

УДК 621.88.658

В.А. Володин, В.А. Братухин

**ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ
КРЕПЕЖНЫХ СИСТЕМ ДЛЯ СОЕДИНЕНИЯ КОМПОЗИЦИОННЫХ
МАТЕРИАЛОВ**

ПАО «Нормаль»

Применение крепежных систем для соединения композиционных материалов имеет ряд особенностей с точки зрения материаловедения и технологии изготовления. Анализируются данные особенности применительно к крепежным системам из титановых сплавов, изготовленных методом холодной пластической деформации. Рассматриваются конструкции различных крепежных систем для обеспечения разъемных и неразъемных соединений полимерных композиционных материалов.

Ключевые слова: крепежные системы, титановые сплавы, полимерные композиционные материалы, летательные аппараты, показатели механических свойств, деформационное упрочнение, термическое упрочнение, показателями циклической стойкости, степень деформации, скорость редуцирования, болтзаклепочное соединение, клиновидность соединения.

В настоящее время при производстве летательных аппаратов все более широкое применение находят в качестве новых конструкционных материалов полимерные композиционные материалы (ПКМ). Наибольший интерес и широкое использование получили углепластики на эпоксидном связующем, термопластичные углепластики и органопластики. В конструкции летательных аппаратов из ПКМ изготавливают рули высоты, стабилизаторы, законцовки крыла, некоторые элементы мотогондол. Наиболее массовое применение данного вида материалов в разработке ПАО «Корпорация «Иркут» - магистральном самолете МС-21, в котором из ПКМ изготавливается крыло летательного аппарата.

Широкое применение ПКМ как конструкционных материалов обусловлено следующими причинами:

- высокой удельной прочностью, превосходящей стальные, титановые и алюминиевые сплавы;
- меньшей плотностью по сравнению с металлическими материалами;
- высокими механическими свойствами;
- низкой чувствительностью к концентраторам напряжений;
- способностью к задержке распространения повреждений, зона повреждения не увеличивается при повторной нагрузке.

Данные преимущества ПКМ позволяют существенно уменьшить взлетный вес самолета, повысить живучесть конструкции, уменьшить трудоемкость изготовления и повысить летно-технические характеристики летательного аппарата. Однако при разработке и проектировании высокоэффективных крепежных систем для разъемных и неразъемных соединений из ПКМ следует учитывать ряд особенностей этого вида материалов, а так же материаловедческие и технологические особенности изготовления этих систем.

Механические свойства углепластиков существенно зависят от укладки слоев армирующего материала, так как они влияют на распределение напряжений по контуру отверстия. Они чувствительны к сжимающим нагрузкам, а предел прочности на смятие поперек волокон и при сдвиге определяется свойствами связующего и составляет 1-3 % σ_B материала вдоль волокон.

Межслойное расслоение значительно снижает статическую прочность материала и его сопротивление усталости. Даже повреждение двух-четырех слоев волокон по глубине на внешней стороне отверстия снижает прочность на 10-20%. Клепка ударным способом,

вызывающая расслоение поверхностного слоя углепластин вокруг отверстия, снижает статическую прочность и выносливаемость соединения более, чем на 50%. Достаточно высокий момент затяжки может приводить к более резкому разрушению соединения (смятие поперек волокон). Однако, при отсутствии повреждений сжатие материала вокруг отверстия по толщине препятствует местному разрушению и замедляет начало усталостного разрушения соединения. Особо опасны вмятины на поверхности углепластика от механических ударов. По снижению прочности вмятина 0,06 мм эквивалентна отверстию диаметром 4,0 мм.

Принципиально важное значение при выполнении соединений из ПКМ имеет выбор материалов для изготовления крепежных систем. По коррозии углепластики совместимы только с сплавами на основе титана и коррозионно-стойкими сталями. В связи с этим для изготовления крепежных изделий могут применяться сплавы Вт 1-00, Вт 16, Вт 3, Вт 6 и коррозионно-стойкие стали типа 12X18H9T, 13X11H2B2MФ-Ш (ЭИ 961-Ш), 10X11H23 ТЗМР (ЭИ 4696М)Ю03X11H10M2Т - ИД, ИЛ (ВНС 17 - ИД, ИЛ), 14X17H2-Ш (ЭИ 268-Ш).

Конструкции крепежных изделий для ПКМ в отличие от обычных имеет ряд особенностей. С целью снижения давления опорной поверхности закладной головки и уменьшения смятия поверхностных слоев ПКМ последняя имеет увеличенный диаметр для плоско-скругленной формы или для потайной формы угол 100° - 130° .

Технология изготовления данного вида крепежа авиакосмического назначения методом холодной высадки из титановых сплавов имеет ряд особенностей. Данные изделия должны обладать комплексом высоких показателей механических свойств: пределом прочности на разрыв, статической чувствительностью к надрезу (разрыв на косой шайбе, установленный под гайкой), чувствительностью к перекоосу под головкой (разрыв на косой шайбе, установленный под головкой), малоцикловой и многоцикловой усталостью, сопротивлением срезу.

Недостаточные показатели статической чувствительности к надрезу и чувствительности к перекоосу под головкой резьбовых крепежных деталей, а также недостаточная стабильность основных механических свойств могут привести к снижению характеристик надежности и долговечности ответственных элементов конструкций летательных аппаратов, где могут применяться крепежные изделия из титановых сплавов.

При изготовлении крепежных изделий важное значение имеет способ упрочнения, определяющий комплекс высоких показателей механических свойств. При термоупрочняющей обработке данного вида изделий возникает большой разброс значений прочности на разрыв, срез и пластичности. Это обусловлено неравномерными условиями нагрева большого количества мелких деталей в рабочем пространстве печи и последующего охлаждения при закалке. При большом разбросе значений предела прочности на разрыв невозможно обеспечивать стабильные условия накатывания резьбы, так как существует критическое значение прочности для высокопрочных титановых сплавов, превышение которого вследствие снижения пластичности материала приводит к шелушению резьбы, что недопустимо для крепежных изделий в авиационной промышленности. Сочетание условий неравномерного нагрева и охлаждения в процессе термической обработки крепежных изделий из титановых сплавов и одновременно с этим небольшие отклонения по химическому составу, неизбежные для различных плавок одной и той же марки сплава, очень часто влияют на кинетику процессов упрочнения при термической обработке, что также не способствует стабильности механических свойств.

В результате проведенных исследований было установлено, что крепежные изделия авиакосмического назначения, полученные деформационным упрочнением обладают более стабильным комплексом показателей механических свойств и имеют пониженную статическую чувствительность к надрезу и пониженную чувствительность к перекоосу под головкой в определенном диапазоне равнопрочности головки и стержня крепежного изделия. Эксперименты показали, что данный диапазон зависит от соотношения диаметра

деформируемой заготовки к диаметру изделия. Это соотношение было определено экспериментально, исходя из обеспечения оптимального сочетания прочностных и пластических свойств в головке и стержне изделия.

Было установлено, что при соотношении менее определенного значения увеличивается степень деформации в зоне головки изделия, что приводит к значительному упрочнению и появлению хрупкого разрушения даже при относительно высоких показателях пластичности исходного материала.

При высоких значениях соотношения головка изделия формируется при меньшей степени деформации, однако при этом упрочняется сам стержень изделия при увеличении степени деформации в результате редуцирования. Происходящие при таком соотношении процессы деформации исходной пластичной заготовки приводят к возникновению разнопрочности изделия, резко снижающей специфические свойства авиакосмического крепежа.

Исследования показали также, что статическая чувствительность к надрезу и чувствительность к перекосу под головкой зависят от скорости редуцирования стержня. Процесс редуцирования обеспечивает наибольшую точность размеров изделий при существенном уменьшении рабочих усилий, но при этом поверхностный слой более упрочен, чем сердцевина. Неравномерность деформации усиливается при последующем втором редуцировании.

Экспериментально установлено, что при скоростях редуцирования 0,2-1,5 м/с обеспечивается надежное и устойчивое протекание процесса пластического деформирования стержневых крепежных изделий, которое способствует получению низкой статической чувствительности к надрезу и низкой чувствительности к перекосу под головкой. Увеличение скорости редуцирования выше определенного диапазона приводит к нагреву деформируемой заготовки до 300-400°C. В этом случае сплав обладает пониженной технологической пластичностью, вызывающей образование трещин. Уменьшение скорости редуцирования ниже определенного диапазона приводит к холодному пластическому деформированию поверхностного слоя, вызывающее разнопрочность изделия по сечению и резко снижающее статическую чувствительность к надрезу и чувствительность к перекосу под головкой.

Проведенные исследования позволили также определить оптимальные характеристики накатывания резьбы, обеспечивающие максимальные значения циклической стойкости крепежных изделий авиакосмического назначения из титановых сплавов. Накатывание резьбы с радиусом закругления впадины, равным 0,14-0,17 шага резьбы, обеспечило максимальные результаты при испытаниях на малоцикловую и многоцикловую усталость. При этом увеличение радиуса закругления свыше 0,17 шага резьбы приводит к снижению статичной прочности резьбового соединения, а уменьшение радиуса закругления ниже 0,14 шага резьбы для крепежных изделий приводит к увеличению коэффициента концентрации напряжений в рабочей части резьбы.

Для сравнительной оценки показателей механических свойств были изготовлены болты с диаметром М8 из титанового сплава ВТ16 и проведены следующие испытания:

- испытания на статическую чувствительность к надрезу- испытания на разрыв на косой шайбе с углом 8°, установленной под гайкой, показывающее влияние таких факторов, как соотношение диаметра деформируемой заготовки к диаметру изделия и скорости редуцирования на технические характеристики;
- испытания на чувствительность к перекосу под головкой - испытания на разрыв на косой шайбе с углом 4°, установленной под головкой, показывающее влияние таких факторов, как соотношение диаметра деформируемой заготовки к диаметру изделия и скорости редуцирования на механические характеристики изделия;
- испытания циклической стойкости - испытания на малоцикловую усталость при частоте нагружения 50 циклов/мин и максимальной растягивающей нагрузке - 60% от расчетной разрушающей нагрузки на разрыв и многоцикловую усталость при частоте

нагрузки 200 Гц и максимальной растягивающей нагрузке - 45% от расчетной разрушающей нагрузки на разрыв, показывающее влияние величины отношения радиуса закругления впадины и шага резьбы на механические характеристики изделия.

Результаты испытаний приведены в табл. 1.

Таблица 1

**Зависимость показателей механических свойств титанового крепежа
от технологических параметров изготовления**

№	Отношение диаметра деформируемой заготовки к диаметру изделия	Отношение радиуса закругления впадины и шага резьбы	Скорость редуцирования, м/с	Механические свойства			
				Разрыв на косой шайбе с углом 8°, установленной под гайкой, КН	Разрыв на косой шайбе с углом 4°, установленной под головкой, КН	Малоцикловая усталость N_{cp}	Многоцикловая усталость N_{cp}
1	2	3	4	5	6	7	8
1	1,05	0,15	1,0	16,3	16,8	30430	132650
2	1,06	0,15	1,0	25,4	27,3	54650	140220
3	1,12	0,15	1,0	29,6	29,8	51320	141710
4	1,13	0,15	1,0	17,1	16,9	26450	137100
5	1,08	0,13	1,0	27,3	25,4	3130	37820
6	1,08	0,14	1,0	28,1	29,5	55480	138900
7	1,08	0,17	1,0	28,4	28,7	57950	139120
8	1,08	0,	1,0	25,7	26,2	2720	41530
9	1,08	0,15	0,1	15,3	16,2	23700	137240
10	1,08	0,15	0,2	29,4	26,8	54320	139830
11	1,08	0,15	1,5	28,9	27,3	55090	139910
12	1,08	0,15	1,6	15,8	16,4	26210	136200
Минимальные нормативные требования				17,5	17,5	4000	50000

Крепежные изделия из титановых сплавов авиакосмического назначения признаются годными, если все отмеченные показатели механических свойств превышают минимальные нормативные значения. Если хотя бы один из показателей, а тем более два, оказываются ниже нормативных, то в этом случае изделия считаются браком.

Из анализа данных табл. 1 видно, что только совокупность технологических параметров в определенных диапазонах обеспечивает достижение оптимальных показателей циклической стойкости, статической чувствительности к надрезу и чувствительности к перекоосу под головкой, необходимых для крепежа авиакосмического назначения (опыты №№ 2, 3, 6, 7, 10, 11). При выходе за пределы регламентированных диапазонов технологических параметров изготовления крепежа изделия являются браком (опыты №№ 1, 4, 5, 8, 9, 12).

При выполнении соединений из углепластиков также следует использовать фланцевые гайки или применение подкладных шайб под гайкой в сочетании с тарированной затяжкой гаек. Шайба должна изготавливаться из высокопрочного материала допускающего контакт с ПКМ. В основном, это термически упрочняемые титановые сплавы, такие как Вt 3-1, Вt 16 и коррозионно-стойкие стали, такие как 12Х18Н10Т. Данные конструктивные решения позволяют уменьшить сжатие поверхностных слоев ПКМ и тем самым обеспечить надежность и долговечность соединения.

Для создания высокопрочного и высокоресурсного болтзаклепочного соединения ПКМ применяются болтзаклепки из сплава титанового сплава Вt 16 в термоупрочненном состоянии и для образования замыкающей головки использует кольцо изготовленное из сплава OT 4-0. Применение данных материалов позволяет избежать процессов коррозии в контакте с углепластиковыми. Кроме этого, сплав OT 4-0 обладает более высоким комплексом показателей механических свойств по сравнению с алюминиевыми сплавами типа В65 и Д16Т, традиционно применяемых при изготовлении колец для болтзаклепочных соединений. В связи с этим крепежные системы для данного вида соединения не чувствительны к клиновидности соединяемых изделий из ПКМ до 7°. Это имеет принципиально важное значение, так как для ПКМ, в связи с особенностью технологии изготовления, достаточно трудно избежать клиновидности при выполнении соединений.

С учетом всех выполненных исследований можно сделать вывод о целесообразности использования данных крепежных систем для соединения ПКМ во всех перспективных разработках современных летательных аппаратов.

Библиографический список

1. **Володин, В.А.** Крепежные системы для высоконагруженных авиационных конструкций. Опыт и перспективы применения в гражданских самолетах / В.А. Володин, В.А. Братухин, В.А.Матвиенко // Международная энциклопедия CALS. Авиационно-космического машиностроение. – М: ОАО «НИЦ АСК», 2015. – С. 125–128.
2. **Власов, А.П.** Прогрессивные крепежные изделия / А.П. Власов, В.Г. Петриков. – М.: Машиностроение, 1991. – 256 с.
3. Пат. на изобретение № 2484914. Способ изготовления крепежных изделий из двухфазных ($\alpha + \beta$) титановых сплавов / Володин В.А., выдан 20.07.2013.

*Дата поступления
в редакцию 19.04.2017*

V. A. Volodin, V. A. Bratukhin

TECHNOLOGICAL FEATURES OF MANUFACTURE FASTENING SYSTEMS FOR CONNECTING THE COMPOSITE MATERIALS

PJSC «Normal»

The use of fastening systems for the connection of composite materials has a number of features from the point of view of material science and manufacturing technology. Analyzed the data especially with respect to mounting systems made of titanium alloys produced by cold plastic deformation. We consider the design of different fastening systems to provide detachable and permanent joints of polymer composite materials.

Key words: fastening system, titanium alloys, polymer composite materials, aircraft, mechanical properties, work hardening, heat hardening, the testimony of the cyclic resistance, the degree of deformation, speed reduction, battaglone connection, a wedge connection.