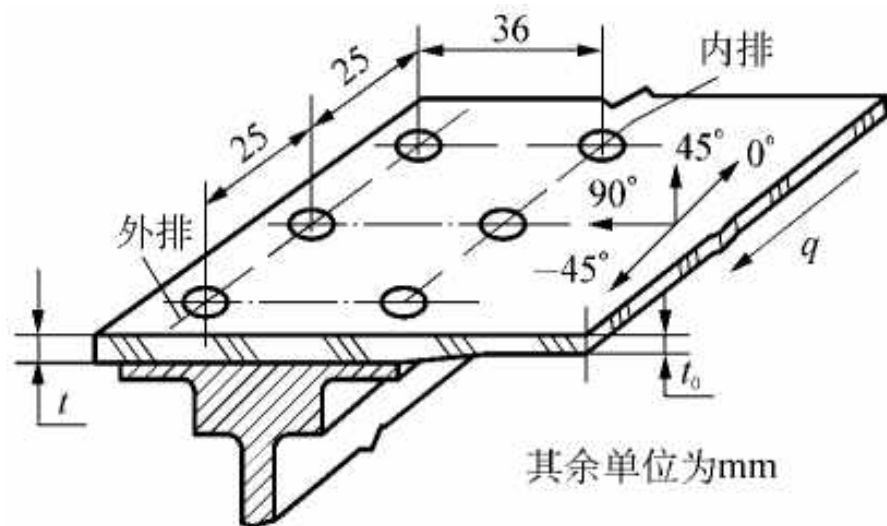


图 3-62 受剪切载荷连接接头

图3-62为沿双排紧固件排列方向承受剪切载荷的连接接头，根据下述已知参数校核接头强度，确定连接复合材料层合板的厚度。

紧固件：115S、 100° 沉头钛合金高锁螺栓，公称直径 $D=6\text{mm}$ ，单剪强度 15kN 。

基本板：材料为T300/5222，固化后单层厚度为 0.117mm 。板厚 $t_0=4.1\text{mm}$ ，共35层，铺层情况为 $[\pm 45/0/\mp 45/\pm 45/0/45_2/-45_2/0/90/0/\mp$

$45/90]_s$ ，承受剪切载荷 $q=700\text{N/mm}$ ，方向为 0° 层方向，通过试验得到该板受载孔处的面内许用剪切强度值 $[\tau]=120\text{MPa}$ ，许用挤压强度值

$[\sigma_{br}]=400\text{MPa}$

8.5 复合材料结构螺栓连接技术

螺栓连接强度

连接设计和强度校核举例

a. 计算连接区加厚部位的板厚

- 按面内剪切承载计算

$$q = t[\tau]$$

$$t = q/[\tau] = 5.83\text{mm}$$

- 按钉孔挤压承载计算

通过试验和测量得内排孔与外排孔承载按57: 43分配, 即内排孔承受57%的载荷, 求得满足钉孔挤压承载所需层压板厚度为

$$25 \times 0.57 \times q = D \cdot t \cdot [\sigma_{br}]$$

$$t = 4.2\text{mm}$$

确定连接区加厚部位的层压板厚度按面内剪切承载 $t = 5.8\text{mm}$, 选定 $t = 6\text{mm}$

8.5 复合材料结构螺栓连接技术

螺栓连接强度

连接设计和强度校核举例

b.校核接头强度

由于基本层压板与加厚部位层压板铺层百分比相近，所以二者的 $[\tau]$ 、 $[\sigma_{br}]$ 差别可以忽略。

- 加厚部位层压板剪切强度校核

$$\tau = q/t = 117\text{MPa}$$

剩余强度系数 $\eta = [\tau] / \tau = 1.03$ (通过)

- 加厚部位层压板挤压强度校核

$$\sigma_{br} = (25 \times 0.57 \times q) / Dt = 277\text{MPa}$$

剩余强度系数 $\eta = [\sigma_{br}] / \sigma_{br} = 1.44$ (通过)

- 紧固件剪切强度校核

内排每个紧固件承受的载荷为：

$$P = 25 \times 0.57q = 10.0\text{kN} < 15\text{kN} \text{ (强度足够)}$$

8.5 复合材料结构螺栓连接技术

螺栓拧紧工艺

拧紧力矩

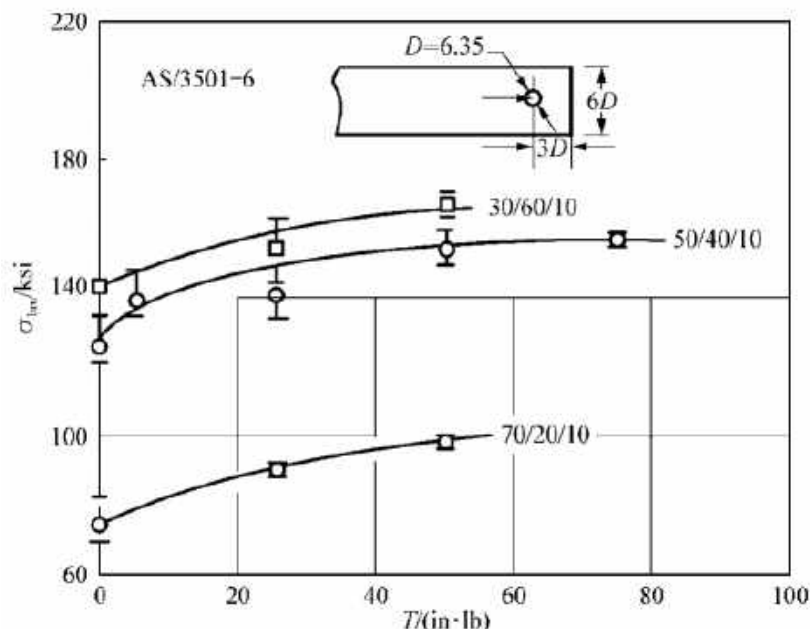


图 3-7(b) 拧紧力矩对 AAS/3501-6 挤压强度的影响^[9]

挤压强度对层合板厚度方向上的夹紧力较敏感，对机械连接施加拧紧力矩能提高层压板的承载能力。一个完全拧紧的螺栓连接的挤压强度可能高达一个销钉连接强度的四倍，图3-7 (b) 给出了碳纤维复合材料AS/3501-6三种层压板的拧紧力矩对挤压强度的影响

8.5 复合材料结构螺栓连接技术

螺栓拧紧工艺

拧紧力矩

虽然拧紧力矩能够增强层压板的挤压强度，但是过度增加拧紧力矩，反而会造成层压板的损伤。图3-7 (a) 给出了复合材料层压板挤压强度随侧向约束的变化，当侧向约束达到22MPa，曲线趋于平缓，强度只是略微增加。

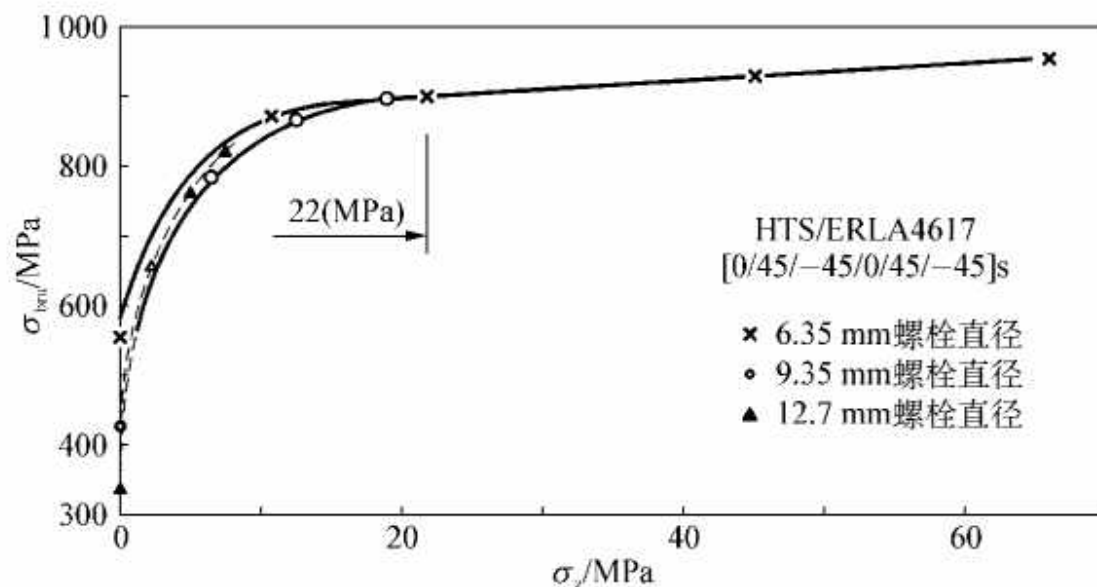


图 3-7(a) 挤压强度随侧向约束的变化^[4]

8.5 复合材料结构螺栓连接技术

螺栓拧紧工艺

拧紧力矩

图3-7 (c) 给出了当螺栓直径为5,6和8mm时拧紧力矩对T300/4211碳纤维复合材料三种层压板的挤压破坏载荷的影响。

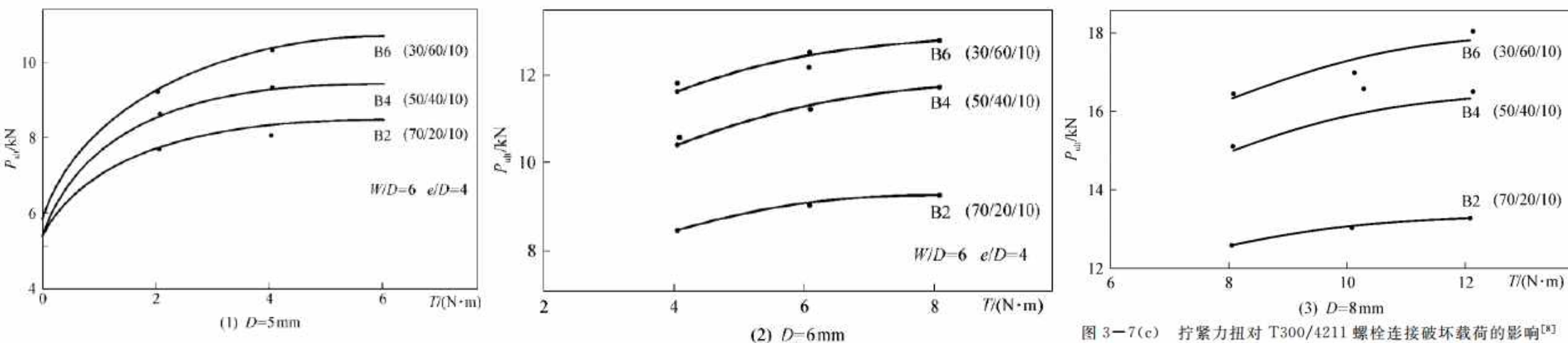


图 3—7(c) 拧紧力矩对 T300/4211 螺栓连接破坏载荷的影响^[9]

8.5 复合材料结构螺栓连接技术

螺栓拧紧工艺

拧紧力矩

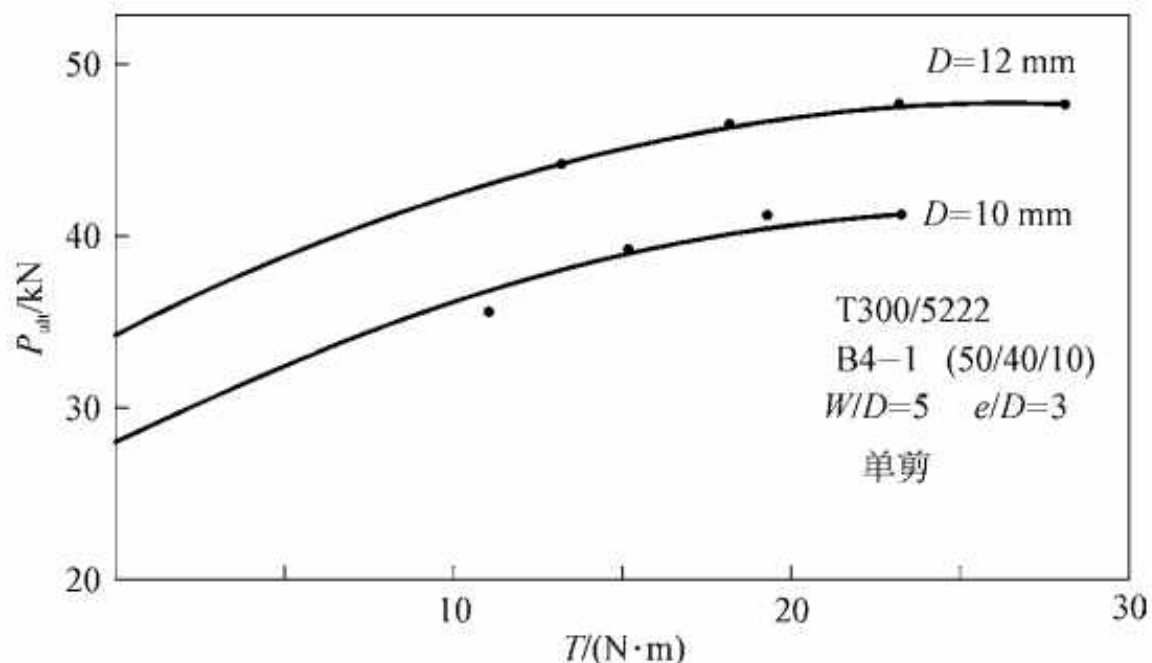


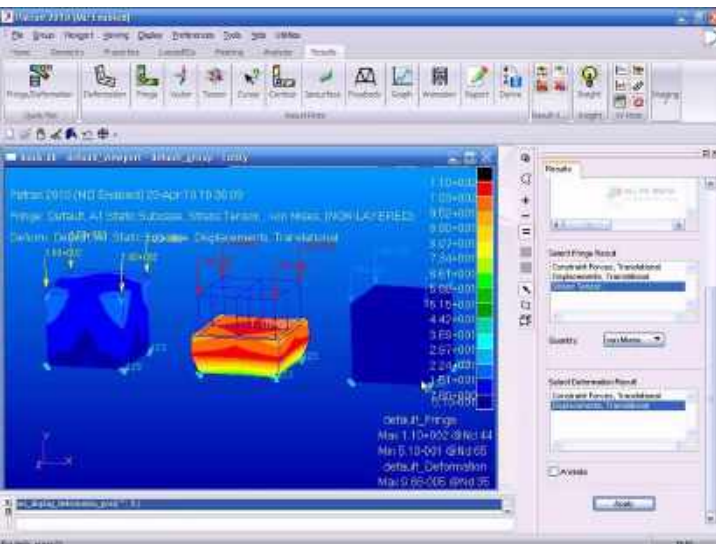
图 3-7(d) 拧紧力矩对 T300/5222 螺栓连接破坏载荷的影响^[14]

螺栓直径为10和12mm时，T300/5222碳纤维复合材料的挤压破坏载荷随拧紧力矩的变化情况如图3-7 (d)

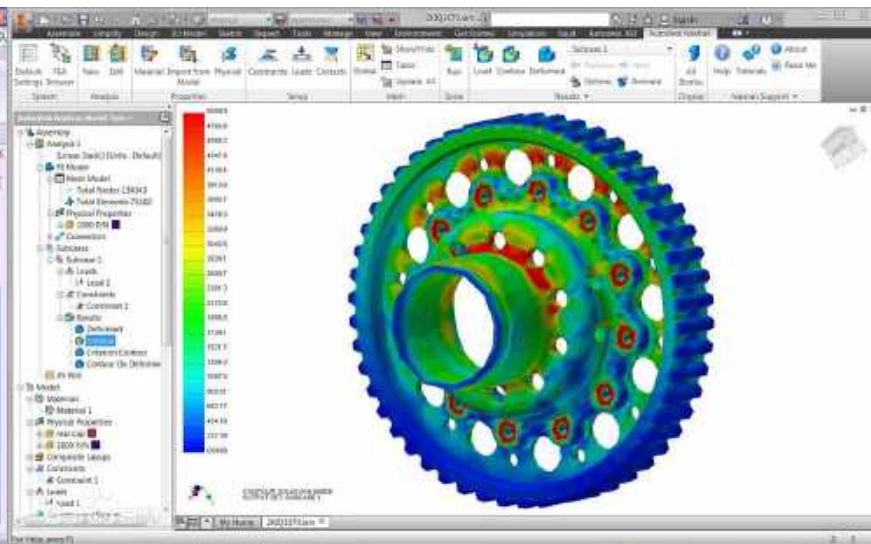
8.6 复合材料装配结构性能分析与质量评价

在设计复合材料飞机结构中，对于实现先进复合材料潜在的**减重优势**，连接效率是关键因素。**优化**连接设计，得到成本效率高的、有效的设计方案是所期待的。由于连接问题的复杂性，涉及的因素很多，很难有封闭形式的解析解，因此，**有限元分析**在连接设计中起非常重要的作用。

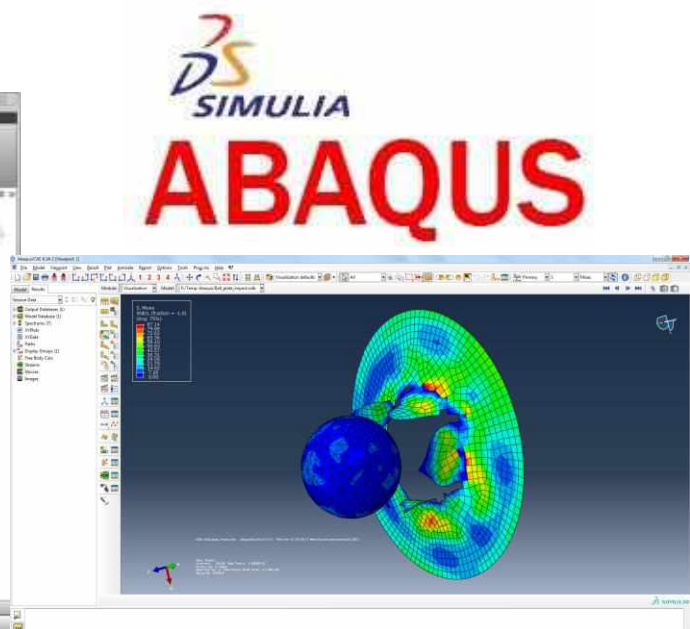
在现有的软件中，**Msc/Patran+Nastran**是航空航天领域应用最广泛的软件之一，Patran的建模功能堪称一流，特别适用于飞机这类巨大型结构，其他软件似乎很难胜任。其菜单式的操作非常方便。另外，其教程是手把手式，对于航空上最常用结构的有限元分析，都有现成的例题，一步一步的示例，非专业人士可以很快地入门。ABAQUS也是连接分析常用的软件。



Patran界面



Nastran界面



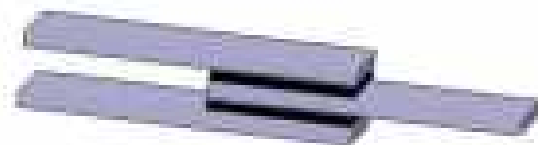
ABAQUS界面

8.6.1 胶接连接有限元分析

早期胶接连接的计算方法有其固有的限制，只适用于比较规则的连接构型，考虑的载荷和破坏模式也很有限。工程上最常用的Hart.Smith胶接连接应力分析方法仅限于比较规则的单搭接、双搭接、阶梯连接和斜面连接。根据Hart.Smith方法编制的A4EI程序仅仅应用于胶层受剪切载荷连接的胶粘剂的破坏，不能精确考虑剥离应力或者被胶接件的破坏，不能适应新型结构连接的要求。



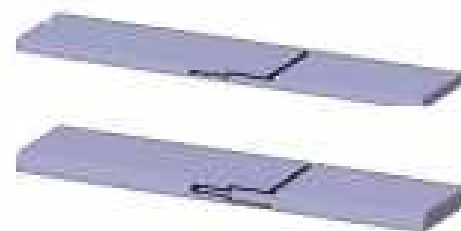
单搭接



双搭接



斜面连接

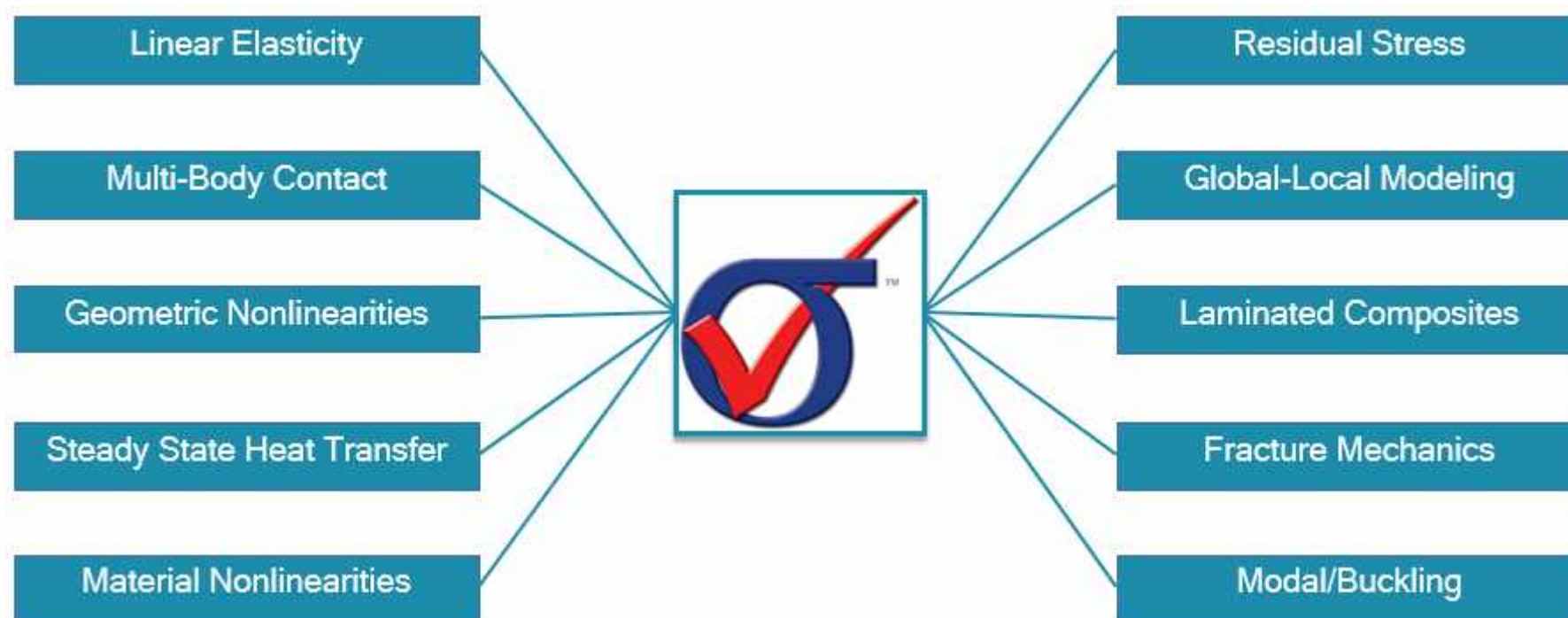


阶梯连接

传统有限元技术使用的弹簧元只具有面内剪切刚度，反映剪切特性。为了克服上述不足，建立了不仅可以反映面内剪切刚度，而且也能反映法向剥离刚度的新型弹簧元。

8.6.1 胶接连接有限元分析

美国1996年启动了历时11年的复合材料经济可承受性 (CIA) 计划, 参与研究、发展和完善**StressCheck**软件, 建立了薄的体元素, 使得可以分级模拟。胶层和临近胶层的单层都可以采用薄的体元素进行层 - 层模拟, 较远处采用子层压板模拟。这样既可以计算层间应力, 又不致使模型过于精细, 耗费大量的计算时间。



原有的胶接连接建模方法有多点约束、胶层多点弹簧元和胶膜元; 新近的模拟方法有NASA新型弹簧元和StressCheck软件薄的体元素。

8.6.1 胶接连接有限元分析

1. 普通元素

(1) 多点约束

如A, B板胶接, 假设它们网格对应点 $a_i, b_i, i = 1, 2, 3, \dots, n$, 这时

$$\delta_{ai}^j = \delta_{bi}^j, \quad j = 1, 2, 3, 4, 5$$

其中 δ^j 表示**位移分量**, 为 $u, v, w, \theta_1, \theta_2$, 对于薄板情况, $j = 1, 2, 3$, $j = 1, 2$ 表示对应**剪切力方向**, $j = 3$ 表示对应**剥离力方向**。

(2) 胶层多点弹簧元

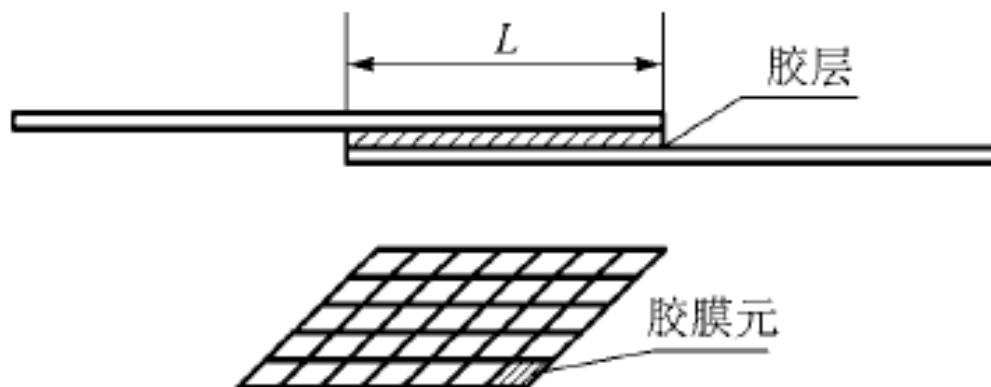
只要将各点周围的胶集中为**弹簧元**, 需要提供胶的剪切模量 G 及拉伸模量 E 。

8.6.1 胶接连接有限元分析

1. 普通元素

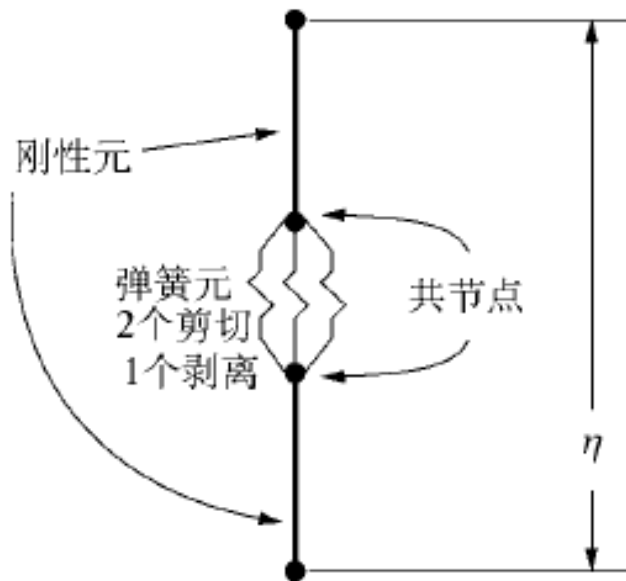
(3) 胶膜元

一般将胶膜模拟为**受剪膜元**，胶层在节点处与板位移协调。需注意，胶膜元节点编号不能与被连接板的编号相同，即胶膜元不能与板元共节点，这一点相当麻烦。这种模型计算工作量大，数据多，只有那些特殊需要的分析中才使用。另外，胶层很薄，很难与层压板的刚度匹配，容易出现奇异。



8.6.1 胶接连接有限元分析

2. NASA弹簧元



在胶层中面每一对共节点之间设置 3 个零长度的弹簧元，分别代表 3 个方向的刚度，其中 2 个代表面内剪切刚度，1 个代表法向剥离刚度。

胶粘剂用共节点弹簧元模拟

该方法分两步计算：

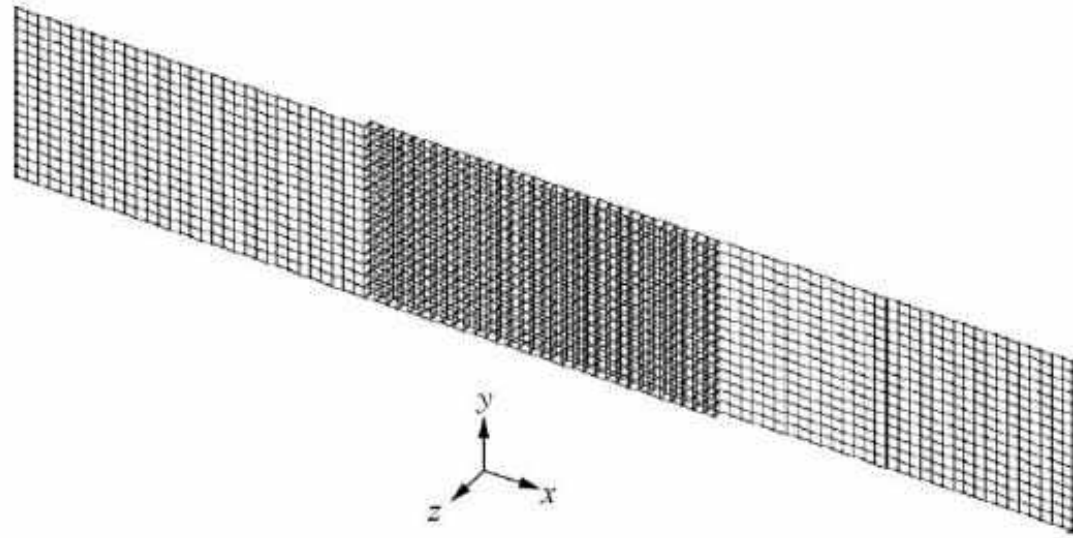
- ① 首先根据几何模型和弹簧刚度值，用 NASTRAN 程序计算得到共节点处的节点力和中面节点位移。
- ② 通过专用的应力程序和应变程序，读 NASTRAN 上述的计算结果和专用程序输入的几何数据计算胶层的应力和应变。

符号	定义	符号	定义
A_{el}	模拟被胶接件的板元素面积	$\delta_{y,i}$	节点 <i>i</i> 处y弹簧变形
E	胶层弹性模量	$\delta_{z,i}$	节点 <i>i</i> 处z弹簧变形
$f_{x,i}$	节点 <i>i</i> 处x弹簧力	ε	胶层剥离应变
$f_{y,i}$	节点 <i>i</i> 处y弹簧力	ε_i	节点 <i>i</i> 剥离应变
$f_{z,i}$	节点 <i>i</i> 处z弹簧力	γ	胶层剪应变
G	胶层剪切模量	γ_i	节点 <i>i</i> 剪应变
i	节点号	η	胶层厚度
K_p	弹簧剥离刚度	ν	胶层泊松比
K_s	弹簧剪切刚度	σ	胶层剥离应力
P	剥离力	σ_i	节点 <i>i</i> 剥离应力
V	剪力	τ	胶层剪应力
Δ	剥离变形	τ_i	节点 <i>i</i> 剪应力
δ	剪切变形	x, y	剪切方向
$\delta_{x,i}$	节点 <i>i</i> 处x弹簧变形	z	剥离方向

8.6.1 胶接连接有限元分析

模拟步骤:

① 在胶接连接的胶层中面生成细密的节点网格，3个弹簧作用在胶层中面每对初始共节点之间；



② 对于胶层中面网格的每个节点生成初始共节点；

③ 在每一对初始共节点之间设置3个弹簧，这些弹簧分别作用在x、y、z方向；其中x和y轴平行于胶接连接的搭接平面，z轴按照右手规则定义；

④ 用刚性元件把中面的节点和代表被胶接件的板元素的角节点连接起来。

8.6.1 胶接连接有限元分析

弹簧元刚度的确定:

① 弹簧元剪切刚度

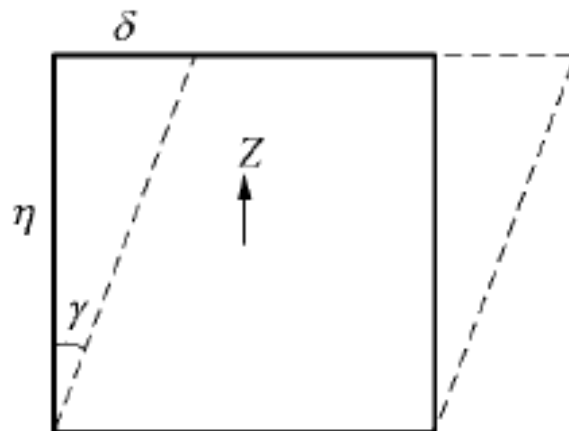
为了得到弹簧剪切刚度, 可以应用下列一般关系式: $\tau = G\gamma, \tau = \frac{V}{A}, \delta = \gamma\eta$

由此得到 $\frac{V}{A} = G \frac{\delta}{\eta}$

根据弹簧刚度的定义: $V = K_S \delta$

合并得到弹簧剪切刚度 $K_S = \frac{GA}{\eta}$

它是胶粘剂剪切模量和模型几何形状的函数。注意, 元素面积与共节点即弹簧所处的位置有关。通常用等网格的四边形板元素模拟被胶接件, 面积与节点所处的位置有关。



其中 $A_{internal}$, A_{edge} 和 A_{corner} 分别代表共节点位于网格内部、边缘和角隅的元素面积。于是,

$$A = A_{internal} = 2A_{edge} = 4A_{corner}$$
$$K_{S-internal} = 2K_{S-edge} = 4K_{S-corner} = \frac{A_{el}G}{\eta}$$

② 弹簧元剥离刚度

为了得到弹簧剥离刚度, 可以应用下列一般关系式: $\sigma = E\varepsilon, \sigma = \frac{P}{A}, \varepsilon = \frac{\Delta}{\eta}$


根据剥离刚度的定义: $P = K_p \Delta$

合并得到 $K_p = \frac{EA}{\eta}$

8.6.2 机械连接有限元分析

21世纪复合材料无论在军用战斗机或者大型客货机上的主承力结构的应用日益增多，这就需要设计厚板大直径螺栓连接，如果还沿用**二维连接**的设计方法，可能出现欠安全或者过于保守的设计。前者是安全隐患，后者裕度过大，不能充分发挥复合材料减重的优点。

早期的螺栓连接三维有限元分析在飞机工业的连接设计中几乎没有采用，主要原因是计算机硬件性能的限制使分析所需的时间太长；**三维有限元**模型的生成是一项复杂耗时的任务，且与分析者的使用经验有关，接触条件的精确模拟需要相当多的人工介入；后处理时间也比较长。



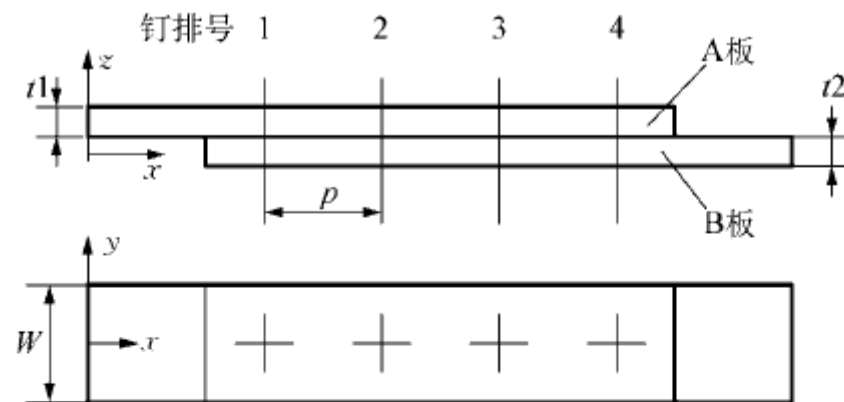
对于厚板多钉连接，由于弯曲较为严重，被连接的元件不再位于同一平面。在这种情况下，简单的弹性元，如梁元或弹簧元，就不能充分反映机械连接的功能，需要有更代表真实情况的模拟技术。另外，随着计算机速度和可利用内存容量的增加，生成更细节的模型已成为可能，这已成为发展的趋势。于是，考虑因素更多的新型元素，如**BUSH元**等新技术应运而生。

8.6.2 机械连接有限元分析

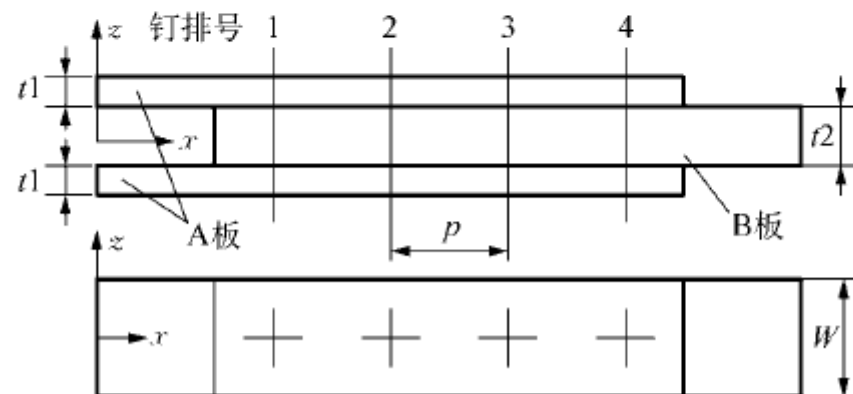
1. 二维有限元模拟

工程上常用的多钉连接钉载分配有限元分析是把被连接板（构件）模拟为二维的板或壳元素，如MSC/NASTRAN程序的QUAD4元素；螺栓和铆钉等机械紧固件用标量的弹簧元Celas2或者一维的短梁元Bar模拟。

多钉机械连接形式一般可以分为**单剪**和**双剪**两大类。单剪连接只有上、下两层，双剪连接有上、中、下三层。



(a)

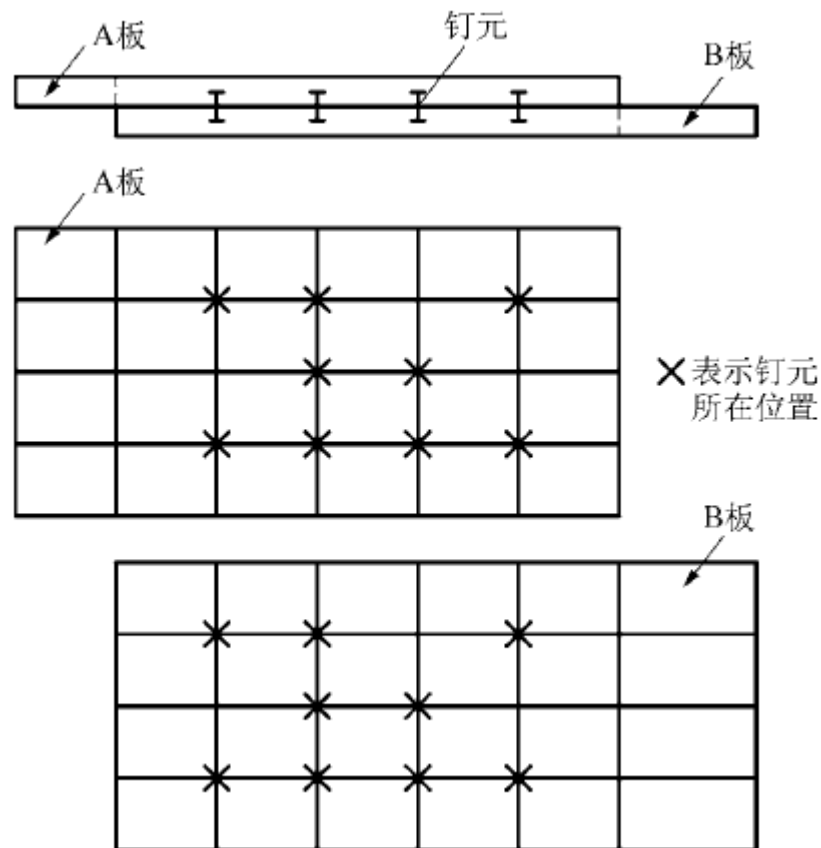


(b)

8.6.2 机械连接有限元分析

1. 二维有限元模拟

沿板长度方向为 x 轴，沿板宽度方向为 y 轴，沿板厚度方向为 z 轴。不失一般性，坐标原点可设在图示试件的左端，并且在第二个被连接板（B板）的中面上。假设在试件左端施加轴向拉伸载荷，可以假设加载端各结点载荷相同。试件右端固支，即约束全部自由度。在MSC/NASTRAN程序中，固支结点用在结点数据卡的第8字段中填写数字123456来实现。



多单剪连接有限元二维模拟的网格划分如图所示。将钉视为钉元素，将钉元素的两个端点置于被连接件的有限元网格节点上，工程上通常用剪切钉元及梁元模拟钉。由图可见，这是将钉孔浓缩为一个节点，在钉孔附近板的网格并没有去除由于孔的存在造成的面积减小，致使高估了板的刚度，这可能会对钉载分配结果有稍许影响。

8.6.2 机械连接有限元分析

(1) 被连接板的模拟

被连接板一般用**QUAD4元素**模拟，QUAD4是一个等参薄膜-弯曲4结点元，各角点不要求位于同一平面内。由于该元素可以应用**各向同性**、**总体各向异性**和**正交异性**等3种材料模式，因此是MSC/NASTRAN程序中最常使用的板元和壳元。

①各向同性板：

如果被连接板是金属板则采用各向同性材料模式，单元卡为CQUAD4，相应的单元性质卡是PSHELL，材料卡是**MAT1**。CQUAD4卡中第3字场的性质卡标号与性质卡PSHELL第2字场的标号要一致，PSHELL卡第3字场材料标号与材料卡MAT1第2字场材料标号一致。

②各向异性板：

各向异性板是指板的总体性质而言，复合材料层压板采用各向异性材料模式模拟，单元性质卡仍是PSHELL，但材料卡是**MAT2**。MAT2卡要求输入层压板的正则化拉伸刚度和弯曲刚度，所谓正则化即单位厚度的刚度，一般是由所用材料单层板的力学性能常数按照层压板理论计算出来的。

③正交异性板：

正交异性板是指组成复合材料层压板的各个单向板而言的，复合材料层压板也可采用正交异性材料模式模拟，此时单元性质卡是PCOMP，材料卡是**MAT8**。MAT8卡要求直接输入复合材料单向板的性质和按铺层顺序输入层压板各层的铺向角及厚度。

8.6.2 机械连接有限元分析

④薄膜板和弯曲板：

上述三种材料板均有薄膜和弯曲两种情况：

● 薄膜情况

薄膜情况只允许X方向和Y方向有位移，Z方向位移和三个旋转自由度全被约束，在NASTRAN程序中靠在结点数据卡的第8字场中填写数字3456来实现。

● 弯曲情况

弯曲情况只约束绕Z轴的旋转自由度，为此需在结点数据卡的第8字场中填写数字6。应注意的是，不同厚度的板元其性质卡是不一样的。还有对于复合材料层压板，如果采用各向异性材料模式，当铺层比例一样时，其正则化拉伸刚度矩阵[A]不受其层数的影响，但正则化弯曲刚度矩阵[D]则不同。

8.6.2 机械连接有限元分析

(2) 弹簧元CELAS2

弹簧元用来模拟钉。弹簧元也称作剪切钉元，以剪切形式传递载荷。在MSC/NASTRAN程序中一般用**CELAS2**等元素模拟剪切钉元。CELAS2等元素本身为标量（零维）元素，通常可以定义为结构模型中的标量弹簧元素，即连接两个几何节点或标量点，但只有一个自由度，力的分量只有轴向力或扭矩。如果两个几何节点中的任一个为基础连接点，则该点的自由度分量号可以省略。用CELAS2等元素模拟剪切钉元，只能在受载平面内使用。

为了求出钉载的大小和方向，每个钉至少要用受剪平面内**两个方向**的CELAS2元素。对于单剪连接每个螺栓需用两个弹簧元模拟，即要填写两张CELAS2卡，第一张卡片的第5和第7字场填1代表X方向的分量号，第二张卡片相应字场填2代表Y方向的分量号。对于双剪连接卡片数加倍，即每个螺栓需填写4张CELAS2卡。采用标量弹簧元CELAS2模拟螺栓，单元卡名CELAS2，不引用性质卡，所需刚度数据在单元卡中给出。

弹簧刚度 K 可按下述公式计算：

$$K = AG/L$$

G ——螺栓材料剪切模量；

A ——螺栓面积， $A = \pi D^2/4$ ；

D ——螺栓直径；

$L = (t_1 + t_2)/4$ ； t_1, t_2 ——分别是两个被连接板的厚度。

8.6.2 机械连接有限元分析

(3) 短梁元BAR

对于厚板连接，需要考虑**弯曲效应**，这时采用短梁元模拟钉比较合适。短梁元可采用MSC/NASTRAN程序中的BAR元素。短梁BAR元系一棱柱形的一维直梁弯曲单元，其中性轴、重力轴及剪切中心轴全部重合。

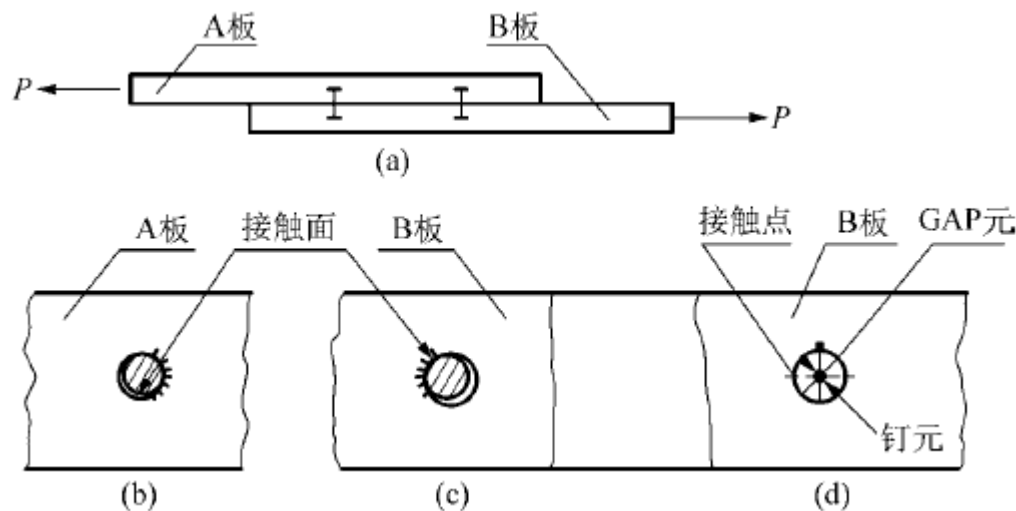
BAR元素属于**一维元素**，由两个节点GA和GB相连，剖面弯曲特性的方向由第3个节点或定向矢量V确定。力的分量有轴向力、扭矩、两个平面内的剪力及弯矩。在有限元分析中，用BAR元素模拟钉元时，一般只考虑两个平面内的剪力。在使用中，两个节点可按多钉连接示意图中A板和B板上的两个节点编号来填写，其截面积、两个平面惯性矩、扭转刚度以及弹性常数等可选用紧固件的实际几何及力学特性。BAR元素可直接求出钉载的大小和方向。

采用BAR元模拟**螺栓**，单元卡是CBAR，性质卡是PBAR。对于**单剪连接**，每个螺栓只需用一个短梁元模拟，即只填写一张CBAR卡；可是对于**双剪连接**，每个螺栓需用两个短梁元模拟，即要填写两张CBAR卡。至于材料卡，如果螺栓材料与被连接板之一的材料一样，可以共用一张卡，否则需要另填一张卡。

8.6.2 机械连接有限元分析

2. 间隙元GAP

为了比较精确的求出孔边应力场，在钉与孔接触处可设置**间隙元 (GAP元)**。



在MSC/NASTRAN程序中，间隙元用GAP元来表示。GAP元经常用于表面接触问题中模拟点与点的接触。设两点为GA、GB，此元素连接GA、GB两点，设两点连接方向为x，其它方向为y和z。应用GAP元求解多钉连接**钉载**分配与求解孔边应力场时相比，有限元模型取法应有所不同。钉两端与A、B板的孔接触面处要用若干GAP元，求出各GAP元的 F_x 、 F_y 、 F_z ，钉载便求得。在求钉载分配时，可将钉视为单一梁元。

一般在钉数目较多的非规则分布复杂连接中，不宜采用GAP元求钉载分配，因为，钉与孔接触面未知，在整个圆周上都要设置接触元素，计算规模太大，数据准备工作量大，且应用GAP元素的接触分析中要多次迭代计算，计算时间长。

通常在工程分析中，可首先使用**梁元**或**弹簧元**求解出钉载的大小和方向，再使用**间隙元**进行钉孔周围的细节分析。

8.6.2 机械连接有限元分析

3.BUSH元

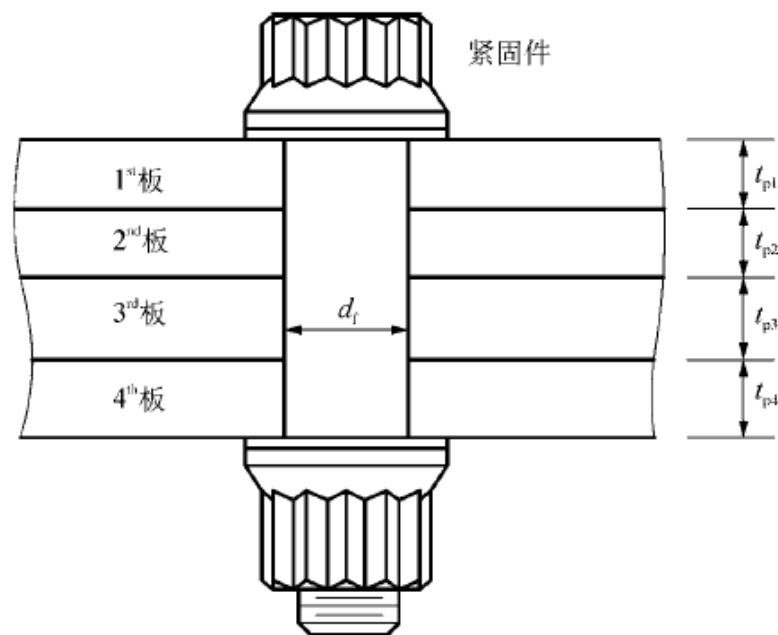
BUSH元是一种较新的适宜于**厚板多钉**连接的模拟方法，这种方法最早由NASA建立，可以应用于需要连接**三层以上**的板式结构连接

用BAR元模拟钉时，一个钉一个梁元，或2个弹簧元；但是**BUSH元**就不同，一个钉需用多个梁元模拟，钉元的数目比被连接板的数目多一个。

与以前一样，新的模拟方法没有考虑紧固件的**预拉伸**和**配合精度**的影响。另外，遵照航空工业通常的分析实践，这种方法也不考虑被连接元件之间的**摩擦**影响。

机械连接的**刚度**由下列几项构成：

- 板平移挤压刚度；
- 紧固件平移挤压刚度；
- 板转动挤压刚度；
- 紧固件转动挤压刚度；
- 紧固件剪切刚度；
- 紧固件弯曲刚度。



8.6.2 机械连接有限元分析

板平移挤压柔度

在载荷作用下，被连接板彼此互相滑动。这就引起板和钉的横向挤压变形。第 i 板的平移挤压柔度是：

$$C_{bt\pi i} = \frac{1}{E_{c\pi i} t_{\pi i}}$$

$E_{c\pi i}$ —— i 板材料压缩模量； $t_{\pi i}$ —— i 板厚度

钉平移挤压柔度

钉在 i 板处的平移挤压柔度为：

$$C_{bt\pi i} = \frac{1}{E_{cf} t_{\pi i}}$$

E_{cf} —— 钉压缩模量

组合平移挤压刚度

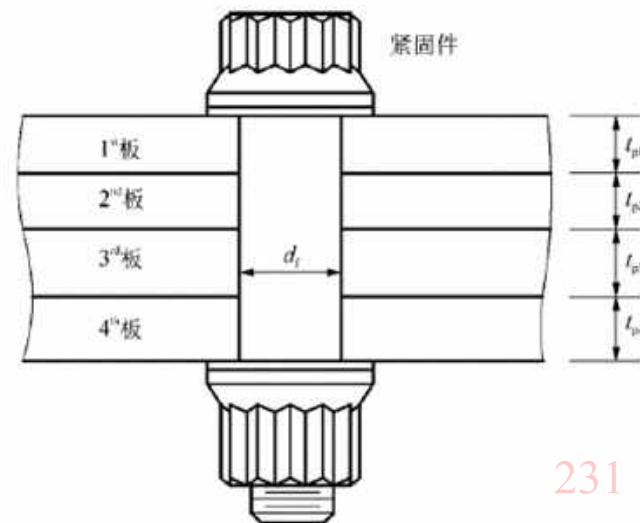
在 i 板处板与钉的组合平移挤压柔度：

$$C_{bti} = C_{bt\pi i} + C_{bt\pi i}$$

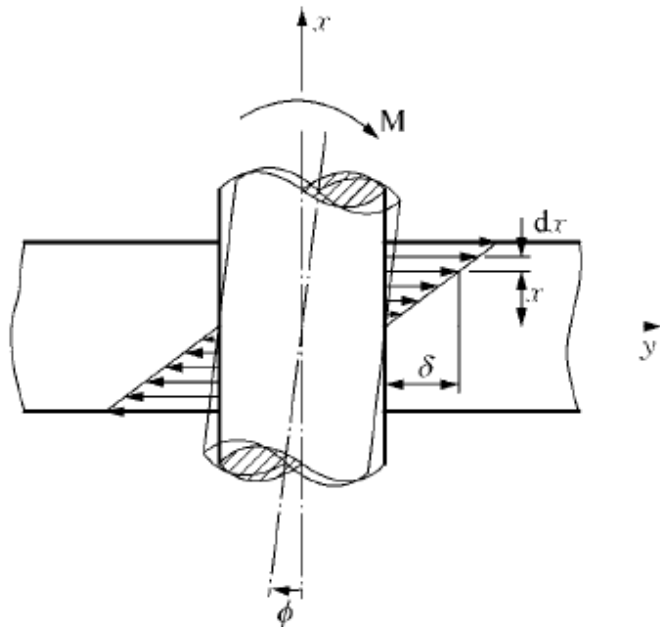
因此， i 板处组合平移挤压刚度为：

$$S_{bti} = \frac{1}{C_{bti}}$$

平移挤压刚度



8.6.2 机械连接有限元分析



转动挤压刚度

板和钉的相对旋转在板 - 钉界面产生力矩这就引起板和钉之间相对角度的变化。假设由这种相对旋转产生的挤压变形沿板厚度线性分布。

$$\delta = x\varphi$$

x ——沿板厚方向的坐标;

φ ——板与钉相对旋转角

①板转动挤压柔度

i 板的旋转挤压柔度是:

$$C_{brpi} = \frac{\varphi}{M} = \frac{12}{E_{cpi}t_{pi}^3}$$

②钉旋转挤压柔度

i 板处钉的旋转挤压柔度为:

$$C_{brfi} = \frac{12}{E_{cft_{pi}^3}}$$

③板-钉组合旋转挤压刚度

板与钉组合的旋转挤压柔度为:

$$C_{bri} = C_{brpi} + C_{brfi}$$

i 板处组合的旋转挤压刚度为:

$$S_{bri} = \frac{1}{C_{bri}}$$

8.6.2 机械连接有限元分析

机械紧固连接模拟——采用MSC.Nastran软件说明

1) 紧固连接的表示

理想化的板 - 钉系统包括以下内容:

- 板和紧固件在接触面的弹性挤压刚度;
- 钉体的弯曲和剪切刚度;
- 紧固件和被连接板在连接处的位移相容性。

2) 紧固件模拟

钉用CBAR或CBEAM元素模拟, 相应的性质卡是PBAR或PBEAM。为了CBAR或CBEAM元素的连接, 另外生成一组单独的节点, 它与相应的板节点重合。这组节点也包括位于螺栓轴上与第一个和最后一个板的外表面相交处的节点。

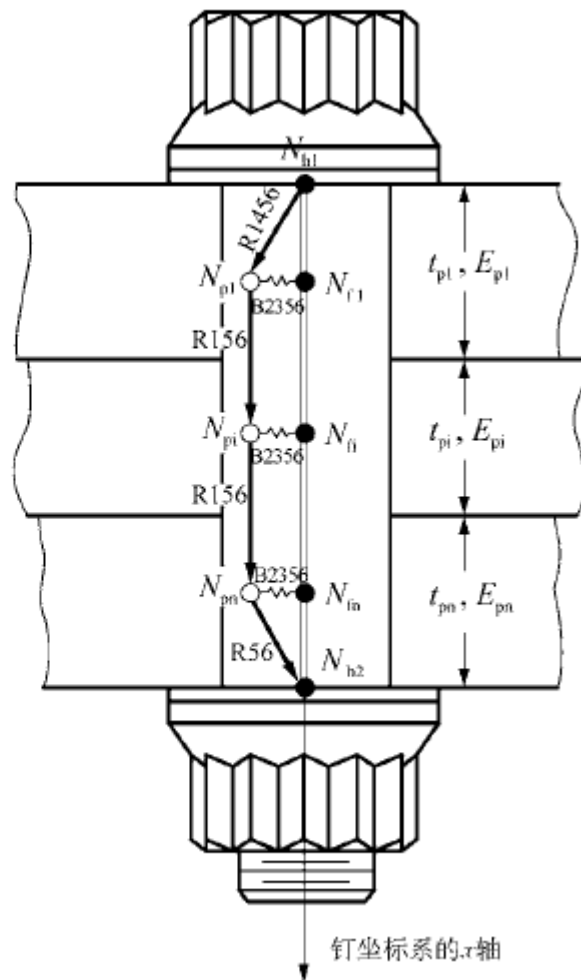
说明:

- • CBAR短梁元, 用来模拟钉
- 定向矢量平行于钉坐标系的y轴

- $\rightarrow Rijk$ • RBAR元
- 关联自由度是ijk
- 箭头指向关联节点

- \sim B2356 • CBUSH元
- 刚度自由度是2356
- x轴定位于钉轴

- 注意, 板上的节点 N_{pi} 和螺栓上的节点 N_{bi} 是重合的, 为清楚起见偏移示出。
- 所有节点的分析坐标系都是钉坐标系。



8.6.2 机械连接有限元分析

机械紧固连接模拟——采用MSC.Nastran软件说明

3) 钉和被连接板之间的界面模拟

为了模拟挤压刚度，板上的节点和对应钉上的节点号是分别定义的，但它们是一对坐标位置重合的节点。每一对重合的节点，即板节点和相应的钉节点，用**CBUSH元**或者**CELAS2元**连接，它们沿垂直于螺栓轴的方向具有相等的横向刚度且对于同样的轴有相等的转动刚度。

CBUSH卡必须有PBUSH定义的刚度卡与之呼应。

CELAS2卡起 2 个卡的作用，但是需要 4 个CELAS2元替换一个CBUSH元。

4) 连接的位移相容性

紧固连接模拟作如下假设：

板厚度方向无压缩；

在外载荷作用下板中面互相**平行**；

在外载荷作用下，螺栓头平面保持**平行**于板中面。

通过**RBAR元**实现上述目的。

RBAR元卡片示例

RBAR	EID	GA	GB	CNA	CNB	CMA	CMB
RBAR	310	905	1005	123456			1456
RBAR	311	1005	2005	123456			156
...
RBAR	314	5005	6005	123456			156
RBAR	315	6005	915	123456			56

8.6.2 机械连接有限元分析

4. BOLJAT全三维方法

BOLJAT分析方法包括**连接整体设计**和**细节分析**两个层次。整体设计适用于复杂多钉连接，细节设计方法用于关键连接的最终设计。也可以把整体设计和细节设计结合在一起进行。分析方法的试验验证包括机翼蒙皮—桁条连接试件，修理试件，螺栓群布置试件等。

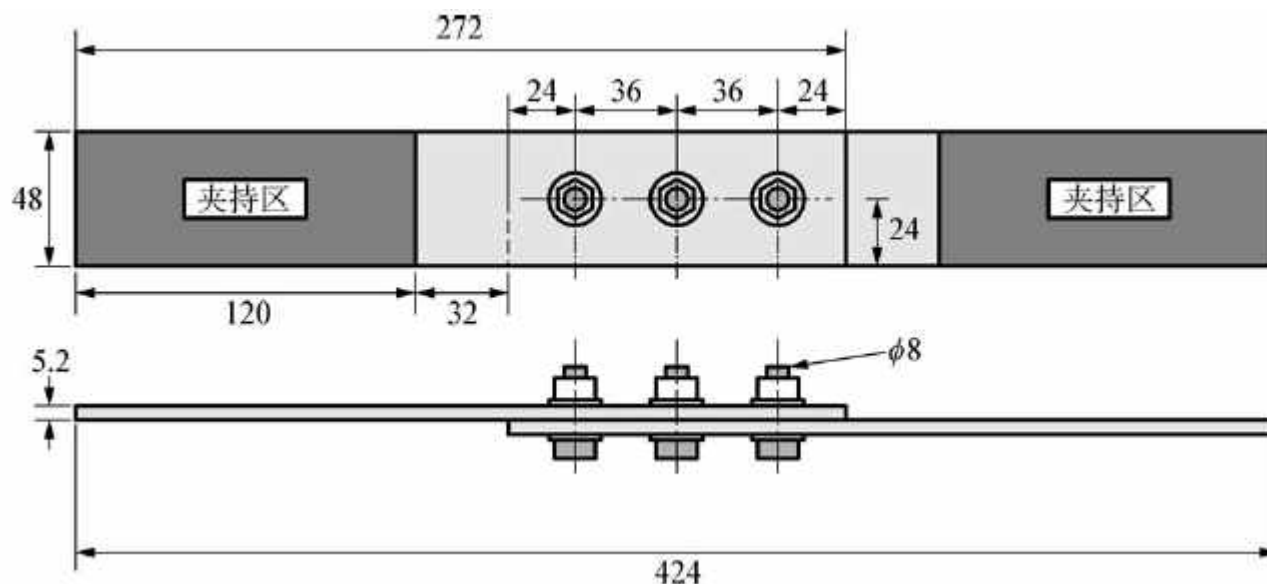
该计划研发的软件包括复合材料螺栓连接模型生成工具**BOLJAT**和KAT、静力载荷作用下的逐渐损伤模型CIRA和疲劳逐渐损伤模型ISTRAM。



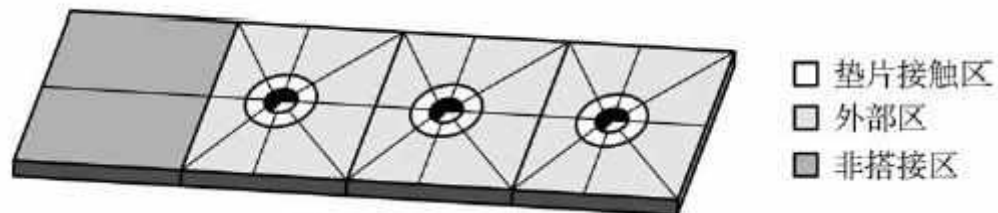
BOLJAT模型生成软件的预处理采用Patran软件，并且采用Patran命令语言（PCL）建立。这是因为Patran广泛用在飞机工业，它也作为（连接）大多数工业界中使用的有限元求解器的界面，Patran的环境允许适应软件未来的发展。

8.6.2 机械连接有限元分析

以单列 3 钉单搭接试件为例说明BOLJAT模型的生成



将被连接板分为**垫圈接触区**、**垫圈外部区**和**非搭接**三个区域。

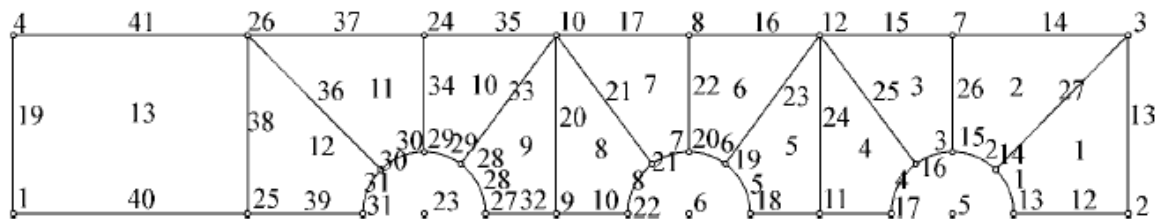


8.6.2 机械连接有限元分析

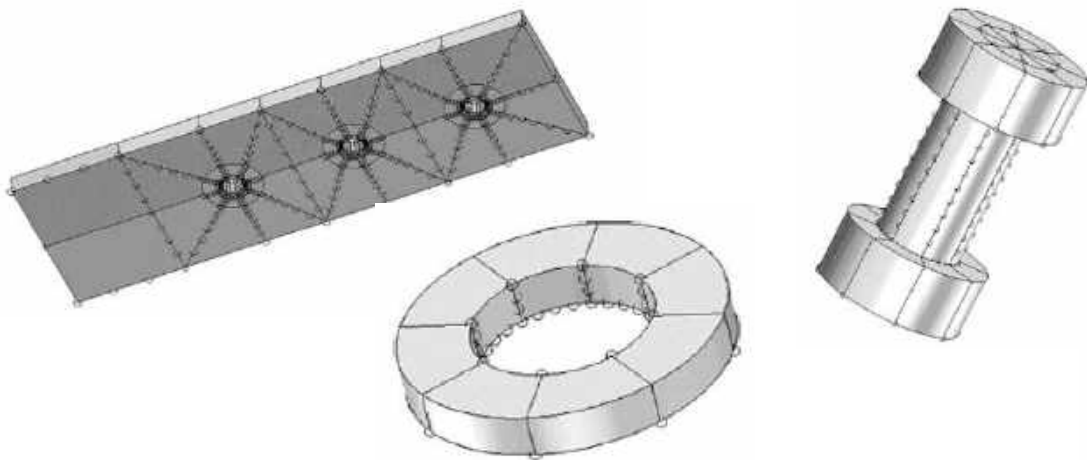
以单列 3 钉单搭接试件为例说明BOLJAT模型的生成

模型生成步骤如下：

- ◆ 第一，根据输入的几何尺寸生成被连接板、螺栓和垫圈的几何形状；
- ◆ 第二，通过设置网格种子控制网格的密度；

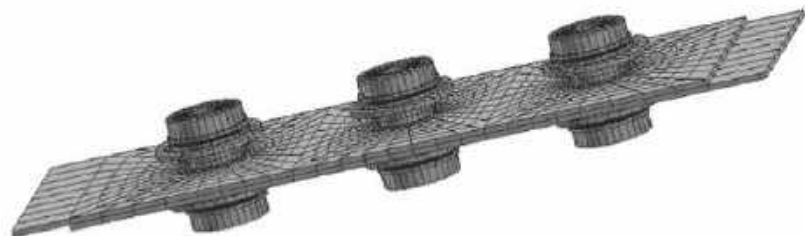


上被连接板的必要的点、线和面

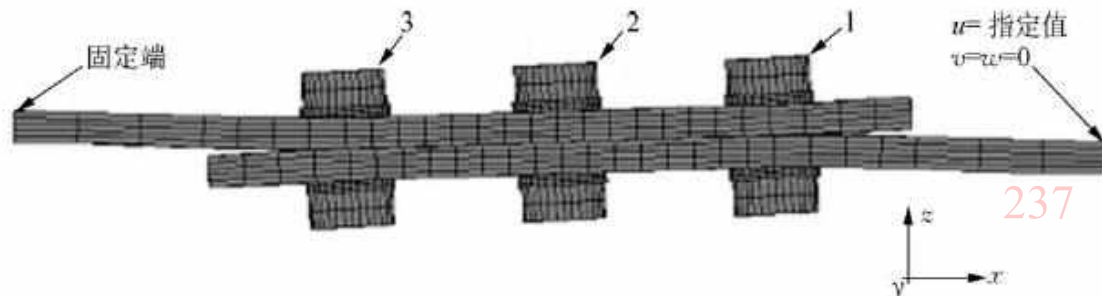


上板、螺栓、垫圈的网格种子

- ◆ 第三，对被连接板、螺栓和垫圈进行装配，并且会根据接触条件自动生成接触面；



- ◆ 第四，施加边界条件；
- ◆ 第五，定义被连接板、螺栓和垫圈的材料性质。至此连接模型全部生成。



8.6.2 机械连接有限元分析

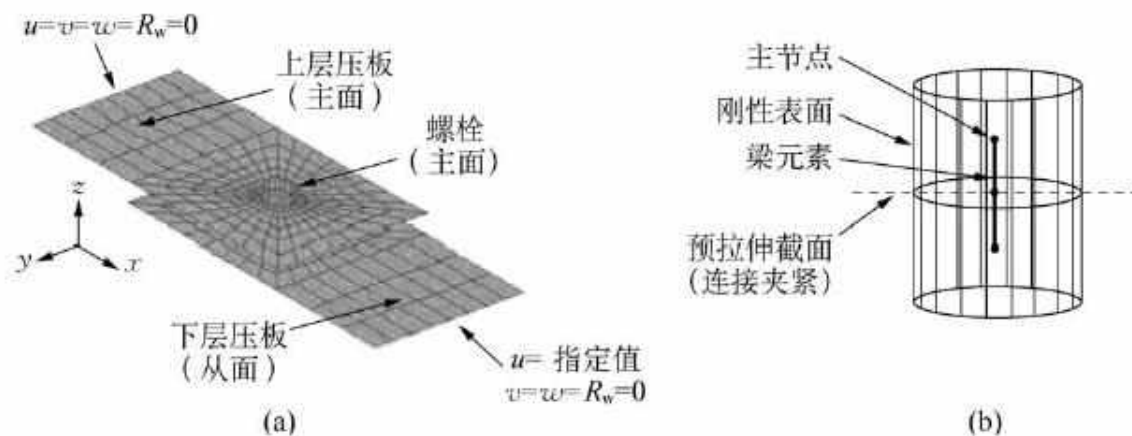
5.刚体元与梁元组合 (GBJM模型)

在前述分析的基础上，研发复合材料多钉连接钉载分配的整体螺接分析模型 (GBJM)，用**梁元与解析刚体元**的组合模拟螺栓。GBJM耦合到周围的整体结构，它采用壳元素模拟。该模型利用商业可应用的有限元软件ABAQUS implicit隐式分析求解器，限于线弹性和准静态载荷情况。这种方法可以考虑螺栓预紧力、钉孔间隙、被连接板之间摩擦和材料损伤的影响。模型提供多钉连接的载荷分布、连接变形和应力。这个方法是通用的，适用于各种连接构型和载荷种类（螺栓拉伸和剪切载荷的耦合）。

GBJM模拟多钉连接的载荷传递，已经被三维有限元模型和试验证实。发现本模型是**鲁棒、精确和高效的**。在复合材料飞机结构的设计中，本方法可以节省大量的时间和成本，于是在工业界备受重视。

◆ 1) 元素模拟

螺栓用两个梁元素(ABAQUS B31)与两个解析的刚性表面元素的组合来模拟。层压板采用ABAQUS 减缩积分壳元素S4R模拟，在孔周围的径向设置更密的网格。

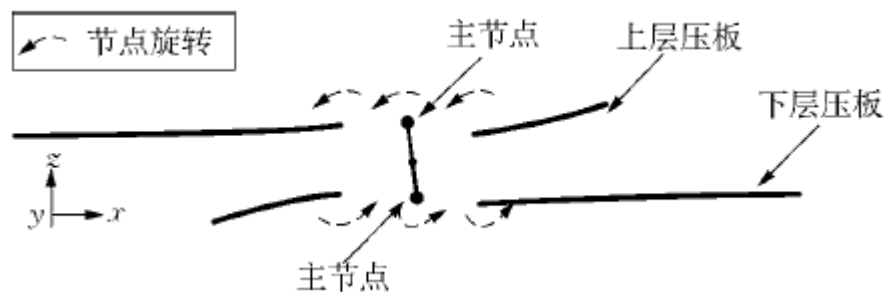


8.6.2 机械连接有限元分析

5.刚体元与梁元组合 (GBJM模型)

◆ 2) 接触问题

接触问题采用ABAQUS的主-从算法模拟。主从面的定义次序以及遵循原则十分重要。主面选取较刚性的材料，并且网格较粗。连接分析中包括两种接触问题：一个是孔与刚性表面之间的接触，另一个是层压板（壳与壳）之间的接触。



- 孔与刚性表面之间采用点对面接触，螺栓即刚体作主面。从面节点不会穿透主面，但是主面节点可以穿透从面。采用有限滑动的跟踪接触方法，这就意味着可有任意大小的相对滑动和转动。在分析过程中，ABAQUS将会不断地判断各个从面节点与主面的哪一部分发生了接触，因此计算成本较高。每一个钉孔间隙都可分别设定，这样就可研究不同间隙对钉载分配的影响。原文的基准情况是三个钉孔的间隙都为 $10\mu\text{m}$ 。
- 层压板（壳与壳）之间的接触采用考虑壳厚度（即层压板的物理厚度）的面对面的接触定义。面对面的离散方法会为整个从面（而不是单个节点）建立接触条件，在接触分析过程中同时考虑主面和从面的形状变化。可能在某些节点上出现穿透现象，但是穿透的程度不会很严重。

8.6.2 机械连接有限元分析

5.刚体元与梁元组合 (GBJM模型)

◆ 3) 摩擦

只考虑接触面较大的被连接板之间的摩擦，其余的如垫圈 - 层压板、螺栓 - 层压板、垫圈 - 钉头、垫圈 - 螺母间的摩擦因为较小均不予考虑。ABAQUS采用经典的Coulomb模型，该模型通过摩擦系数 μ 使跨过截面的最大许用剪应力与接触压力发生关系。

这种简化分析的方法，通过与试验结果和三维有限元分析结果比较，不仅其精度已经得到证实，而且其计算时间大大减少，与三维分析相比降低 3/4 以上，这非常有利于工程应用。

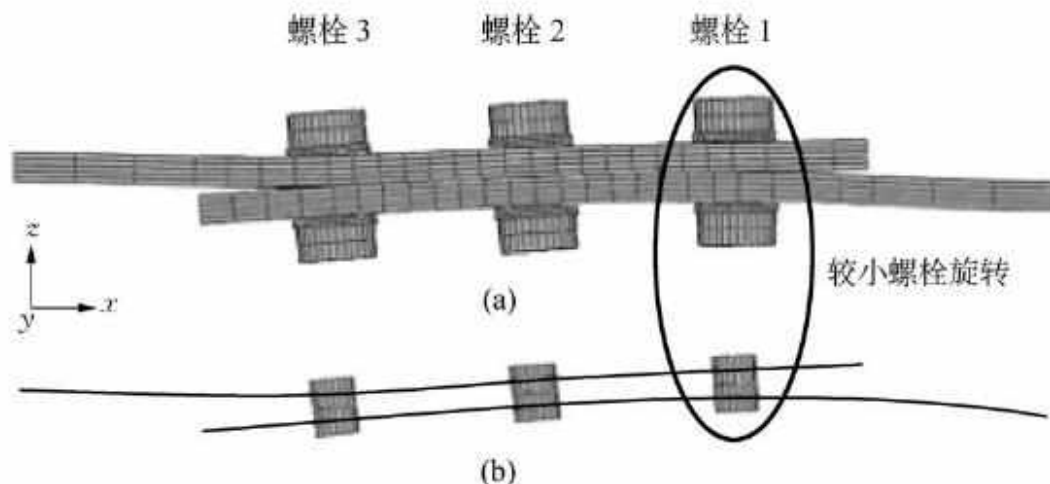


图 4—20 单剪 3 钉连接的二次弯曲

(a) 三维有限元模型；(b) GBJM 模型

8.6.2 机械连接有限元分析

6.CAI和StressCheck方法

1) 模型特点

本方法支持分级模拟方案，包括2D平面分析（剪切连接）和3D多体接触分析两个模型均提供结构响应（载荷分布）和强度响应（钉孔处的应力）。
2D和3D情况都考虑钉孔的配合，但不考虑摩擦的影响。

2) 紧固连接的2D模型

2D有限元模型考虑的因素有：

- 紧固件和板之间的接触；
- 孔的支撑；
- 紧固件配合（间隙、精、干涉）；
- 紧固件剪切刚度（近似）；
- 材料非线性（仅板）。

2D有限元分析模型不考虑的因素有：

- 板的面外弯曲；
- 接触体之间的摩擦。

3) 紧固连接3D模型

3D有限元分析模型考虑的因素有：

- 钉和板之间的接触；
- 孔的支撑；
- 紧固件的配合（间隙、净、干涉）；
- 3D几何影响（紧固件类型、不加垫的间隙、圆角半径）；
- 材料非线性（即板的面外弯曲）；
- 预载荷引起的夹持力；
- 几何非线性（即板的面外弯曲）；

3D有限元分析模型不考虑的因素有：

- 接触体之间的摩擦。

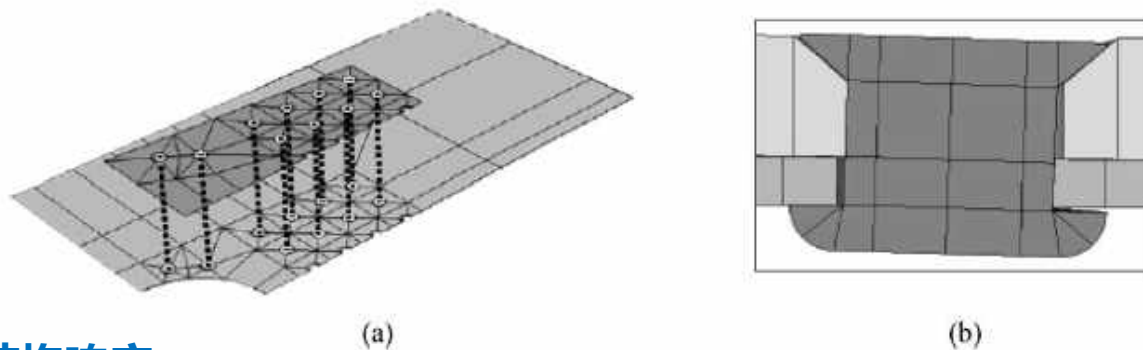


图 4-21 StressCheck 机械连接模拟^[9]

(a) 3D 模拟；(b) 2D 模拟

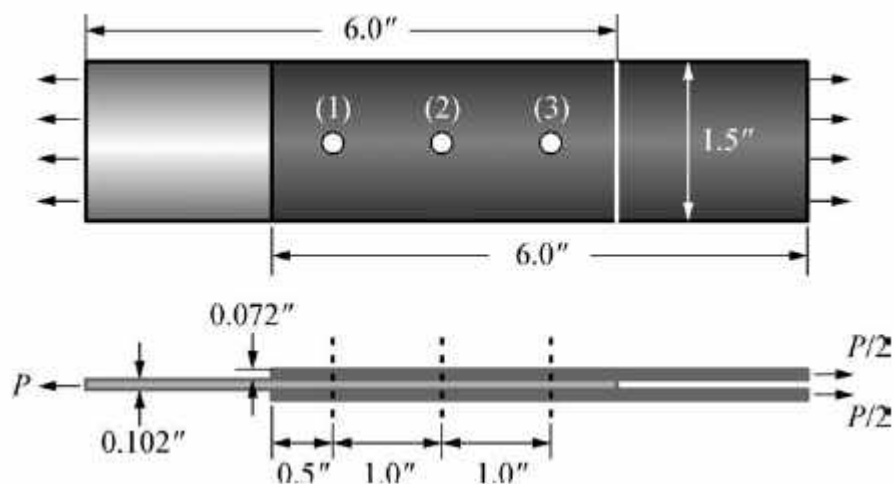
8.6.2 机械连接有限元分析

6.CAI和StressCheck方法

4) 例子

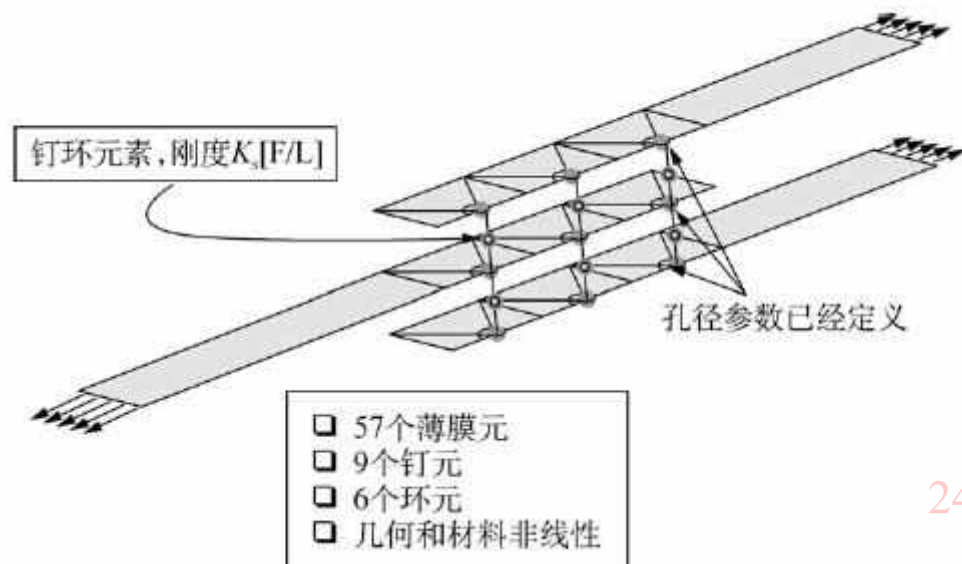
单列3排钉双剪连接构型如图所示。

- 板材：T075—T6铝合金；
- 螺栓：直径0.25"，NAS464凸头钢螺栓，螺母AN320，手拧紧。



(1) 2D平面模型:

下图表示受拉伸载荷双剪连接的2D平面1/2模型。包含57个薄膜元素、9个钉元素、6个环元素。考虑几何和材料非线性。



8.6.2 机械连接有限元分析

6.CAI和StressCheck方法

4) 例子

下表示用此模型研究了紧固件刚度对钉载分配的影响。

情况序号	说明	钉载/lb			钉刚度/(lb/in)	钉-孔间隙
		F1	F2	F3		
$p = 1500 \text{ lb}$						
	2D 接触	551	464	485	114300	0.0/0.0/0.0
$P = 2655 \text{ lb}$						
1	2D 接触	973	821	859	114300	0.0/0.0/0.0
2	2D 接触	1000	798	855	228600	0.0/0.0/0.0
3	2D 接触	1039	763	853	1143000	0.0/0.0/0.0
4	2D 接触	1054	747	852	刚性	0.0/0.0/0.0
5	2D 接触	1014	876	766	114300	0.0/0.0/0.001
	分析	1000	782	872	800000	0.0/0.0/0.0
	试验	1016	880	765	183000	未知

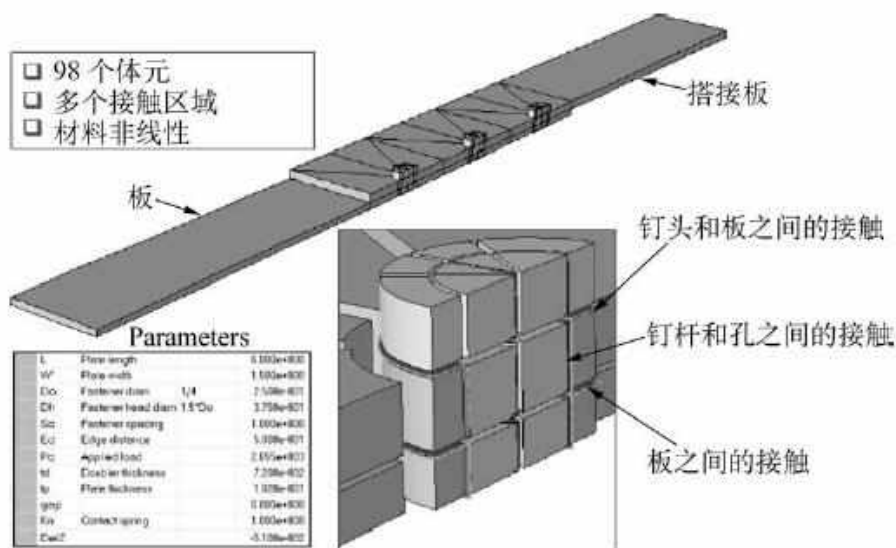
表中的分析是指按照AFFDL-TR-67-184方法得到的结果。试验结果也取自该文，是4个滑配合试件的平均值。由表可知，情况3的刚度是情况1的10倍，受载最严重的第一排钉载荷增加6.8%。情况4的刚度是刚性的，即无限大，最严重钉排载荷增加8.3%。说明钉刚度的影响是次要的。情况5改变了最后一个钉的配合，孔径只大了0.001"，即0.025mm，与情况1相比较，F1、F2钉载分别大4.2%和6.7%，F3减小10.8%。配合对钉载分布影响大得多。

8.6.2 机械连接有限元分析

6.CAI和StressCheck方法

(2) 3D模型:

3D模型如图所示，共计98个体元，含有多个接触区，考虑材料非线性。
3D模型的计算结果在表中给出。



情况	钉载/lb			最大应力 S_1 /ksi	钉间隙
	F1	F2	F3		
$P = 1500$ lb					
3D 接触	599	423	478	48.74	0.0/0.0/0.0
$P = 2655$ lb					
3D 接触	1054	748	849	68.08	0.0/0.0/0.0
3D 接触	1076	796	782	69.32	0.0/0.0/0.000 2
3D 接触	1088	819	747	69.47	0.0/0.0/0.000 3
3D 接触	1164	972	517	70.38	0.0/0.0/0.001 0
分析	1000	782	872	未知	0.0/0.0/0.0
试验	1016	880	765	未知	未知

比较两表可知，对于 3 个钉孔间隙全部为零的情况，受载最严重的第一排钉的承载比例，2 维比 3 维小 8%，试验值位于 2 维和 3 维分析值之间。

8.6.3 P型元方法和StressCheck软件

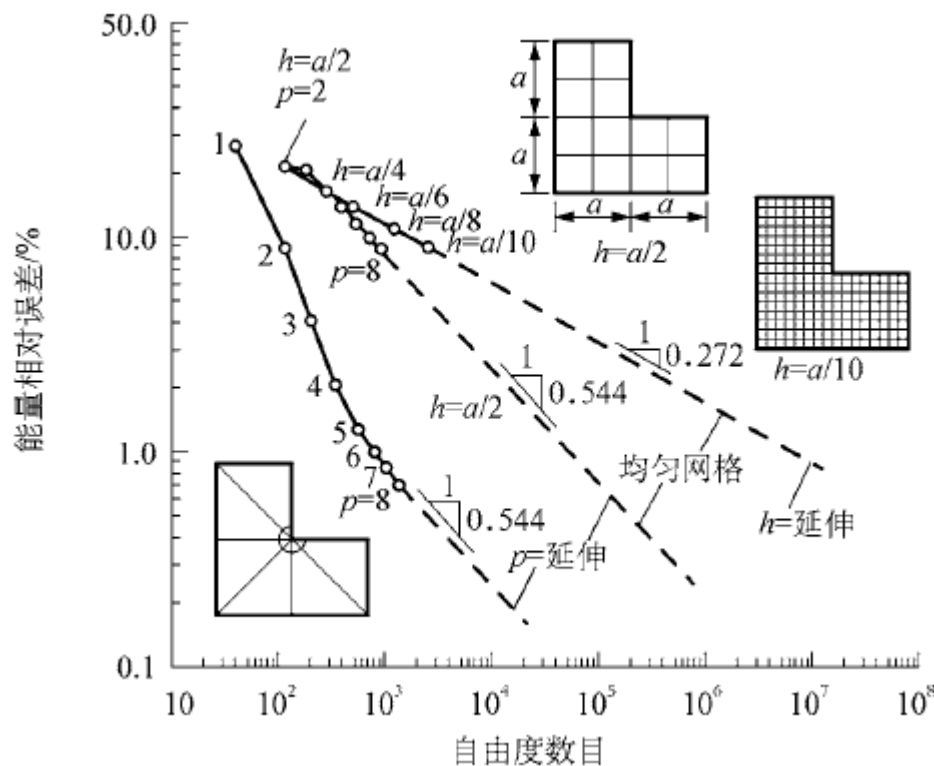
1. P型元方法

近来的研究表明，可以保持**固定**的有限元网格（在网格密度保持不变的情况下），靠增加插值多项式的**阶次**来提高计算精度。阶次用P表示，故称其为P - 型有限元，也称作P - 方法或者P - 技术。P型元方法的主要优点有：

- ◆ (1) P型元误差小，解的质量比H方法更有效和更便利。
- ◆ (2) 相对于自由度N而言，P方法近似误差减小的速率比H - 方法快得多。
- ◆ (3) P型元的稳健性比H - 方法的大得多。换句话说，P - 方法比H - 方法对输入的性能数据不敏感得多；一般不会出现体积锁定和剪切锁定现象。
- ◆ (4) P型元允许大的单元长 / 宽比，可以达到200 : 1，而H - 方法只有10 : 1。当用层 - 层分析层压复合材料求解局部应力和应变分布时，这是特别重要的。
- ◆ (5) P - 方法允许采用粗网格，更适宜于没有元素畸变问题的参数化应用（对于没有元素畸变问题的参数化更好）。
- ◆ (6) P型元对元素畸变不敏感。
- ◆ (7) P型元收敛较快。为使收敛速度加快，P型元方法，可以采用较粗的网格，依靠增加插值函数的阶次P实现，而H方法是靠不断的加密网格。由图可见，显然前者的收敛速度比后者更快。由图还可看到，P方法采用三角形单元比正方形单元更为有效。

8.6.3 P型元方法和StressCheck软件

1. P型元方法



- ◆ (8) P型元可精确地模拟所需奇异性的梯度。奇异性的影响范围不会波及提取应力 / 应变信息点的邻近区域。
- ◆ (9) P型元允许快得多的网格转换，高达7 : 1的比率，而H - 方法只有3 : 1。
- ◆ (10) P方法的鲁棒性比H方法大得多。换句话说，P方法的性能比H方法对输入数据不敏感得多。例如，泊松比0.5附近，H - 方法呈现高度不可信的性质，称作泊松比锁定。当板或者壳的厚度很小时，类似的问题发生，收敛速率的相应减小称作“剪切锁定”。补救的办法是采用较少积分点的缩减积分技术，这就引起争议。

8.6.3 P型元方法和StressCheck软件

2. StressCheck软件介绍

StressCheck是一个基于P - 型元的有限元分析软件，原由ESRD公司开发，美国CAE项目参与之后，使之更接近于航空航天结构应用的实际情况。从目前来看，StressCheck是作为**P - 型元**真正工程化应用的有限元分析软件。它是新一代复合材料及结构**细节强度**分析软件，可快速得到高度可靠的分析结果，并可以参数化、标准化、自动化的方式进行分析工作。

StressCheck的不足之处是对**全机**模型不能很好地求解，因为它定位于复合材料和结构的细节分析。但是它提供的工具可将全机模型的分析结果方便地导入StressCheck中，进行精确的**细节**分析。

功能简介

➤ (1) 复合材料:

StressCheck具有大大**简化**复杂结构建模工作的**前后处理功能**。可以采用高度的三维ply-by-ply模型来评估组分（基体和纤维）的失效。StressCheck可以进行二维或三维层压板均质化（同化）分析。在航空结构胶接连接和机械连接等细节处的处理分析方面相当准确和高效，采用应变不变量失效准则（SIFT）预示连接的多种失效模式已被不同连接构型的试验所证实。尤其适合进行**胶接**连接的应力分析。

➤ (2) 断裂力学:

在线弹性断裂力学分析中，StressCheck采用先进的算法能够便利精准地计算出**应力强度因子**和**弹塑性材料平面裂缝**的积分计算。鼠标点击，就可以得到三维裂纹尖端一系列点的K1。对于平面问题，经过断裂分析可以预测材料的**断裂路径**。

对于均质和非均质实体，StressCheck也能计算其自然应变模式以及相应的**广义应力强度因子**。

StressCheck是第一个为**均质层压板**提供**分级式模型**的FEA软件。

8.6.3 P型元方法和StressCheck软件

2. StressCheck软件介绍

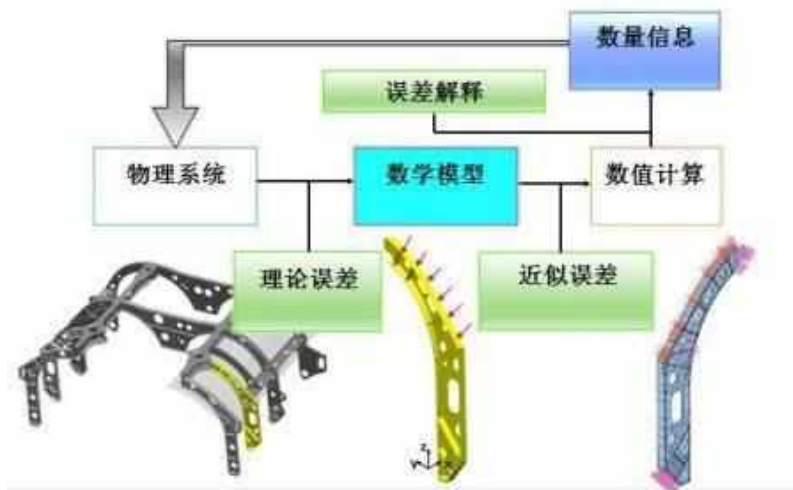
功能简介

➤ (3) 非线性分析:

StressCheck为用户提供了强大的结构非线性分析功能，可以对常见的结构非线性问题进行很方便的求解分析。独特的P型元使材料/几何非线性分析变得真正的简单易用。不需要改变模型，可接着线性分析，进行结构非线性建模以及确定材料的塑性变形区。材料非线性分析是基于可塑性变形理论和米塞斯 (VON MISES) 准则，几何非线性分析是基于满足变形平衡条件的欧拉公式。

➤ (4) 手册架构:

StressCheck具有独特的基于FEA的参数结构手册，用户只需简单的3个步骤即可完成分析：从手册模型库中选择符合需要的模型，更新参数值，进行预定义的特定分析过程。系统将会自动产生一份包括所有相关图形和数据工程报告。设计研究工作通过简单地为设计变量指定参数值的变化范围即可完成。



8.6.3 P型元方法和StressCheck软件

2. StressCheck软件介绍

StressCheck软件的优点:

- **(1) 同时控制离散误差和模型误差。** 在目前存在的所有有限元分析软件中，惟有StressCheck能同时控制离散误差和模型误差。离散误差可通过调整有限元网格密度和插值多项式的幂次得到控制。模型误差的大小是与数学模型紧密联系在一起。StressCheck采用独特的P - 型元方法，不需要改变模型，可直接从线性分析结果开始进行几何或材料非线性分析。
- **(2) 薄的体元素。** 新研发了薄的体元素，当用此元素模拟薄的层压复合材料结构时可使3 D解的计算效率更高，计算时间大大减少，并且保证不降低解的质量和精度。如果平面应变不能够有合适的解，可自动转换到3 D求解以便考虑3 D影响。例如，违背平面应变假设的偏轴铺层的变形；靠近胶层附近采用层 - 层模拟，其余用子层压板模拟。
- **(3) 分级式模型。** StressCheck是第一个为均质层压板提供分级式模型的FEA软件。StressCheck也能进行一系列独有的后处理操作。
- **(4) 兼容性好。** 通过StressCheck的网格转换器可以导入NASTRAN等多种程序的网格和几何模型。数据和图形转换器可以方便地将数据和图形转换成工程报告。用户可以捕捉图形显示窗中的图形并输出到Windows剪贴板，另存为Postscript、PICT或JPEG格式的文件，或直接插入报告中。StressCheck有限元分析模块 (Toolkit FEA) 提供的组件对象模型 (COM) 接口，可与Visual Basic, MATLAB, Excel以及其他具有COM功能的编程工具集成。自动化的设计过程，简单易用的实用程序嵌入先进技术，StressCheck能与其他COM应用程序之间直接进行数据交换。例如，Microsoft Word、Excel以及公司的数据库应用软件等。
- **(5) 自动报告收敛，且收敛速度快。**

8.6.3 P型元方法和StressCheck软件

2. StressCheck软件介绍

失效准则:

对于每种连接构型, StressCheck都预先设定了临界点的位置, 程序从设定的临界点提取应力和应变, 按照破坏准则进行强度校核。StressCheck对于不同的对象采用不同的破坏准则, 根据有关资料汇总如下。

➤ (1) 胶粘剂: 胶粘剂的安全裕度按照下式计算

$$MS_1 = 1 - \frac{\tilde{\varepsilon}_{eq}}{\varepsilon_0}$$

式中: $\tilde{\varepsilon}_{eq}$ ——当量应变, ε_0 ——许用应变

➤ (2) 铺层: 铺层的安全裕度按照下式计算:

$$MS_2 = 1 - \left[\left(\frac{\sigma_{11}^2 - \sigma_{11}\sigma_{33}}{X_t X_c} \right) + \left(\frac{\sigma_{33}}{Z_T} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}} \right)^2 \right]$$

➤ (3) 复合材料被胶接件面外层间破坏: 被胶接件面外层间破坏铺层的安全裕度按照下式计算

$$MS = 1 - \frac{\overline{\sigma_{33}}}{[Z_T]} + \frac{\overline{\sigma_{13}}}{[G_{13}]}$$

式中: $\overline{\sigma_{33}}$ 和 $\overline{\sigma_{13}}$ 是计算的平均值, $[Z_T]$ 和 $[G_{13}]$ 是实验测量的层间拉伸和剪切许用值。

8.6.3 P型元方法和StressCheck软件

2. StressCheck软件介绍

失效准则:

对于每种连接构型, StressCheck都预先设定了临界点的位置, 程序从设定的临界点提取应力和应变, 按照破坏准则进行强度校核。StressCheck对于不同的对象采用不同的破坏准则, 根据有关资料汇总如下。

➤ (4) 应变不变量破坏准则:

两个基体临界应变不变量破坏准则:

$$J_1 = \varepsilon_1 + \varepsilon_2 + \varepsilon_3 \geq J_{1critical} \quad \text{从90°T拉伸试件得到}$$

$$\varepsilon_{von Mises} \geq \varepsilon_{von Mises critical} \quad \text{从0°T拉伸试件得到}$$

一个纤维临界应变不变量破坏准则:

$$\varepsilon_{fiber von Mises} \geq \varepsilon_{fiber von Mises critical} \quad \text{从0°T拉伸试件得到}$$

式中:

$$\varepsilon_{von Mises} = \frac{1}{2} [(\varepsilon_1 - \varepsilon_2)^2 + (\varepsilon_1 - \varepsilon_3)^2 + (\varepsilon_2 - \varepsilon_3)^2]^{1/2}$$

对于π连接、T连接等面外载荷情况一般采用应变不变量破坏准则。

采用应力 / 应变预示破坏需要避开奇异点, 现在的通常做法是利用离开奇异点某个距离的应力 / 应变值, 该距离称作特征尺寸。

8.6.3 P型元方法和StressCheck软件

3. 电子版手册示例

以双搭接连接构型说明软件的应用。

受面内拉伸载荷的双搭接连接构型如图1所示。图2表示其计算模型。铺层如图3所示，可以看出，临近胶层附近是层 - 层模拟，稍远处用子层压板模拟。图4表示双搭接和单搭接连接的裕度提取，云图表明第一层破坏。图5表示自动报告收敛。图6表示破坏载荷时的裕度云图。

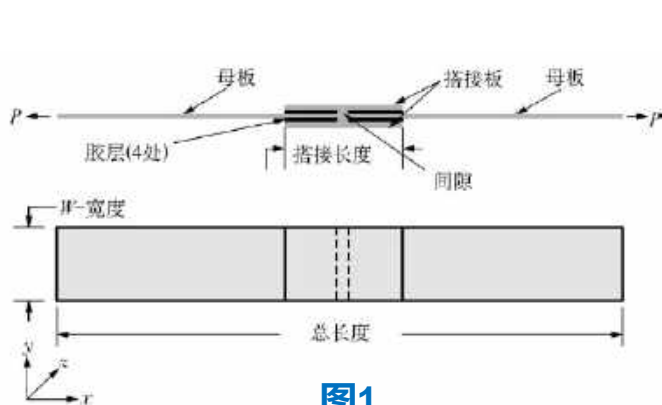


图1

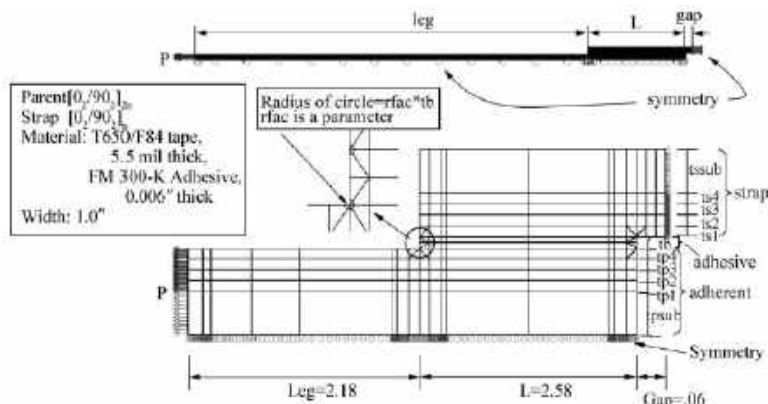


图2

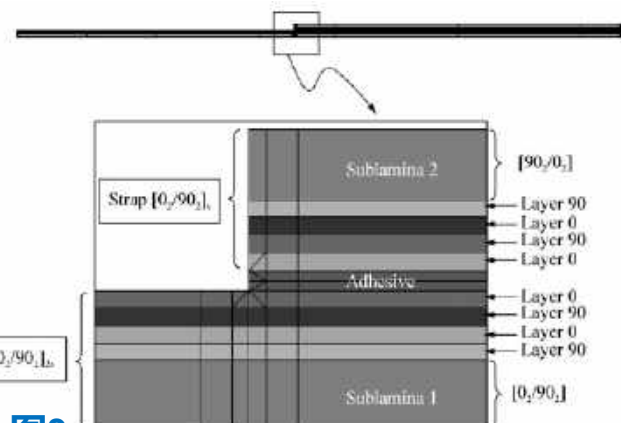


图3

图4

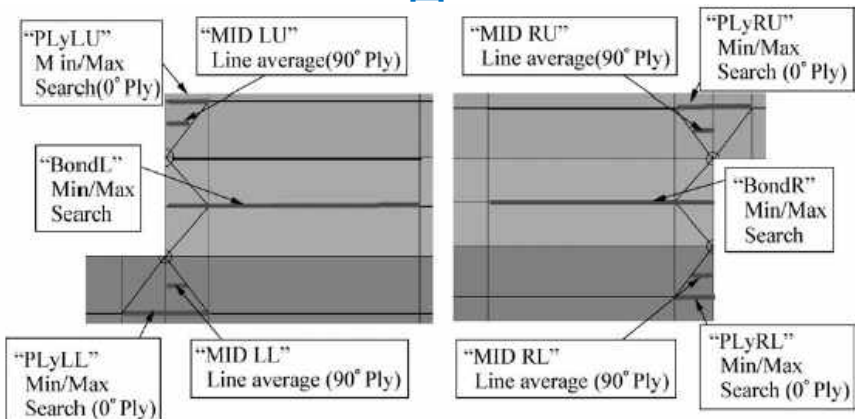
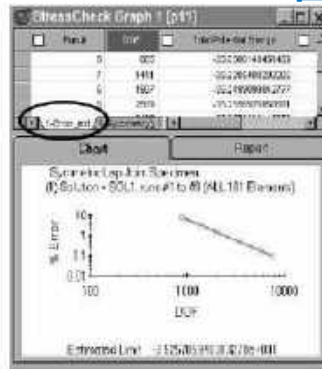
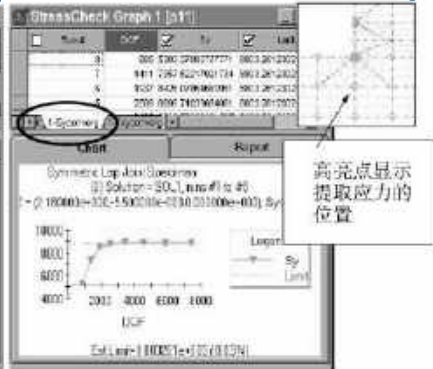


图5

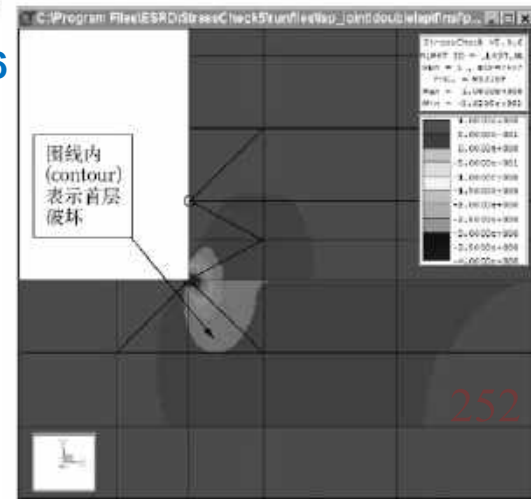


全局能量收敛



局部剥离应力收敛

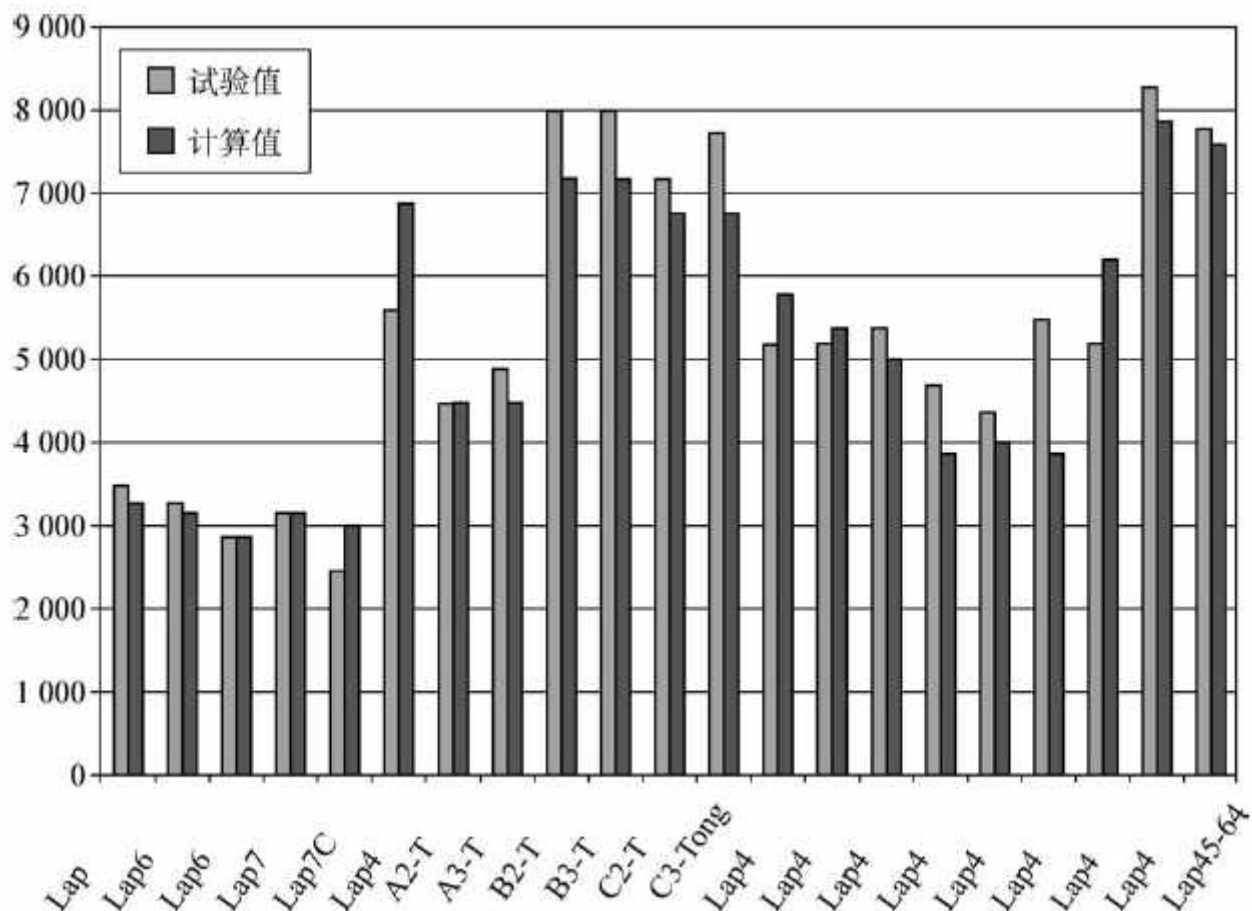
图6



8.6.3 P型元方法和StressCheck软件

3. 电子版手册示例

StressCheck软件的计算值与试验值的比较如下图所示，全部是双搭接连接构型。从该图可以看出，除个别相差较大以外，分析与试验结果符合较好，令人满意。



8.6.4 复合材料失效准则

由于发展中的复合材料的复杂性，各种**失效准则**应运而生。即使对于同样的问题，不同的研究者也有不同的表达方式。因此，要根据材料的**性质、结构**的特点、必要的**试验验证**，以及已有的成功的使用经验，来选用失效准则。

1. 复合材料层压板失效准则

失效准则基本上都是由Hashin准则演变而来。本组准则是考虑剪切非线性的Hashin失效准则，也是较为复杂的一组准则。其余各组准则均可由本组准则简化得到。

- 纤维拉伸模式 ($\sigma_{11} \geq 0$)

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_T}\right)^2 + \left[\frac{\frac{\sigma_{12}^2}{2G_{12}} + \frac{3}{4}\alpha\sigma_{12}^4}{\frac{S_{12}^2}{2G_{12}} + \frac{3}{4}\alpha S_{12}^4}\right]^2 + \left[\frac{\frac{\sigma_{31}^2}{2G_{31}} + \frac{3}{4}\alpha\sigma_{31}^4}{\frac{S_{31}^2}{2G_{31}} + \frac{3}{4}\alpha S_{31}^4}\right]^2 \geq 1$$

- 纤维压缩模式 ($\sigma_{11} < 0$)

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_C}\right)^2 \geq 1$$

- 纤维—基体剪切模式 ($\sigma_{11} \geq 0$)

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_C}\right)^2 + \left[\frac{\frac{\sigma_{12}^2}{2G_{12}} + \frac{3}{4}\alpha\sigma_{12}^4}{\frac{S_{12}^2}{2G_{12}} + \frac{3}{4}\alpha S_{12}^4}\right]^2 + \left[\frac{\frac{\sigma_{31}^2}{2G_{31}} + \frac{3}{4}\alpha\sigma_{31}^4}{\frac{S_{31}^2}{2G_{31}} + \frac{3}{4}\alpha S_{31}^4}\right]^2 \geq 1$$

8.6.4 复合材料失效准则

- 基体拉伸模式 ($\sigma_{22} \geq 0$)

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\frac{\sigma_{12}^2}{2G_{12}} + \frac{3}{4}\alpha\sigma_{12}^4}{S_{12}^2 + \frac{3}{4}\alpha S_{12}^4}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}}\right)^2 \geq 1$$

- 基体压缩模式 ($\sigma_{22} < 0$)

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_C}\right)^2 + \left(\frac{\frac{\sigma_{12}^2}{2G_{12}} + \frac{3}{4}\alpha\sigma_{12}^4}{S_{12}^2 + \frac{3}{4}\alpha S_{12}^4}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}}\right)^2 \geq 1$$

- 法向拉伸分层模式 ($\sigma_{33} > 0$)

$$\left(\frac{\sigma_{33}}{Z_T}\right)^2 + \left(\frac{\frac{\sigma_{31}^2}{2G_{31}} + \frac{3}{4}\alpha\sigma_{31}^4}{S_{31}^2 + \frac{3}{4}\alpha S_{31}^4}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}}\right)^2 \geq 1$$

- 法向压缩分层模式 ($\sigma_{33} < 0$)

$$\left(\frac{\sigma_{33}}{Z_C}\right)^2 + \left(\frac{\frac{\sigma_{31}^2}{2G_{31}} + \frac{3}{4}\alpha\sigma_{31}^4}{S_{31}^2 + \frac{3}{4}\alpha S_{31}^4}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}}\right)^2 \geq 1$$

2. 分层失效准则

文献中比较常见和使用的是如下称之为**Ye-分层准则**:

法向拉伸分层模式 ($\sigma_{33} > 0$)

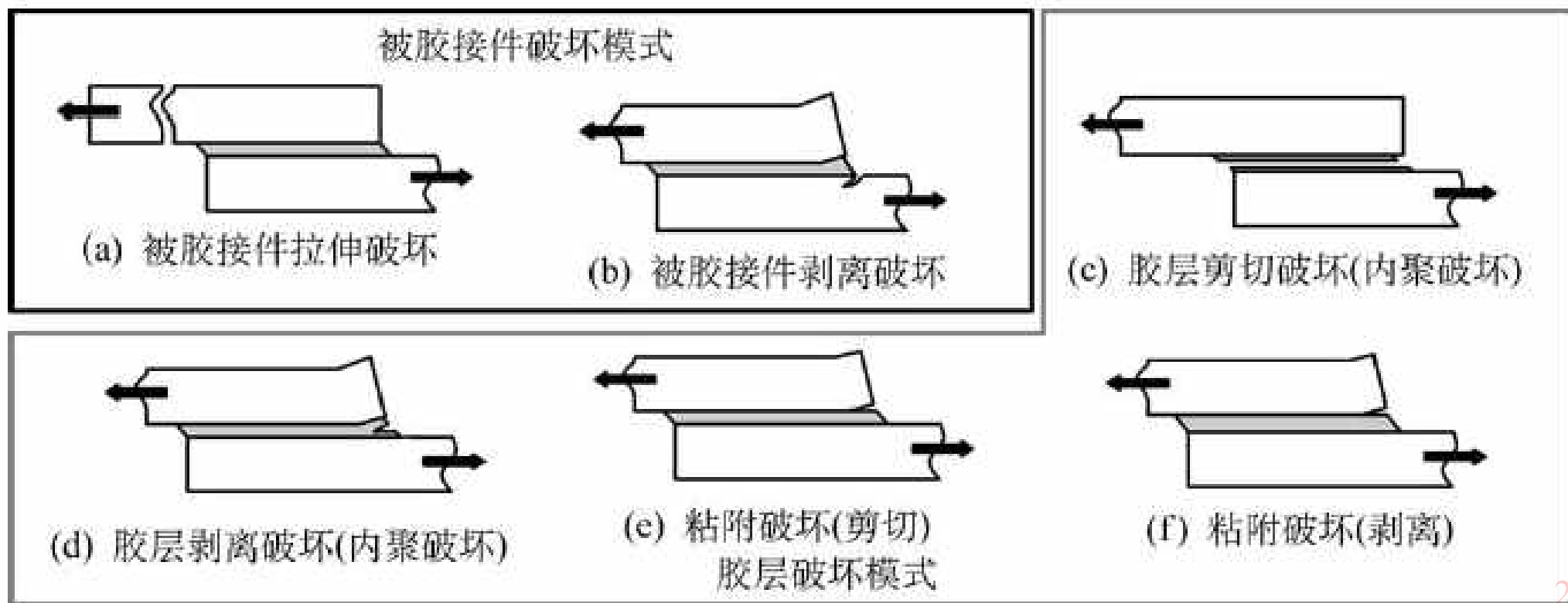
$$\left(\frac{\sigma_{33}}{Z_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{31}}{G_{31}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{G_{23}}\right)^2 \geq 1$$

法向压缩分层模式 ($\sigma_{33} < 0$)

$$\left(\frac{\sigma_{31}}{G_{31}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{G_{23}}\right)^2 \geq 1$$

8.6.4 复合材料失效准则

胶接连接的失效准则与破坏模式密切相关，根据不同的失效模式采用相应的失效准则。胶接破坏模式包含：被胶接件拉伸断裂和分层断裂、胶层剪切和剥离、胶层粘附剪切和剥离等6种。



8.6.5 胶接连接失效准则

1. 复合材料被胶接件破坏

(1) 层压板被胶接件一般失效准则:

层压板被胶接件一般采用**二维失效准则**。纤维拉伸、纤维压缩、基体拉伸分别采用式(4-59)、式(4-60)和式(4-62),但基体压缩采用下式:

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{2S_T}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y_C}{2S_T}\right)^2 - 1\right] \frac{\sigma_{22}}{Y_C} + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 \geq 1$$

式中 S_T 是面外横向剪切强度。



8.6.5 胶接连接失效准则

(2) 层压板被胶接件层间断裂（分层）：

层间分层是复合材料胶接连接一种典型的破坏模式，由于复合材料被胶接件层间剪切强度低和法向剥离应力的作用而引起。最简单的是**最大应力准则**，当界面的法向拉伸应力大于极限强度时，复合材料被胶接件发生破坏。公式为：

$$\frac{\sigma_{33}}{Z_T} \geq 1$$

考虑铺层层间剪应力的影响可采用下述原则：

$$\frac{\sigma_{33}}{Z_T} + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}}\right)^2 \geq 1$$

分层起始采用下述分层失效准则：

法向**拉伸**分层模式 ($\sigma_{33} > 0$)

$$\left(\frac{\sigma_{33}}{Z_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}}\right)^2 \geq 1$$

法向**压缩**分层模式 ($\sigma_{33} < 0$)

$$\left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}}\right)^2 \geq 1$$

8.6.5 胶接连接失效准则

(3) 基体开裂:

除了被胶接件分层之外，**基体开裂**也是层压被胶接件的一种主要的失效模式。基体的拉伸应力导致基体开裂。于是采用下述相应的失效准则：

$$\frac{\sigma_{tt_p}}{Y_T} = 1$$

式中 σ_{tt_p} 是横向面内的最大主应力。

$$\sigma_{tt_p} = \frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{2} + \sqrt{\left(\frac{\sigma_{22} - \sigma_{33}}{2}\right)^2 + \tau_{23}^2}$$

(4) 被胶接件断裂

被胶接件断裂也是复合材料胶接连接常见的破坏模式，一般采用最大应力或最大应变准则：

$$\frac{\sigma_{\max}}{X_T} \geq 1 \quad \text{或} \quad \frac{\epsilon_{\max}}{e_t} \geq 1$$

式中 e_t 是最大拉伸应变。

8.6.5 胶接连接失效准则

2. 胶层破坏

胶层破坏是指内聚和胶层 / 被胶接件界面破坏。在实际破坏中，二者交叉在一起，胶层破坏机理相当复杂。每种形式的破坏机理的胶层强度是不同的，很难测量，特别是胶层 / 被胶接件**界面**的强度，两种破坏机理的强度不能区分。

(1) 最大应变准则：

胶粘剂对**拉伸**引起的破坏比对纯剪切和压缩更为敏感。对于韧性胶粘剂，**非线性行为**占有主要地位，破坏时的应变可超过100%。于是，对于韧性胶粘剂的内聚破坏模式，通常采用**最大应变准则**，其形式为：

$$\frac{\varepsilon_{eqv}}{S_{eqv}} \geq 1$$

式中： ε_{eqv} 是Von Mises当量应变， S_{eqv} 是破坏应变。

8.6.5 胶接连接失效准则

(2) 胶瘤破坏:

胶瘤破坏是胶接破坏的一种特殊情况，其初始损伤主要由于**拉伸应力**所引起，故采用最大主应力准则。其形式为：

$$\frac{\sigma_{p \max}}{X_T} \geq 1$$

式中 $\sigma_{p \max}$ 是**最大主应力**， X_T 是块胶粘剂的**拉伸强度**。

(3) 胶层破坏:

胶层破坏准则是：

$$\left(\frac{\sigma_{33}}{\sigma_{peel}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{\sigma_{shear}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{\sigma_{shear}}\right)^2 \geq 1$$

和

$$\left(\frac{\sigma_{13}}{\sigma_{shear}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{\sigma_{shear}}\right)^2 \geq 1$$

式中 σ_{peel} 和 σ_{shear} 分别是胶层的**剥离**和**剪切**强度。



9 复合材料的无损检测

复合材料结构制造技术

Manufacturing Technologies of Composite Structure

9.1 复合材料的失效与检测要求

9.2 复合材料的典型缺陷形式

9.3 复合材料的无损检测技术

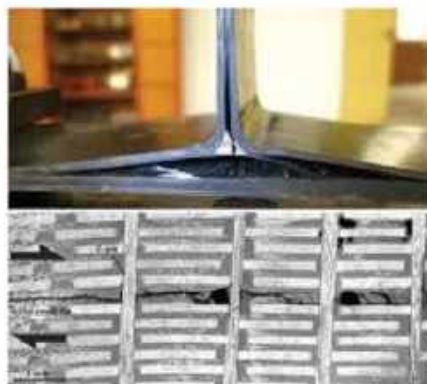
9.4 常用无损检测技术基础

9.1 复合材料的失效与检测要求

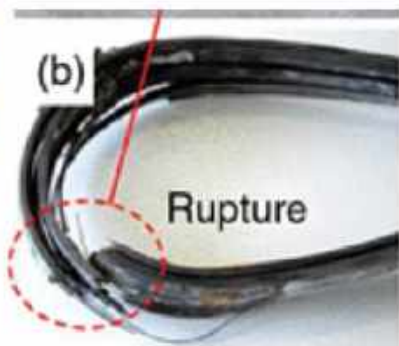
□ 失效和缺陷

复合材料和复合结构在经历了某些物理、化学过程后，发生了尺寸、形状和性能的变化，从而丧失了原本具有的预定的功能的现象，称为复合材料的失效。

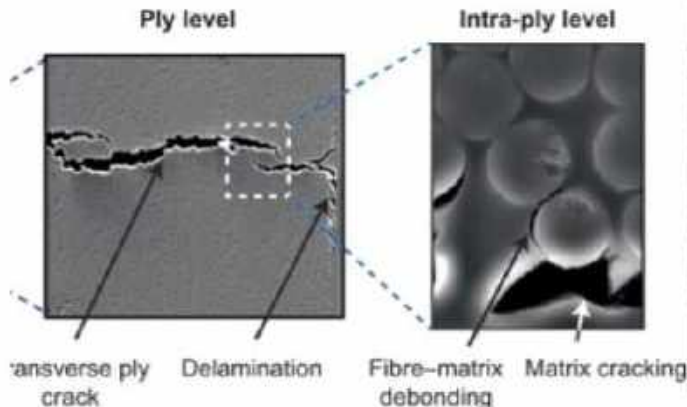
- 集中于作为承力结构件的纤维增强材料，特别是纤维增强层压复材
- 基本模式（失效的具体模式或形式可以称为缺陷）
 - 基体开裂、纤维断裂、界面脱粘、分层



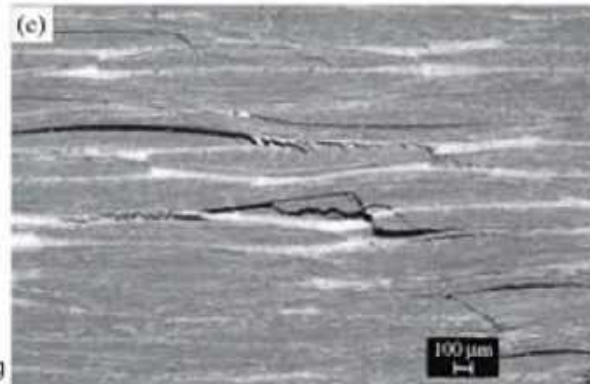
基体开裂



纤维断裂



界面脱粘



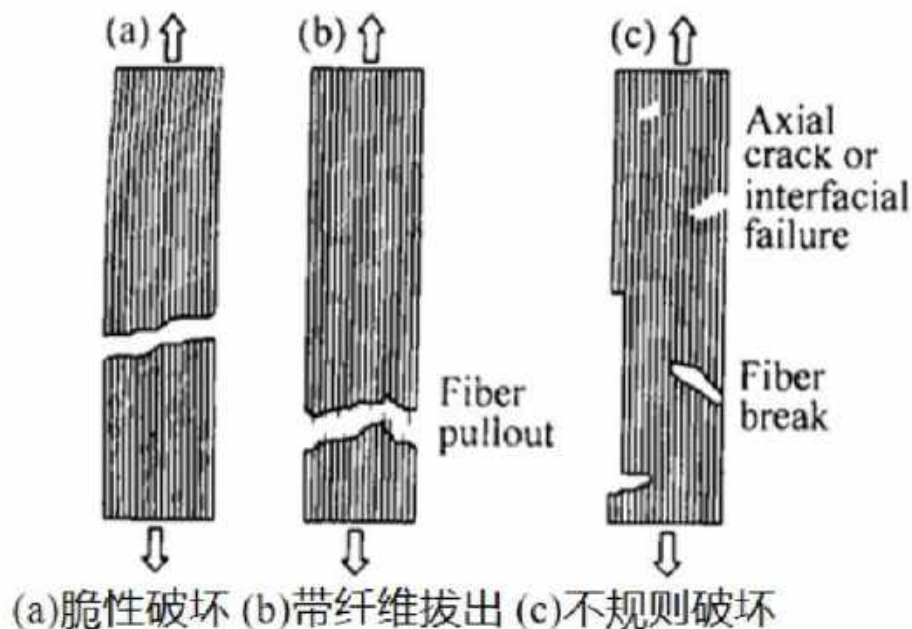
分层

9.1 复合材料的失效与检测要求

□ 复合材料的基本失效形式——单向板纵向拉伸失效

单向板受纵向拉伸载荷，随载荷增加，首先在最薄弱的横截面内出现少量纤维断裂，引起载荷的转移。尔后，载荷持续增加，引起更多的纤维断裂。当某个截面承载能力减少到低于其载荷时，发生最终失效。

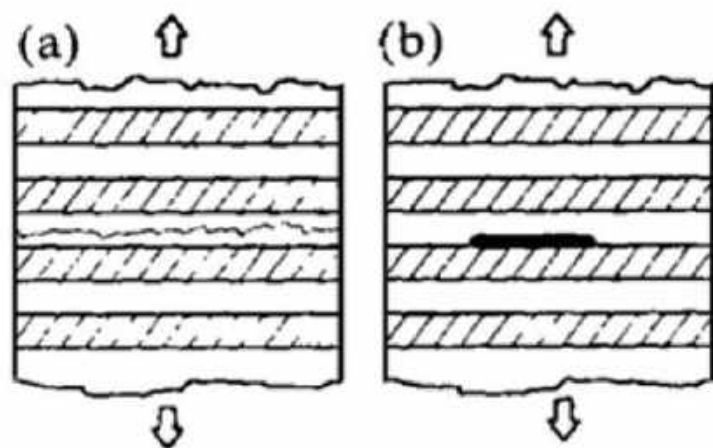
失效模式可以归结为三种模式，即脆性破坏、带纤维拔出的脆性破坏和不规则破坏。



9.1 复合材料的缺陷与失效形式

□ 复合材料的基本失效形式——单向板横向拉伸失效

单向板受横向拉伸载荷，在基体内和界面上产生高的应力集中。主要失效形式为基体内和 / 或界面上的拉伸开裂。有时，极少数纤维由于局部横向强度低而发生断裂。

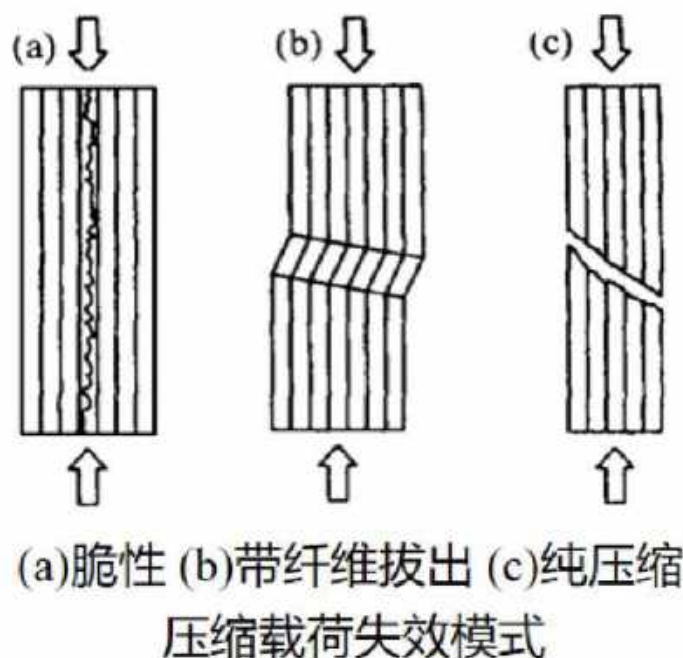


(a) 基体开裂 (b) 脱粘

9.1 复合材料的缺陷与失效形式

□ 复合材料的基本失效形式——单向板压缩载荷失效

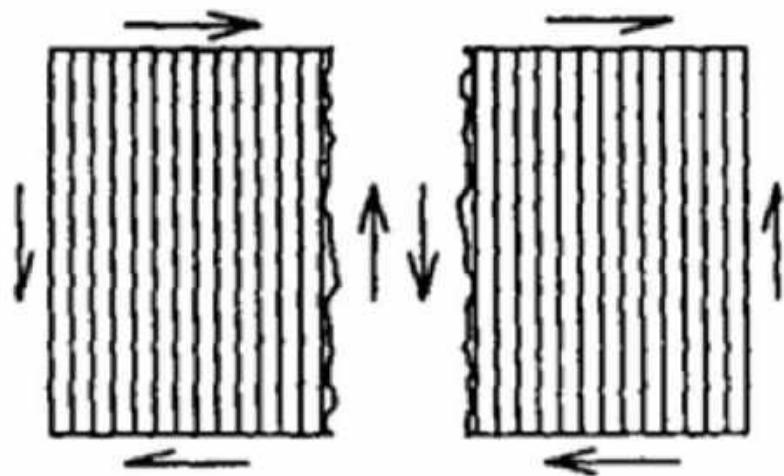
单向板受压缩载荷，可沿纤维方向在基体内或界面上产生断裂。这是由于基体和界面与纤维相比相对较弱，基体和纤维的泊松比存在差异导致横向拉伸应力的结果。如果纤维产生屈曲，界面可剪切破坏并导致最终失效。但是，如果基体韧性较好且界面强度较高，则纤维可以弯曲而不发生基体破坏，最终的失效形式是弯曲。



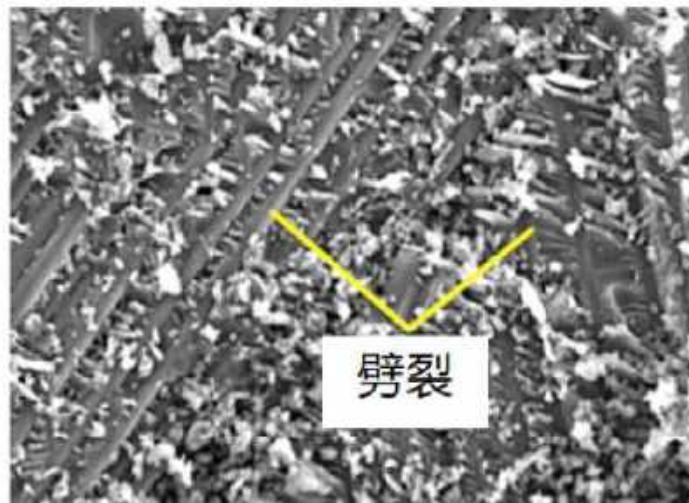
9.1 复合材料的缺陷与失效形式

□ 复合材料的基本失效形式——单向板剪切载荷失效

单向板的剪切破坏一般发生在平行于纤维的树脂截面、以及纤维 / 树脂界面；而且，界面的完整性对剪切强度是一个重要因素。面内剪切应力作用下，基体中的裂纹在倾向于纤维的平面上形成。



剪切载荷失效模式



复合材料层合板在剪切应力下形成劈裂

9.1 复合材料的失效与检测要求

□ 失效的后果

- 2021年2月20日，一架美国联合航空波音777客机升空后，右侧发动机外壳碎裂并且起火，随后返航，所幸无人员伤亡。经初步评估，发动机风扇叶片受损与金属疲劳有关。
- 2018年2月和2020年12月，美联航和日本航空公司波音777客机搭载的普惠发动机分别发生类似故障。均与航空发动机叶片金属疲劳裂纹相关。



外壳碎裂并且起火燃烧的发动机

9.1 复合材料的失效与检测要求

□ 失效的后果

- 1986年1月28日, 美国挑战者号航天飞机在升空73秒后爆炸解体。据称与火箭燃料的密封件失效有关。



9.1 复合材料的失效与检测要求

□ 检测要求

综合考虑复合材料的生产特性、结构特征、载荷特性等选择合适的检测手段，及时发现缺陷的存在，以确保产品的结构、功能和性能的完整性，使用的安全性等要求。

■ 复材的特点

➤ 品种多样、多相材料、各向异性、非均匀性

■ 失效检测的要求

➤ 对构件强度的影响较为明显

➤ 制造和使用中较易出现

● 检测目标的类型、规格、精度、效率、可信度、成本等的要求
(标准、规范)

9.1 复合材料的失效与检测要求

9.2 复合材料的典型缺陷形式

9.3 复合材料的无损检测技术

9.4 常用无损检测技术基础

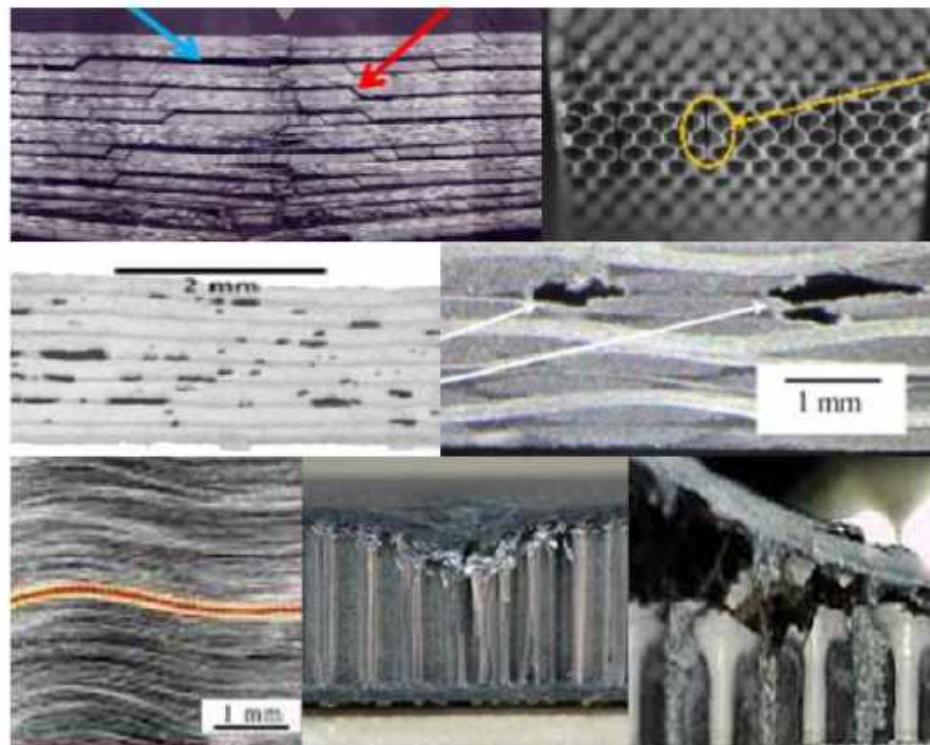
9.2 复合材料的典型缺陷形式

□ 复合材料的缺陷

复合材料在制备与使用过程中由于各种原因，造成最终复合材料制品不能提供所期待的安全性，或存在不合理的危险，叫做复合材料的缺陷。

□ 按照缺陷的形状

- 面积型缺陷
- 体积型缺陷
- 弥散型缺陷



9.2 复合材料的典型缺陷形式

□按照缺陷产生的不同阶段

●材料制备

- 增强体分布不均匀、纤维屈曲、纤维断裂、外来物和夹杂等

●工艺成形（制造）过程

- 气孔、疏松、树脂开裂、分层、脱粘、外来物等

●结构加工过程

- 边缘分层、孔壁分层、毛刺、表面划伤等

●服役过程（动态载荷、雨水侵蚀、外物撞击等）

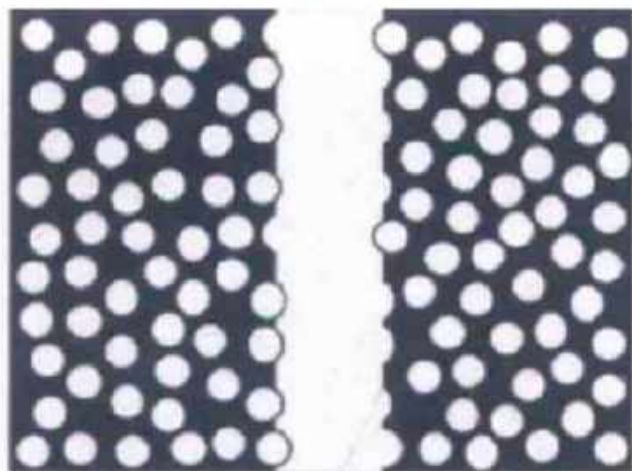
- 分层、脱粘、积水、老化或剥蚀等

9.2 复合材料的典型缺陷形式

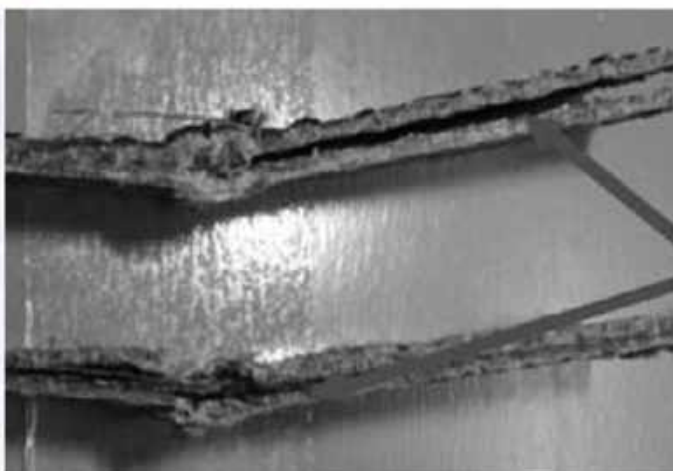
□ 面积型缺陷

● 脱粘(debond):

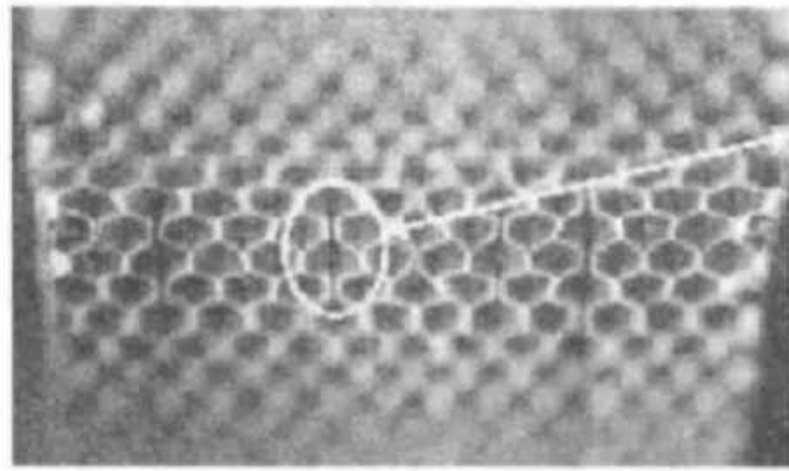
- 定义：复合材料层内、层间或胶接接头间产生分离的现象。
- 产生的原因：由各种因素引起的复合材料内部的异质材料在界面处的结合失效。
- 脱粘的类型举例：纤维/基体脱粘、夹层结构的芯材脱粘、蜂窝结构的芯间脱粘



纤维/基体脱粘



夹层结构的芯材脱粘



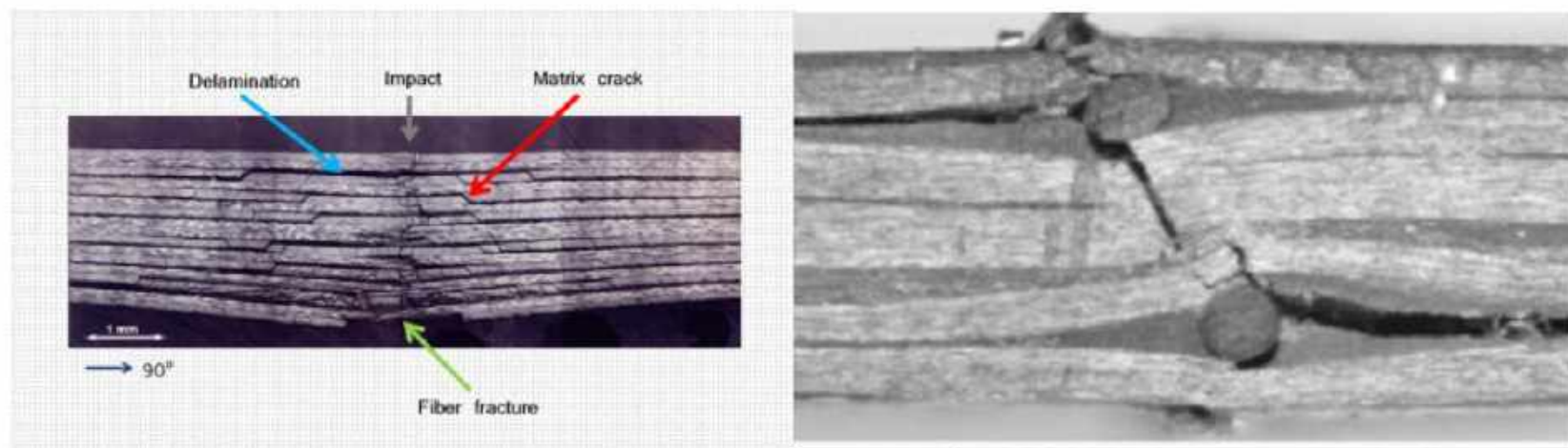
蜂窝结构的芯间脱粘

9.2 复合材料的典型缺陷形式

□ 面积型缺陷

● 分层(delamination):

- 定义：由制造缺陷或层间残余应力等引起的复合材料铺层之间的脱粘现象。
- 产生的原因：冲击损伤、基体微裂纹和纤维断裂、过载或疲劳、环境侵蚀、没有足够的层间结合力等。



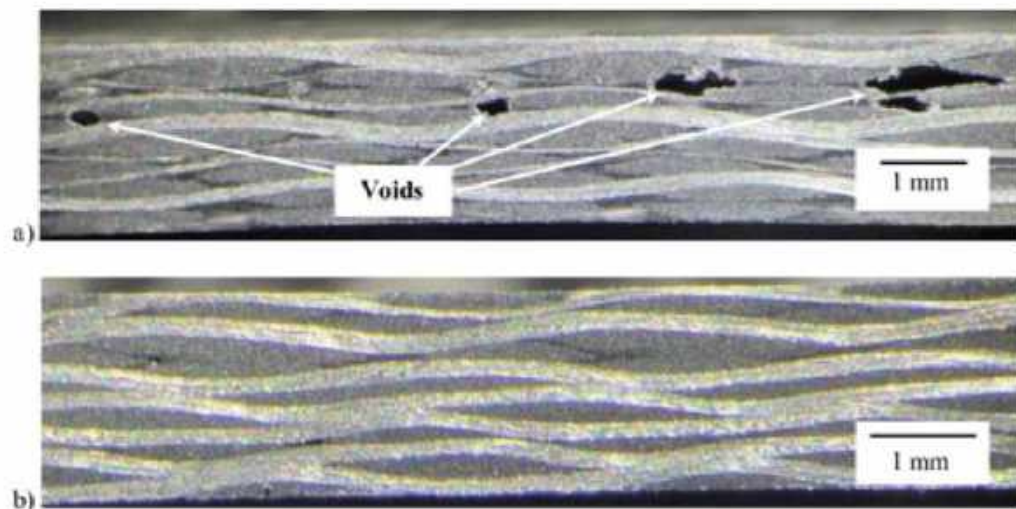
分层

9.2 复合材料的典型缺陷形式

□ 体积型缺陷

● 气孔 (void, porosity)

- 产生的原因：由于1. 铺层过程中滞留在预浸层中的空气
2. 固化过程中树脂的挥发性成分 3. 外界空气控制不当等，
在固化后的复合材料内部膨胀所导致。



材料内部形成气孔示意



局部表面起泡

9.2 复合材料的典型缺陷形式

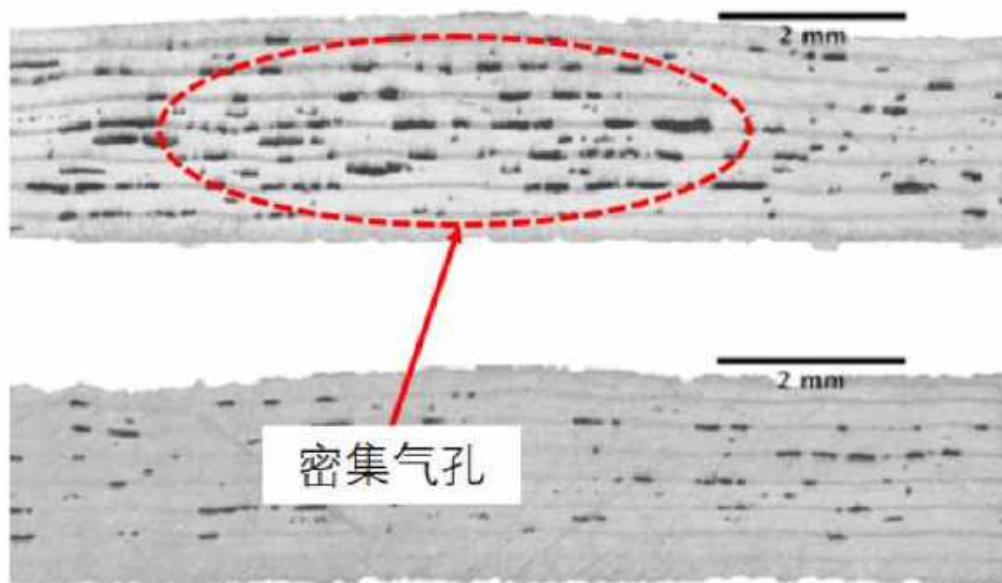
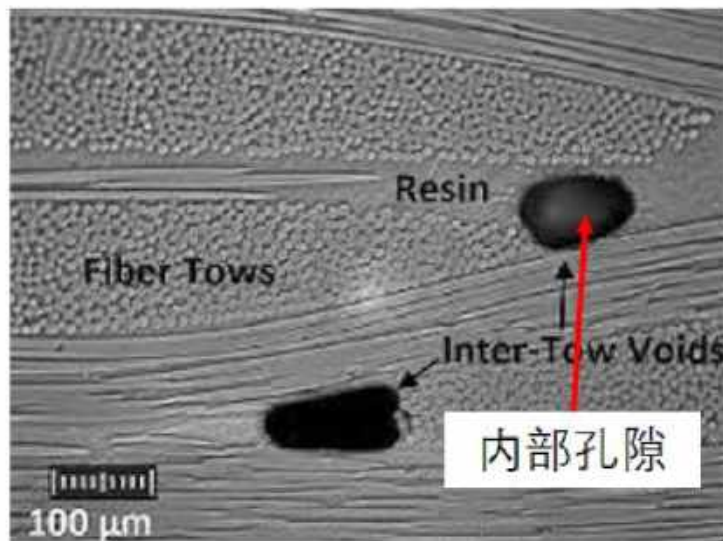
□ 弥散型缺陷

● 密集气孔和孔隙率

➤ 孔隙率：单位体积材料所含密集气孔体积的百分比

➤ 原因

- 树脂与纤维浸润性差，空气残留
- 树脂与纤维吸附水分
- 树脂中的低分子组分、稀释树脂的溶剂在固化中未挥发
- 成型工艺不合理



9.2 复合材料的典型缺陷形式

□ 制造中产生的缺陷

● 芯材拼接缺陷

- 芯材拼接（脱粘）
- 承载能力下降、材料失效

● 纤维错位和铺层错位

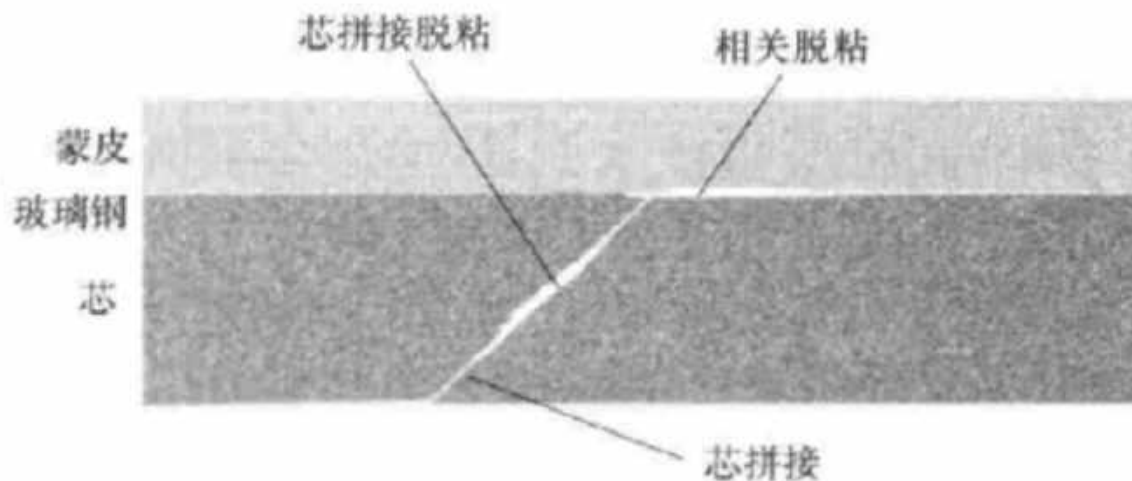


图 3-18 芯材拼接缺陷

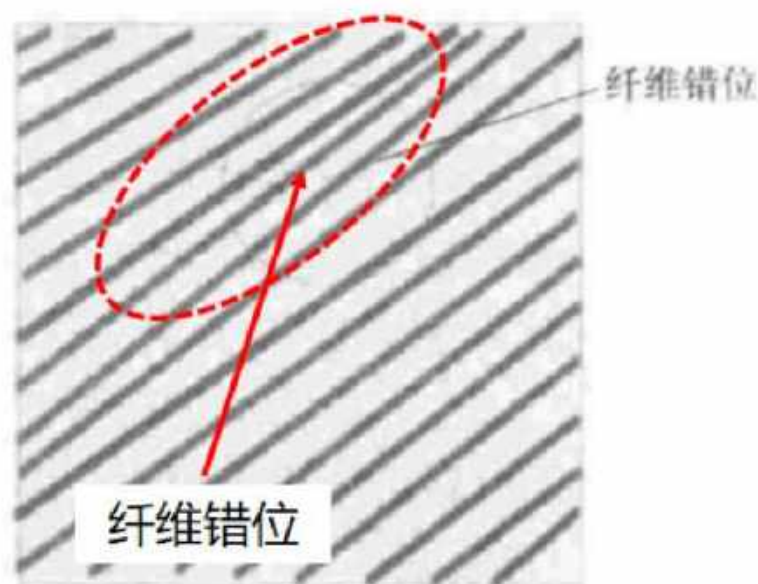


图 3-19 纤维错位

9.2 复合材料的典型缺陷形式

□ 制造中产生的缺陷

● 树脂多余（富脂）以及纤维多余/贫脂

在复合材料构件中，某一部分或结构中的纤维与树脂含量比例与设计比例产生偏差的现象。

产生的原因：预浸料中树脂含量过高（或过低），并伴随着由于几何等原因导致的局部压力不均，树脂分布不同所导致。



9.2 复合材料的典型缺陷形式

□ 制造中产生的缺陷

● 纤维波纹状起皱

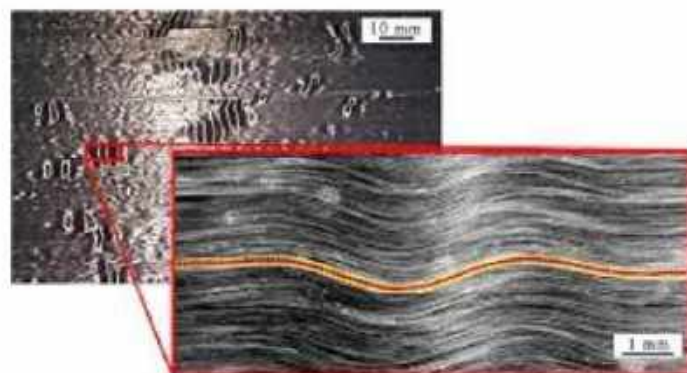
定义：纤维成波浪形排列起皱。

产生的原因及危害：由于铺放以及加压过程中纤维的波浪型不均匀排列产生，导致抗弯回弹能力的下降，从而会引发铺层抗压强度变差。

● 不恰当固化

定义：预浸树脂未完全发生化学交联反应或温度过高破坏树脂间结合键的现象。

产生的原因及危害：由于固化过程时间太长或太短导致，使得纤维/基体界面强度下降，无法满足复合材料的力学性能要求。

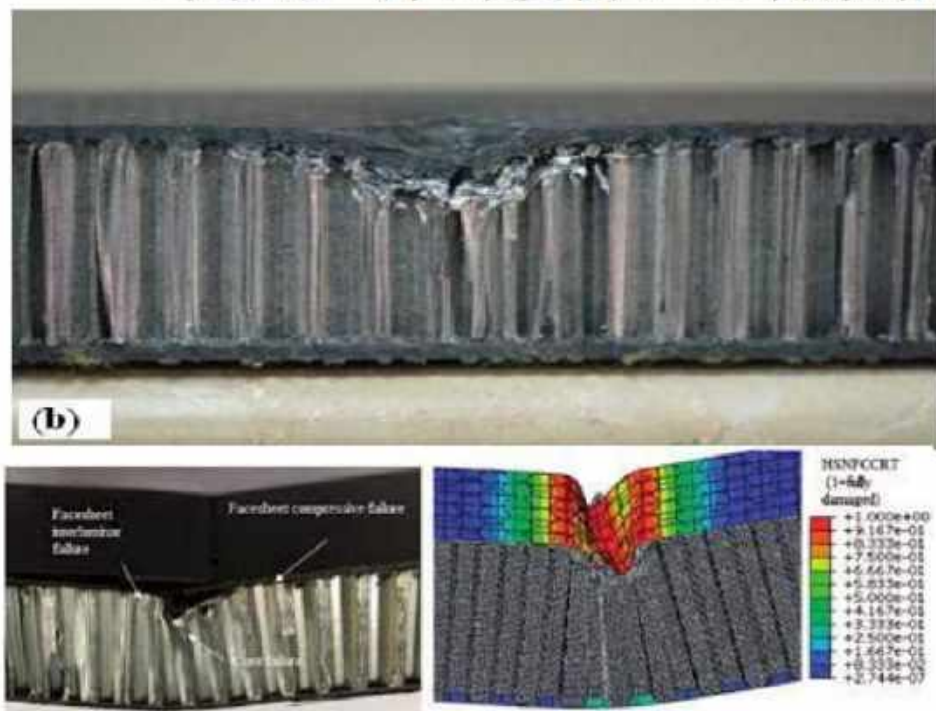


纤维波纹状起皱

9.2 复合材料的典型缺陷形式

□服役中产生的缺陷

- 在服役过程中，由于外载荷、材料老化、环境温度和湿度变化等原因造成复合材料结构破坏，会导致不同种类缺陷产生。
- 典型：冲击损伤、芯材脱粘



9.1 复合材料的失效与检测要求

9.2 复合材料的典型缺陷形式

9.3 复合材料的无损检测技术

9.4 常用无损检测技术基础

9.3 复合材料的无损检测技术

■ 无损检测 (Non-Destructive Testing) 的定义

- NDT is the examination of an object with technology that does not affect the object's future usefulness.
-- American Society of Nondestructive Testing (ASNT)
- 不损伤被检测对象
 - 不破坏产品原来形状
 - 不改变其使用性能
- 利用材料内部结构异常或缺陷所导致的对声光电磁等反应的变化
 - 探测内部和表面缺陷
 - 对缺陷的类型、性质、数量、形状、位置、尺寸和分布等做出判断和评价

9.3 复合材料的无损检测技术

■ 发展阶段

- 无损探伤 (NDI) Non-Destructive Inspection
 - 发现材料或工件中的缺陷，确定缺陷的位置、数量、大小、形状及性质
- 无损检测 (NDT) Non-Destructive Testing
 - 探伤
 - 测试：测定材料的物理力学性能，检查产品的性质、状态及几何量
 - 监测：装备运行中重要零部件的现场或动态监测
- 无损评估 (NDE) Non-Destructive Evaluation

9.3 复合材料的无损检测技术

■ 应用范围

- 机械制造
- 建筑
- 石油化工
- 造船
- 航空航天
- 核能
- 医学
- ...



9.3 复合材料的无损检测技术

□ 无损检测的目的

● 质量管理

- 产品的整个生产过程
- 非连续加工或连续加工中的原材料或零部件
- 实时质量控制
- 提高质量、降低成本、提高生产效率

● 质量鉴定

- 制成品在组装或使用前进行的最终检验
- 确定被检对象是否合格
- 复杂恶劣条件下使用的产品

● 在役检验

- 运行中的装置或者构件的监测
- 设备检修期间的检测
- 及时发现安全隐患，防止事故发生
- 发现早期缺陷和发展程度，对其进行评估



9 复合材料的无损检测

复合材料结构制造技术

Manufacturing Technologies of Composite Structure

9.1 复合材料的失效与检测要求

9.2 复合材料的典型缺陷形式

9.3 复合材料的无损检测技术

9.4 常用无损检测技术基础

9.4 常用无损检测技术基础

□ 常用的复材无损检测技术

- 声学 & 振动：超声、振动、声发射
- 光学：目视、内窥、激光（全息）
- 电磁场：射线、红外、微波、漏磁、涡流等
- 其它：渗透

9.4 常用无损检测技术基础

□ 目视与光学检测技术

利用人眼的视觉，或结合光学放大装置、辅助工具和仪器，依据检测人员对材料、工艺、结构等背景知识与经验，来对试件表面以及内部（内窥）进行直接或间接的侦察和检视。

- 目视检测技术（一般来说，对试件表面的观察判断）

- 增强目视检测（光学放大装置，望远镜、放大镜、显微镜等）

- 内窥检测/孔探技术

- 光学镜片组的光束传导（硬杆式/刚性内窥镜）

- 柔性光导纤维的光束传导（软管式/柔性内窥镜）

- 柔性电子（视频）内窥镜

- 光学（激光）干涉检测技术

9.4 常用无损检测技术基础

□ 目视与光学检测技术

● 适用性

- 飞机复合材料制造、维修、外场检测的常用方法
 - 可用于缺陷确认
- 使用前提
 - 被检零件表面合格的照明度
 - 检测人员有合理的目视能力
 - 检测人员经过专门培训（或有相关资质）

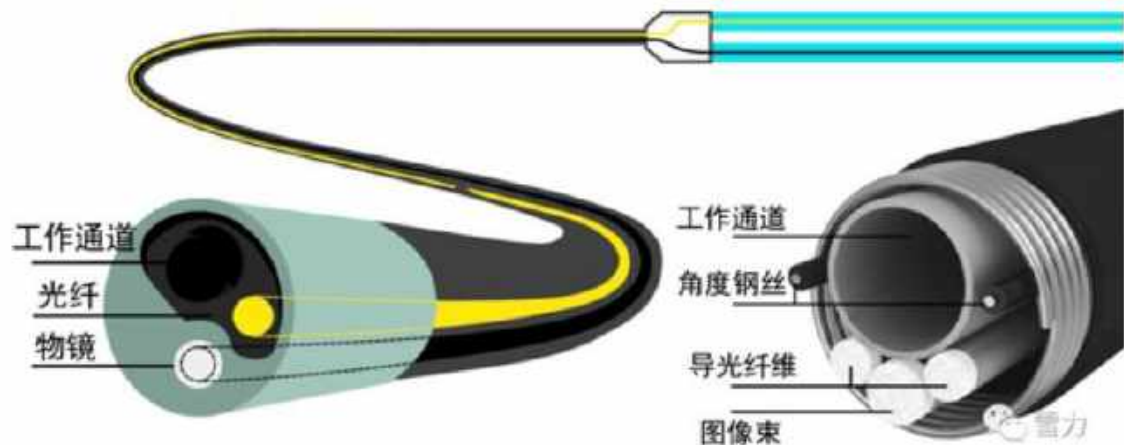
9.4 常用无损检测技术基础

□ 目视与光学检测技术

● 刚性内窥镜

➤ 光学透镜组

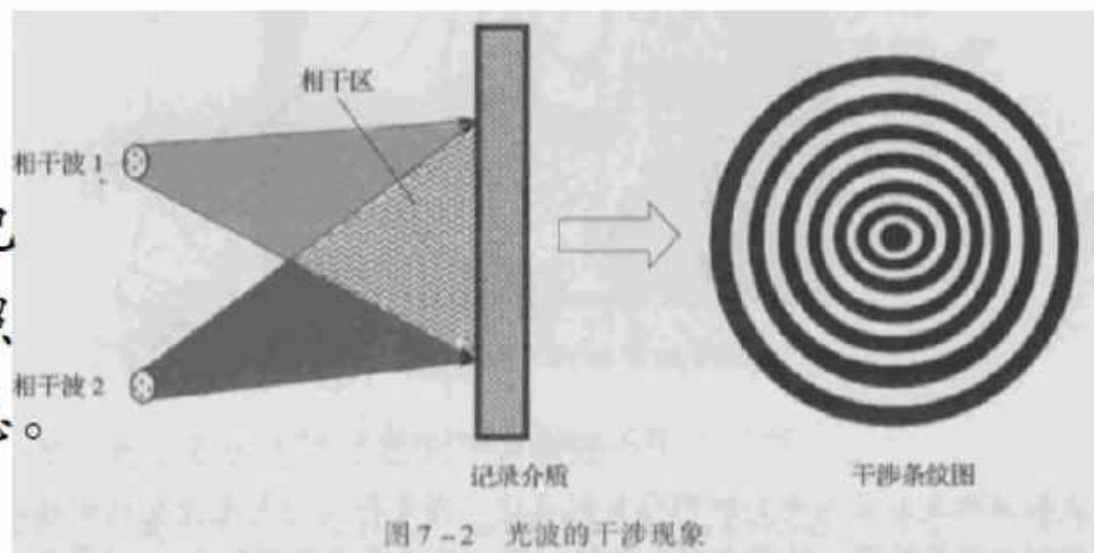
- 短距离、直线型内腔的检测
- 现代硬杆式内窥镜采用光导纤维传导光束
- 输出端可附加相机、摄像机



9.4 常用无损检测技术基础

□ 目视与光学检测技术

- 激光全息干涉成像法 (Holography Interferometry) 原理
- 分光：同一激光束，经分光光路，形成具有固定相差的参考光和物光。
- 干涉：两相干光束的干涉条纹图像，记录于全息干板或胶片。用光照射这种干板，就能以立体形式再现原来的物像。
 - 全息：普通照相的胶片上仅记录物光的振幅信息，而全息照相记录物光的振幅及相位信息。
- 判别：干涉条纹及其畸变反映缺陷区域。



9.4 常用无损检测技术基础

□ 激光干涉法无损检测原理

● 相干光源

- 单色激光光强度高、波长单一性好，具有良好的相干性。
通过分光光路等方法，由一束光源生成两束合适的相干光源。

● 工件加载

- 缺陷区域变形和应变异常。载荷：机械、振动、热、真空等。

● 干涉信号的接收与记录

- 记录干板、记录胶片、CCD相机或摄像机
- 观察或通过图像处理方法分析识别

9.4 常用无损检测技术基础

□ 目视与光学检测技术

● 应用

➤ 蜂窝夹层结构的检测

- 两次曝光HI检测方法
- 内部充气、加热、
表面真空加载



蜂窝结构板脱粘区的
全息再现干涉条纹

9.4 常用无损检测技术基础

□ 超声检测技术

■ 基本原理

- 超声波与试件相互作用，通过分析超声波的反射、透射和散射结果，进行试件的宏观缺陷检测、几何特性测量、组织结构和力学性能的检测和表征，进而对其特定应用性进行评价。



9.4 常用无损检测技术基础

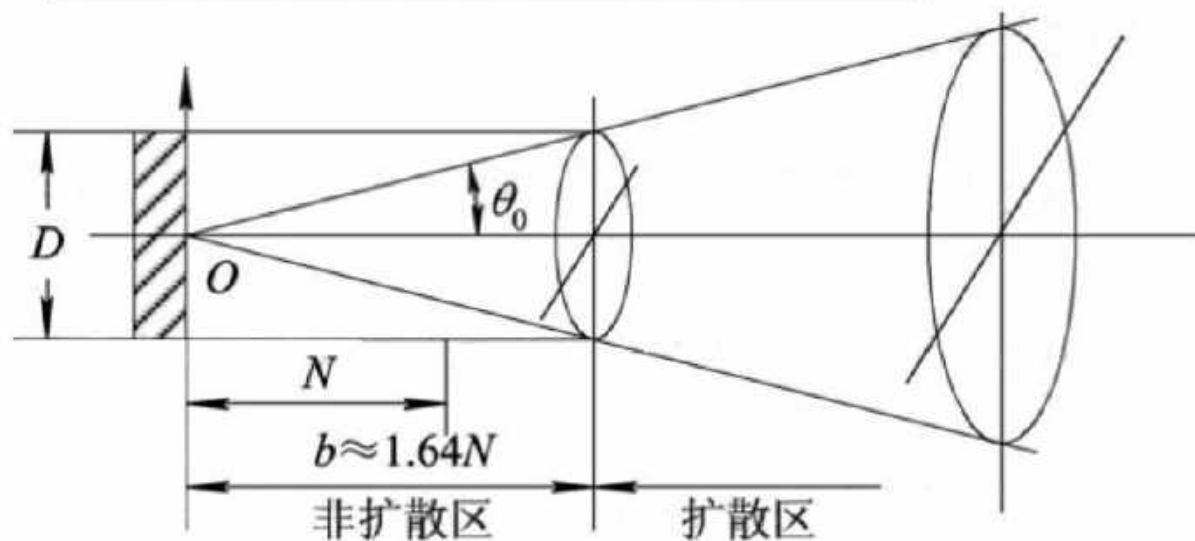
□ 超声检测技术

□ 声源的声场

◆ 实际情况



◆ 简化模型



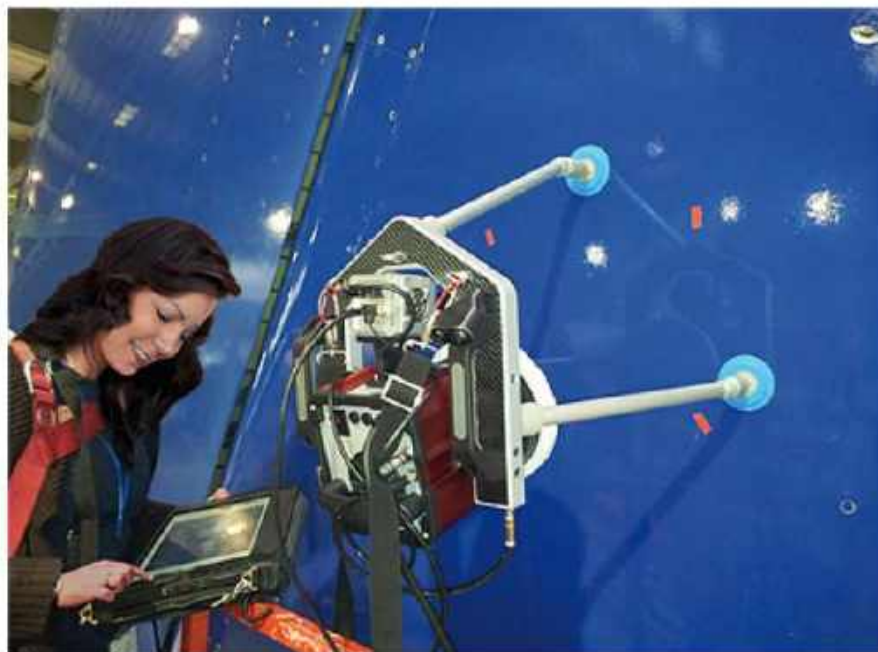
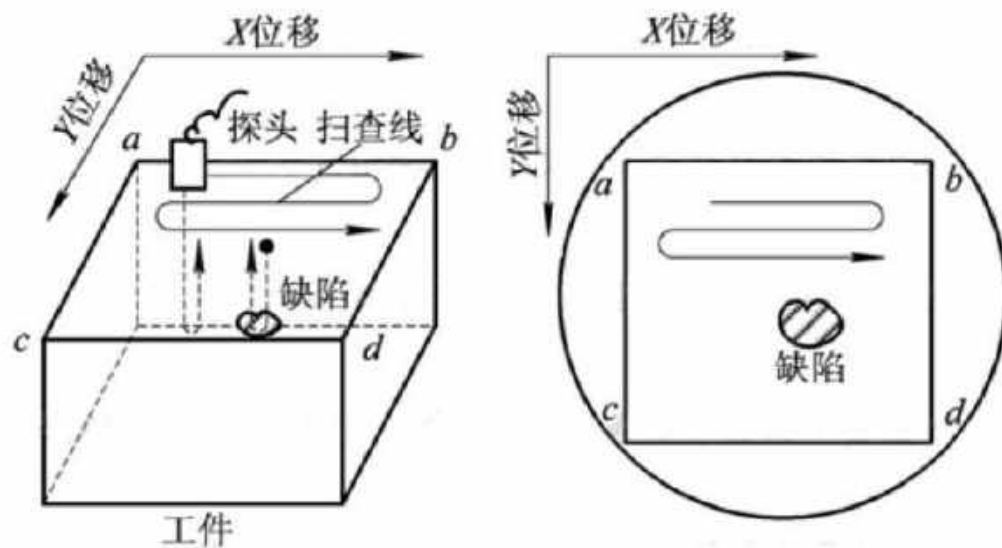
9.4 常用无损检测技术基础

□ 超声检测技术

● C型显示检测仪

图像横坐标和纵坐标都代表探头在工件表面扫描时的位置，探头接收信号的幅值以光点亮度表示。

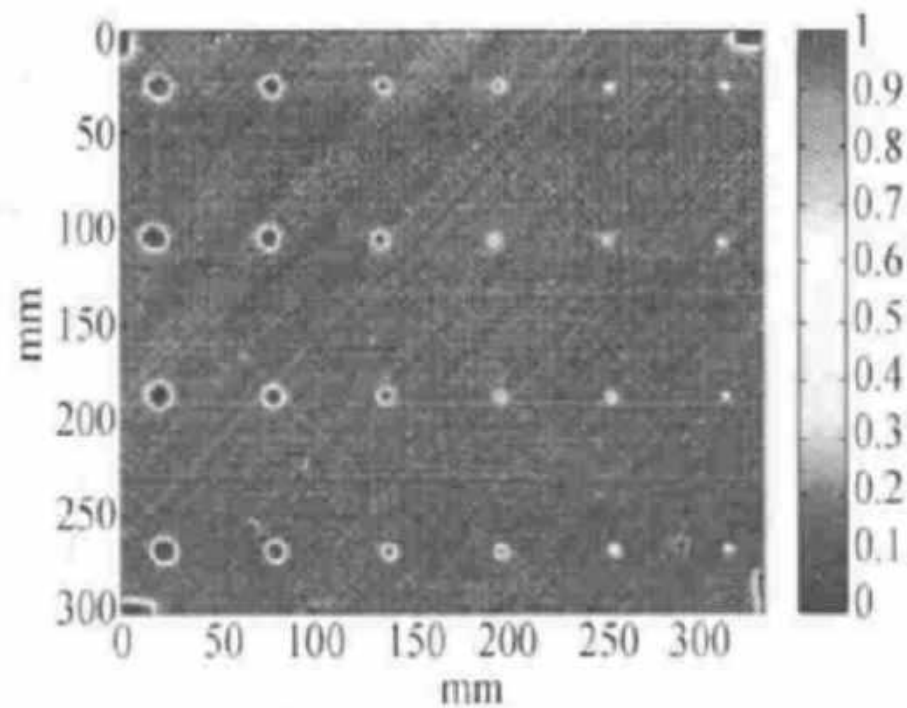
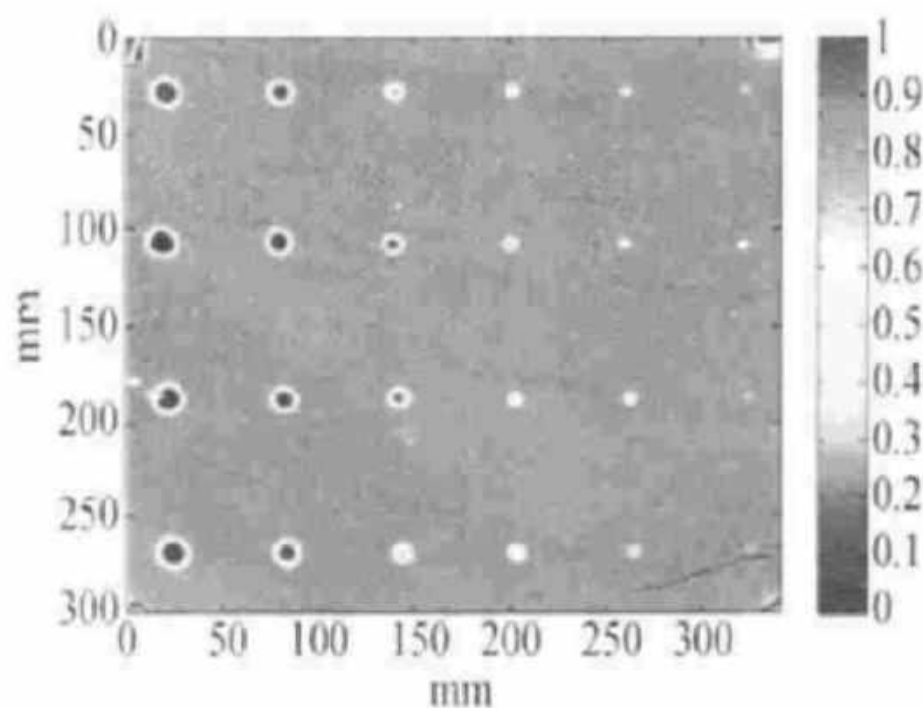
探头在工件表面移动时，显示屏上显示出工件内部缺陷的平面图像，但不能显示缺陷的深度。



9.4 常用无损检测技术基础

□ 超声检测技术

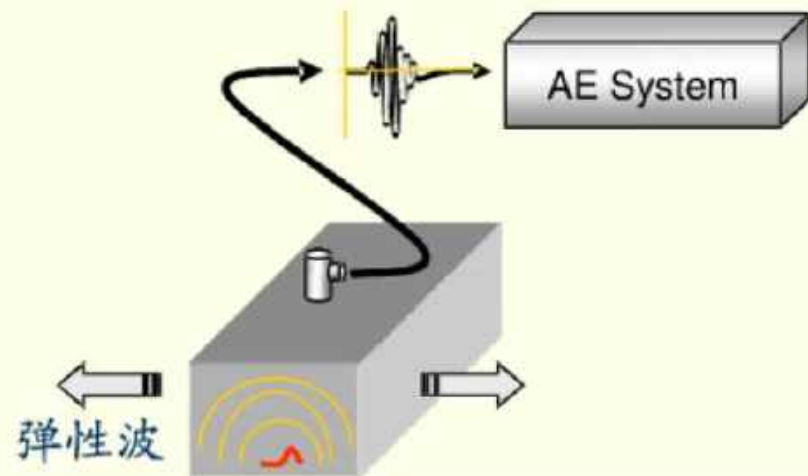
● CFRP板检测试件的C扫检测结果



9.4 常用无损检测技术基础

□ 声发射检测技术

- 以弹性波形式释放出应变能的现象称为声发射（AE, Acoustic Emission）。
- 用仪器（声发射仪）检测、记录、分析声发射信号和利用声发射信号推断声发射源的技术称为声发射技术。
- 材料或结构受外力和内力作用，产生变形和内部结构分布的不均匀，同时由于可能的材料内部固有缺陷，产生应力集中。应力集中的释放和应力的重新分布伴随塑性流动、微观龟裂、位错、断裂的萌生和发展等应变能的释放过程。一部分应变能以弹性波形式发射出去。



9.4 常用无损检测技术基础

□ 声发射检测技术

□ 声发射源：发射弹性波的位置（缺陷）称为声发射源。

◆ 频率范围

频率由次声波到超声波范围，部分为人耳听得见的声音。

大多数金属材料塑性变形和断裂时有声发射产生，但处于超声波范围。频率一般100~300KHz，信号强度很弱，人耳不能直接听见。

◆ 结构材料源

- 塑性变形、相变、亚临界裂纹扩展...

◆ 其它源

- 压力泄漏、摩擦及磨损、裂纹面闭合与摩擦、撞击、磁畴壁运动、燃烧、沸腾、融化与凝固、氧化膜和锈皮的开裂...

9.4 常用无损检测技术基础

□ 声发射检测技术

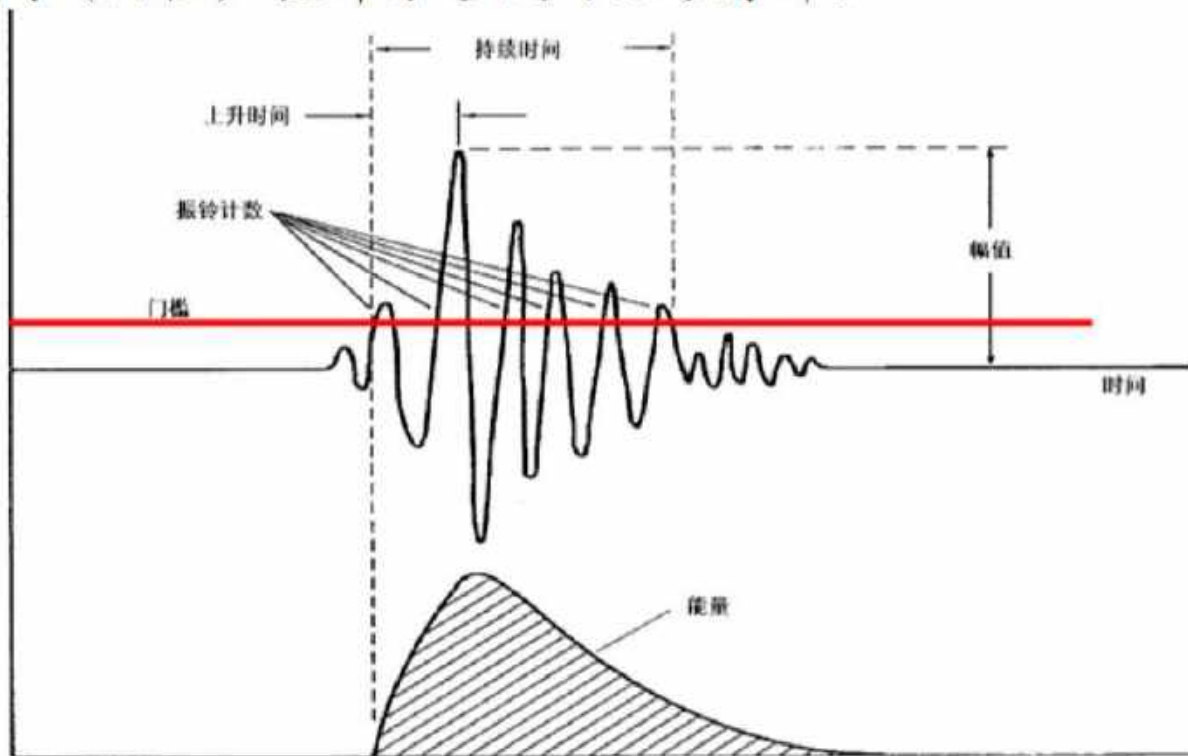
□ 声发射信号的表征参数

◆ 声发射事件

一个声发射脉冲信号激发声发射传感器所造成的一个完整振荡波形。波形经包络检波，信号超过设定的阈（门槛）值部分形成的矩形脉冲。

◆ 事件持续时间

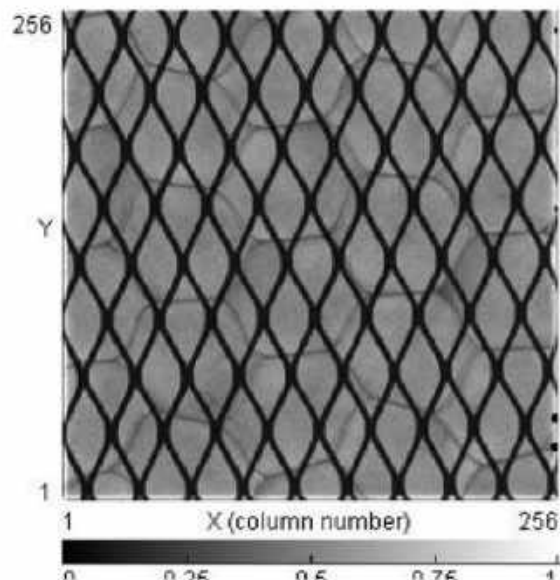
◆ 上升时间



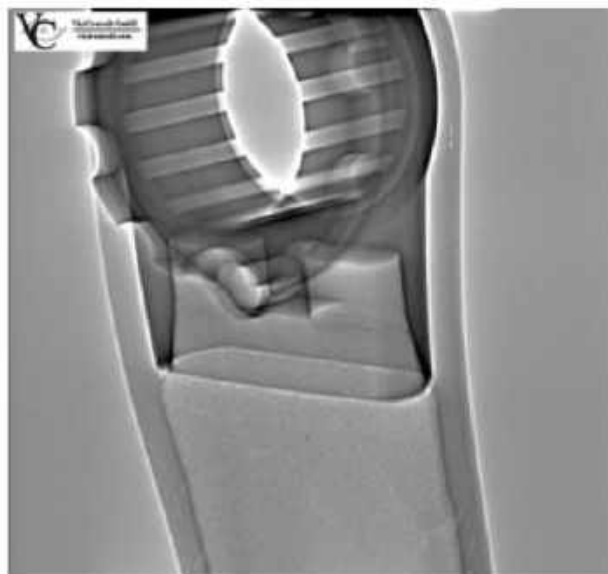
9.4 常用无损检测技术基础

□ 射线检测技术

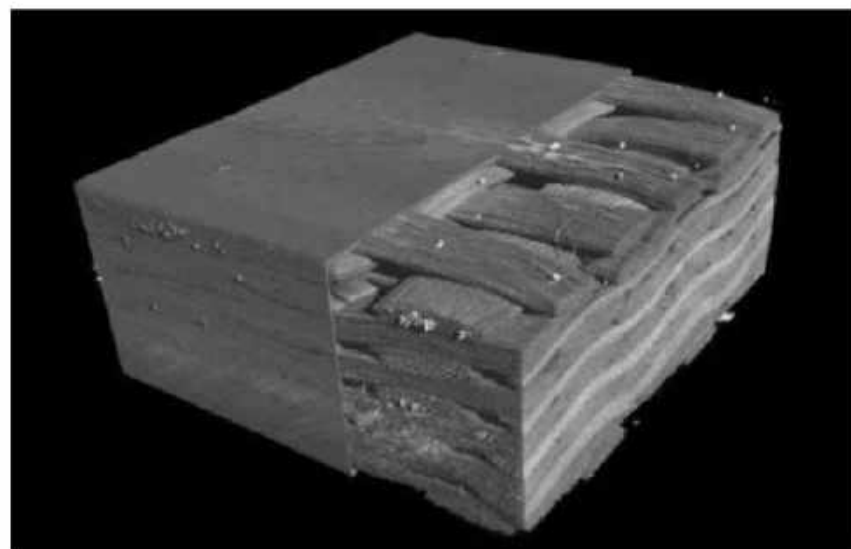
- 射线检测作为一种常规的无损检测方法，在工业领域应用已有近百年的历史。主要优点是能够得到被检测物体内部图像，图像直观反映内部的缺陷和组织。目前，在工业领域已经形成了射线照相检测技术、射线实时成像检测技术、CT技术等。



材料内部



零件扫描

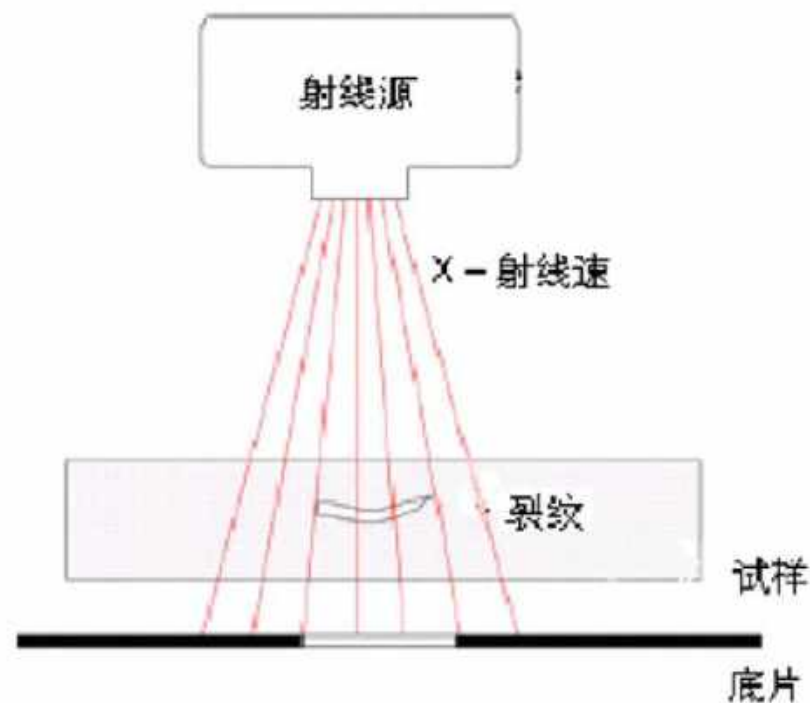


复材X光断层扫描并三维重建

9.4 常用无损检测技术基础

□ 射线检测技术

- X射线、高能X射线、 γ 射线、中子射线等穿过物质，与物质相互作用，强度逐渐减小。
- 当一种射线贯穿不同厚度、不同材质的材料时，强度减弱的程度不同，而工件中的缺陷总是引起工件厚度和材质的局部改变，因此，显示和测量穿透射线的强度及其分布，即可发现和判别缺陷。



9.4 常用无损检测技术基础

□ 射线检测先进技术

- 计算机层析成像
/CT

Computed Tomography



心脏和胸腔的CT层析图像

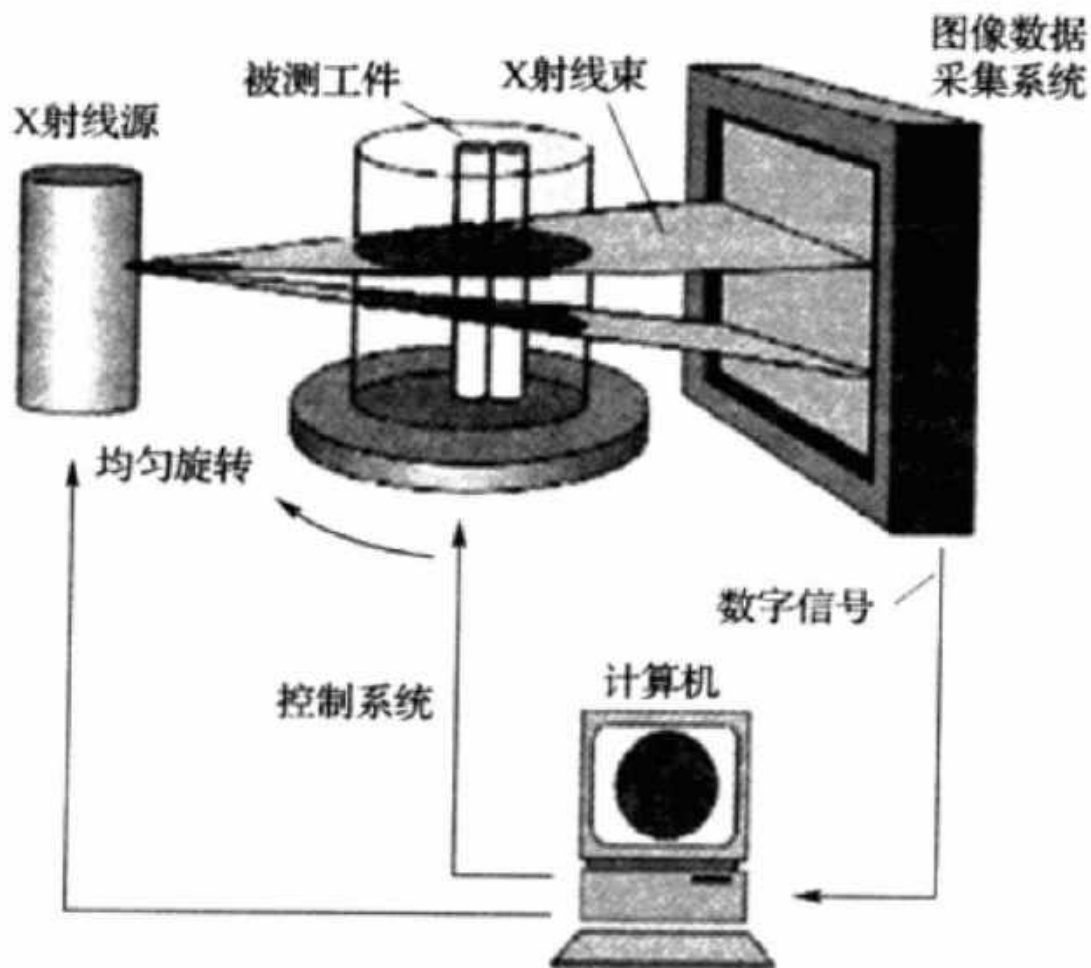


图 6 - 60 CT 技术成像原理示意图

9.4 常用无损检测技术基础

□ 射线检测技术

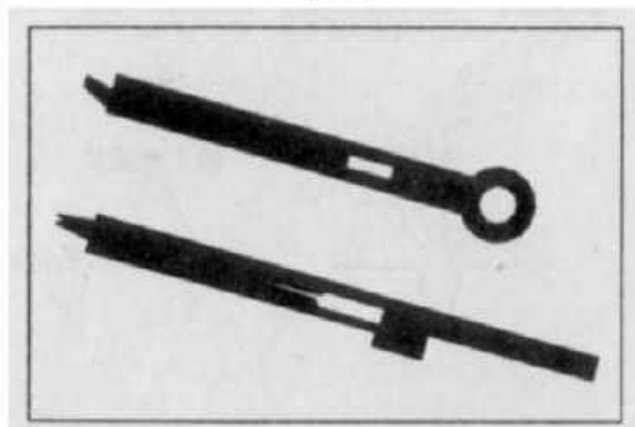
- 射线检测技术的应用效果



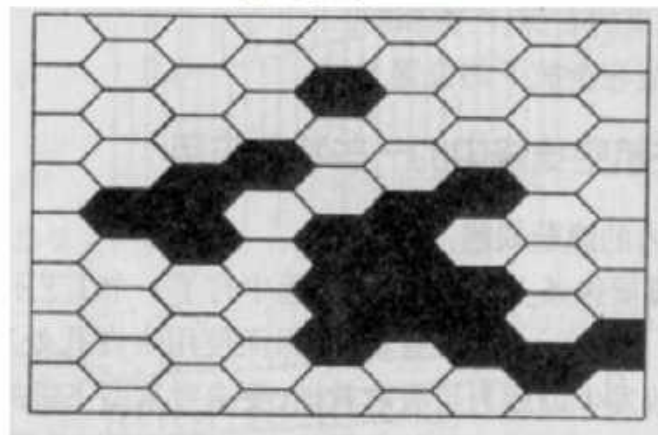
安检



健康检查



直升机钢索接头的X射线照片



透视蜂窝结构组织

9.4 常用无损检测技术基础

□ 振动检测技术

■ 激励

- 冲击载荷: 敲击、锤击产生 (含多种频率信号)
- 外部或内部单一频率或变频率的波动载荷

■ 作用

- 冲击信号中的相应频率信号, 激励被检测件产生机械振动 (共振); 特定频率载荷激励产生受迫振动。系统结构的差异, 体现在质量、刚度、阻尼等动力学属性的变化; 并引起振动模态(振型、频率)的变化。

■ 反馈: 包含振动模态、频率、相位、振幅等特征的信号

- 被检测件振动系统的位移/速度/加速度: 传感器 (压电换能器、线圈耦合等)
- 被检测件作为声源产生的声波: 人工判断、声信号换能器

9.4 常用无损检测技术基础

□ 振动检测技术

■ 原理

- 激励被检测件产生受迫振动或有阻尼的自由振动，通过测量被测件振动的特征，来判断其缺陷的一种无损检测方法。
- 通过振源激发被检测件振动，用压电换能器对系统响应进行测量。
- 反映被检测件振动特性的力阻抗作用于换能器，构成换能器负载。当负载发生变化时，换能器的某些特性也随之变化。

9.4 常用无损检测技术基础

□ 振动检测技术

■ 应用

□ 蜂窝结构的检测

- 采用脉冲激励方法，在脉冲激励传播至构件时取几微秒间隔的视图组成激光全息图。以下为CFRP板面的蜂窝壁板的检测结果，其中含有两个缺陷。



9.4 常用无损检测技术基础

□ 红外检测技术

■ 原理

- 任何温度高于绝对零度的物体都会产生红外辐射，辐射的主波长是温度的函数。
- 被测物体内部裂纹、缺陷影响材料的热传导性能，导致物体表面温度分布的差异，反映为不同波长的红外辐射。
- 通过接收物体发射的红外辐射，可以将其温度分布状况以图像的方式显示；通过发现被测物细微的热状态变化，为缺陷及隐患的判断提供依据。

9.4 常用无损检测技术基础

■ 红外检测用途

□ 军事观察



红外夜视

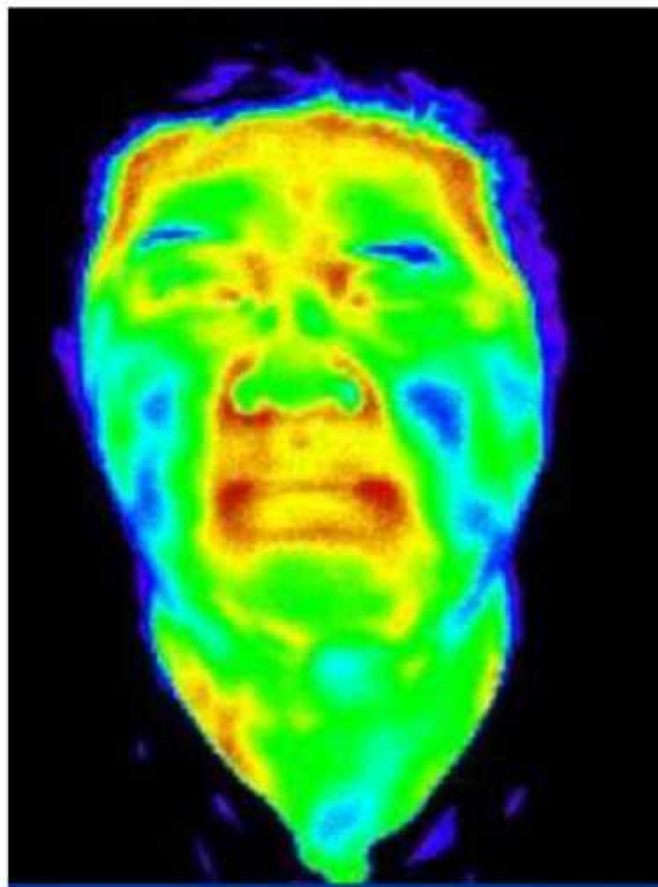


红外热成像

9.4 常用无损检测技术基础

■ 红外检测用途

□ 医学测试与成像

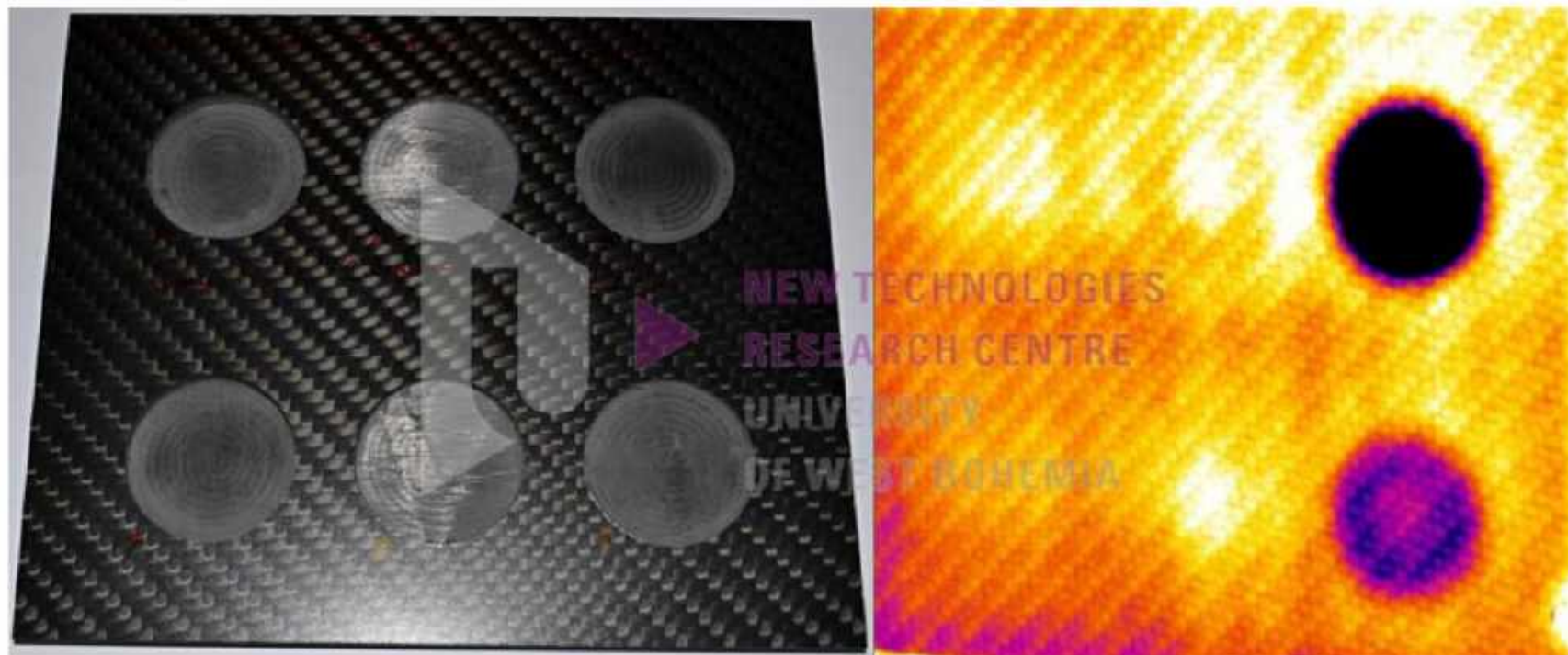


9.4 常用无损检测技术基础

■ 红外检测用途

□ 材料缺陷

◆ 复合材料上不同深度的孔

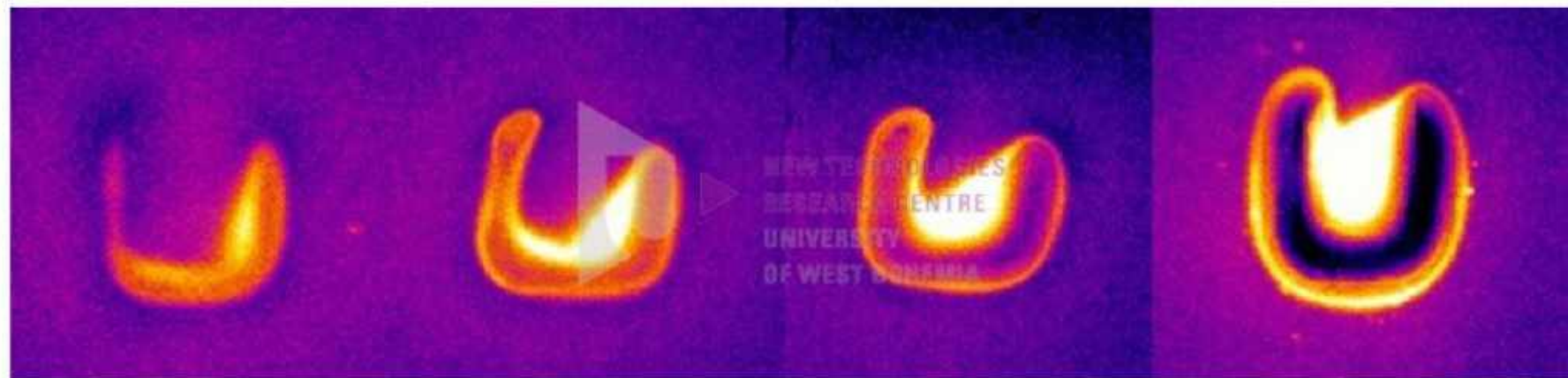


9.4 常用无损检测技术基础

■ 红外检测用途

□ 材料缺陷

◆ 激光焊接过程



9.4 常用无损检测技术基础

□ 微波检测技术

□ 背景介绍

随着航空航天工业的发展，大量新型材料被采用，而这些材料用X射线和超声波检测难以得到满意的检测结果，而微波能够贯穿介电材料，穿透声衰减很大的非金属材料。因此，微波检测技术在大多数非金属和复合材料内部缺陷检测及各种非电量测量等方面得到广泛应用。



9.4 常用无损检测技术基础

□微波检测

□原理

➤微波的特点

微波是一种波长介于红外光与无线电波之间的电磁波，波长范围约为1000mm~1mm，相应频率为300MHz~300GHz。

定向传播；准光学特性；传输特性好；可穿透大多数非金属材料；入射金属的反射大，衰减剧烈。

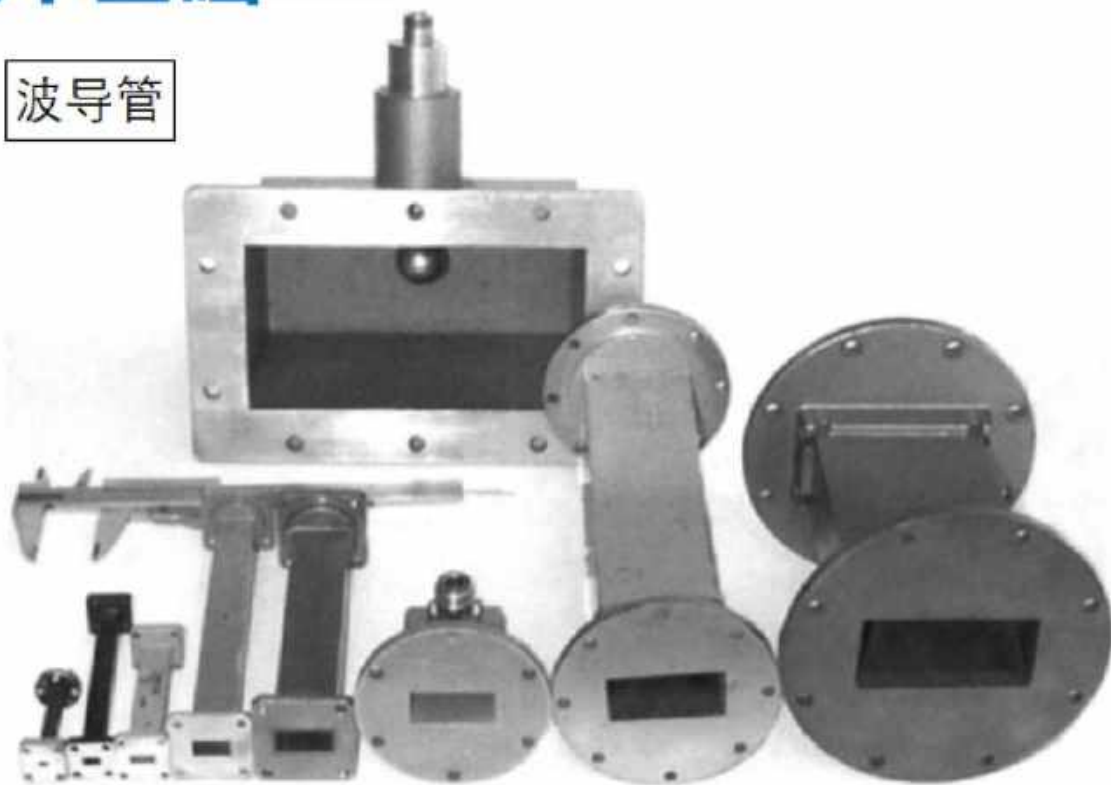
➤检测原理

通过研究微波的反射、透射、衍射、干涉、腔体微扰等物理特性的改变，以及介电常数和损耗角正切的相对改变所导致的微波基本参数如波幅、频率、相位角的变化，通过上述变化对待测试样做出是否有缺陷相应的判断，及参数测定。

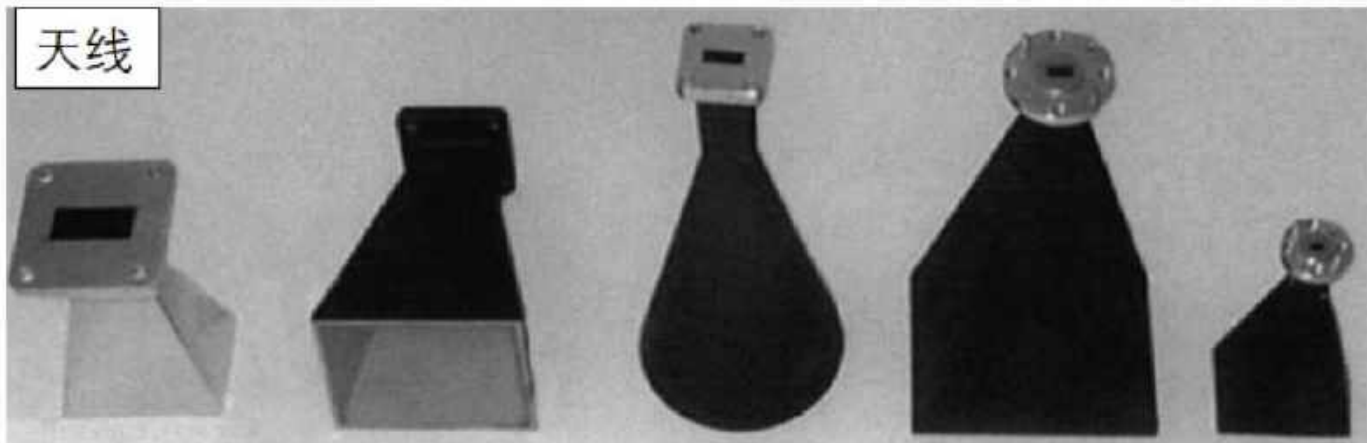
9.4 常用无损检测技术基础

□ 微波检测设备

波导管



天线



9.4 常用无损检测技术基础

□ 微波检测

□ 应用

微波检测作为常规无损检测方法的补充，适用于检测增强塑料、陶瓷、树脂、玻璃、橡胶及复合材料等，也适于检测各种胶接结构和蜂窝结构的分层、脱粘、以及金属表面裂纹等。

如微波扫频反射计检测胶接结构件火箭用烧蚀喷管，微波检测仪检查雷达天线罩的内在质量等。

9.5 总结

- ① 复合材料在材料制备、工艺成形、加工装配、服役过程各阶段均有可能产生失效，出现各种类型的缺陷。
- ② 复合材料及其制品的生产过程质量管理、零部件与整机的出厂质量鉴定、服役产品（试制产品）的在役检验与维护，均需要及时发现缺陷的存在，以确保产品的结构、功能和性能的完整性，使用的安全性等要求。
- ③ 无损检测技术是发现材料和产品失效与缺陷的有效手段。
- ④ 复合材料内部多相构成、各向异性；种类多样，不同材料间性能差异大；制造过程的复杂程度不同，使用场合各异。导致没有单一的无损检测技术能适用各种材料，且满足检测的精度、效率等各项需求。

9.5 总结

- ⑤ 需要综合考虑复合材料的生产特性、结构特征、载荷特性等，选择合适的检测手段；当前复合材料的检测中，往往采用两种或多种手段的结合。
- ⑥ 随着人工智能、计算机技术与信号分析技术的发展，复合材料检测的结果往往与数据的统计、信号的分析方法密切相关，甚至数据的处理与分析方法更为重要。
- ⑦ 无损检测包括复材的无损检测技术不是一成不变的，而是不断发展进步的。现有技术会继续发展，新技术会不断出现。

复习题：

1. 复合材料在加工制造与使用过程中，为什么会出现缺陷？典型的复合材料缺陷形式有哪些？
2. 什么是无损检测技术？在复合材料及其产品的制造、检定、维修等阶段使用无损检测技术的目的是什么？
3. 对于复合材料的无损检测，有哪些典型的技术？基本原理如何？



10 复合材料结构的生产性设计

Production design of composite material & structures

复合材料结构制造技术

Manufacturing Technologies of Composite Structure

10.1 引言

结构的生产性，又称结构的工艺性，是指在保证结构使用要求的前提下，按规定的产量和生产率，以最低的费用、最短的时间制造出来的结构应具备的综合特性。

复合材料结构设计的生产性是根据性能与成本的效益比来**确定**，并由设计方案与成形工艺方法是否严格协调来**证明**。复合材料结构件的成本主要包括设计、材料、制造和维修成本，其中制造成本是主要成本。在设计阶段所采取的各种措施，将综合反映在以下几方面的工作中：

- (1) 根据设计理念、总体分析、试验、使用要求编制总体设计技术要求；
- (2) **制定初步设计方案**；
- (3) 制定详细设计方案；
- (4) 材料和成形工艺选择，结构件成形工艺试验；
- (5) 制定结构件质保大纲和维修大纲；
- (6) 对设计、材料、成形工艺、质保大纲和维修大纲的协调完善和最终确定。

10.2 材料与成型工艺的选择

10.2.1 设计选材原则

设计选材的一般原则是：

- (1) 设计选材应以满足结构设计要求、低成本为基本点；
- (2) 应满足使用环境要求，并具有良好的韧性和耐冲击、耐湿热、耐侵蚀、耐老化性；
- (3) 应满足电磁性能、阻燃、燃烧烟雾毒性等特殊性能要求；
- (4) 应具有良好的工艺性，机械加工性、可修补性；
- (5) 应具有与不同材料良好的匹配性；
- (6) 应具有良好的环境相容性；
- (7) 优先选用已有使用经验的材料；
- (8) 材料品种不宜多，供货渠道稳定可靠，尽可能立足国内。

10.2 材料与成型工艺的选择

10.2.1 设计选材原则

在设计选材时，主要考虑的性能包括以下几个方面。

(1) 首先考虑复合材料的使用温度，根据结构最高工作温度来初步选定树脂基体类型。**环氧树脂一般工作使用温度为80~120℃，双马树脂一般工作使用温度为130~180℃。**

(2) 着重考虑反映缺陷 / 损伤和环境影响因素的性能。如冲击后压缩强度(CAI)、开口拉伸强度、湿热环境条件下性能保持率等。

(3) 着重考虑与固化工艺有关的参数。如固化温度、时间、压力，后处理温度和时间，对辅助材料的要求等。

(4) 考虑与特殊性能要求相关的性能，如满足电磁性能、阻燃等特殊要求。

(5) 采用RTM和RFI工艺成型时，需要选专用的树脂体系。

10.2 材料与成型工艺的选择

10.2.1 设计选材原则

设计选材需要综合考虑选材原则和性能要求，几种典型的复合材料特性比较：

类型	碳纤维 / 树脂	玻璃纤维 / 树脂	芳纶纤维 / 树脂
密度	较小	较大	小
加工	较容易	容易	较难
比拉伸强度	高	较高	最高
比压缩强度	最高	较高	最低
刚度	高	低	中等
抗冲击能力	差	中等	好
延伸率	小	大	中等
耐湿性	好	较好	差
透波性	不透电波	良好	最好
热膨胀系数	沿纤维方向接近零	适中	沿纤维方向接近零
可选用形式	厚度规格较少	多	厚度规格较少
成本	高	低	较高

10.2 材料与成型工艺的选择

10.2.2 树脂的选择

在复合材料中，树脂基体的作用是：

- (1) 支撑增强材料，通过界面剪切应力形式将外载荷传递给增强材料；
- (2) 保护增强材料，以免受环境侵蚀；
- (3) 复合材料的横向性能、压缩性能、剪切性能、韧性等性能主要取决于树脂基体；
- (4) 复合材料的工作温度、耐湿 / 热性能、耐老化性能取决于树脂基体；
- (5) 直接影响复合材料制件成形工艺，如黏性、铺叠性、凝胶时间、预浸料贮存稳定性、固化温度、固化压力、固化时间等。

10.2 材料与成型工艺的选择

10.2.2 树脂的选择

在选择树脂时，应根据树脂基体的上述作用综合考虑其性能。几种常用树脂体系性能比较见下表：

	工艺性	力学性能	耐热性	韧性	稳定性	成本	复合用纤维	使用范围
聚酯	优	差	差	差	良	低	玻璃短纤维	表面装饰
酚醛	良	中	低	差	优	低	玻璃纤维	内装饰
环氧	优	良	低	优	优	中	碳、玻璃、芳纶	中温结构件
双马来酰胺	良	优	中	良	优	中	碳、玻璃、芳纶	高温结构件
聚酸亚胺	差	优	高	良	优	高	碳、玻璃、芳纶	高温结构件
热型性树脂	差	优	中	优	优	中	碳、玻璃、芳纶	中温结构件

10.2 材料与成型工艺的选择

10.2.3 纤维的选择

选择增强纤维时，主要考虑的是纤维的拉伸模量、拉伸强度和密度。飞机上常用的纤维性能比较见下表：

纤维品种		拉伸模量 / CPa	拉伸强度 / MPa	断裂延伸率 / %	密度 / (g / cm ³)
碳纤维	T300	230	3530	1.50	1.76
	T7705	230	4900	2.10	1.80
	T8001H	294	5490	1.90	1.81
	AS4	248	4070	1.65	1.80
	VILL	235	3600-4300	1.50-1.80	1.76
	IM6	300	5100	1.75	1.75
	IM7	300	5400	1.85	1.80
芳纶	凯芙拉49	130	3620	2.60	1.44
	凯芙拉149	185	3500	2.00	1.47
S-玻璃纤维		86	4500	4.50	2.49
硼纤维		400	3800	1.00	2.50
铝合金		72	400	>5	2.70
钢		200	420	>5	7.80
钛合金		120	710	>5	4.50

10.2 材料与成型工艺的选择

10.2.4 模具的选择

碳纤维树脂基复合材料常用的模具有金属模具、复合材料模具、木模、橡胶模具等，但应用最广泛的是金属模具。

碳纤维树脂基复合材料成形模具的设计一般遵循以下原则：

- a. 要脱模方便。尽可能采用凸模设计方案，以便铺叠和脱模；脱模过程中对制件不能产生损伤；复杂形状产品应设计成易拼装拆卸的组合模。
- b. 满足结构件设计的精度。模具尺寸精确，表面光滑、平整、密实、无裂缝、无针眼。
- c. 有足够的强度和刚度。
- d. 有足够的热稳定性，防止加热时变形，影响产品质量。
- e. 模具热容量小，以便在热压罐里能均匀升温。
- f. 由于热膨胀的影响，不能将金属阴模制成连续封闭的整体，以免在降温时复合材料在密封的整体模腔内承受巨大的压应力，导致制件损坏。
- g. 重量轻，方便搬运。
- h. 模具加工成本低。

10.2 材料与成型工艺的选择

10.2.5 成型工艺的选择

成型工艺的选择原则包括以下几个方面：

- (1) 满足制件的形状和尺寸。所选工艺既要满足构件的形状尺寸要求，也要满足结构装配精度要求。
- (2) 满足制件的性能要求。性能要求高的制件，一般采用热压罐成形。
- (3) 制件数量的多少。数量大的制件应考虑连续生产问题，包括模具的制造和成形工艺。
- (4) 允许的生产条件，包括现有或新增的场地和设备。
- (5) 生产成本低，包括场地、设备、模具、人工、检验成本。
- (6) 优先选用有使用经验的成形工艺方法。

10.2 材料与成型工艺的选择

10.2.5 成型工艺的选择

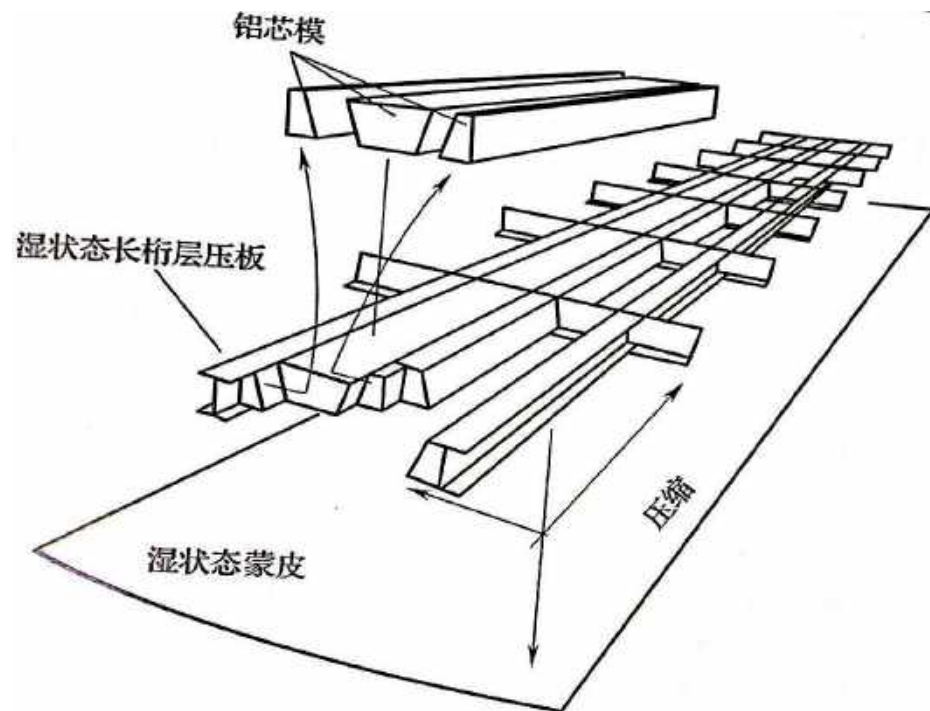
成型工艺的选择原则包括以下几个方面:

树脂浸注方式	成形方法	制件尺寸	生产效率	特点
预浸料	热压罐成形	中-大	低	设备投资大, 生产效率低, 制件质量高, 适合各类复杂构件
	真空袋成形	中-大	低	设备投资少, 模具费用低, 制件质量低
	压力袋成形	中-大	低	设备投资少, 工艺简单
	软模成形	中	中	工艺成形对模具要求高, 适用于整体性较高的成形
	模压成形	中-大	中	尺寸精度高, 表面光滑, 适合生产形状复杂, 大批量制品。模具费用高, 产品质量中等
	铺丝束带法	中-大	高	适合自动化快速生产, 产品精度高, 废品率低, 设备投资品贵
在线浸润	缠绕成形	小-大	低-高	产品强度高, 质量稳定, 重复性好, 易机械化和自动化生产
	纤维铺放	小-大	中-高	高度自动化, 适合各类复杂形状结构
	拉挤成形	长尺寸	高	适合长度方向较大产品, 生产效率高, 设备投资大
注入预成形体	RTM	中-大	低	适用于形状复杂的小型整体制件, 精度高, 连接件少, 适合缝纫和编织技术, 模具费用高, 批量生产可显著降低成本
厚度方向渗透预成形体	RFI	中-大	低	现有模具即可进行树脂膜熔浸成形, 适合缝纫和编织技术, 制件空隙率低, 质量好, 适用于大型复杂壁板加筋结构, 成本低
	SCRIMP	中-大	低	设备要求低, 模具费用低, 适合平板和小曲率层合板

10.3 复合材料机翼整体壁板案例

如图所示为一种应用于垂尾的整体机翼壁板设计制造一体化方案。预浸料铺放在组合式铝模上，随后被制成长桁和肋组件的框架结构。模具定位后安装在夹具上，并进行机械预压实。将完整的装置（铝模+长桁+肋组件）放置在湿状态的复材蒙皮（铺带制备）上，并打真空袋。在随后的热压罐固化环节中，蒙皮与长桁和肋组件预浸料完成材料固化，也就是**蒙皮筋条（长桁和肋缘条）共固化**。最后，通过铝制模具的热膨胀将长桁腹板压实，长桁腹板的体积是由铝模的轮廓确定的。

采用I形长桁和组合式铝制模具，通过共固化一次成形的整体式“湿-湿法”成形技术



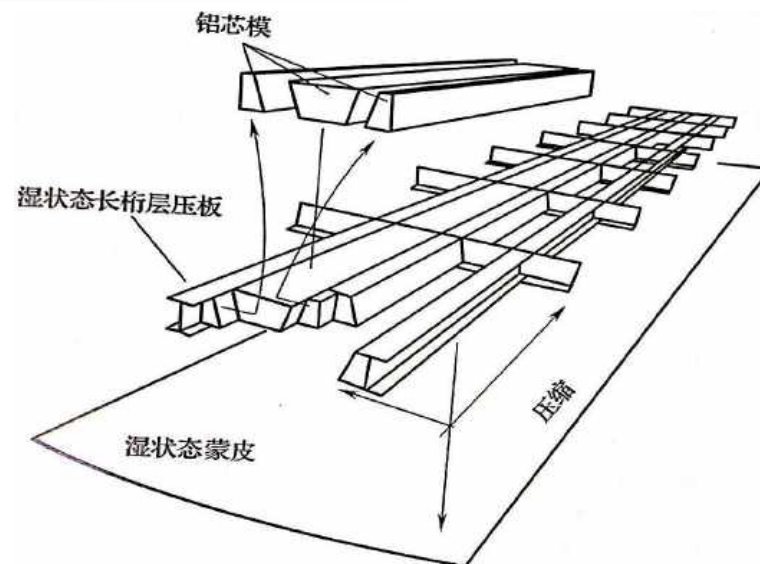
10.3 复合材料机翼整体壁板案例

该方法优点：

- (1) 壁板一次成形，也就是蒙皮和长桁仅需进行一次热压罐；
- (2) 可以组合成肋组件的连接框架；
- (3) 长桁截面沿展向可变，实现重量优化；
- (4) 长桁不需要单独连接（铆钉少，重量轻，装配简单）；
- (5) 长桁的方向具有很大的设计自由度。

缺点：

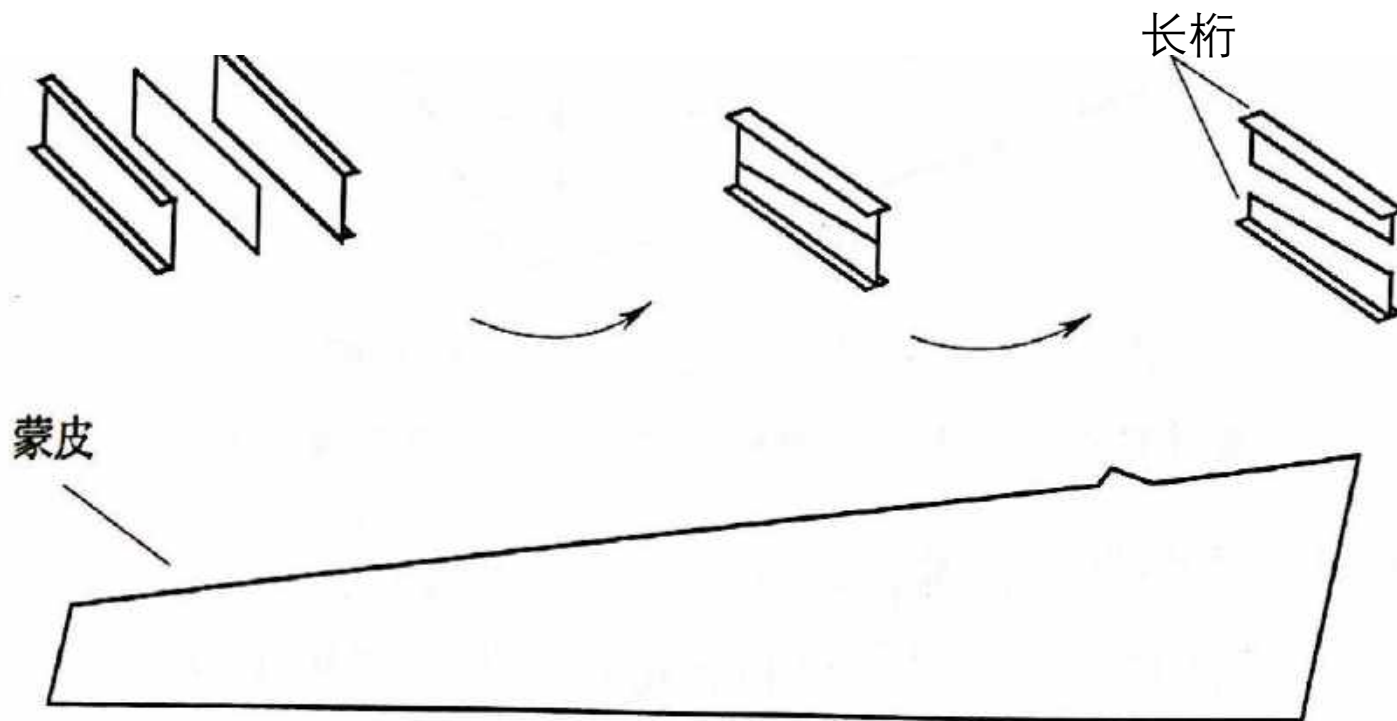
- (1) 需要大量的独立且昂贵的金属模具；
- (2) 如果预浸料的黏性不合适，则很难将预浸料全部自动化铺放到模具上；
- (3) 手工脱模困难；
- (4) 模具清理困难；
- (5) 压实装置和模具放置装置（沿长桁横向的预压实）、平移及转动机械装置投入成本高；



- (6) 厚度调整灵活性差，例如，当设计方案改变时，就需要更新模具；
- (7) 预浸料中局部树脂含量的变化容易引起质量问题（如孔隙率）；
- (8) 长桁缘条与蒙皮的过渡区域会形成尖锐的边缘；
- (9) 面板内玻璃纤维铺层（腐蚀防护层或其他）的整体化困难。

10.3 复合材料机翼整体壁板案例

另一种设计方案如下图，**长桁单独制造**，当需要T形加强长桁时，可以通过将I形长桁进行纵向分切得到。固化长桁放置在湿状态的蒙皮（铺带制成）上，抽真空后放置在热压罐中，长桁和蒙皮一起固化。通常会在长桁和蒙皮之间铺放一层胶膜，这样会提高断裂韧性。如果长桁为等截面制造（如拉挤成形），则蒙皮上可以布置不同截面的长桁：首先在内侧布置最大截面的长桁，然后布置较小截面的长桁。但是，这样就需要在长桁之间进行机械连接，应综合权衡机械连接带来的附加增重与长桁截面减小带来的减重之间的关系。也可以采用优化之后的单独的变截面长桁，但相比等截面长桁，该方案制造成本会提高。



独立设计，长桁单独成形，然后在第二步中通过**共胶结的方式**成形

10.3 复合材料机翼整体壁板案例

可以总结出以下优点：

- (1) 长桁制造转包以及质量检验更容易；
- (2) 利于制定长桁（具有相同截面形状的长桁）的标准；
- (3) 壁板制造的加工工作量较小；
- (4) 模具安装工作量和脱模力相对较小。

然而，这种方式也有一些缺点：

- (1) 当采用一系列长桁时，长桁之间需要连接，会导致额外的装配工作量和增重；
- (2) 在湿状态的蒙皮上，很难保证长桁位置的准确度；高温下的低黏度以及真空袋在长桁腹板上的作用力均会引起位置变化；
- (3) 长桁位置的偏差会引起装配困难；

10.3 复合材料机翼整体壁板案例

缺点（续）：

（4）肋组件连接件需要单独装配；

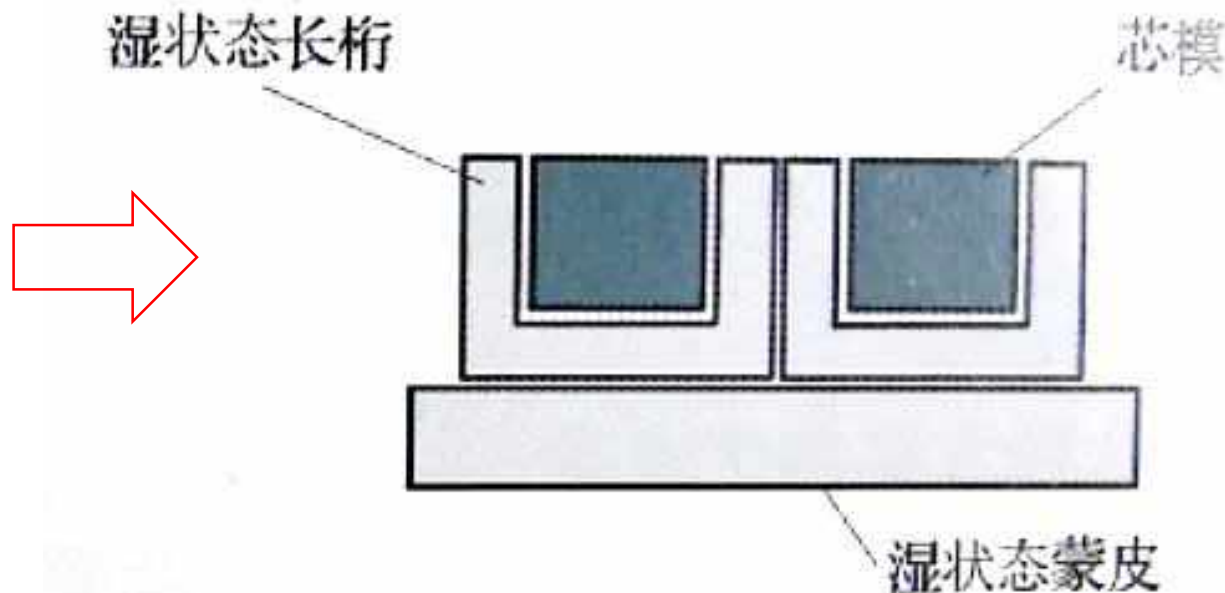
（5）在干状态长桁缘条与湿状态蒙皮的过渡区，会产生蒙皮铺层的移动；
这种情况下，就需要使用昂贵的橡胶辅助材料（压力垫），以确保在固化时有更稳定的压力分布；

（6）长桁缘条与蒙皮的过渡区会形成尖锐的边缘。

10.3 复合材料机翼整体壁板案例

下图所示的是另外一种设计方案，将预浸料铺贴成平面层合板（二维铺放，热隔膜成型）。切割之后，结合红外热辐射和模具上的柔性隔膜，将平板真空热压成形为U形截面。模具以及U形层合板放置在湿状态的蒙皮上，用真空袋抽真空后放入热压罐中，完成长桁和蒙皮的共固化。金属模具的热膨胀可以确保对长桁腹板施加压力。

湿状态U形长桁与湿状态蒙皮的**整体共固化成形**



10.3 复合材料机翼整体壁板案例

优点:

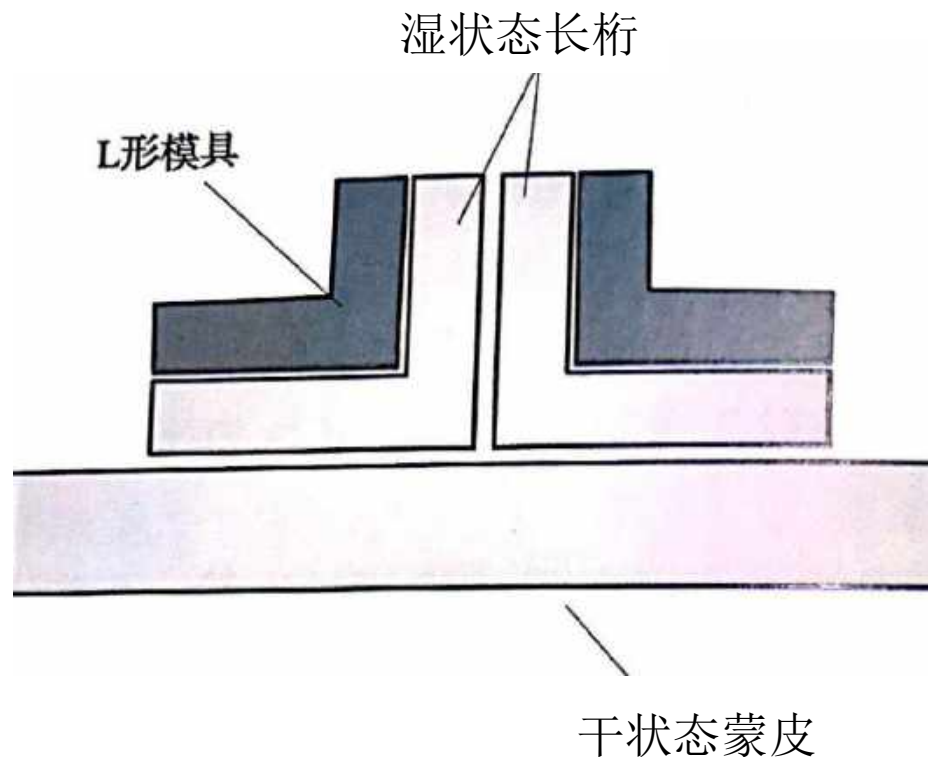
- (1) 一次成形，仅需进行一次热压罐；
- (2) 相对“湿-湿法”整体成形方案，所需的金属模具少；
- (3) 长桁定位精准；
- (4) 长桁不需要额外的连接（铆钉数量少，重量轻，易装配）；
- (5) 壁板内侧易于铺放绝缘玻璃布层；
- (6) 蒙皮-长桁间没有尖锐的边缘。

缺点:

- (1) 长桁腹板和蒙皮铺层顺序的设计自由度有限，因为蒙皮上部铺层同时也是长桁腹板铺层的一部分；
- (2) 当长桁腹板厚度改变时，需要采用新的工装夹具；
- (3) 预浸料中局部树脂含量的变化容易引起质量问题（如孔隙率）；
- (4) 肋组件连接件需要单独装配；
- (5) 长桁腹板位置必须垂直于工装平面，否则会造成脱模困难；
- (6) 压实装置（沿长桁横向的预压实）、平移及转动机械装置投入成本高。

10.3 复合材料机翼整体壁板案例

下图所示的方案中，蒙皮单独进行固化，长桁先铺放成平板并进行切割，然后通过真空加热的方法在L形模具上成形，模具是由金属机械加工而成，厚度不低于10mm。一根长桁由一对反向的L形模具和层合板组成。在热压罐中对长桁进行固化以及长桁和预固化蒙皮进行共胶结时，模具位置可以保持不变。



10.3 复合材料机翼整体壁板案例

优点：

- (1) 长桁腹板、长桁缘条以及蒙皮的厚度可以灵活变化；L形的模具可以用于不同的长桁厚度，只需要对圆角区的填料进行调整。
- (2) 长桁不需要额外的连接（铆钉数量少，重量轻，易装配）。
- (3) 相对于单独制造每个长桁的方案，所需工装夹具少。
- (4) 长桁对蒙皮层合板没有负面影响，例如，在蒙皮-长桁的过渡区，局部压力的变化不会对蒙皮产生不利影响。
- (5) 蒙皮-长桁整体成形中所需辅料少（硅胶垫等）。
- (6) 蒙皮成形及加热加压设备简单。
- (7) 预固化蒙皮易检验（可快速C扫描）。
- (8) 可以通过对长桁工装和蒙皮工装的局部固定实现长桁的精准定位。
- (9) 局部蒙皮的厚度变化或厚度公差可以通过调整湿状态长桁铺层完善。

10.3 复合材料机翼整体壁板案例

缺点：

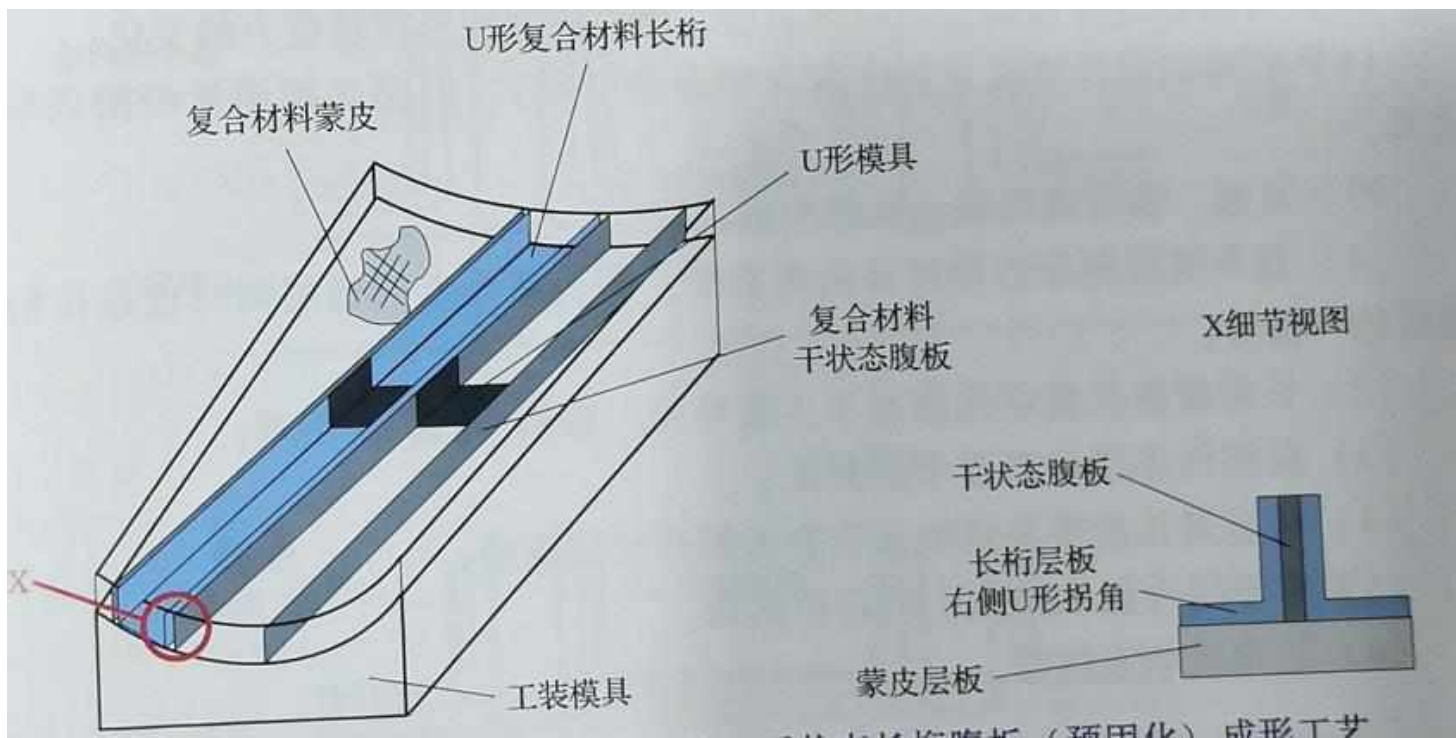
- (1) 需要两次固化过程；
- (2) 在工装上定位及安装长L形的长桁模具较困难；
- (3) 在加筋板的内表面铺贴玻璃布比较困难；
- (4) 长桁缘条与蒙皮的过渡区域会形成尖锐的边缘；
- (5) 肋组件的连接件需要单独装配。

10.3 复合材料机翼整体壁板案例

最后一种方案：

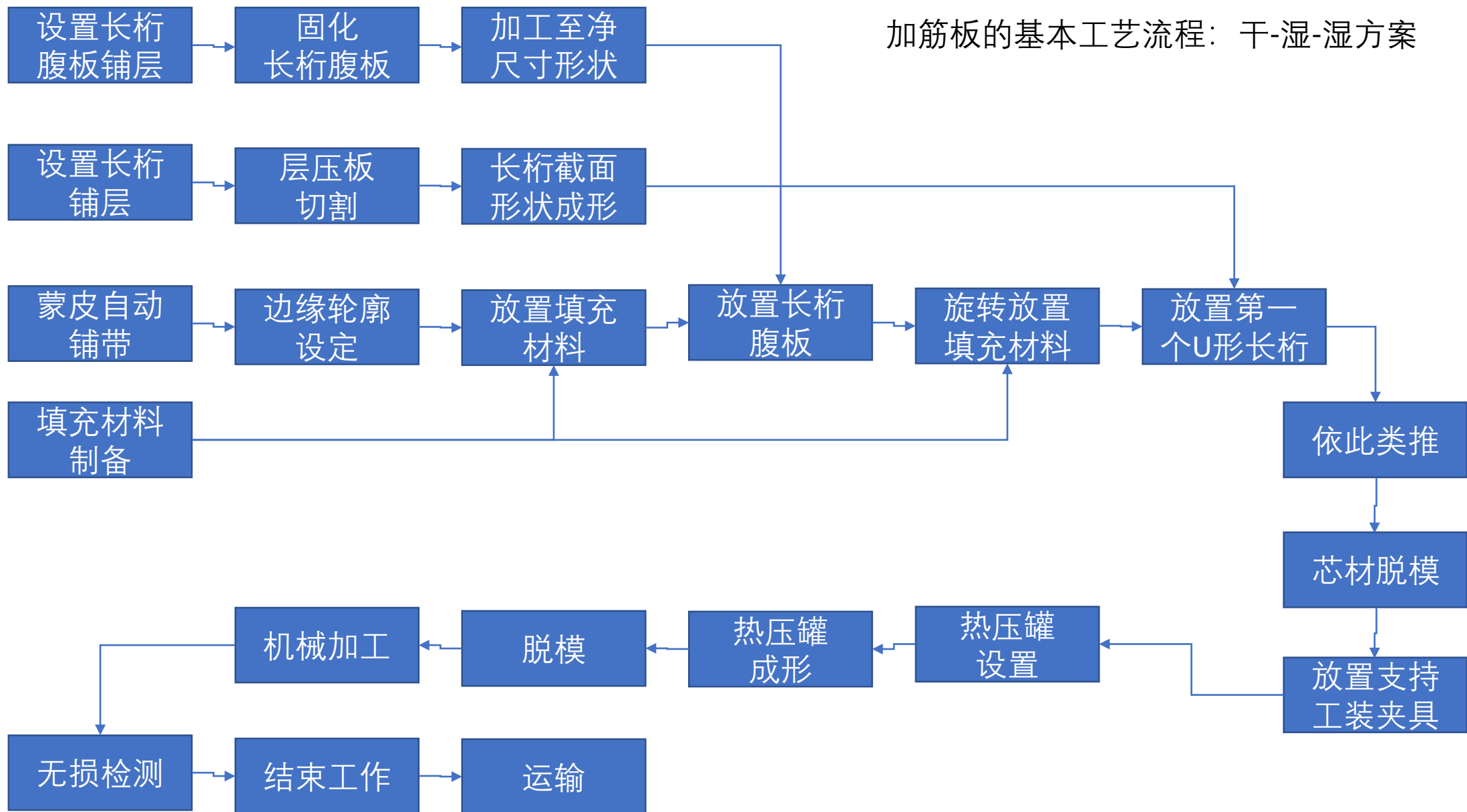
先把预浸料铺贴成平面长桁层合板（二维铺放），切割之后，将平板条带通过真空加压及红外辐射加热制成U形截面形状，并将模具连带U形层合板放置在湿状态蒙皮上，然后把预固化的长桁腹板放置在相邻的两个U形层合板之间，将所有的长桁模具移除，安装好工装夹具，以保证在热压罐成形中长桁的截面形状。长桁和蒙皮之间采用共固化，整个工艺过程如下图所示。

湿状态蒙皮+湿状态U形长桁+干状态长桁腹板成形工艺：**共固化**（蒙皮）和共胶接（长桁），简称“干-湿-湿”方案



10.3 复合材料机翼整体壁板案例

加筋板的基本工艺流程：干-湿-湿方案



10.3 复合材料机翼整体壁板案例

这种“干-湿-湿”方案有以下优点：

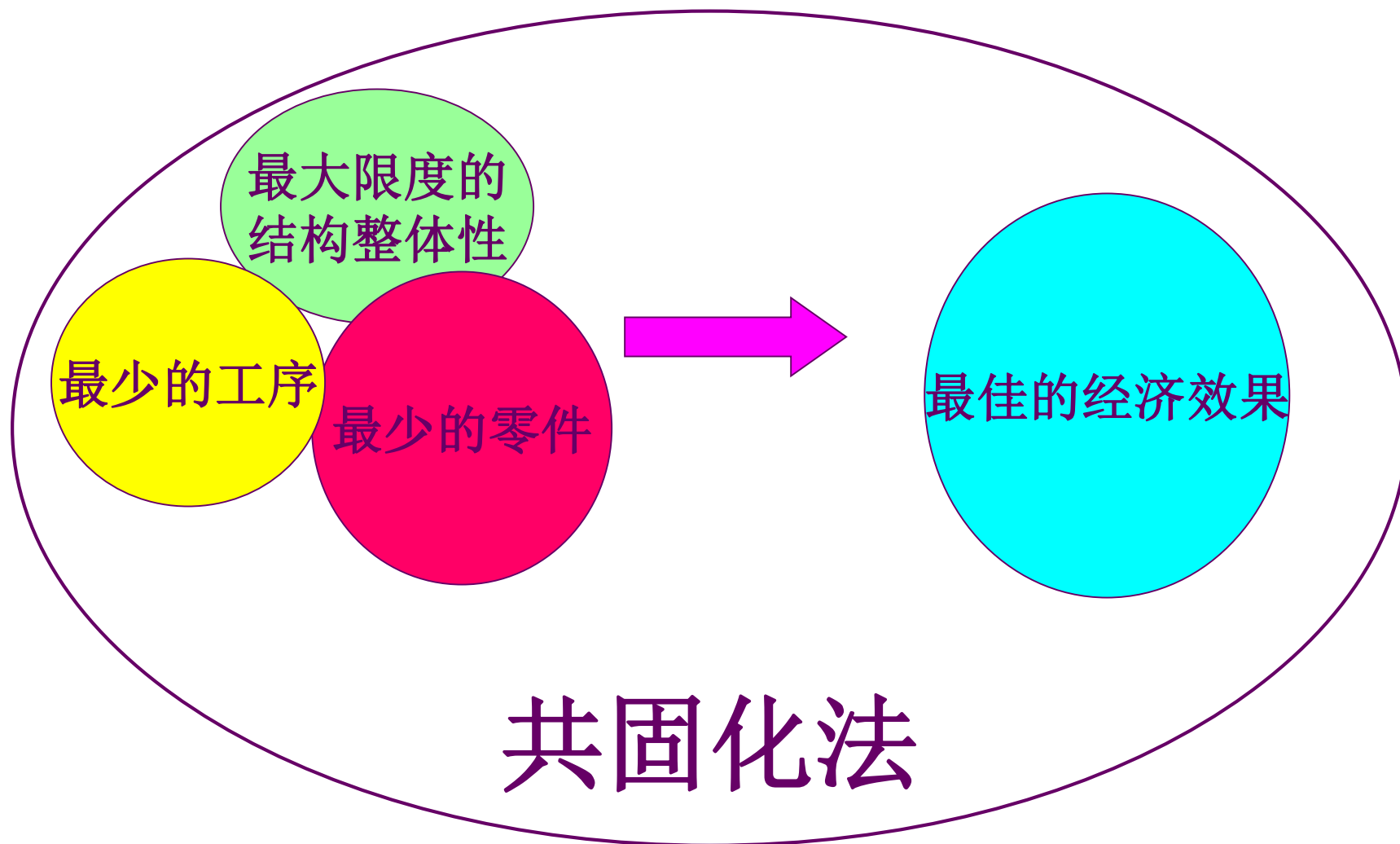
- (1) 一次成形，只进一次热压罐；
- (2) 长桁不需要额外的连接（铆钉数量少，重量轻，易装配）；
- (3) 相比“湿-湿”方案，所需金属模具少；
- (4) 内表面易铺贴玻璃布；
- (5) 蒙皮-长桁间没有尖锐的边缘；
- (6) 在等压条件下固化，当预浸料中树脂含量局部变化时，质量问题（孔隙率）少；
- (7) 可以通过腹板铺层的斜削丢层，使长桁截面形状适应力的变化；
- (8) 后期的设计更改灵活性高（如厚度变化），但是必须调整长桁成形工装夹具。

10.3 复合材料机翼整体壁板案例

另一方面，该方案的缺点也很明显：

- (1) 基本铺层顺序的设计自由度有限，因为蒙皮上部铺层同时也是长桁腹板铺层的一部分；
- (2) 长桁腹板位置必须垂直于工装平面，否则造成脱模困难；
- (3) 肋组件连接件需要单独装配；
- (4) 长金属长桁模具定位及安装的操作比较困难；
- (5) U形层合板在蒙皮上的定位困难；
- (6) 圆角区填充困难。

10.4 复合材料整体构件制造技术



10.4 复合材料整体构件制造技术

整体制造技术

整体构件制造指在成形模具内一次固化过程中完成各零件的成形及相互有关零件的连接，最后达到一个坚实的整体。整体制造技术也称为共固化制造技术。

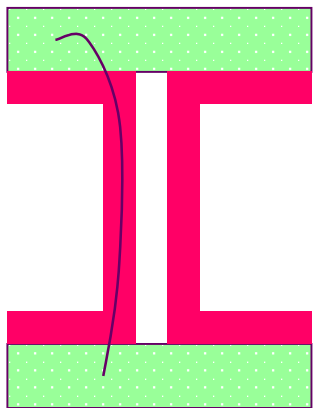
10.4 复合材料整体构件制造技术

(1)用通常的方法制造壁板件，需有两次以上的固化过程，而共固化只需一次固化过程。

(2) 用通常的制造方法，组件的装配是在零件已具有很好刚度条件下进行，但固化后零件的外形不易做到非常准确，而零件间的装配协调要求却较高。尤其对于复杂结构，零件数量多，形状复杂，给装配带来很多困难，难以保证质量。当采用共固化法时，零件在固化模具中组装，其坯件是预浸料块。它们具有很好的操作粘性，几何形状又可随意改变，整个构件的制造只是在模具内铺叠与塑制成形的过程。

10.4 复合材料整体构件制造技术

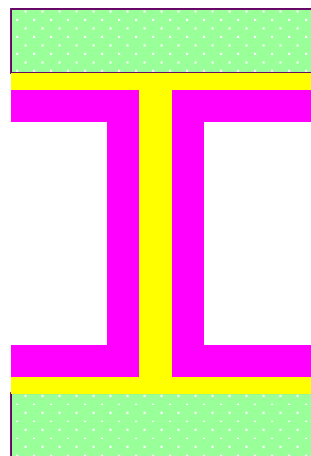
(3) 按通常的方法，组件装配时用胶接或机械连接，其**整体性与刚性**不如共固化产品的整体性好。共固化的构件不仅是同一种基体，在同一固化过程中固化成为完整的产品，还由于在铺层过程中可实现连续纤维，从结构件的一个部位以不切断纤维而随意延向另一部位。这就大大地强化了连接部位的刚度与强度。以通常方法制造复合材料构件，期望在各零件交接部位不切断纤维是比较困难的，对于某些结构是不可能实现的。



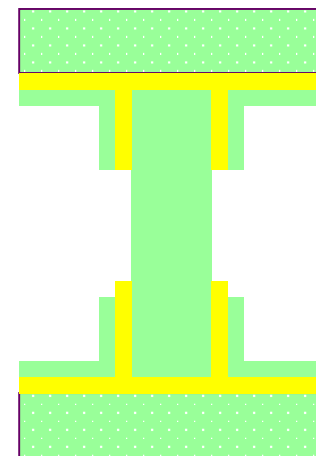
共固化梁+
45度预浸料



通常方法制成的梁



4个零件胶接而成



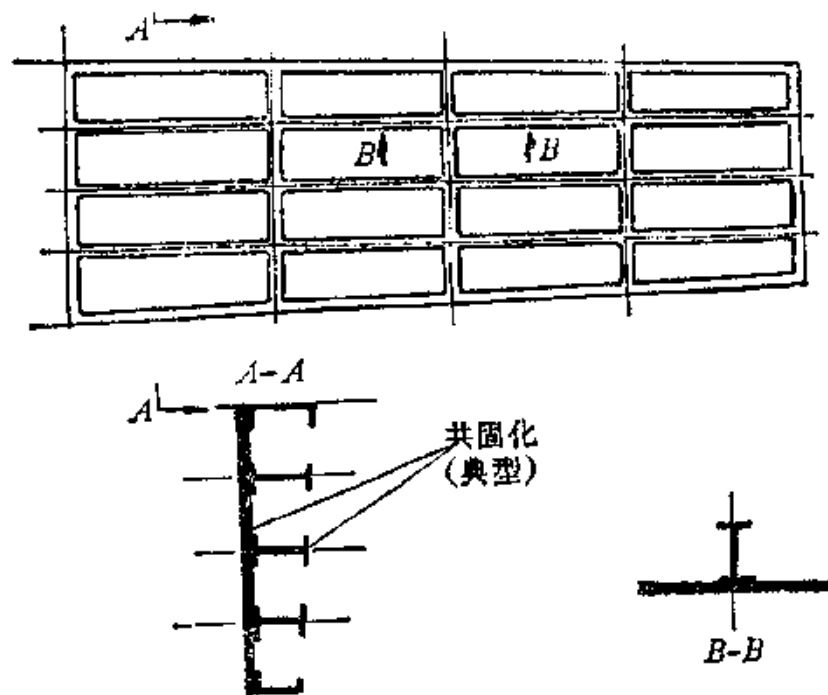
7个零件胶接而成

10.4 复合材料整体构件制造技术

(4) 采用共固化时，**加工对象为复杂的立体构件**。这对模具设计、制造和构件生产提出了更高的技术要求和带来一定的难度。如共固化成形蒙皮壁板时就不能只采用整块式单块的简单阳模。相应地，模具有一套零件组成。有时还需应用不同材料、不同的方法产生固化时所需的压力，膨胀硅橡胶是常用的材料。同时，成形立体构件，不宜再采取常用的一套吸胶系统除去层板中多余的树脂，就需要寻找新的方法来控制树脂含量。

10.4 复合材料整体构件制造技术

(5) 固化过程中，构件的各相互配合零件的**尺寸都是在变化中**，叠层坯件厚度变薄，材质由疏松成密实。这种变化，对于一些结构，如平板件、长桁等成形不会引起很多问题。但对另一些构件就会出现最后尺寸精度不够，需要进行补偿的问题。这可以通过增加附加工序及精确计算模具尺寸予以解决。



带有纵、横加强筋的壁板

10.4 复合材料整体构件制造技术

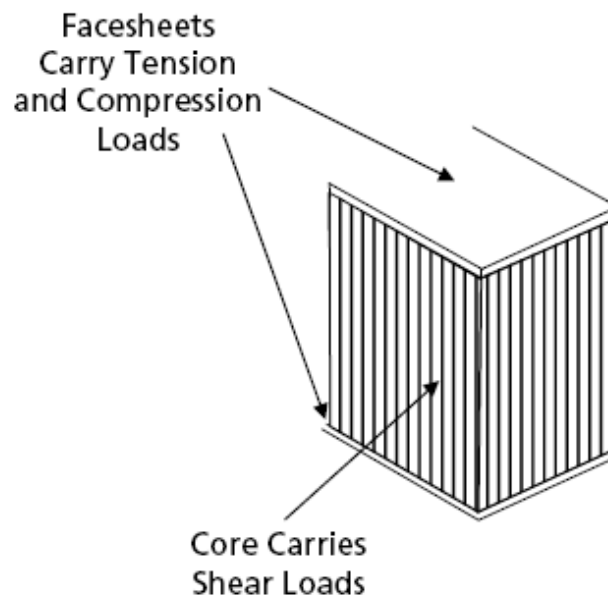
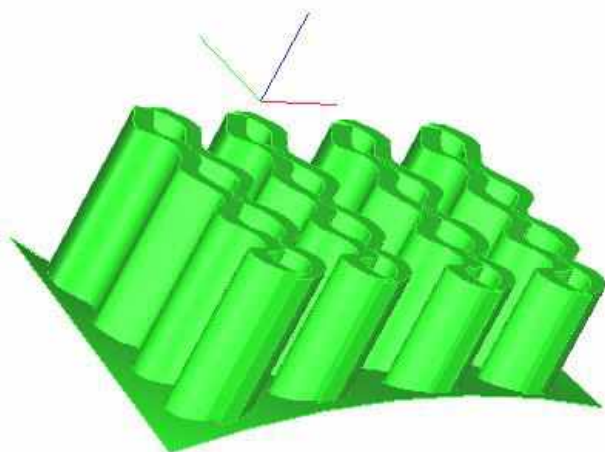
共固化法可以用于制造一般梁、肋及壁板等壳体构件，并获得与分次固化成形零件具有同等的材质和机械性能。因为共固化过程中可以采用与分次固化相同的工艺参数，即相同的固化温度、压力和时间。

共固化也可用以制造夹层结构件，如蜂窝夹层结构、泡沫塑料夹层结构等。但复合材料层板的性能因固化压力由 7kg/cm^2 减小到 3kg/cm^2 而有所损失，略低于分次固化制造的产品。

10.4 复合材料整体构件制造技术

◆ 共固化法制造蜂窝夹层结构件（此结构有什么优点）

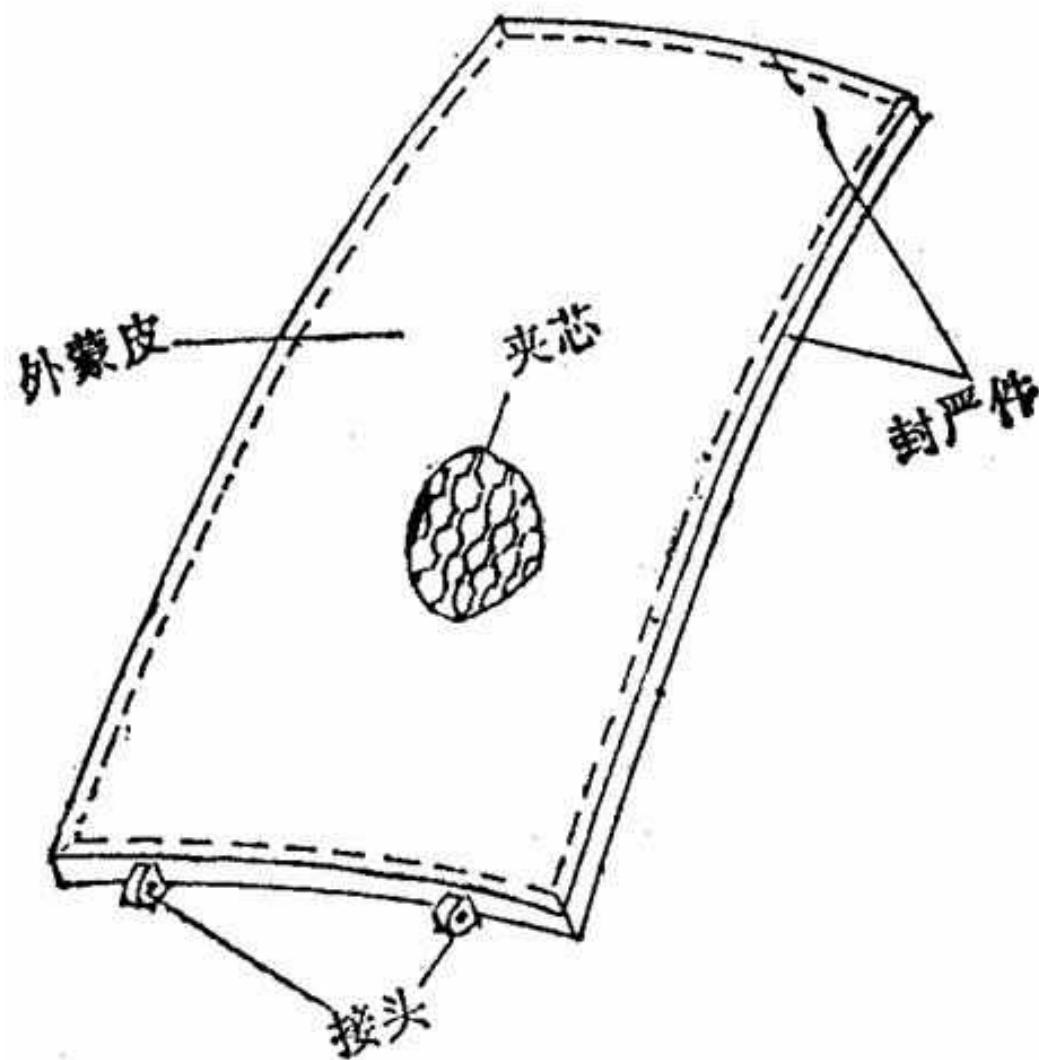
飞机部件上的蜂窝夹层结构件可能出现的有平板件、楔形件和具有外形的曲面件。用分次固化法生产曲面件将遇到很大麻烦。曲面夹层结构件由内外两层蒙皮和夹芯结构组成。上述三个零件都具有曲面外形，要使它们很好协调，达到胶接装配的要求决非易事。何况一个蜂窝夹层部件并非只有三个零件，还有其它的周边封严件、嵌入的连接接头、加强垫块等，协调问题显得很突出。运用共固化技术可解决这个问题。因为此时的内外变化均处于可塑未定型状态，可以适应各种外形的要求。



10.7 复合材料整体构件制造技术

◆ 共固化法制造蜂窝夹层结构件

一个部件上能采用共固化的程度随结构复杂性、各部位性能要求、制作技术水平、工艺材料及习惯等有所差异。减速板的主要组成部分为碳纤维/环氧树脂的内外蒙皮、四周的复合材料封严件、接头及蜂窝夹芯。其制造过程为：



10.7 复合材料整体构件制造技术

◆ 共固化法制造蜂窝夹层结构件

1. 复合材料的内外蒙皮

按设计图纸在相应的铺贴模内铺层，根据层数的多少，进行一次或数次预压实。根据预浸料中树脂含量确定预压实工序。接着对蒙皮叠层块坯件周边外形线修边。由于预压实工序在室温或在加温低于 100°C 下进行，故铺叠模可用不耐高温的材料制作。

2. 周边封严件

周边封严件可由金属或复合材料制作。若采用金属材料，则应按胶接要求进行表面制备待用。若采用复合材料，则预先在相应模具内固化成形所要求的零件，然后提供总装时使用。若结构允许封严件随同整体部件成形，就可以省略这些零件单独固化成形的工序。

10.7 复合材料整体构件制造技术

◆ 共固化法制造蜂窝夹层结构件

3. 连接接头

连接接头一般要承受较大的集中应力，多数采用钛合金材料制作。为了定位正确，一般先将连接接头固化在相配合的复合材料构件上。

4. 蜂窝芯子零件

有铝合金及Nomex两种芯子。芯子零件外形以机械加工铣切获得。

5. 最后胶接装配及固化

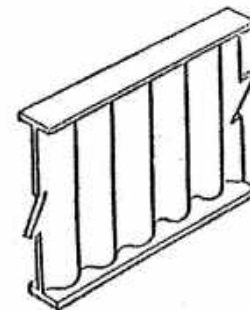
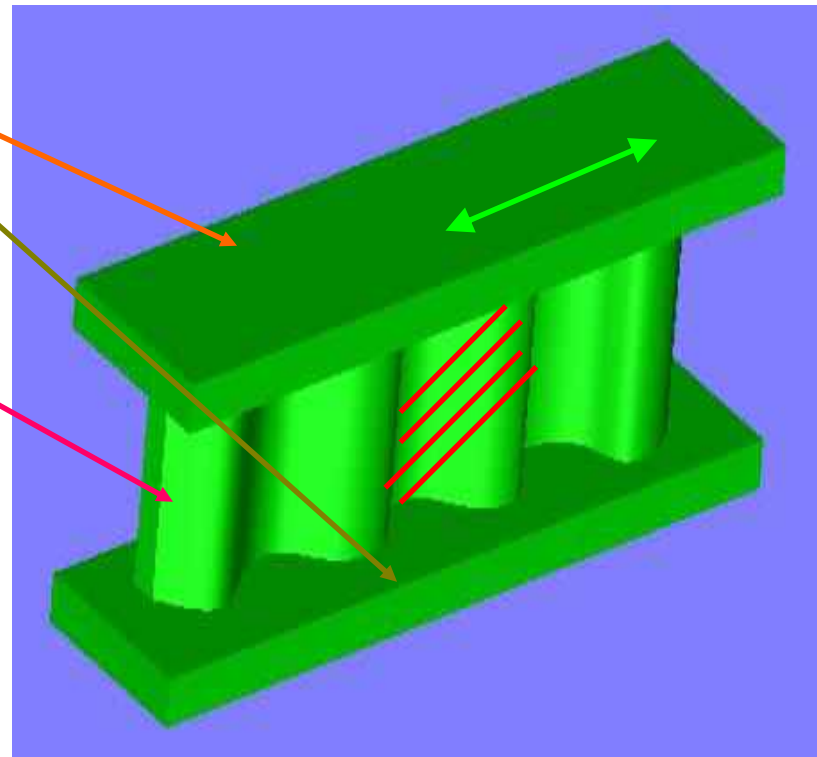
把上述准备好的所有零件按要求在固化夹具内装配。零件间的连接处敷以相适合的胶接材料。装配完毕，把装配件连同夹具在热压罐内固化。

10.4 复合材料整体构件制造技术

■ 共固化法制造波形胶板梁

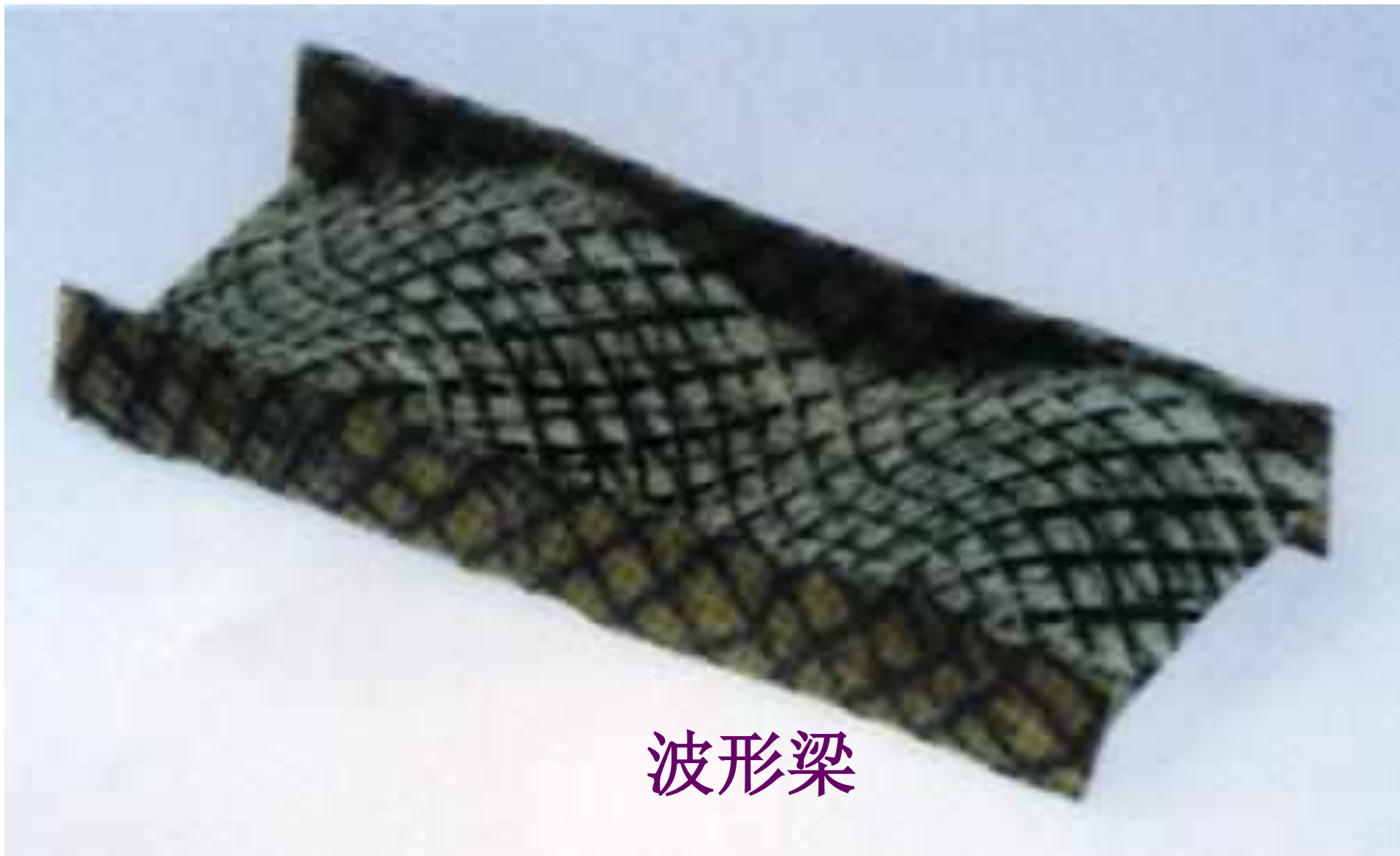
波形腹板梁由上下凸缘和正弦波形腹板组成。

梁腹板由两块 $\pm 45^\circ$ 铺层槽形件背部拼合而成，承受剪切载荷。正弦波形腹板具有较高的刚度，故不再需要制造和连接其它加强筋条来增加腹板的稳定性。上下凸缘要承受梁弯曲时所产生的拉、压应力，沿其轴线铺叠有单向纤维层。



10.4 复合材料整体构件制造技术

■ 共固化法制造波形胶板梁

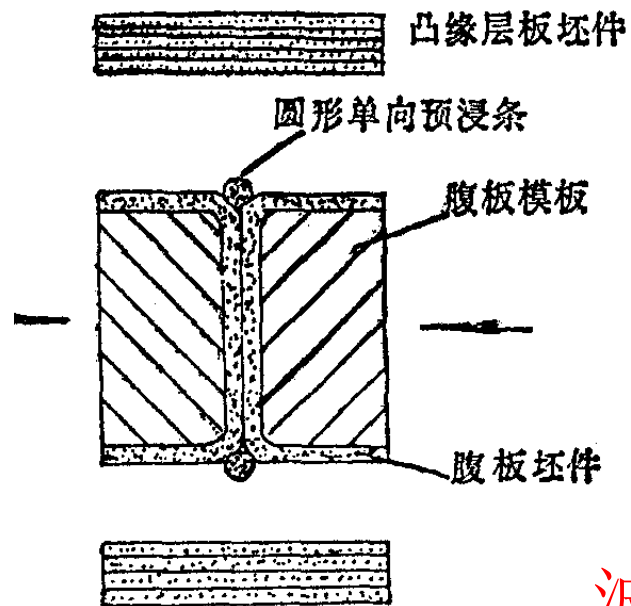


10.4 复合材料整体构件制造技术

■ 共固化法制造波形胶板梁

梁的制造工艺如下：

首先是铺层，其中关键是波形腹板的铺叠成形。其目的是要在铺叠时，预浸料由腹板延向下凸缘时易于变形并能呈较平整的铺叠面。铺叠在模具内进行，模具零件应具有较好的刚性。

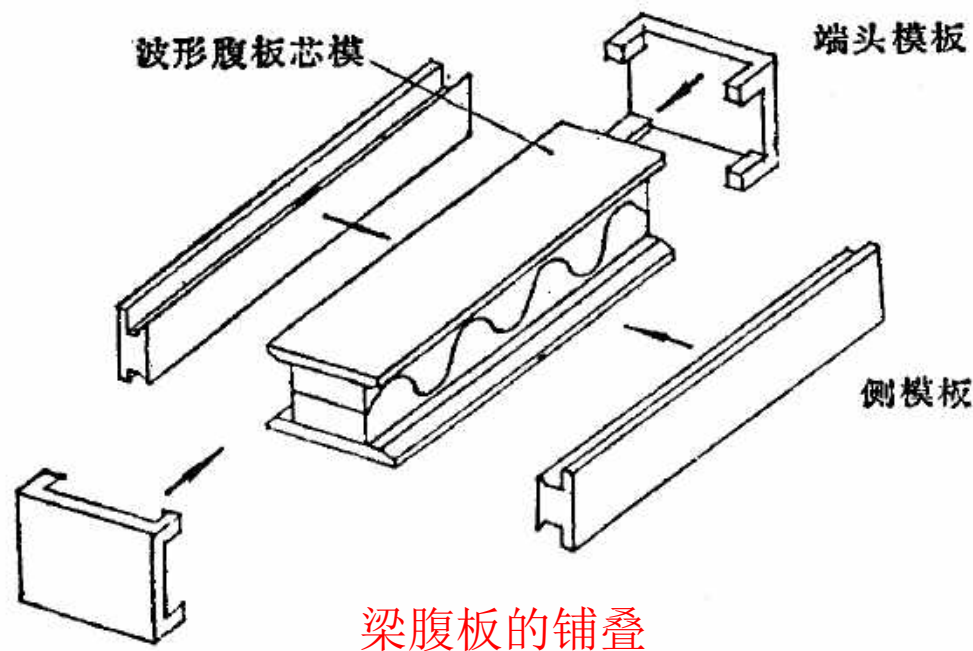


波形梁铺叠、固化模

10.4 复合材料整体构件制造技术

■ 共固化法制造波形胶板梁

假如腹板由四层织物预浸料组成。把四层织物依次铺贴在腹板成形模块上。如图所示在每层之间的弯边处垫以隔离膜，然后合拢成形模块，并用强力夹紧。接着分层地把织物强拉折向凸缘并弯曲到 90° 。由于腹板是波形，此时弯曲处纤维排列再无法保持定向和整齐，只能使织物变形，力求铺平。



10.4 复合材料整体构件制造技术

■ 共固化法制造波形胶板梁

在腹板坯件铺贴的同时，按要求单独铺叠凸缘叠层块。为了凸缘沿垂直于梁轴线方向有一定的连接强度，铺叠时将单向预浸料与织物混用。

使用呈圆形的单向预浸料充填在凸缘块与槽形件之间形成的三角形间隙，最后把凸缘坯件置于腹板坯件的上下两面。

全部铺叠完成后，装上四周加压和定位的侧模块，再盖上透气材料。整个模具罩在真空薄膜或硅橡胶真空罩内，抽真空检查气密及夹具是否处于正常状态。最后送入热压罐内一次成形。

10.4 复合材料整体构件制造技术

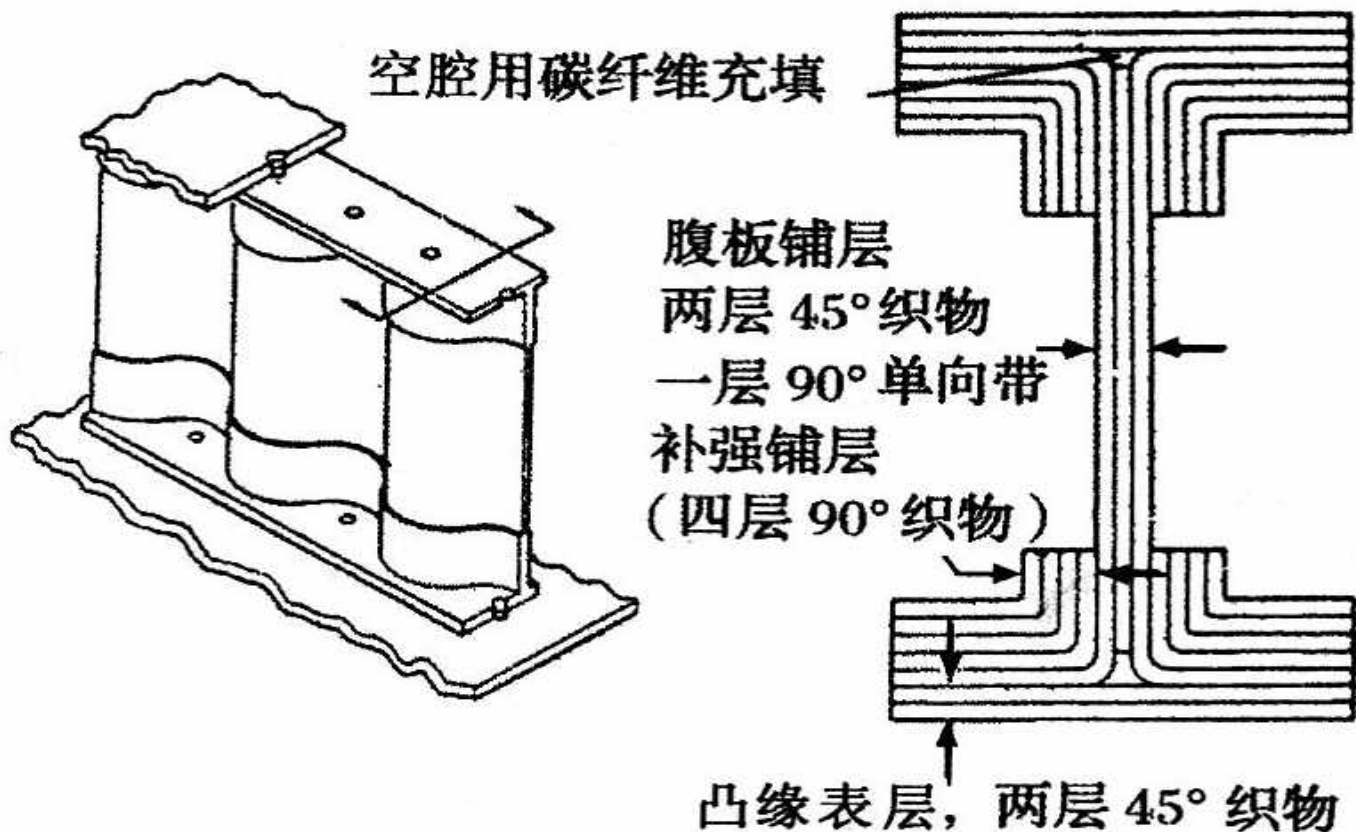
■ 共固化法制造波形胶板梁

如果固化模与腹板铺叠模不是同一模具时，在完成铺贴后，将叠层坯件从铺叠模上取下会有一定困难。若铺叠模由铝合金制成，可用冷冻法脱模，但要避免因冷冻使叠层块表面产生聚凝水汽。

梁是细长的构件，要做到结构尺寸准确及树脂分布均匀，必须保证模具有足够的刚性及合理的多余树脂排泄通路。

10.7 复合材料整体构件制造技术

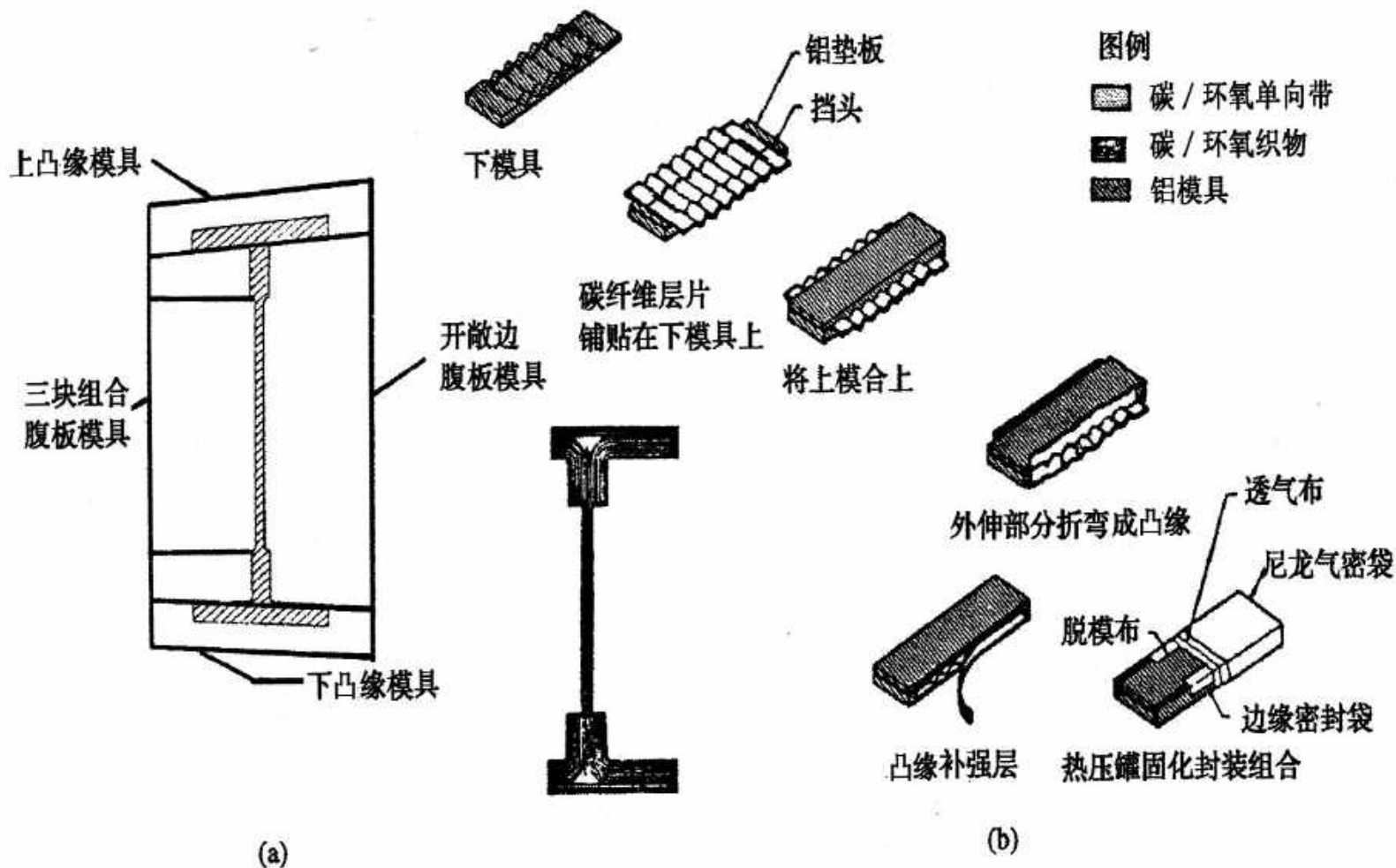
■ 共固化法制造波形胶板梁



正弦波腹板梁典型横剖面

10.7 复合材料整体构件制造技术

■ 共固化法制造波形胶板梁

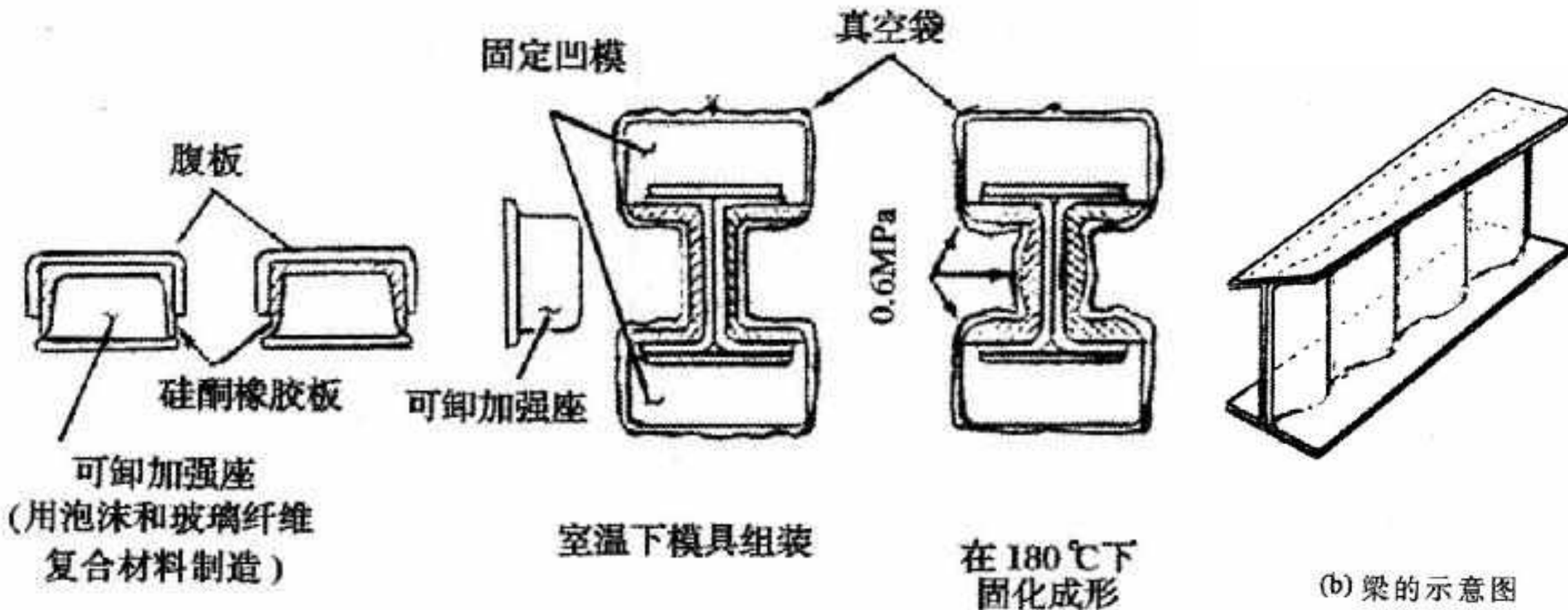


AV-8B 正弦波腹板梁热压罐成形用模具示意图

(a) 正弦波梁模具 (b) 正弦波梁的制造

10.7 复合材料整体构件制造技术

■ 共固化法制造波形胶板梁



(a) 弹性模具

正弦波腹板梁软模成形工艺示意图

10.4 复合材料整体构件制造技术

- 共固化模具设计要求

- 多块式组合模
- 模具零件厚度均匀
- 实现对构件多方向加压
- 表面质量要求高
- 模具材料与复合材料的配合（热膨胀特性等）