

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА КЛЕПОЧНОГО СОЕДИНЕНИЯ КРЫЛА И ФЮЗЕЛЯЖА САМОЛЕТА

М.В. Ковтун

В ходе процесса сборки самолета значительное время отводится на проведение работ по клепочному соединению крыла и фюзеляжа. На данный момент, этот процесс не автоматизирован, к тому же он проходит в два этапа: сначала крыло и фюзеляж соединяются с помощью временных заклепок для того, чтобы обеспечить полный контакт между поверхностями, а затем временные заклепки заменяются на окончательные. Использование технологий компьютерного моделирования позволяет предсказать перемещение элементов конструкции самолета при воздействии на них сил от заклепок без проведения затратных физических экспериментов и, тем самым, автоматизировать сборочный процесс.

В данной работе речь идет об использовании специально разработанного алгоритма, дающего возможность рассчитать значения зазора и давления между крылом и фюзеляжем при заданной конфигурации крепежа.

Объектом моделирования является механическая система, состоящая из двух частей, соединяемых друг с другом посредством крепежных элементов. Крепежные элементы, иначе говоря, заклепки, могут располагаться только в зоне стыка – области, где поверхности деталей перекрываются. Соответственно, все вычисления, расчеты полей зазоров и давления также проводятся только в зоне стыка.

Детали могут иметь произвольную геометрию, алгоритм не зависит от конкретной формы деталей. Кроме того, разработанная методика позволяет моделировать детали, изготовленные из сложных композитных материалов. Математическая модель также дает возможность учесть наличие герметика между деталями, входящими в систему.

Формализуем поставленную задачу. Способность тела реагировать на приложенную извне нагрузку может быть описана математически при помощи матрицы жесткости тела. Матрица жесткости определяется такими характеристиками, как геометрия тела, свойства материалов, из которых оно изготовлено, а также расположением зон закрепления. Матрица жесткости K задается соотношением: $P = K \cdot U$, где P – вектор нагрузок, приложенных в расчетных узлах; U – вектор перемещений, вызванных действием нагрузок P .

Для расчета матрицы жесткости применяется следующая методика:

1. Тело (каждая из деталей системы) разбивается на конечные элементы.
2. На поверхности контакта в зоне стыка выбирается система расчетных узлов. Расчетные узлы должны быть равномерно распределены по поверхности, иначе матрица жесткости обладает плохой обусловленностью.
3. В каждом из расчетных узлов прикладывается сила, равная 1 Ньютону, рассчитываются значения перемещений каждой точки тела под действием приложенной нагрузки с помощью конечно-элементного комплекса (ANSYS, NASTRAN). Таким образом, решается последовательность задач структурного анализа.
4. Формируется матрица из найденных значений перемещений расчетных узлов – матрица податливости.
5. Обращаем матрицу податливости, полученную на четвертом шаге, – получаем искомую матрицу жесткости тела.

В случае если число узлов сетки, построенной для тела, невелико, то для вычисления матрицы жесткости достаточно ресурсов персонального компьютера. Однако, если сетка составляет несколько десятков тысяч элементов, то возможно распараллеливание процессов расчета перемещений на третьем шаге.

Для построения полной математической модели соединения необходимо также указать значения начальных зазоров между поверхностями крыла и фюзеляжа. Достаточно задать значения начальных зазоров только в расчетных узлах, а в остальных точках зоны стыка определить начальный зазор путем линейной интерполяции.

Перейдем к рассмотрению вычислительной процедуры.

Входными данными являются: матрица жесткости системы, обозначим ее K ; вектор, составленный из начальных зазоров в расчетных узлах $U_0 = (u_{01}, u_{02}, \dots, u_{0n})$, где n – число расчетных узлов, а также вектор нагрузок (от заклепок) в расчетных узлах $F = (f_1, f_2, \dots, f_n)$.

Для того чтобы найти результирующий вектор перемещений $U = (u_1, u_2, \dots, u_n)$, запишем выражение для полной энергии системы:

$$W(U) = \frac{1}{2} \cdot U^T \cdot K \cdot U - F^T \cdot U, \text{ где } \frac{1}{2} \cdot U^T \cdot K \cdot U - \text{энергия деформации, } F^T \cdot U - \text{работа}$$

внешних сил.

Для вектора U выполнены следующие условия: полная энергия минимальна, $U = \operatorname{arg\,inf} W(U)$; соблюдено ограничение $U \leq U_0$.

Решая поставленную задачу минимизации, найдем неизвестный вектор перемещений U .

Указанный алгоритм применялся для моделирования различных тестовых систем. В качестве одной из расчетных моделей использована система, имитирующая верхнюю панель крыла и панель фюзеляжа самолета (см. Рис.1). Данная система состоит из 47 частей, для каждой из которых определены собственные свойства материалов.

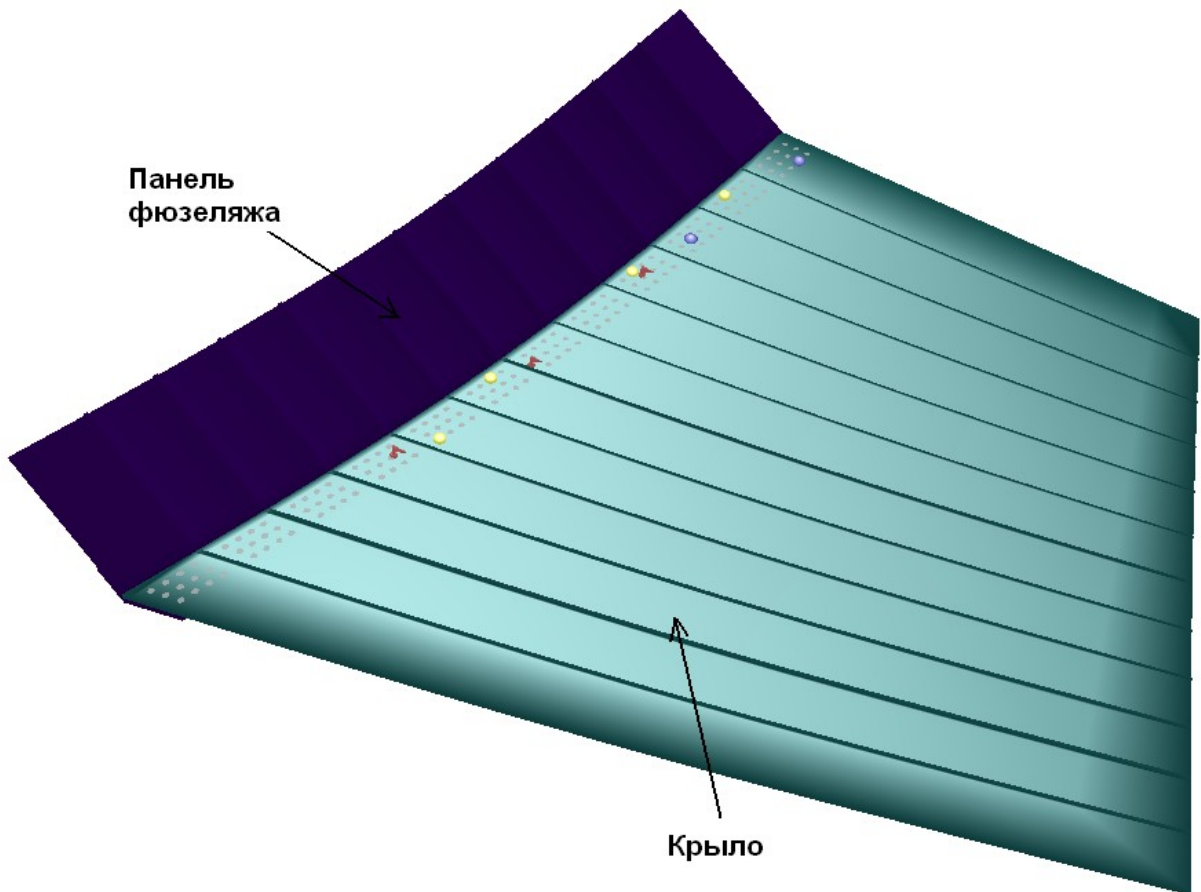


Рис.1. Моделируемая система

Для данной системы построена конечноэлементная сетка. Сетка содержит 10000 объемных восьмиугольных элементов (Рис.2). На Рис. 2 также представлено разбиение деталей по группам материалов.

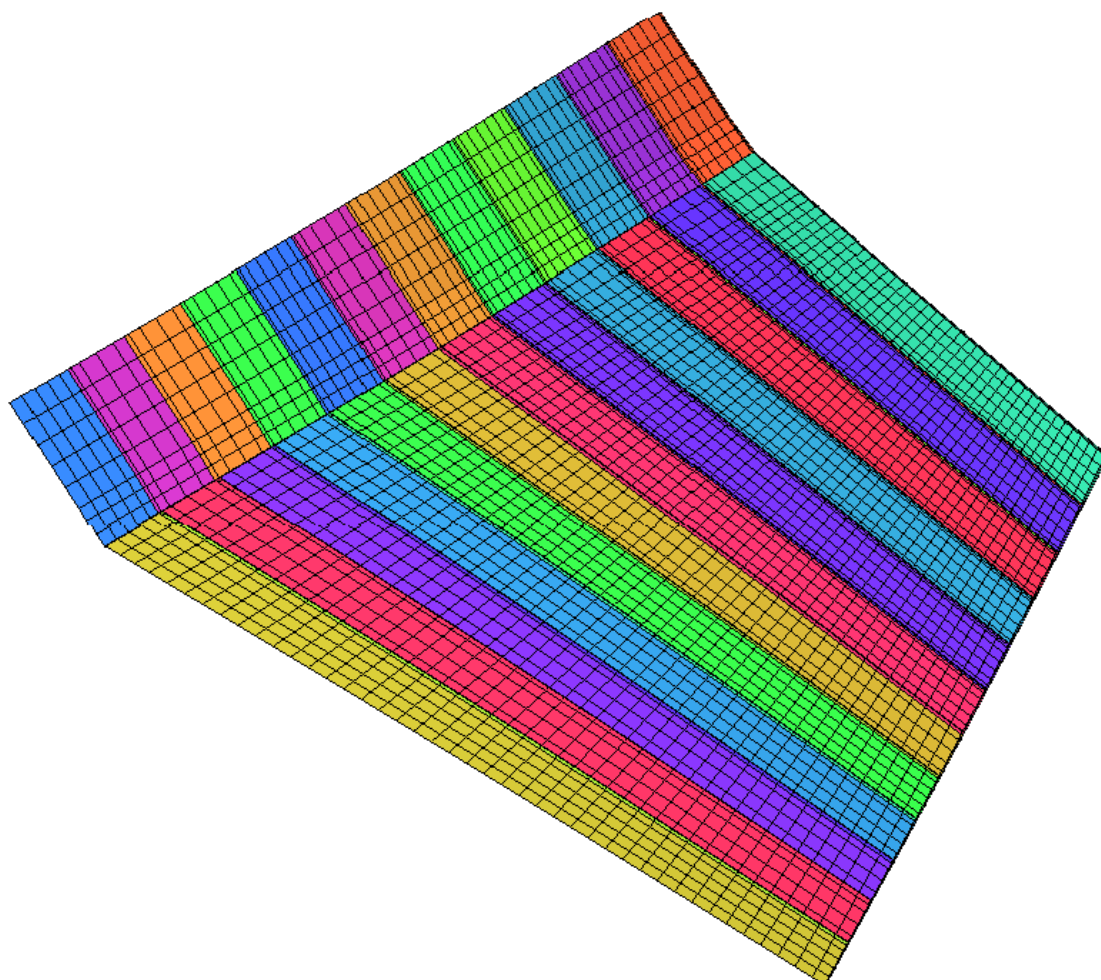


Рис.2. Конечноэлементная сеть верхней панели крыла и панели фюзеляжа

В зоне контакта выбрана система расчетных узлов $X = (X_i)_{i=1}^n$, насчитывающая 365 узлов конечноэлементной сетки.

Следующим этапом является вычисление матрицы жесткости системы. Однако вычисление матрицы жесткости системы влечет за собой необходимость в решении контактной задачи, которая при данной геометрии представляет некоторую трудность. Поэтому, в целях упрощения модели, полагаем, что панель фюзеляжа является абсолютно жесткой, т.е. неподвижной.

Рассмотрим еще один ключевой момент вычисления матрицы жесткости – задание граничных условий. В данной модели взаимосвязь между выделенной системой и остальными частями самолета должна быть заменена корректно поставленными граничными условиями. Предполагаем, что дальний край крыла закреплен, так как он достаточно удален от зоны стыка, и перемещения этих точек крыла незначительно влияют на перемещения точек, расположенных в зоне стыка.

Теперь перейдем к непосредственному расчету полей зазора. Назначим начальный зазор между поверхностями крыла и фюзеляжа равным 5 мм. После установки всех 144 заклепок между крылом и панелью фюзеляжа достигается полный контакт, то есть зазор должен стать равным нулю. На Рис.3 представлены значения зазоров в мм (обозначаются буквой “G”) в нескольких контрольных точках.

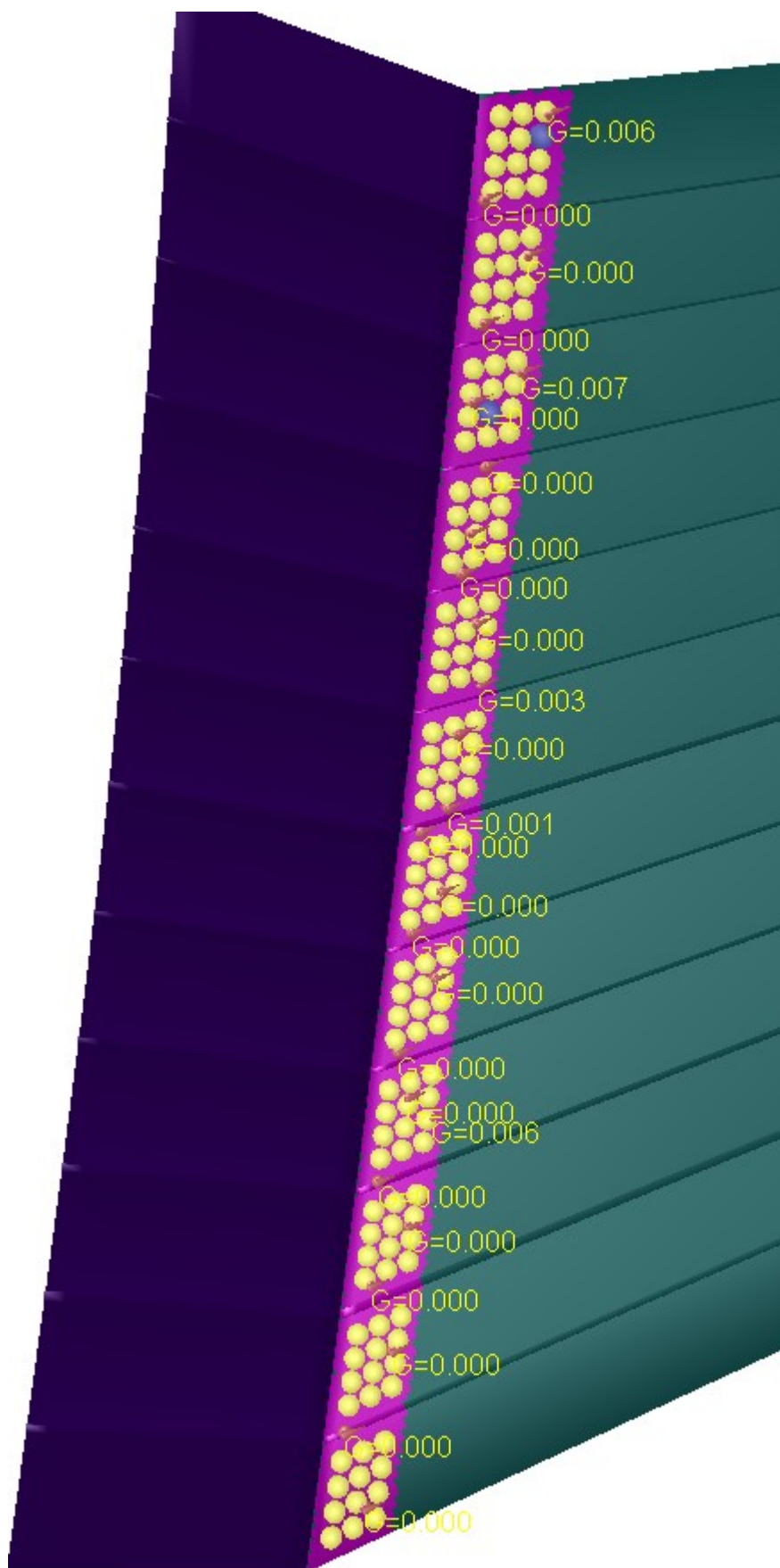


Рис. 3. Значения зазоров и давлений при расстановке 100% заклепок

Как видно из Рис.3, зазоры действительно равны или близки к нулю.

Проведем численный эксперимент: удалим 50% заклепок, попытаюсь не увеличить значения зазора. На Рис. 4 представлена новая конфигурация крепежа с 70 заклепками.

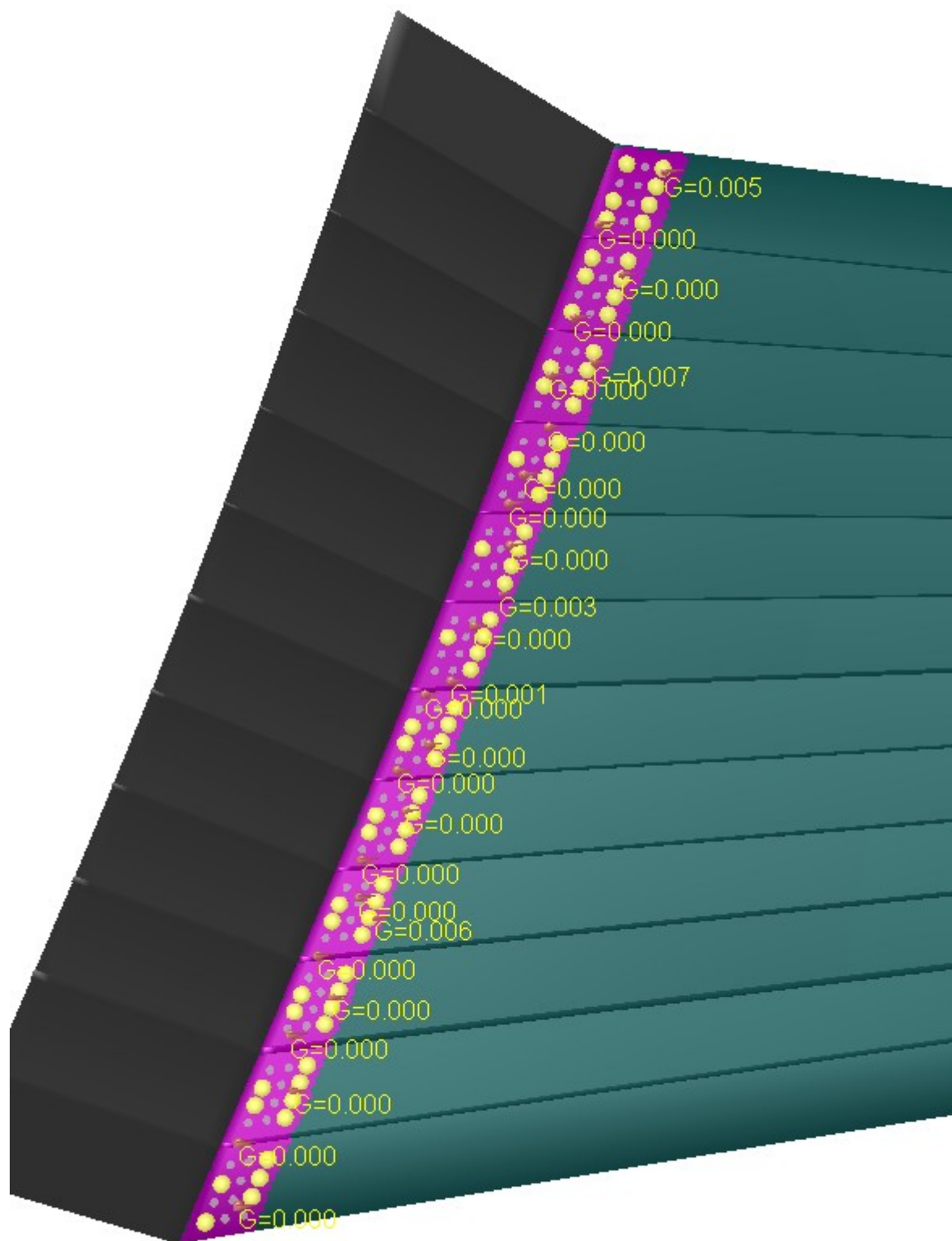


Рис. 4. Значения зазоров и давлений при расстановке 50% заклепок

Действительно, значения зазоров в контрольных точках не увеличились, при этом число заклепок значительно сократилось. Отсюда заключаем, что может быть подобрана конфигурация крепежа с уменьшенным числом заклепок, обеспечивающая полный контакт между поверхностями крыла и фюзеляжа. В дальнейшем планируется разработать алгоритм оптимизации для нахождения оптимальной конфигурации крепежа с использованием технологий параллельного программирования.

Разработанная методика расчета поля зазора в данной работе рассматривается только для моделирования элементов конструкции самолета, однако алгоритм не привязан к конкретной геометрии деталей и может быть обобщен на случай моделирования деталей произвольной геометрии.

Таким образом, математически корректная и верифицированная схема может быть внедрена и использована в различных отраслях промышленности, где требуется прогнозирование поведения деталей, соединенных с помощью клепки: судостроении, авиационной и автомобильной промышленности, мостостроении и т.п.

ЛИТЕРАТУРА:

1. Лурье А.И. Теория упругости. М.: Наука, 1970.
2. Лехницкий С.Г. Теория упругости анизотропного тела. М.: Гостехиздат, 1950.
3. Работнов Ю.Н. Механика деформируемого твердого тела. М.: Наука, 1979.