

УДК 621

Чакар Емре, Медведєв В.В.

Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт им. Игоря Сикорского», г. Киев, e-mail: cakaremre81@gmail.com

ТРЕБОВАНИЯ К САПР ТП СБОРКИ КЛЕПАНЫХ СОЕДИНЕНИЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Сборка агрегатов самолета, образующие теоретическую поверхность, выполняется как правило заклепками с потайными закладными головками. В конструкции современных самолетов потайные заклепки на крыле применяют с корончатым компенсатором в соответствии с принятым стандартом. Особенность этих соединений состоит в том, что заданное качество внешней поверхности может быть обеспечено путем их механической обработки (фрезерования), поскольку объем выступающей закладной головки (объем компенсатора) значительно больше величины, необходимой для заполнения зазоров в зенкованном гнезде и создания радиального усилия. В процессе механической обработки может быть повреждено антикоррозионное покрытие на заклепке и обшивке крыла. Это определяет необходимость введения дополнительных операций по обеспечению коррозионной защиты планера.

Результаты исследования состояния поверхности крыла пассажирского самолета в зонах заклепочных швов, выполненных потайными заклепками показаны на рис. 1 и 2.

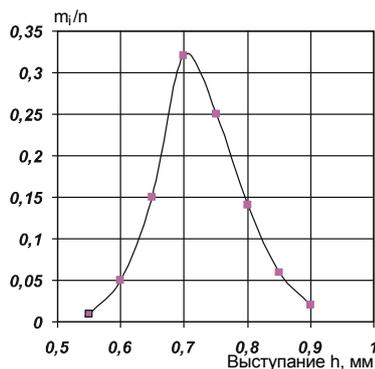


Рис. 1. Величина выступающей закладных головок заклепок после клепки до фрезерования

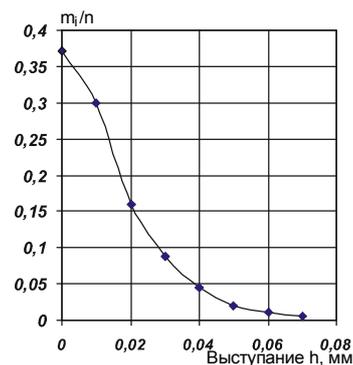


Рис. 2. Величина выступающей закладных головок заклепок после фрезерования

Замеры выступающей закладных головок заклепок после клепки до фрезерования были проведены на верхней панели крыла в области 8 стрингера, 15 - 18 нервюры, после фрезерования - выборочно по всей поверхности крыла. Анализ величин выступающей закладных головок заклепок над поверхностью обшивки показал, что после клепки до фрезерования фактически реализуется высота выступающей закладных головок заклепок от 0,55 до 0,9 мм, после фрезерования - от 0 до 0,07 мм. При этом высота выступающей до 0,05 мм реализуется у 96 % заклепок. Трудоемкость доводочных операций составляет более 25% от общей трудоемкости установки заклепки, что особенно важно если учесть общее количество заклепок на крыле самолета - более 25 тысяч.

Постановка задачи. На настоящий момент нет теоретического обоснования и алгоритма САПР ТП сборки клепаных соединений летательных аппаратов. Особую роль в алгоритме имеет исследования влияния отклонений диаметра d и угла α конических компенсаторов заклепки на распределение радиального натяга по толщине пакета, а также на отклонение формы внешней поверхности крыла.

Цель работы. Целью данной работы является исследование влияния этих отклонений с помощью системы CAD/CAE ANSYS [3] с целью построения программы САПР ТП. В качестве объекта исследований выбрано соединение двух пластин из материала Д16АТ с тремя отверстиями, заполненными заклепками 4-9-АНУ 0347. Принятая величина отклонений диаметра d_1

и угла α компенсаторов показана на рис. 3. Исследования этих отклонений проводим для номинальных значений остальных размеров компенсатора

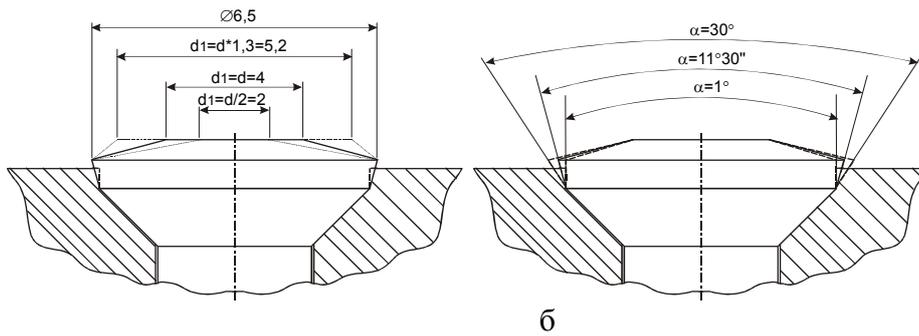


Рис. 3. Возможные технологические отклонения диаметра d_1 (а) и угла α (б) компенсаторов

Моделирование напряженно деформированного состояния выполняется для трехрядного соединения двух пластин с расстоянием между отверстиями под заклепку, равным $5d_3$, шириной $6d_3$, как показано на рис. 4.

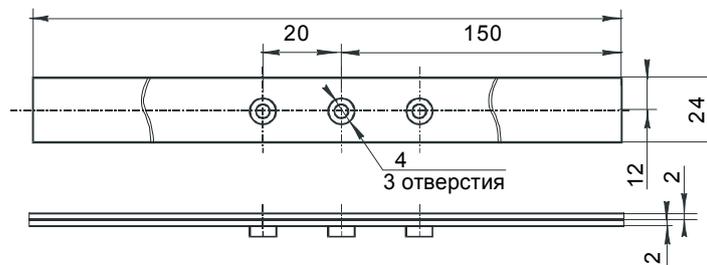


Рис. 4. Образец соединения двух пластин заклепочного соединения

Методика моделирования. Конечно-элементная модель, используемая в расчете представлена на рис. 5 и состоит из объемных восьмиузловых элементов типа SOLID45, контактных элементов второго порядка TARGE170 и CONTA173, представленных в системе ANSYS [3]. Всего модель содержит 19155 конечных элементов. Высота конечного элемента в зоне перехода конической части в цилиндрическую не превышает 0,15 мм.

Анализ результатов. На рис. 6 представлены деформации головки заклепки для различных значений диаметра компенсатора d_1 при номинальных значениях $h=0,3$ мм, $h_k=0,15$ мм. Пунктиром указана форма компенсатора перед процессом клепки.

Характер распределения радиального натяга по толщине пакета для рассмотренных отклонений показан на рис. 7.

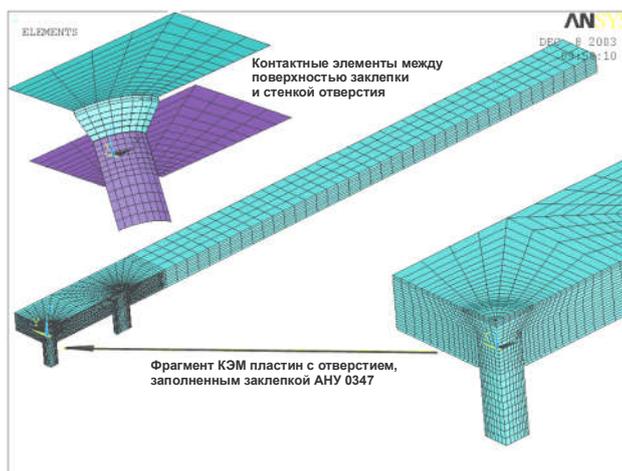


Рис. 5. Конечно-элементная модель заклепочного соединения

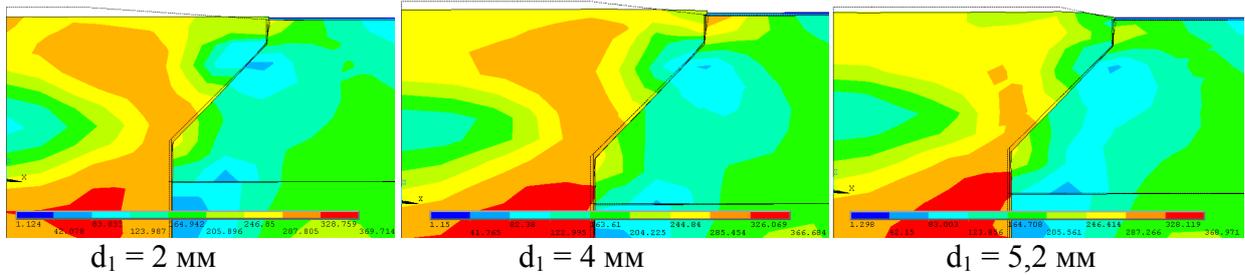


Рис. 6. Характер раздачи заклепки и распределения эквивалентных напряжений в заклепке и пакете при численных значениях $h=0,3$ мм, $h_k=0,15$ мм

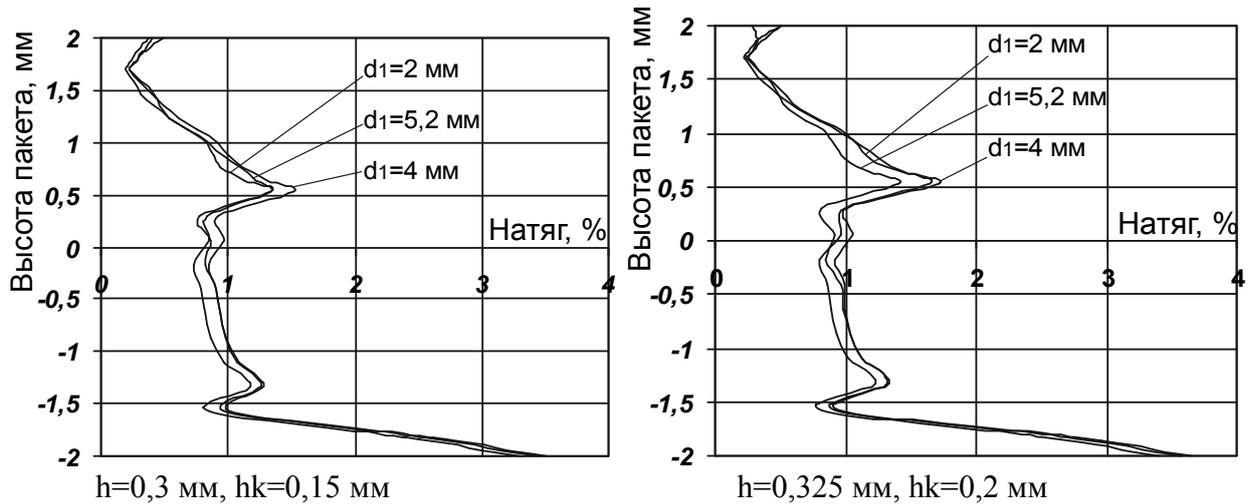


Рис. 7. Характер распределения радиального натяга по толщине пакета в зависимости от технологических отклонений диаметра d_1 компенсатора

Очевидно, что величина отклонений размеров закладной головки приводит к изменениям величины радиального натяга по толщине пакета не более чем на 5 %. На этом основании можно сделать вывод, что исследуемая форма компенсатора заклепки позволяет получить "стабильный" радиальный натяг по толщине пакета при различных возможных технологических отклонениях.

Деформация пластин после клепки изображена ниже на рис. 8:

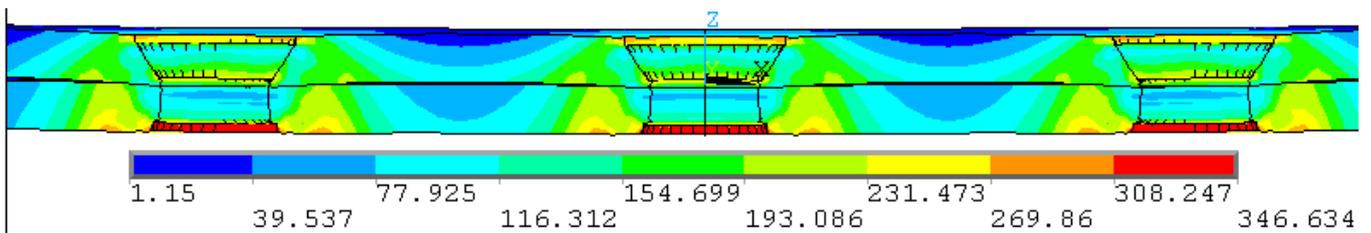


Рис. 12. Распределение эквивалентных напряжений и деформация расчетной модели после клепки.

Увеличение диаметра d_1 компенсатора закладной головки приводит к увеличению остаточного выступания закладной головки заклепки. Так, при значениях геометрических размеров закладной головки $d_1=5,2$ мм, $h=0,3$ мм, $h_k=0,15$ мм остаточная величина выступания достигает 0,08 мм, что превышает требуемую величину 0,05 мм.

В то же время значения величин вспучивания и утяжки пакета незначительно зависят от исследуемого параметра и при рассматриваемых отклонениях не превышают 0,01 и 0,016 мм соответственно.

По результатам исследований можно сделать следующие выводы.

Выполнен анализ геометрии потайных заклепок на элементах крыла пассажирского самолета. Показано, что фактическая величина выступания заклепок после клепки и механической обработки не в полной мере соответствует требованиям к качеству внешней поверхности.

На основании разработанной математической модели соединения и выполненного моделирования напряженно-деформированного состояния установлено, что применение потайной заклепки обеспечивает радиальный натяг в соединениях, соизмеримый с радиальным натягом при постановке заклепок в соответствии с отраслевым стандартом.

Дана методика построения системы автоматического проектирования технологических процессов для расчёта и построения операций сборки клёпанных соединений.

Список используемых источников

1. Иванов Ю.Л. Современные технологические процессы сборки планера самолета. Под общ.ред. Ю.Л.Иванова. – М.:Машиностроение, 1999. – 304с.
2. Кусанов Р.Ж., Нурушев С.З. Основные способы сборки неразъемных соединений / Р.Ж.Кусанов, С.З.Нурушев // Научное сообщество студентов XXI столетия. Технические науки: сб. ст. по мат. ЛП междунар. студ. науч.-практ. конф. № 4(51). Режим доступа: [https://sibac.info/archive/technic/4\(51\).pdf](https://sibac.info/archive/technic/4(51).pdf)
3. Басов К.А. ANSYS в примерах и задачах. Под общ. ред. Д. Г. Красковского. — М: КомпьютерПресс, 2002. —224 с.