

Труды МАИ. 2022. № 124

Trudy MAI, 2022, no. 124

Научная статья

УДК 519.688

DOI: [10.34759/trd-2022-124-23](https://doi.org/10.34759/trd-2022-124-23)

РАЗРАБОТКА ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА ДЛЯ АНАЛИЗА И ОПТИМИЗАЦИИ СБОРОЧНОГО ПРОЦЕССА В АВИАСТРОЕНИИ

Надежда Игоревна Зайцева¹, Татьяна Аркадьевна Погарская²✉

^{1,2} Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого,

Санкт-Петербург, Россия

¹Zaitseva.n.i@mail.ru

²Pogarskaya.t@gmail.com✉

Аннотация. Данная статья посвящена описанию многопроцессорного программного комплекса ASRP (Assembly Simulation of Riveting Process), разрабатываемого в рамках совместного проекта Санкт-Петербургского Политехнического университета Петра Великого и концерна AIRBUS. Этот комплекс предназначен для моделирования и оптимизации процесса сборки самолётов с учетом того, что в авиастроении из-за высоких эксплуатационных нагрузок к качеству сборки деталей предъявляются достаточно жёсткие требования. В комплексе ASRP предлагается использовать методы математического моделирования и численной оптимизации,

которые позволяют предсказать и оптимизировать качество соединения деталей еще до внедрения разрабатываемых технологий на сборочную линию.

В авиастроении при серийной сборке одна и та же сборочная технология используется для всех собираемых самолётов одного типа. Соответственно, при моделировании процесса сборки нужно учитывать случайные сборочные отклонения, такие как отклонения деталей от номинальной формы или погрешности их позиционирования и закрепления на сборочных стендах. В ASRP предлагается учитывать эти отклонения через моделирование случайного начального зазора между деталями.

Для оптимизации процессов сборки требуется создавать и анализировать разные варианты расположения фиксирующих элементов. Для ASRP разработан принципиально новый подход к оптимизации расстановок крепежных элементов, основанный на предварительной оценке напряженно деформированного состояния собираемой конструкции.

При моделировании сборочных процессов с учетом сборочных отклонений и оптимизации расстановок крепежных элементов возникает необходимость решения множества однотипных задач с сотнями вариантов начальных данных. По этой причине для анализа и оптимизации сборочных процессов в ASRP предложено использовать параллельные вычисления.

В данной статье описывается структура разрабатываемого программного комплекса ASRP, разработанные методы моделирования сборочного процесса и методы моделирования начального зазора, а также предложенные методы оптимизации

расстановки крепежных элементов. Эффективность использования предложенных методов оптимизации и алгоритмов распараллеливания исследуется на практическом примере, связанном с анализом процесса сборки хвостового соединения самолета Airbus A350.

Ключевые слова: процесс сборки, оптимизация, контактная задача, теория надежности

Для цитирования: Зайцева Н.И., Погарская Т.А. Разработка программного комплекса для анализа и оптимизации сборочного процесса в авиастроении // Труды МАИ. 2022. № 124. DOI: [10.34759/trd-2022-124-23](https://doi.org/10.34759/trd-2022-124-23)

DEVELOPMENT OF SOFTWARE COMPLEX FOR ANALYSIS AND OPTIMIZATION OF THE AIRCRAFT ASSEMBLY PROCESS

Nadezhda I. Zaitseva¹, Tatiana A. Pogarskaia²✉

^{1,2}Peter the Great St.Petersburg Polytechnic University,
Saint Petersburg, Russia

¹Zaitseva.n.i@mail.ru

²Pogarskaya.t@gmail.com✉

Abstract. The presented work is devoted to describing the multiprocessor software complex ASRP (Assembly Simulation of Riveting Process), being developed as part of a joint project of Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University and the AIRBUS SAS. This complex is meant for simulating and optimizing the aircraft assembly process, with account

for the fact that aircraft building places rather strict requirements to the parts assembly quality due to high operational loads. The authors propose employing in the complex mathematical modeling and numerical optimization methods, which allow predicting and optimizing the quality of the parts joints prior to implementation of the technologies for the assembly line being developed.

In the aircraft building industry, one and the same assembly technology is being employed while series assembly for all aircraft of the same type being assembled. Accordingly, while modeling the assembly process it is necessary to account for random assembly deviations, such as deviations of parts from the rated shape or errors in positioning. The ASRP suggests accounting for these deviations through modelling the random initial gap between parts.

To optimize assembly processes, it is necessary creation and analysis of various options of the fixing elements positioning is required. A fundamentally new approach has been developed for the ASRP to optimize the temporary fastener patterns, based on the preliminary assessment of the stress-strain state of the assembled structure.

When modeling assembly processes considering assembly variations and the fastener patterns optimizing, the necessity to solving many similar problems with hundreds of different initial data arises. For this reason, the ASRP suggests employing parallel computations for analyzing and optimizing the assembly processes.

This presented article describes the structure of the ASRP software package, the developed methods for the assembly process modeling, methods for the initial gap modeling, as well as methods for optimizing the fastener elements placing. The efficiency

of the proposed optimization methods and parallelization algorithms is being studied on a practical example associated with the analysis of the assembling process of the tail section of Airbus A350.

Keywords: assembly process, optimization, contact problem, theory of reliability

For citation: Zaitseva N.I., Pogarskaia T. A. Development of software complex for analysis and optimization of the aircraft assembly process. *Trudy MAI*, 2022, no. 124. DOI: [10.34759/trd-2022-124-23](https://doi.org/10.34759/trd-2022-124-23)

Введение

Современные авиационные конструкции собираются из множества крупноразмерных деформируемых частей с помощью клёпочного и болтового соединений. Процесс сборки является весьма трудоёмким и включает в себя множественные операции по сверлению, а также временную сборку конструкции путём установки специальных крепёжных элементов. Несмотря на большой размер деталей, к точности сборки предъявляются высокие требования на каждом технологическом этапе производства. Соответственно, при разработке и оптимизации процессов сборки требуется найти баланс между трудозатратами сборочного процесса и качеством собранной конструкции. Для этого удобно использовать методы моделирования и численной оптимизации сборочных процессов, которые позволяют предсказать качество соединения деталей для рассматриваемого процесса без дорогостоящих физических экспериментов.

Как правило, одна и та же сборочная технология (например, конфигурация временных крепёжных элементов) используется для всех собираемых самолётов одного типа. При создании такой технологии важно учитывать неизбежные случайные сборочные отклонения, например, такие как отклонения деталей от номинальной формы или погрешности их закрепления на сборочных стендах. Эти отклонения совместно влияют на качество соединения деталей. При этом сборочный процесс должен гарантировать надлежащее качество соединения независимо от присутствующих случайных отклонений и дефектов [1–3]. Основным подходом к анализу сборки с учетом отклонений в настоящее время является метод Монте-Карло, который предполагает многократное моделирование процесса сборки деталей со случайными начальными условиями [4]. Для получения устойчивых результатов анализа обычно требуется проведение нескольких сотен расчетов. Параллельная реализация вычислительных процедур в таком случае позволяет сократить время анализа.

Одним из важных направлений интенсификации производственного процесса при сохранении высоких стандартов качества является оптимизация расстановки временных крепёжных элементов с учётом заданных технологических требований [5]. Сам процесс клепки представляет собой комплексную задачу математического моделирования. Проведение численной оптимизации требует множественных расчетов математической модели рассматриваемого процесса для разных расстановок и разных отклонений поверхностей деталей от номинала.

Современные исследования в области машиностроения изучают влияние разных аспектов сборочного процесса на качество соединения. Например, в [6] рассматривается влияние деформаций и остаточных напряжений, в работе [7] исследуется взаимное влияние собираемых пластин и заклепок в клепанных соединениях. Однако в литературе имеются только немногочисленные исследования процесса клепки как отдельного явления.

Сама же оптимизация установки заклепок в основном рассматривалась как задача планирования, например, для экономии времени и оптимизации пути работа при сверлении [8]. Под оптимизацией сборки зачастую подразумевается топологическая оптимизация, направленная на исправление геометрии сложных композитных деталей [9, 10]. Схожие задачи оптимизации порядка возникают при сборке конструкций методом сварки, когда сварные точки располагаются равномерно вдоль шва. Такое расположение не всегда является оптимальным для передачи силового потока, воспринимаемого соединением, и зачастую требует более детального исследования и оптимизации. Обычно для решения подобных задач используются специально разработанные подходы, учитывающие специфику задачи [11]. Отметим, что в описанных выше работах не учитываются случайные сборочные отклонения, а основные исследования и методики оптимизации порядка сборки относятся в основном к такому типу соединения как сварка.

В существующих исследованиях по оптимизации расстановки крепежных элементов в основном применяются универсальные методы оптимизации, рассчитанные на широкий спектр задач и не учитывающие особенности сборки

механических конструкций [12–14]. В связи с этим, оптимизация расстановки нескольких сотен крепежных элементов даже для одного варианта исходной геометрии соединения занимает значительное время. Несмотря на то, что клёпка и точечная сварка могут рассматриваться как точечное соединение, когда одни и те же шаблоны сборки применяются для однотипных деталей внутри серийного производства, специфика этих процессов различна. Кроме того, сильно различаются критерии оптимизации с точки зрения оптимального производства. В данной работе представлен принципиально новый подход к определению шаблонов установки крепежей, основанный на предварительной оценке напряженно деформированного состояния собираемой конструкции.

Данная работа посвящена описанию многопроцессорного программного комплекса ASRP (Assembly Simulation of Riveting Process), разрабатываемого в СПбПУ для анализа и оптимизации сборочных процессов в авиастроении. Основной особенностью данного комплекса является то, что в нем сочетаются моделирование процесса сборки деталей через решение соответствующей контактной задачи, моделирование сборочных отклонений на основе анализа измерений и оптимизация процессов сборки на основе поиска расстановок крепежных элементов.

Программный комплекс ASRP

Разрабатываемый программный комплекс состоит из трех основных частей: Препроцессор (Preprocessor), Симулятор (Simulator) и Постпроцессор (Postprocessor). Такая организация программной среды позволяет полностью

отделить подготовку данных от процесса моделирования сборки и последующего подробного анализа напряжений (см. рисунок 1).

Препроцессор предназначен для создания модели для Симулятора на основе импортированной конечно-элементной модели соединения. На данном этапе создаются сетки для проведения вычислений в зоне возможного возникновения контакта, определяются закрепления, соответствующие сборочным стандам, вычисляются матрицы жесткости деталей для дальнейшего анализа и т.д.

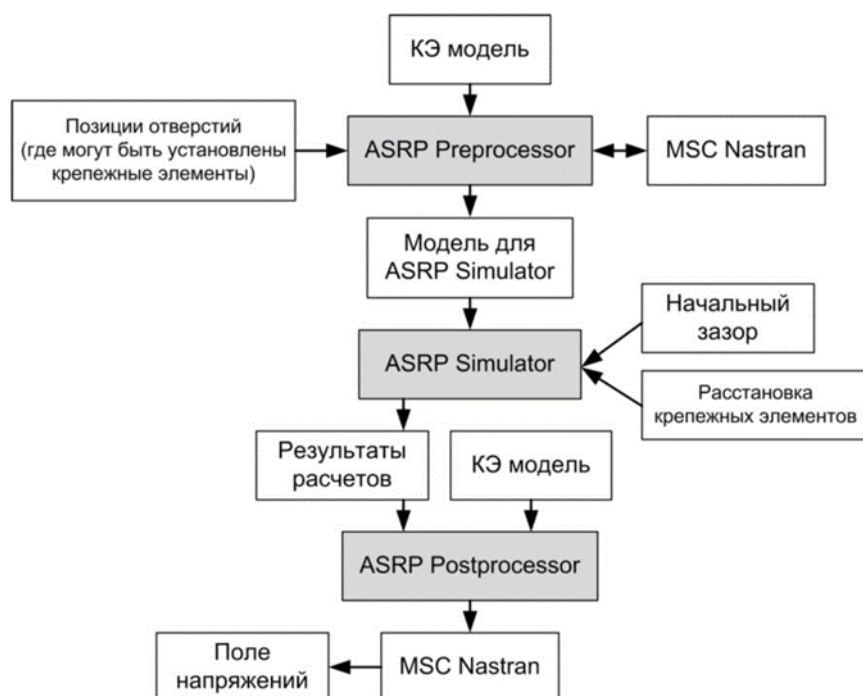


Рисунок 1 – Программный комплекс ASRP

Симулятор является центральной частью программного комплекса. Он предназначен непосредственно для моделирования процесса сборки. Этот инструмент позволяет рассчитывать зазоры между собранными деталями, перемещения частей, оптимизировать расположения крепежных элементов, определять силы, вызываемые контактом в области стыка, и нагрузки в элементах

крепления, необходимые для достижения контакта. Также Симулятор предоставляет множество дополнительных инструментов для моделирования процесса клепки и оптимизации технологии сборки.

Постпроцессор предназначен для вычисления напряжений, возникающих в процессе сборки самолетов. Входными данными для Постпроцессора являются результаты расчета из Симулятора (перемещения деталей и контактные силы). Постпроцессор использует эти результаты в качестве граничных условий при расчете напряжений.

Моделирование сборочного процесса

Для корректного моделирования процесса сборки деталей в авиастроении важно учитывать возможные деформаций и контактное взаимодействия деталей. Поэтому, для определения напряженно-деформируемого состояния деталей под действием сил от крепёжных элементов в ASRP решается соответствующая контактная задача.

Для процесса соединения крупногабаритных деталей в авиастроении задачу их контактного взаимодействия можно сформулировать в следующей форме [15]:

$$\min_{A^T \cdot u \leq g} \left(\frac{1}{2} u^T K u - f^T u \right), \quad (1)$$

где u – вектор искомых нормальных перемещений деталей в зоне соединения; K – редуцированная матрица жесткости, передающая механические свойства деталей; f – вектор, задающий действие сил от установленных крепежных

элементов; A – матрица, определяющая пары контактных узлов; g – вектор начального зазора между деталями в нормальном направлении к зоне соединения.

Через решение контактной задачи определяется значение результирующего зазора, остающегося между деталями после их соединения:

$$g^{res} = A^T u - g. \quad (2)$$

Именно значение результирующего зазора определяет качество соединения деталей на каждом этапе сборки. Величина этого зазора определяет, насколько успешными будут последующие этапы сборки. На значение результирующего зазора совместно влияют используемая расстановка крепежных элементов и значения начального зазора между деталями. Соответственно, для разработки оптимальной сборочной технологии необходимо проводить моделирование сборочного процесса с учетом этого совместного влияния.

Моделирование сборочных отклонений

Разрабатываемая сборочная технология должна учитывать не только номинальную геометрию деталей, но и неизбежные в реальном производстве сборочные отклонения. Для сборочного процесса в качестве источников отклонений [16] обычно рассматривают отклонения деталей (например, вариации формы поверхности соединяемых деталей из-за естественных погрешностей производственных процессов) и отклонения сборочного процесса (например, неточности позиционирования и закрепления). В результате собираемые детали и

сам сборочный процесс случайным образом различаются от одного самолета к другому даже внутри одной производственной серии.

Все случайные отклонения влияют на начальный зазор между деталями. В идеальной ситуации (при отсутствии сборочных погрешностей) этот зазор имел бы нулевое значение для всех собираемых деталей. На практике для каждого собираемого самолета значения начального зазора будут каким-то случайным образом отличаться от нулевого значения.

Для серийного производства расстановка крепежных элементов должна гарантировать надлежащее качество соединения деталей несмотря на возможные отклонения. Для каждой конкретной расстановки крепежей обычно требуется провести процедуру верификации — анализ качества соединения деталей с учетом возможных отклонений.

Учитывая случайность отклонений, для верификации предлагается использовать метод Монте-Карло. Идея этого метода — это моделирование как можно большего количества ситуаций, которые могут реализоваться из-за присутствия случайных отклонений.

Разработанная для ASRP процедура верификации расстановки крепежных элементов заключается в следующем:

Этап 1: Создание облака начальных зазоров. На этом этапе создается облако начальных зазоров $G = \{g_k\}_{k=1, n_g}$ — набор из n_g конкретных реализаций начального зазора между деталями.

Этап 2: Моделирование сборочного процесса. На этом этапе для каждого начального зазора из облака производится моделирование контактного взаимодействия деталей: с помощью решения контактной задачи (1) рассчитываются перемещения деталей и, соответственно, определяются значения результирующего зазора между деталями по формуле (2).

Этап 3: Анализ результатов. По полученному набору значений результирующих зазоров $G^{res} = \{g_k^{res}\}_{k=1, n_g}$ проводится статистическая оценка величины результирующего зазора.

Пример проведенной процедуры верификации приведен на рисунке 2. Темно-серыми точками отображены пустые отверстия, светло-серыми – установленные крепежные элементы. Для оценки качества соединения деталей используется статистическая кривая, выражающая зависимость между допуском e и вероятностью того, что результирующий зазор не превысит этот допуск.

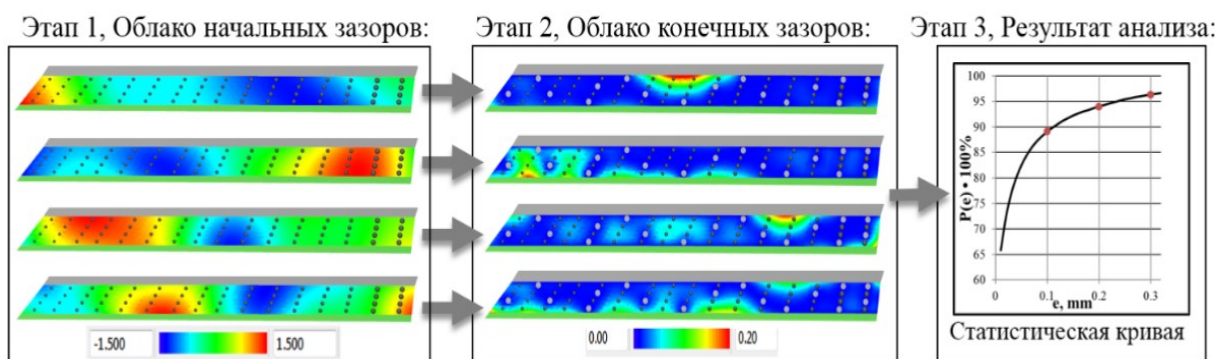


Рисунок 2 – Процедура верификации расстановки крепежных элементов

Для получения достоверных результатов верификации необходимо иметь большое число начальных зазор в облаке (обычно требуется несколько сотен начальных зазоров: $n_g \sim 10^2$). Однако в большинстве практических задач для анализа

доступен только небольшой набор измерений начального зазора. Поэтому для создания облака зазоров необходимо использовать стохастическую модель начального зазора. Такая модель может передавать случайное поведение начального зазора и позволяет получить большой набор численных реализаций в случае ограниченного набора измерений.

Для стохастического моделирования начального зазора в ASRP были разработаны два метода: на основе случайного поля и на основе собственных форм свободных колебаний деталей. Сравнительное исследование этих методов в [17] показало, что использование второго метода моделирования позволяет получить более точные оценки качества соединения деталей при малом числе доступных измерений. А моделирование на основе случайного поля удобнее использовать в случае полного отсутствия измерений начального зазора (параметры такой модели можно определить из данных о допусках на отклонения формы изготавливаемых деталей). Соответственно, для каждой конкретной ситуации в ASRP выбирается более подходящий метод моделирования начального зазора.

Оптимизация сборочного процесса

Задача оптимизации расстановок крепежных элементов может быть сформулирована по-разному в зависимости от целей дальнейшего использования результатов, однако в любом случае в процессе ее решения необходимо определить положения фиксирующих элементов (расстановку или шаблон), которые обеспечат достаточное качество соединения (то есть сведут начальный зазор между деталями

до заданного диапазона значений). Схематичное изображение деталей и обозначениями приведены на рисунке 3.

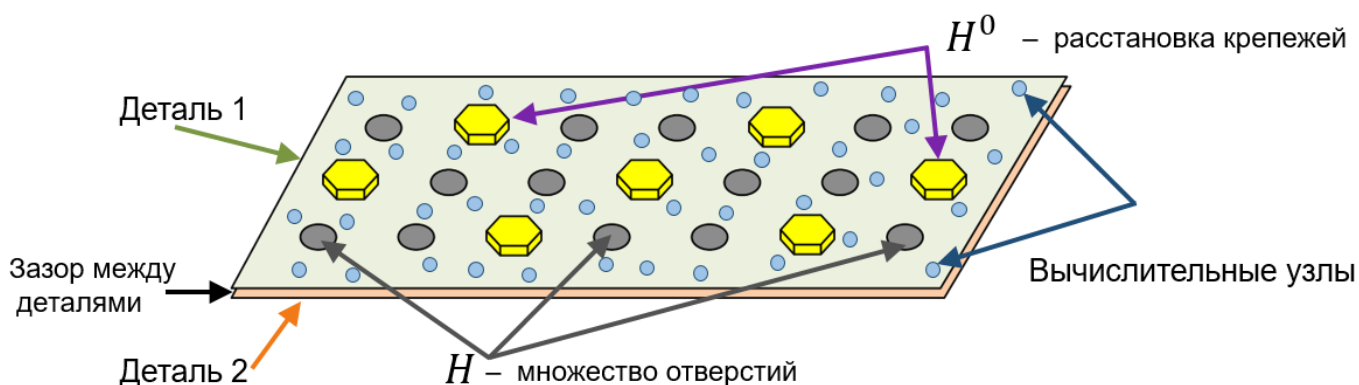


Рисунок 3 – Схематичное изображение соединения

Рассмотрим несколько возможных формулировок данной задачи.

Задача 1 «Минимизация вероятности возникновения дефекта»: будем называть вычислительный узел «дефектным», если значение результирующего зазора в нем превосходит некоторое заданное технологическое требование g_* . Число дефектных узлов зависит от расстановки крепежей H^0 и облака начальных зазоров $G = \{g_k\}_{k=1, n_g}$, где n_g - количество зазоров. Вероятность дефекта P_d определяется как отношение числа дефектных узлов к общему числу узлов:

$$P_d(H^0, G) = \frac{\sum_{k=1}^{n_g} \sum_{i=1}^{n_u} \theta(g_i^{res}(g_k, H^0) - g_*)}{n_g n_u}, P_d(H^0, g_*) \in [0, 1]. \quad (3)$$

$P_d(H^0, g_*) = 0$ соответствует случаю, когда результирующий зазор после установки крепежей согласно расстановке H^0 не превосходит заданного технологического требования g_* .

Тогда задача минимизации вероятности возникновения дефекта может быть сформулирована следующим образом: для заданного числа крепежей n_* найти расстановку H_*^0 , $|H_*^0| = n_*$, обеспечивающую минимальную вероятность возникновения дефекта:

$$H_*^0 = \arg \min_{H^0, |H^0|=n_*} (P_d(H^0)). \quad (4)$$

Задача 2 «Нахождение расстановки минимального размера»: найти расстановку H_*^0 минимального размера такую, что результирующий зазор после ее установки не превысил значение g_* :

$$n_f(H_*^0) = \min_{\substack{H^0, |H^0|=n_f \\ g_{max}^{res}(H^0) \leq g_*}} (n_f). \quad (5)$$

Для решения поставленных задач оптимизации могут быть применены такие методы как поиск восхождением, генетический алгоритм, алгоритм имитации отжига и т.д. Однако их универсальность не позволяет учитывать особенности задачи сборки и требует значительного количества вычислений значений функции цели, поэтому наряду с ними в ASRP был реализован новый разработанный геодезический алгоритм [19], основанный на вычислении поля сил, необходимого для сведения зазоров между собираемыми деталями, и картах геодезических расстояний между отверстиями. Этот алгоритм предполагает решение двойственной контактной задачи для нахождения поля сил (множителей Лагранжа), которое необходимо приложить к деталям для сведения начального зазора до заданного значения, и не

требует множественного пересчета функции цели. Для решения второй задачи он может быть адаптирован следующий образом:

Шаг 1: определить при помощи геодезического алгоритма шаблон с максимально допустимым числом крепежных элементов $H^* = \{h_i\}_{i=\overline{1, n_f}}$. Индекс i соответствует порядку включения отверстия h_i в шаблон, поэтому уменьшение значения n_f будет означать уменьшение размера шаблона, когда последующие отверстия из него исключаются.

Шаг 2: уменьшая размер шаблона n_f от максимально допустимого значения до 1, вычислим множество вероятностей возникновения дефекта для каждого размера шаблона $\{P(g_*, H_k^*)\}_{k=\overline{1, n_f}}$, где $H_k^* = \{h_i\}_{i=\overline{1, k}}$.

Шаг 3: определить минимальный размер шаблона, обеспечивающий значение результирующего зазора во всех вычислительных узлах не более g_* с наибольшей вероятностью после установки крепежей

$$\tilde{n}_f = \min \arg \max_{k=\overline{1, n_f}} P(g_*, H_k^*). \quad (6)$$

Параллельные вычисления

Важная вычислительная особенность моделирования процесса сборки — это необходимость выполнять множество однотипных вычислений для одной и той же модели сборки (матриц A и K), чтобы определить вектор перемещений для различных расстановок крепежей и различных начальных зазоров.

При оптимизации сборочных процессов в авиастроении возникают две наиболее трудоемкие с вычислительной точки зрения задачи:

1. Решение контактной задачи для каждой новой конфигурации крепежных элементов.
2. Верификация конкретной расстановки крепежных элементов, полученной в результате оптимизации.

В случае оптимизации по облаку начальных зазоров контактная задача решается не только для каждой новой конфигурации крепежных элементов, но и для каждого зазора в облаке. Оптимизация над облаком начальных зазоров позволяет находить расстановки, наиболее применимые для серийного производства.

Симулятор, как отдельная часть программного комплекса ASRP, написан на C++ и использует MPI для взаимодействия процессов (см. рисунок 4). В рамках его процедур оптимизации и верификации по облакам начальных зазоров реализовано распараллеливание по задачам, когда одна и та же контактная задача решается с разными начальными данными на разных процессах. Кроме того, некоторые блоки кода солверов (решателей) задачи квадратичного программирования [18], такие как, например, разложение Холецкого, выполняются параллельно в несколько потоков с использованием библиотек OpenMP.

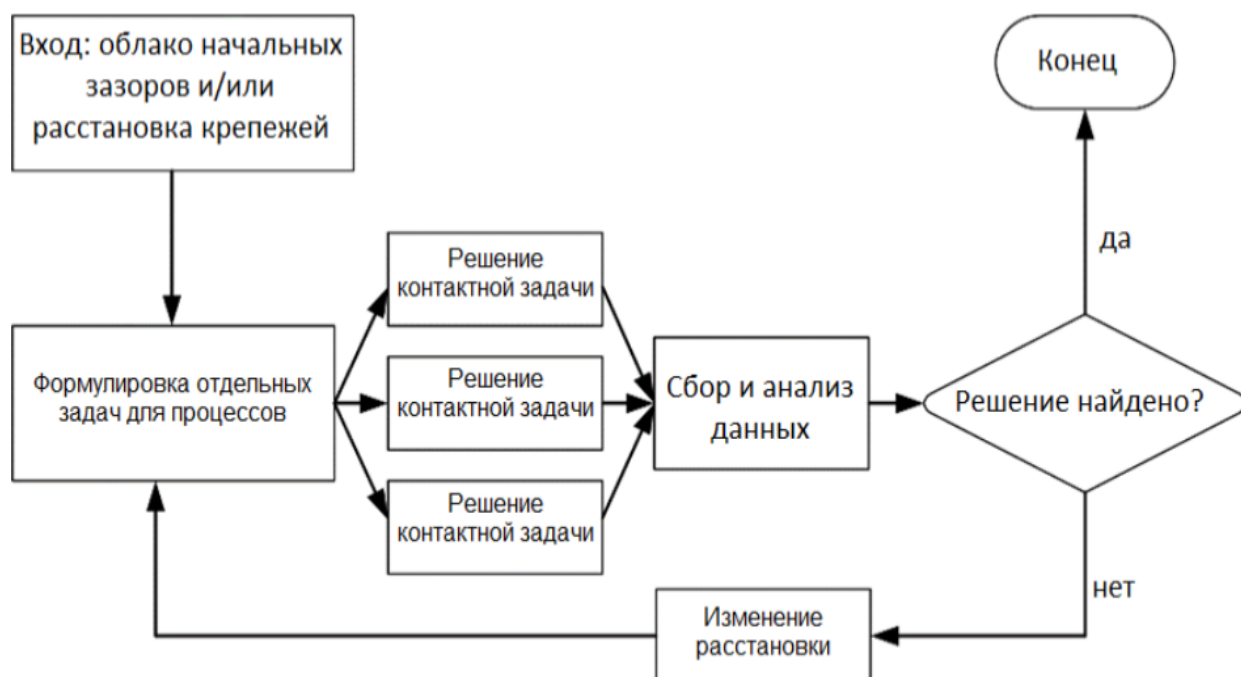


Рисунок 4 – Распараллеливание по задачам

Практическое применение

В данной статье применение разработанного программного комплекса демонстрируется на примере конкретной производственной задачи анализа и оптимизации процесса сборки самолета Airbus A350-900. Рассматривается технологический процесс рассверливания отверстий при соединении усилительной накладки и обшивки хвостовой секции фюзеляжа [20] (рисунок 5).

Модель сборки для решения контактной задачи (1), построенная на основе соответствующей конечно-элементной модели, содержит 4 части (обшивка фюзеляжа, две части каркаса и усилительная накладка). В зоне прикрепления усилительной накладки расположены 283 отверстия. На рассматриваемом этапе рассверливается (просверливается до большего диаметра) 48 отверстий. Перед рассверливанием в 76 заданных отверстиях устанавливаются временные крепежные элементы, которые предотвращают увеличение зазора между частями. В таких

условиях процедура рассверливания проходит без дефектов, после чего в рассверленные отверстия устанавливаются постоянные крепежи. Такая же процедура производится и для рассверливания остальных отверстий.

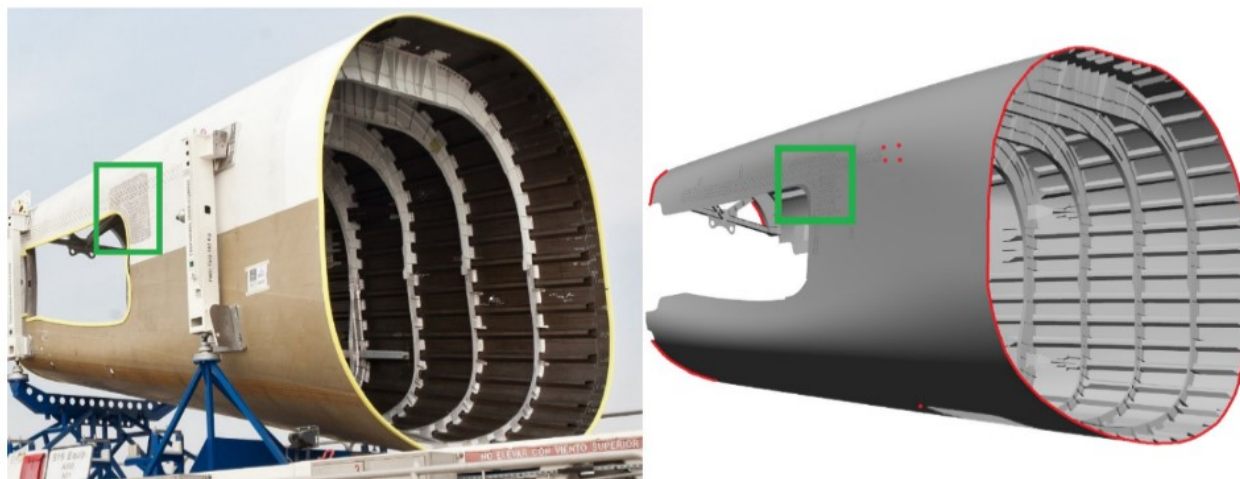


Рисунок 5 – Хвостовая секция самолета A350-900 (слева) и модель (справа), зеленым выделена зона стыка, красным – область закрепления.

Оптимизация расстановки временных крепежных элементов

Для оптимизации рассматриваемого технологического процесса было необходимо сократить число устанавливаемых временных крепежных элементов. При рассверливании зазор между соединяемыми частями может увеличиваться, что при превышении величины в 0.3 мм может привести к несоосности отверстий и дальнейшим дефектам. Предварительный анализ показал, что при использовании текущей расстановки из 76 крепежей в 19 отверстиях зазор превосходит допустимое значение при рассверливании. Соответственно, поставленная задача состояла в том, чтобы определить минимальное число и положение крепежных элементов так, чтобы не увеличить число дефектных отверстий. Для поиска новых расстановок

начальный зазор между соединяемыми деталями считался равным 0 мм. Учитывался только зазор, который возникает при рассверливании отверстий.

В результате проведенного анализа с использованием геодезического алгоритма и метода локальных вариаций были найдены расстановки из 53 и 50 крепежей соответственно [22] (вместо исходных 76 крепежей).

Стоит отметить, что ввиду особенностей метода локальных вариаций, при его использовании возникла необходимость исключить из рассмотрения несколько рядов с отверстиями. В этих рядах находились отверстия с максимальными значениями зазоров при просверливании. Метод локальных вариаций, основанный на идее локального перебора, с каждой новой итерацией стремится выбирать свободные отверстия из окрестности этих рядов, что делает результирующую расстановку непригодной для использования. Геодезический алгоритм не обладает таким недостатком, поэтому он может быть применен ко всей области без каких-либо ограничений. Кроме того, геодезический алгоритм является безытерационным, что позволило решить поставленную задачу за 110 минут, в то время как методу локальных вариаций потребовалось около 4 дней (при этом в обоих методах использовалось распараллеливание по начальным зазорам).

Верификация полученных расстановок

Полученные расстановки временных крепежных элементов нужно верифицировать, поскольку на практике между деталями присутствуют некоторые случайные начальные зазоры. Для проведения верификации была построена модель

начального зазора на основе случайного поля [21]. По этой модели было создано облако из 200 начальных зазоров.

На этапе статистического анализа результатов рассматривались зазоры g^{res} в рассверливаемых отверстиях. Полученные результаты верификации проиллюстрированы на примере зазоров при рассверливании в двух конкретных отверстиях. На рисунке 6 приведены результаты распределения значений результирующего зазора в этих двух отверстиях для трех расстановок (начальная расстановка с 76 крепежами, расстановка метода локальных вариаций с 53 крепежами и геодезического алгоритма с 50 крепежами). Результаты анализа для всех отверстий показывают, что геодезический алгоритм позволил уменьшить значения результирующего зазора в большем количестве рассверливаемых отверстий, чем метод локальных вариаций.

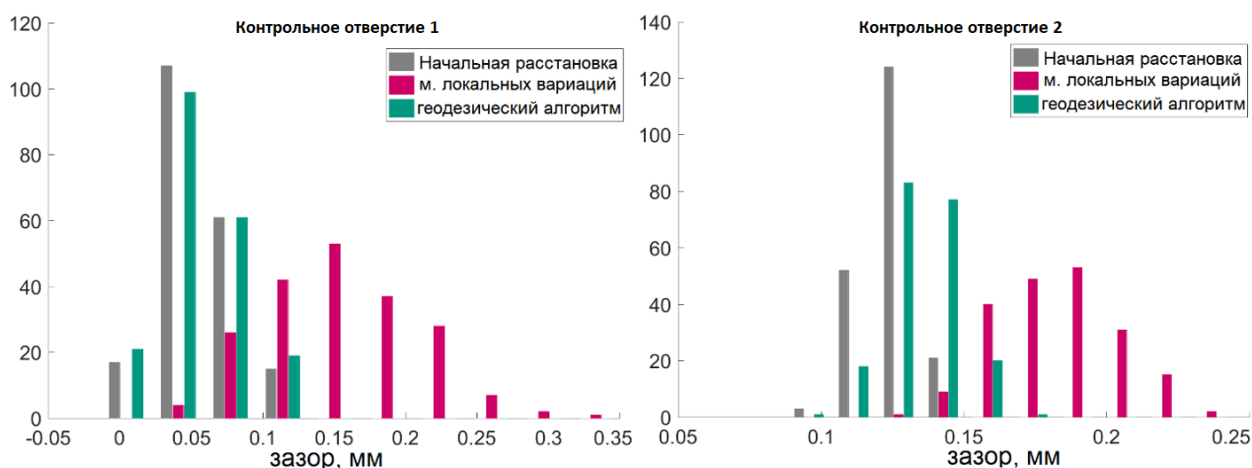


Рисунок 6 – Сравнение расстановок, полученных методом локальных вариаций и геодезическим алгоритмом

Эффективность и масштабируемость используемого распараллеливания исследовалась на примере проведения верификации расстановок по облаку

начальных зазоров. Во время верификации контактная задача для каждого начального зазора из облака решалась на отдельном процессе. Полученное время сравнивалось со временем решения этой же задачи последовательным кодом.

Рассматривались две модели с разным числом расчетных узлов (1800 и 7000 узлов). Результаты приведены в таблице 1. В много процессорной версии $p = n_g$ (число процессов совпадает с числом начальных зазоров в облаке). Для параллельных расчетов использовались мощности суперкомпьютерного центра «Политехнический». Сравнение полученных результатов показывает, что использование многопроцессорной версии дает существенный выигрыш во времени анализа. Соответственно, такой вариант параллелизации (распараллеливание по отдельным контактным задачам) оказывается наиболее эффективным для решения описанных задач сборки, поскольку они подразумевают множество однотипных расчетов на одной и той же модели сборки с различными начальными данными.

Таблица 1. Временные затраты на верификацию по облаку из n_g начальных зазоров в последовательной (T_1) и многопроцессорной (T_p) версии ASRP

Число узлов в модели	n_g	Время, с		Ускорение $S = T_1 / T_p$
		T_1	T_p	
1800	20	100.3	9.6	10.5
	50	250.9	9.5	26.4
	100	501.7	9.6	52.2
	200	1003.3	10.1	99.3
7000	20	1469	157	9.3
	50	7346	279	27.0
	100	14692	279	52.7
	200	29384	326	90.6

Заключение

Программный комплекс ASRP разрабатывается для исследования и оптимизации сборочных процессов в авиастроении. Он позволяет проводить верификацию сборочных технологий для определения качества соединения деталей на каждом этапе сборки с учетом возможных отклонений. Также он позволяет решать задачи оптимизации расстановок крепежных элементов для ускорения сборки. Для комплекса ASRP были разработаны специальные численные методы решения контактной задачи, моделирования начальных зазора и оптимизации расстановок крепежей. В численной реализации предложенных методов используется параллелизация по задачам, что позволяет существенно уменьшить время анализа. В результате комплекс ASRP может быть использован в непосредственной инженерной практике для решений большого набора задач, связанных с разработкой и оптимизацией процессов сборки авиационных конструкций.

Список источников

1. Wei L. Prediction of the aircraft fault maintenance sorties based on least squares of linear regression // 2012 3rd International Conference on System Science, Engineering Design and Manufacturing Informatization, 2012. DOI:[10.1109/ICSSEM.2012.6340849](https://doi.org/10.1109/ICSSEM.2012.6340849)
2. Толстикова В.Г., Пыхалов А.А. Анализ напряженно-деформированного состояния деталей планера самолета из композиционных материалов на основе сканирования и

- решения глобально-локальной задачи // Труды МАИ. 2021. № 118. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=158214>. DOI: [10.34759/trd-2021-118-05](https://doi.org/10.34759/trd-2021-118-05)
3. Peng H., Wang B. 3D statistical tolerance analysis technique and the application in piston aeroengine assembly // 2017 8th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering (ICMAE), 2017. DOI: [10.1109/ICMAE.2017.8038680](https://doi.org/10.1109/ICMAE.2017.8038680)
 4. Shen Z., Ameta G., Shah J.J., Davidson J.K. A Comparative Study Of Tolerance Analysis Methods // Journal of Computing and Information Science in Engineering, 2005, vol. 5 (3). DOI: [10.1115/1.1979509](https://doi.org/10.1115/1.1979509)
 5. Yang D., Qu W., Ke Y. Evaluation of residual clearance after pre-joining and pre-joining scheme optimization in aircraft panel assembly // Assembly Automation, 2016, vol. 5 (3). DOI: [10.1108/AA-12-2015-129](https://doi.org/10.1108/AA-12-2015-129)
 6. Blanchot V., Daidie A. Riveted assembly modelling: Study and numerical characterisation of a riveting process // Journal of Materials Processing Technology, 2006, vol. 180, no. 1-3, pp. 201-209. DOI: [10.1016/J.JMATPROTEC.2006.06.005](https://doi.org/10.1016/J.JMATPROTEC.2006.06.005)
 7. Bedair O.K., Eastaugh G.F. A numerical model for analysis of riveted splice joints accounting for secondary bending and plates/rivet interaction // Thin-Walled Structures, 2007, vol. 45, no. 3, pp. 251-258. DOI: [10.1016/J.TWS.2007.03.001](https://doi.org/10.1016/J.TWS.2007.03.001)
 8. Ni J., Tang W.C., Pan M., Qiu X., Xing Y. Assembly sequence optimization for minimizing the riveting path and overall dimensional error // Journal of Engineering Manufacture, 2018, vol. 232, no.14. DOI: [10.1177/0954405417699012](https://doi.org/10.1177/0954405417699012)
 9. Дюков В.А. Оптимизация технологического процесса автоклавного формования композитных авиационных конструкций сложной формы с предварительным

- исправлением их // Труды МАИ. 2021. № 116. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=121089>. DOI: [10.34759/trd-2021-116-12](https://doi.org/10.34759/trd-2021-116-12)
10. Чжо Ё.К., Соляев Ю.О. Топологическая оптимизация подкрепленных панелей, нагруженных сосредоточенными силами // Труды МАИ. 2021. № 120. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=161420>. DOI: [10.34759/trd-2021-120-07](https://doi.org/10.34759/trd-2021-120-07)
11. Tabar R.S., Warmefjord K., Soderberg R. Rapid sequence optimization of spot welds for improved geometrical quality using a novel stepwise algorithm // Engineering Optimization, 2021, vol. 53, no. 5. DOI:[10.1080/0305215X.2020.1757090](https://doi.org/10.1080/0305215X.2020.1757090)
12. Liao Y.G. Optimal design of weld pattern in sheet metal assembly based on a genetic algorithm // International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2005, vol. 26, no. 5-6, pp. 512-516. DOI:[10.1007/S00170-003-2003-5](https://doi.org/10.1007/S00170-003-2003-5)
13. Ertas A.H., Sonmez F.O. Optimization of spot-weld joints // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C. // Journal of Mechanical Engineering Science, 2009, vol. 223, no. 3, pp. 545-555. DOI:[10.1243/09544062JMES1171](https://doi.org/10.1243/09544062JMES1171)
14. Rakotondrainibe L., Desai J., Orval P., Allaire G. Coupled topology optimization of structure and connections for bolted mechanical systems // European Journal of Mechanics, A/Solids, 2022, vol. 93. DOI: [10.1016/j.euromechsol.2021.104499](https://doi.org/10.1016/j.euromechsol.2021.104499)
15. Petukhova M., Lupuleac S., Shinder J., Smirnov A., Yakunin S., Bretagnol B. Numerical approach for airframe assembly simulation // Journal of Mathematics in Industry, 2014, vol. 4, no. 8. DOI:[10.1186/2190-5983-4-8](https://doi.org/10.1186/2190-5983-4-8)
16. Hu M., Lin Z., Lai X., Ni J. Simulation and analysis of assembly processes considering compliant, non-ideal parts and tooling variations // International Journal of

- Machine Tools and Manufacture, 2001, vol. 41, no. 15, pp. 2233-2243.
DOI:[10.1016/S0890-6955\(01\)00044-X](https://doi.org/10.1016/S0890-6955(01)00044-X)
17. Zaitseva N., Lupuleac S., Khashba V., Shinder, J. Bonhomme E. Approaches to initial gap modeling in final aircraft assembly simulation // ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition, 2020. DOI:[10.1115/IMECE2020-23528](https://doi.org/10.1115/IMECE2020-23528)
18. Stefanova M., Minevich O., Baklanov S., Petukhova M., Lupuleac S., Grigor'ev B., Kokkolaras M. Convex optimization techniques in compliant assembly simulation // Optimisation Engineering, 2020, vol. 21 (2). DOI:[10.1007/s11081-020-09493-z](https://doi.org/10.1007/s11081-020-09493-z)
19. Pogarskaia T., Lupuleac S., Bonhomme E. Novel approach to optimization of fastener pattern for airframe assembly process // Procedia CIRP, 2020, vol. 93, pp. 1151-1157. DOI:[10.1016/j.procir.2020.04.035](https://doi.org/10.1016/j.procir.2020.04.035)
20. Pogarskaia T., Churilova M., Bonhomme E. Application of a Novel Approach Based on Geodesic Distance and Pressure Distribution to Optimization of Automated Airframe Assembly Process // Communications in Computer and Information Science, 2020, pp. 1672-1673. DOI:[10.1007/978-3-030-64616-5_14](https://doi.org/10.1007/978-3-030-64616-5_14)
21. Lupuleac S., Zaitseva N., Stefanova M., Berezin S., Shinder J., Petukhova M., Bonhomme E. Simulation of the Wing-to-Fuselage Assembly Process // Journal of Manufacturing Science and Engineering, Transactions of the ASME, 2019, vol. 141, no. 6. DOI:[10.1115/1.4043365](https://doi.org/10.1115/1.4043365)
22. Lupuleac S., Pogarskaia T., Churilova M., Kokkolaras M., Bonhomme E. Optimization of fastener pattern in airframe assembly // Assembly Automation, 2020, vol. 40, no. 5. DOI:[10.1108/aa-03-2019-0040](https://doi.org/10.1108/aa-03-2019-0040)

References

1. Wei L. Prediction of the aircraft fault maintenance sorties based on least squares of linear regression, *2012 3rd International Conference on System Science, Engineering Design and Manufacturing Informatization*, 2012. DOI:[10.1109/ICSSEM.2012.6340849](https://doi.org/10.1109/ICSSEM.2012.6340849)
2. Tolstikov V.G., Pykhalov A.A. *Trudy MAI*, 2021, no. 118. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=158214>. DOI: [10.34759/trd-2021-118-05](https://doi.org/10.34759/trd-2021-118-05)
3. Peng H., Wang B. 3D statistical tolerance analysis technique and the application in piston aeroengine assembly, *2017 8th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering (ICMAE)*, 2017. DOI:[10.1109/ICMAE.2017.8038680](https://doi.org/10.1109/ICMAE.2017.8038680)
4. Shen Z., Ameta G., Shah J.J., Davidson J.K. A Comparative Study Of Tolerance Analysis Methods, *Journal of Computing and Information Science in Engineering*, 2005, vol. 5 (3), DOI:[10.1115/1.1979509](https://doi.org/10.1115/1.1979509)
5. Yang D., Qu W., Ke Y. Evaluation of residual clearance after pre-joining and pre-joining scheme optimization in aircraft panel assembly, *Assembly Automation*, 2016, vol. 5(3). DOI:[10.1108/AA-12-2015-129](https://doi.org/10.1108/AA-12-2015-129)
6. Blanchot V., Daidie A. Riveted assembly modelling: Study and numerical characterisation of a riveting process, *Journal of Materials Processing Technology*, 2006, vol. 180, no. 1-3, pp. 201-209. DOI:[10.1016/J.JMATPROTEC.2006.06.005](https://doi.org/10.1016/J.JMATPROTEC.2006.06.005)
7. Bedair O.K., Eastaugh G.F. A numerical model for analysis of riveted splice joints accounting for secondary bending and plates/rivet interaction, *Thin-Walled Structures*, 2007, vol. 45, no. 3, pp. 251-258. DOI:[10.1016/J.TWS.2007.03.001](https://doi.org/10.1016/J.TWS.2007.03.001)

8. Ni J., Tang W.C., Pan M., Qiu X., Xing Y. Assembly sequence optimization for minimizing the riveting path and overall dimensional error, *Journal of Engineering Manufacture*, 2018, vol. 232, no.14. DOI:[10.1177/0954405417699012](https://doi.org/10.1177/0954405417699012)
9. Dyukov V.A. *Trudy MAI*, 2021, no. 116. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=121089>. DOI: [10.34759/trd-2021-116-12](https://doi.org/10.34759/trd-2021-116-12)
10. Chzho I.K., Solyaev Yu.O. *Trudy MAI*, 2021, no. 120. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=161420>. DOI: [10.34759/trd-2021-120-07](https://doi.org/10.34759/trd-2021-120-07)
11. Tabar R.S., Warmefjord K., Soderberg R. Rapid sequence optimization of spot welds for improved geometrical quality using a novel stepwise algorithm, *Engineering Optimization*, 2021, vol. 53, no. 5. DOI:[10.1080/0305215X.2020.1757090](https://doi.org/10.1080/0305215X.2020.1757090)
12. Liao Y.G. Optimal design of weld pattern in sheet metal assembly based on a genetic algorithm, *International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 2005, vol. 26, no. 5-6, pp. 512-516. DOI:[10.1007/S00170-003-2003-5](https://doi.org/10.1007/S00170-003-2003-5)
13. Ertas A.H., Sonmez F.O. Optimization of spot-weld joints // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C., *Journal of Mechanical Engineering Science*, 2009, vol. 223, no. 3, pp. 545-555. DOI:[10.1243/09544062JMES1171](https://doi.org/10.1243/09544062JMES1171)
14. Rakotondrainibe L., Desai J., Orval P., Allaire G. Coupled topology optimization of structure and connections for bolted mechanical systems, *European Journal of Mechanics, A/Solids*, 2022, vol. 93. DOI: [10.1016/j.euromechsol.2021.104499](https://doi.org/10.1016/j.euromechsol.2021.104499)
15. Petukhova M., Lupuleac S., Shinder J., Smirnov A., Yakunin S., Bretagnol B. Numerical approach for airframe assembly simulation, *Journal of Mathematics in Industry*, 2014, vol. 4, no. 8. DOI:[10.1186/2190-5983-4-8](https://doi.org/10.1186/2190-5983-4-8)

16. Hu M., Lin Z., Lai X., Ni J. Simulation and analysis of assembly processes considering compliant, non-ideal parts and tooling variations, *International Journal of Machine Tools and Manufacture*, 2001, vol. 41, no. 15, pp. 2233-2243. DOI:[10.1016/S0890-6955\(01\)00044-X](https://doi.org/10.1016/S0890-6955(01)00044-X)
17. Zaitseva N., Lupuleac S., Khashba V., Shinder, J. Bonhomme E. Approaches to initial gap modeling in final aircraft assembly simulation, *ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition*, 2020. DOI:[10.1115/IMECE2020-23528](https://doi.org/10.1115/IMECE2020-23528)
18. Stefanova M., Minevich O., Baklanov S., Petukhova M., Lupuleac S., Grigor'ev B., Kokkolaras M. Convex optimization techniques in compliant assembly simulation, *Optimisation Engineering*, 2020, vol. 21 (2). DOI:[10.1007/s11081-020-09493-z](https://doi.org/10.1007/s11081-020-09493-z)
19. Pogarskaia T., Lupuleac S., Bonhomme E. Novel approach to optimization of fastener pattern for airframe assembly process, *Procedia CIRP*, 2020, vol. 93, pp. 1151-1157. DOI:[10.1016/j.procir.2020.04.035](https://doi.org/10.1016/j.procir.2020.04.035)
20. Pogarskaia T., Churilova M., Bonhomme E. Application of a Novel Approach Based on Geodesic Distance and Pressure Distribution to Optimization of Automated Airframe Assembly Process, *Communications in Computer and Information Science*, 2020, pp. 1672-1673. DOI:[10.1007/978-3-030-64616-5_14](https://doi.org/10.1007/978-3-030-64616-5_14)
21. Lupuleac S., Zaitseva N., Stefanova M., Berezin S., Shinder J., Petukhova M., Bonhomme E. Simulation of the Wing-to-Fuselage Assembly Process, *Journal of Manufacturing Science and Engineering, Transactions of the ASME*, 2019, vol. 141, no. 6. DOI:[10.1115/1.4043365](https://doi.org/10.1115/1.4043365)

22. Lupuleac S., Pogarskaia T., Churilova M., Kokkolaras M., Bonhomme E. Optimization of fastener pattern in airframe assembly, *Assembly Automation*, 2020, vol. 40, no. 5. DOI:[10.1108/aa-03-2019-0040](https://doi.org/10.1108/aa-03-2019-0040)

Статья поступила в редакцию 01.04.2022

Статья после доработки 03.04.2022

Одобрена после рецензирования 14.04.2022

Принята к публикации 21.06.2022

The article was submitted on 01.04.2022; approved after reviewing on 14.04.2022; accepted for publication on 21.06.2022