

Научная статья  
УДК 629.7.01, 004.94  
URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=187587>  
EDN: <https://www.elibrary.ru/NEVYXG>



## Оптимизация процесса сборки в авиастроении с помощью программного комплекса ASRP

Сергей Валерьевич Лупуляк<sup>1</sup>, Надежда Игоревна Зайцева<sup>2</sup>, Татьяна Аркадьевна Погарская<sup>3</sup>✉,  
Кирилл Игоревич Желудев<sup>4</sup>, Артемий Александрович Гольдберг<sup>5</sup>

<sup>1, 2, 3, 4, 5</sup> Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого,  
Санкт-Петербург, Российская Федерация

<sup>1</sup> [lupuleac@mail.ru](mailto:lupuleac@mail.ru)

<sup>2</sup> [zaitseva.n.i@mail.ru](mailto:zaitseva.n.i@mail.ru)

<sup>3</sup> [pogarskaya.t@gmail.com](mailto:pogarskaya.t@gmail.com) ✉

<sup>4</sup> [kirill.zheludev@yandex.ru](mailto:kirill.zheludev@yandex.ru)

<sup>5</sup> [artemiy.goldberg@mail.ru](mailto:artemiy.goldberg@mail.ru)

**Аннотация.** Процесс сборки в авиастроении требует очень высокой точности, поскольку остаточные зазоры и напряжения, вызванные сборкой, могут привести к дефектам и даже разрушению конструкции во время эксплуатации. Поэтому математическое моделирование процесса сборки авиационных конструкций — очень актуальная и в то же время сложная задача, при решении которой требуется учет множества факторов. Во-первых, собираемые панели, как правило, являются крупногабаритными и весьма гибкими, поэтому необходимо учитывать их деформацию и контактное взаимодействие. Длина зоны соединения деталей может достигать нескольких метров. При этом расстояние между крепежными элементами — несколько сантиметров. Количество крепежных элементов в одной зоне соединения может достигать нескольких сот. Во-вторых, технология серийной сборки должна быть единой для всех собираемых экземпляров, которые различаются индивидуальными отклонениями от номинала. Для учета случайных отклонений и их статистического анализа применяется теория допусков и посадок. В-третьих, нужно учитывать жесткость крепежных элементов, поскольку необходимо контролировать их ослабевание в процессе сборки. Кроме того, между собираемыми деталями наносится тонкий слой жидкого герметика или клея, который, растекаясь и затвердевая в процессе сборки, оказывает влияние на напряженно-деформированное состояние всей конструкции. В настоящее время не существует стандартного коммерческого программного продукта, способного учитывать все перечисленные эффекты при решении полноразмерных задач сборки авиационных конструкций.

В статье обобщены результаты многолетнего сотрудничества Санкт-Петербургского политехнического университета и компании Airbus в области разработки инновационных методов моделирования процессов сборки авиационных конструкций. Научная новизна исследования заключается в создании уникального математического аппарата, позволяющего существенно повысить точность и скорость моделирования сборочных процессов, при этом учитывая все перечисленные особенности и эффекты.

Представлен прототип специализированного программного комплекса, сочетающий методы статической конденсации матриц жесткости, решения контактных задач путем сведения их к задачам квадратичного программирования и моделирования поведения герметика в ходе сборочного процесса. Практическая значимость работы подтверждается многочисленными примерами применения разрабатываемой методологии и программного обеспечения при оптимизации технологического процесса сборки различных узлов самолетов Airbus.

**Ключевые слова:** контактная задача, технология сборки, оптимизация сборки, напряженно-деформированное состояние, компьютерное моделирование

© Лупуляк С.В., Зайцева Н.И., Погарская Т.А., Желудев К.И., Гольдберг А.А., 2026

**Финансирование:** работа выполнена при финансовой поддержке Российского научного фонда, грант № 22-19-00062-П, <https://rscf.ru/project/22-19-00062/>

**Для цитирования:** Лупуляк С.В., Зайцева Н.И., Погарская Т.А., Желудев К.И., Гольдберг А.А. Оптимизация процесса сборки в авиастроении с помощью программного комплекса ASRP // Вестник Московского авиационного института. 2026. Т. 33. № 1. С. 166-176. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=187587>

Original article

## Assembly Process Optimization in the Aircraft Industry with the ASRP Software Package

Sergei V. Lupuleac<sup>1</sup>, Nadezhda I. Zaitseva<sup>2</sup>, Tatiana A. Pogarskaia<sup>3✉</sup>, Kirill I. Zheludev<sup>4</sup>, Artemiy A. Goldberg<sup>5</sup>

<sup>1, 2, 3, 4, 5</sup> Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University, St. Petersburg, Russian Federation

<sup>1</sup> lupuleac@mail.ru

<sup>2</sup> zaitseva.n.i@mail.ru

<sup>3</sup> pogarskaya.t@gmail.com ✉

<sup>4</sup> kirill.zheludev@yandex.ru

<sup>5</sup> artemiy.goldberg@mail.ru

### Abstract

The assembly process in the aircraft manufacturing requires uncanny accuracy. Quality is critical here, since the assembly caused residual gaps and stresses may lead to defects and even destruction of the structure in service. Thus, mathematical modeling of the aircraft structures assembly process is up-to-date and at the same time complex task, as long as it requires accounting for many factors from various areas of mechanics and applied mathematics. Firstly, the panels being assembled are usually large-sized and rather flexible, so their deformations and contact interactions must be accounted for. The splice line length of the parts may reach several meters. The distance between the fasteners herewith is about several centimeters. The number of fasteners in one junction area can reach several hundred. Secondly, the serial assembly technology should be the same for all samples being assembled, which differ in individual deviations from the nominal value. Thus, accounting for the random deviations and their statistical properties is necessary, i.e. theory of tolerances and seating fits is applied. Thirdly, it is necessary account for the fasteners rigidity, since the effect of their weakening during the assembly process should be necessarily eliminated. Besides, a thin layer of liquid sealant or glue is being applied between the parts to be assembled, which, spreading and hardening during the assembly process, affects the stress-strain state of the entire structure. As of today, there is no standard commercial software product able to account for all of the above said effects in the full-scale problems of the aircraft structures assembling.

This article summarizes the results of the long-term cooperation between St. Petersburg Polytechnic University and Airbus in developing innovative methods for the assembly processes modeling of aircraft structures. The scientific novelty of the study lies in the creation of a unique mathematical apparatus that allows for a significant increase in the accuracy and speed of assembly processes modeling while accounting for all the aforementioned features and effects critical for the aircraft structure assembly processes.

The article presents a prototype of the specialized software package that combines methods of the stiffness matrices static condensation, the contact problems solutions by their reduction to the quadratic programming problems and the sealant behavior modeling during the assembly process. Practical significance of the work is being confirmed by numerous examples of the developed methodology and software application in optimizing technological process for the Airbus various components assembling.

**Keywords:** assembly process, bolted joint, hybrid (bolted-bonded) joint, contact problem, computer-aided design, assembly optimization

**Funding:** the work was financed by the Russian Science Foundation (grant № 22-19-00062-П, <https://rscf.ru/project/22-19-00062/>)

**For citation:** Lupuleac S.V., Zaitseva N.I., Pogarskaya T.A., Zheludev K.I., Goldberg A.A. Assembly Process Optimization in the Aircraft Industry with the ASPR Software Package. *Aerospace MAI Journal*. 2026;33(1): 66-176. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=187587>

### List of Figures

Fig. 1. Model in the ASRP Preprocessor (left) and in Simulator (right)

Fig. 2. Airbus A350-900 ([www.airbus.com](http://www.airbus.com)).

Fig. 3. Wing and fuselage assembly

Fig. 4. Lower wing-fuselage joint

Fig. 5. Initial gaps, lower joint

Fig. 6. Comparison results of the two fastener arrangements

Fig. 7. Positioning of assembly elements and the assembly process

Fig. 8. Gap evolution (mm) at the key stages of assembling

Fig. 9. Dependence of mechanical load ( $daN$ ) applied at the control point on time during a four-hour assembly cycle

Fig. 10. Loosening rate (%) of permanent fasteners at the final assembly stage

---

## Введение

Процесс сборки планера самолета является исключительно трудоемким, а требования к точности при этом чрезвычайно строги, поскольку даже незначительные отклонения могут привести к несоосности отверстий, повышенным напряжениям и усталостным явлениям в конструкции. Этим объясняется острая потребность в программных средствах, позволяющих не только анализировать, но и заранее оптимизировать сборочный процесс, минимизируя риски и затраты. Однако широкое внедрение подобных программных комплексов сталкивается с серьезными вычислительными и методологическими трудностями.

Основным препятствием является недостаточная развитость соответствующего математического аппарата. Большинство существующих коммерческих программных комплексов, таких как 3DCS Variation Analyst [<https://www.3dcs.com>], опираются на линейные подходы [1, 2, 3]. Однако ряд физических эффектов, ключевых для авиастроения, имеет принципиально нелинейную природу. К ним относятся контактное взаимодействие между деформируемыми поверхностями деталей, течение и полимеризация герметика [4], а также геометрическая нелинейность при больших деформациях гибких компонентов [5]. Учет этих эффектов с помощью стандартных методов, таких как детальный конечно-элементный анализ в связке с методом Монте-Карло, оказывается чрезмерно ресурсоемким для массовых расчетов [6]. Разработка же специализированных математических методов, значительно ускоряющих многократное решение нелинейных задач, является сложной исследовательской задачей. Метод коэффициентов влияния (Method of Influence Coefficients, MIC) и родственная ему статическая конденсация матриц конечно-элементной системы (редукция по Гайану) [7, 8] направлены на снижение размерности задачи

для ускорения расчетов, однако классический MIC является линейным подходом, предполагающим контакт лишь в заранее заданных точках [9]. Моделирование многостадийной сборки (воспроизведение потока вариаций [10, 11]) для жестких деталей, основанное на кинематических соотношениях, хорошо развито, например [3], но для гибких деталей такие исследования единичны и, как правило, либо игнорируют контакт [12], либо предлагают использовать полный метод конечных элементов (МКЭ), что приводит к высоким вычислительным затратам. Особую сложность представляет моделирование вариаций формы деталей [13]. Традиционный подход, отслеживающий отклонения в дискретных ключевых точках, применительно к гибким деталям ведет к компромиссу между точностью и скоростью [14]. Альтернативные попытки, такие как параметризация отклонений [15], обновление матрицы жесткости [16] или аналитическое каскадирование целевых параметров, часто не обеспечивают нужной точности для сложных сборок.

Прорывным направлением стало совмещение методологии редукции (MIC) с нелинейным анализом контакта. В статье [17] представлено прямое моделирование контактного взаимодействия в сочетании с MIC. В работе [18] показана возможность редукции матрицы жесткости и переформулировки контактной задачи в задачу квадратичного программирования (QP) специального вида, что позволило существенно уменьшить время расчета [19]. Дальнейшее развитие связано с созданием высокоэффективных специализированных решателей для задач QP, включая методы декомпозиции, алгоритмы, основанные на относительной параметризации, и применение метода множителей Лагранжа [20, 21, 22]. Именно эти специализированные алгоритмы делают нелинейное вариационное моделирование в промышленных масштабах практически реализуемым.

В течение пятнадцати лет в Санкт-Петербургском политехническом университете Петра Великого выполняется исследовательская программа, направленная на решение описанных фундаментальных и прикладных задач. Ее ядром является разработка комплексной методологии численного анализа и оптимизации процессов сборки. Эта методология интегрирует статистическое моделирование производственных отклонений и начальных зазоров методом Монте-Карло, эффективное решение нелинейных контактных задач путем редукции и сведения к задачам квадратичного программирования, а также разработку специализированных алгоритмов оптимизации. На основе данной методологии созданы концепция и прототип программного комплекса ASRP (Assembly Simulation of Riveting Process), предназначенного для моделирования процессов сборки авиационных конструкций [23]. Разработанные уникальные математические алгоритмы обеспечивают быстрое и точное моделирование сборки крупногабаритных деталей планера и уже применяются для анализа и оптимизации сборочных процессов для самолетов A320 и A350 компании Airbus [4, 24].

В данной работе представлены принципы, лежащие в основе прототипа программного комплекса ASRP. Целью статьи является системное изложение подхода, демонстрация его возможностей на конкретных решенных прикладных задачах и описание типовых результатов, получаемых с его помощью.

#### **Задачи, которые должен решать программный комплекс по моделированию процесса сборки авиационных конструкций**

Специализированный программный продукт по моделированию процесса сборки должен охватывать весь спектр задач, возникающих при разработке технологии серийного сборочного процесса в авиастроении. К числу таких задач относятся:

1. Разработка конструкции сборочного стенда, в частности определение требуемых прочностных характеристик его элементов, а также позиций и конструкции креплений деталей на стенде.

2. Задание параметров временных крепежных элементов и порядка их установки, а также разработка процедуры замены временного крепежа постоянным. При этом необходимо контролировать остаточный зазор между деталями и возникающие напряжения на каждом этапе сборки.

3. Оценка приемлемости отклонений собираемых деталей от номинала. Здесь возможны как задание требований (спецификаций) к допустимым отклонениям в условиях серийной сборки, так и

анализ конкретных ситуаций на сборочной линии при их превышении.

4. Анализ характеристик гибридной (болтовой-клеевой) сборки, включая оценку необходимой толщины, вязкости и равномерности слоя герметика или клея, а также согласование этих характеристик с параметрами и порядком установки крепежных элементов.

Все перечисленные задачи являются мультифизическими. С математической точки зрения они относятся к нескольким дисциплинам одновременно: конечно-элементному анализу, теории оптимизации, статистическому анализу и теории смазки. Их решение требует комбинирования подходов из разных областей.

#### **Ключевые математические особенности моделирования процесса сборки деформируемых конструкций**

Реалистичное моделирование процесса сборки планера самолета требует учета деформаций и контактного взаимодействия собираемых частей, что приводит к необходимости нелинейного анализа. Лучшим численным подходом к моделированию напряженно-деформированного состояния и контактного взаимодействия деталей является анализ методом конечных элементов. Теоретически большинство задач, возникающих при сборке, могут быть решены с помощью универсальных коммерческих конечно-элементных пакетов (таких как Abaqus, Ansys и др.). Однако специфика задач сборки делает прямое применение МКЭ в этой области крайне неэффективным. Ключевая особенность заключается в необходимости учета отклонений соединяемых деталей и сборочного оборудования от номинальных параметров. Это требует проведения многократных расчетов вычислительно сложных нелинейных контактных задач при незначительно изменяющихся исходных данных. Еще одной важной особенностью являются сложность и большие размеры собираемых деталей. В связи с этим к численному подходу предъявляются следующие требования: высокая скорость решения контактных задач, возникающих при взаимодействии собираемых деталей, элементов крепления и сборочного стенда; простота задания отклонений соединяемых деталей и элементов сборочного оборудования; возможность автоматической обработки решения каждой отдельной задачи и проведения статистического анализа результатов решения множества задач.

В то же время задачи, связанные со сборкой конструкций летательных аппаратов, имеют ряд «положительных» особенностей, которые могут быть использованы при построении численного алгоритма:

• На этапе серийной сборки дизайн собираемой конструкции, как правило, зафиксирован.

• Из-за относительной малости деформаций при сборке, напряженно-деформированное состояние конструкции адекватно описывается линейной теорией упругости. Контактное взаимодействие между соединяемыми деталями может происходить в относительно узкой зоне стыка (области наложения деталей), которая заранее известна. Во всех остальных областях соединяемые детали подчиняются линейным законам.

• Конструкция планера самолета собирается из крупногабаритных панелей, армированных стрингерами. Конечно-элементные модели таких конструкций строятся с использованием оболочечных и балочных элементов, нагрузки от крепежа прикладываются непосредственно к месту соединения.

• Детали соединяются крепежными элементами в виде заклепок и болтов. Таким образом установленные крепежные элементы предотвращают значительные относительные касательные смещения деталей. Это позволяет использовать простую модель контакта «узел—узел».

Описанные здесь особенности процесса сборки определяют выбор предпочтительного метода его моделирования. Численный подход основан на комбинации следующих процедур: статической конденсации матрицы жесткости конечно-элементной модели в зоне стыка; сведения контактной задачи к задаче квадратичного программирования особого типа с использованием вариационной постановки контактной задачи и модели контакта «узел—узел»; численного решения ряда задач квадратичного программирования, соответствующих различным отклонениям деталей и сборочного оборудования от номинала, с использованием специально адаптированных численных методов; в случае необходимости учета влияния герметика или клея на процесс сборки, течение адгезива моделируется с помощью решения уравнения Рейнольдса теории смазки, а влияние «жидкой» и прочностной частей системы уравнивается с помощью итерационного процесса на каждом шаге по времени (так называемый разделенный подход); автоматической обработки решений отдельных задач и статистического анализа полученных результатов.

Предложенный подход позволяет значительно снизить вычислительные затраты при сохранении необходимой точности решения.

#### **Факторы, определяющие успешную эксплуатацию комплекса по моделированию сборочного процесса в авиастроительной компании**

Обязательным условием успешного внедрения программного продукта на промышленном пред-

приятии является его интеграция в существующую цифровую инфраструктуру и производственный процесс. Применительно к авиастроительной компании это означает, что комплекс по моделированию сборки должен удовлетворять следующим требованиям:

• Быть сопряженным с программным обеспечением для прочностных расчетов. Как правило, для этих целей применяются коммерческие конечно-элементные пакеты (Ansys, Abaqus, Nastran и пр.). Соответственно, при построении моделей сборки должны использоваться те же конечно-элементные пакеты, сертифицированные и привычные в компании.

• В случае, если в компании используется специализированное программное обеспечение для анализа допусков (например, 3DCS), необходимо его сопряжение с моделью сборки. Так, рассчитанные в 3DCS допуски на расположение закрепленных деталей должны импортироваться в разработанный комплекс для анализа сборочного процесса.

• Модели сборки должны разрабатываться на основе существующих в компании КЭ-моделей деталей, которые уже применяются для их прочностного анализа, с минимально необходимыми модификациями.

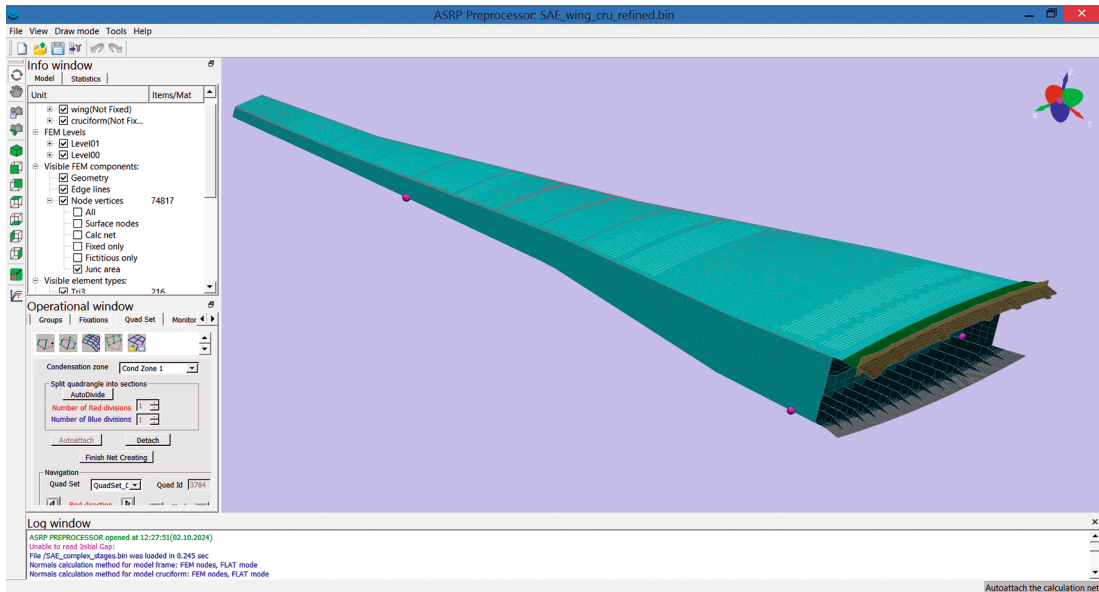
• Процесс разработки моделей должен быть отделен от непосредственного моделирования сборки. Для разработки моделей привлекаются специалисты по КЭ-анализу и прочностным расчетам, а моделирование сборки осуществляется технологами.

Таким образом, программный продукт по моделированию процесса сборки должен состоять из отдельных компонентов — препроцессора и симулятора, имеющих различные интерфейсы и предназначенных для использования разными специалистами. Модель в рабочем окне препроцессора и симулятора программного комплекса ASRP показана на рис. 1.

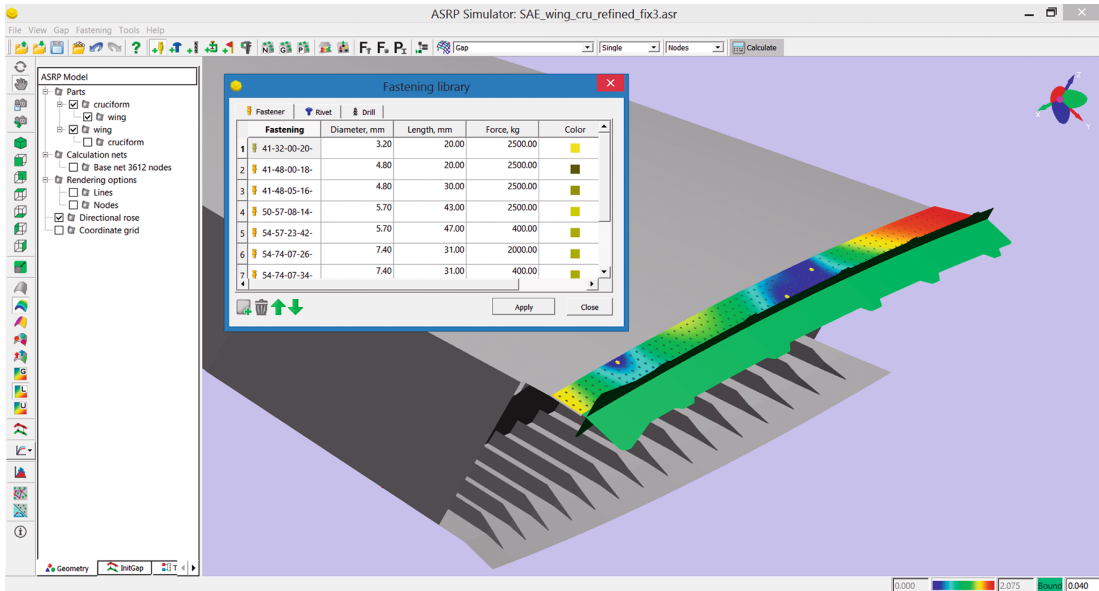
#### **Результаты работы программного комплекса на примере соединения крыла и фюзеляжа**

Для иллюстрации применения разработанного прототипа программного комплекса рассмотрим тестовую модель, имитирующую соединение крыла и фюзеляжа коммерческого самолета. Данная модель создана на основе накопленного опыта работы с соответствующим соединением самолета Airbus A350-900 [14, 5] (рис. 2), однако она не соответствует никакому конкретному самолету.

Схема сборки крыла и фюзеляжа представлена на рис. 3. Верхнее и нижнее соединение можно моделировать отдельно.



а



б

Рис. 1. Модель в препроцессоре (а) и симуляторе (б) программного комплекса ASRP



а



б

Рис. 2. Соединяемые элементы планера самолета Airbus A350-900:  
а – крыло, б – центроплан (www.airbus.com)

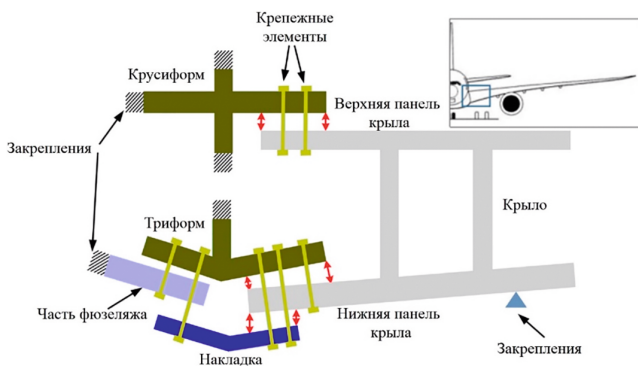


Рис. 3. Схема сборки крыла и фюзеляжа

Верхнее соединение включает два элемента: крестовин (уже закрепленный на центроплане) и верхнюю панель крыла.

Нижнее соединение (рис. 4) состоит из нижней панели крыла, триформа, панели центроплана (часть фюзеляжа) и накладок (крепящихся одновременно к крылу и фюзеляжу).

На рис. 5,а приведены примеры начальных зазоров между деталями для нижнего соединения крыла и фюзеляжа. Соответствующие промежуточные зазоры, полученные после установки 10% временных крепежных элементов, показаны на рис. 5,б.

Отметим, что начальные зазоры между деталями на сборочной линии являются по сути случайными величинами. Поэтому для моделирования сборочного процесса требуется анализ множества начальных зазоров (облака зазоров). Например, при анализе сборочного процесса самолетов А350

использовалось облако из порядка трехсот зазоров, полученных путем измерений на сборочной линии.

В результате анализа некоторой расстановки крепежных элементов можно получить, например, максимальные значения остаточного зазора в каждом расчетном узле либо так называемую локальную статистику – распределение (по всей зоне стыка) вероятности того, что зазор превосходит заданное значение допуска 0,3 мм. По локальной статистике можно определять области в зоне стыка, где велика вероятность дефекта («опасные зоны»). Также можно отобразить так называемую статистическую кривую, где по оси абсцисс отложен остаточный зазор, а по оси ординат – вероятность (в процентах) того, что зазор в узле будет меньше этого значения. Используя эти характеристики, можно сравнить два различных варианта расстановки крепежных элементов (рис. 6). Добавление нескольких дополнительных крепежных элементов (отмечены красным на рис. 6,б) значительно снижает вероятность появления дефекта.

Программный комплекс также позволяет выполнять численное моделирование сложного процесса гибридной (болтовой-клеевой) сборки, при котором между соединяемыми деталями, фиксируемыми крепежными элементами, дополнительно наносится слой адгезива (в данном случае – герметика). При моделировании влияния герметика на процесс сборки необходимо учитывать его течение и отверждение (изменение вязкости во времени) [4].

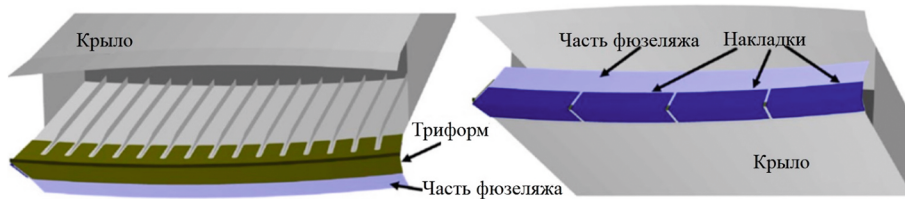


Рис. 4. Нижнее соединение крыла и фюзеляжа

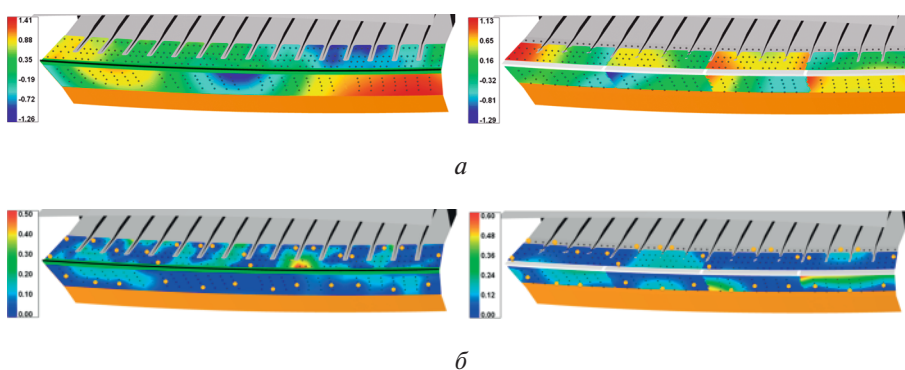


Рис. 5. Зазоры для нижнего соединения: а – начальные; б – промежуточные

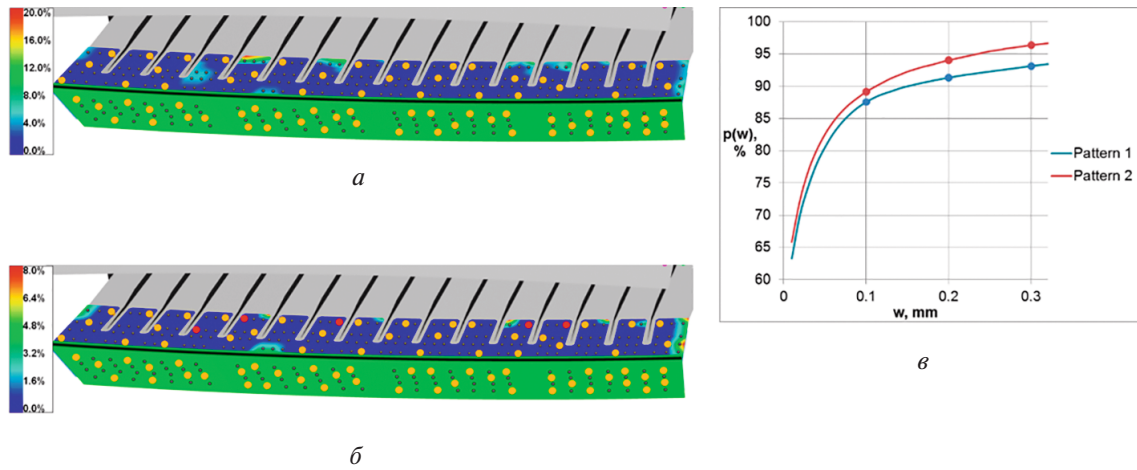


Рис. 6. Результаты сравнения двух расстановок крепежных элементов:  
а – локальная статистика для расстановки 1; б – локальная статистика для расстановки 2;  
в – статистическая кривая

На рис. 7 показана последовательность операций при гибридной сборке на примере верхнего соединения крыла и фюзеляжа. Полный цикл сборки включает фиксацию на сборочном стапеле (стадии а–б), сборку соединения при помощи временного крепежа (стадии в–г), замену временных крепежных элементов постоянными (стадии д–з) и последующее отверждение герметика. Подробное описание всех стадий гибридной сборки верхнего соединения крыла и фюзеляжа представлено в работе [4].

В качестве варьируемых параметров могут рассматриваться начальный зазор между деталями, толщина и равномерность нанесенного слоя герметика, порядок установки, сила натяжения и жесткость крепежных элементов.

На рис. 8 показано изменение зазора между соединяемыми деталями на различных стадиях сборки – от исходного состояния (стадия б на рис. 7) до финальной стадии, когда установлены все постоянные крепежные элементы (стадия з).

Программный комплекс предоставляет возможность рассчитывать следующие характеристики: зазоры между частями, поля распределения давления в герметике, результирующую толщину слоя герметика, напряженно-деформированное состояние деталей и фактические силы в крепежных элементах (рис. 9). Кроме того, можно оценить необходимую длительность сборочных операций с учетом времени перетекания и отверждения герметика.

Одним из значимых преимуществ данной методологии является возможность количественной оценки ослабления крепежных элементов в процессе гибридной сборки. Для каждого места установки крепежа можно построить график изменения приложенной силы во времени (рис. 9).

Кроме того, можно отобразить степень ослабления всех крепежных элементов в выбранный момент времени или на определенной стадии сборки (рис. 10).

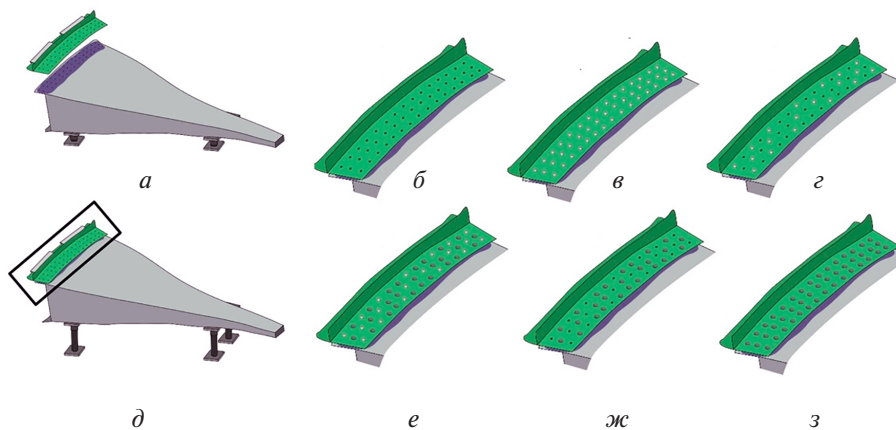


Рис. 7. Позиционирование элементов сборки и сборочный процесс

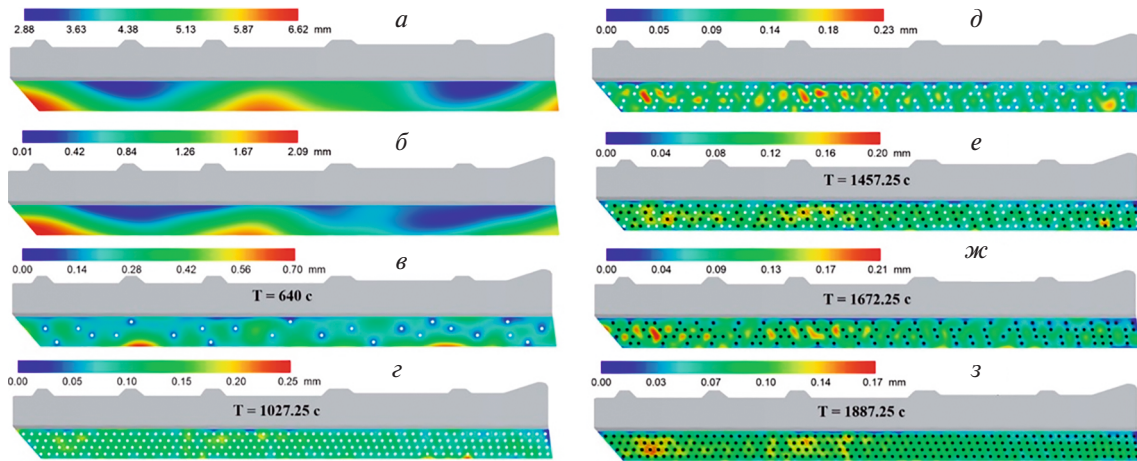


Рис. 8. Эволюция зазора (мм) на ключевых стадиях сборки

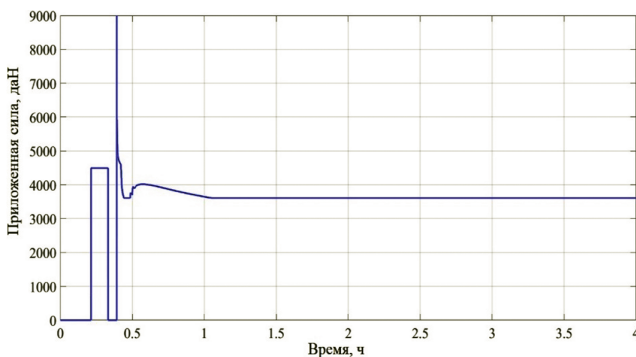


Рис. 9. Зависимость механической нагрузки (даН), приложенной в контрольной точке, от времени на протяжении 4-часового цикла сборки

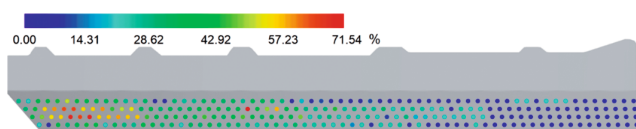


Рис. 10. Степень ослабления (%) постоянных крепежных элементов на финальном этапе сборки

Более подробно эффект ослабления крепежных элементов в процессе гибридной сборки рассматривается в работе [4].

## Выводы

Проведенные исследования продемонстрировали высокую эффективность разработанного прототипа программного комплекса для моделирования процессов сборки в авиастроении. Созданы специализированные вычислительные алгоритмы, обеспечивающие высокую скорость и точность расчетов, а также разработаны методы комплексного анализа гибридных сборочных процессов, когда соединение осуществляется

путем совместного использования болтов (либо заклепок) и адгезива. Практическая значимость исследования подтверждена успешным внедрением полученных результатов в производственные процессы компании Airbus.

Разработанные решения открывают новые возможности для оптимизации технологических процессов в авиастроительной отрасли.

## Список источников

1. *Camelio J., Hu S.J., Ceglarek D.* Modeling variation propagation of multi-station assembly systems with compliant part // *Journal of Mechanical Design*. 2003. Vol. 125. No. 4, pp. 673–681. DOI: 10.1115/1.1631574
2. *Corrado A., Polini W., Moroni G., et al.* A Variational Model for 3D Tolerance Analysis With Manufacturing Signature and Operating Conditions // *Assembly Automation*. 2018. Vol. 38. No. 1, pp. 10–19. DOI: 10.1108/AA-01-2017-006
3. *Huang W., Lin J., Kong Z., et al.* Stream-of-Variation (SOVA) Modeling II: A Generic 3D Variation Model for Rigid Body Assembly in Multistation Assembly Processes // *ASME Journal of Manufacturing Science and Engineering*. 2007. Vol. 129. No. 4, pp. 832–842. DOI: 10.1115/1.2738953
4. *Eliseev A., Lupuleac S., Shinder J., et al.* Modeling and analysis of hybrid bonded-bolted joining in large-scale aircraft assembly // *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*. 2024. Vol. 135. No. 11, pp. 5715–5731. DOI: 10.1007/s00170-024-14839-3
5. *Lupuleac S., Shinder J., Petukhova M., et al.* Nonlinear Tolerancing: Variation Simulation for Multi-Station Assembly with Compliant Parts // *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*. 2024. Vol. 136. No. 3, pp. 961–981. DOI: 10.1007/s00170-024-14884-y
6. *Falgarone H., Thiébaud F., Coloos J., et al.* Variation Simulation During Assembly of Non-rigid Components. Realistic Assembly Simulation with ANATOLEFLEX Software // *Procedia CIRP*. 2016. Vol. 43, pp. 202–207. DOI: 10.1016/j.procir.2016.02.336

7. Turner M.J., Clough R.W., Martin H.C., et al. Stiffness and Deflection Analysis of Complex Structures // *Journal of the Aeronautical Sciences (Institute of the Aeronautical Sciences)*. 1956. Vol. 23. No. 9, pp. 805–823. DOI: 10.2514/8.3664
8. Guyan R.J. Reduction of Stiffness and Mass Matrix // *AIAA Journal*. 1965. Vol. 3. No. 2, p. 380. DOI: 10.2514/3.2874
9. Liu S.C., Hu S.J. Variation simulation for deformable sheet metal assemblies using finite element methods // *ASME Journal of Manufacturing Science and Engineering*. 1997. Vol. 119. No. 3, pp. 368–374. DOI: 10.1115/1.4046250
10. Wang H., Ceglarek D. Variation Propagation Modeling and Analysis at Preliminary Design Phase for Multi-station Assembly Systems // *Assembly Automation*. 2009. Vol. 29. No. 2, pp. 154–166. DOI: 10.1108/01445150910945606
11. Li W., Zhang C., Liu C., et al. Error propagation model and optimal control method for the quality of remanufacturing assembly // *Journal of Intelligent & Fuzzy Systems*. 2022. Vol. 42. No. 3, pp. 2533–2547. DOI: 10.3233/JIFS-211791
12. Hu M., Lin Z., Lai X., et al. 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
13. Wang K., Li G., Du S., et al. State space modelling of variation propagation in multistage machining processes for variable stiffness structure workpieces // *International Journal of Production Research*. 2021. Vol. 59. No. 13, pp. 4033–4052. DOI: 10.1080/00207543.2020.1757173
14. Gao J., Chase K.W., Magleby S.P. Comparison of Assembly Tolerance Analysis by the Direct Linearization and Modified Monte Carlo Simulation Methods // *Proceedings of the ASME Design Engineering Technical Conferences (17–20 September 1995; Boston, MA)*. Vol. 1, pp. 353–360. DOI: 10.1115/DETC1995-0047
15. Luo C., Nie J., Franciosa P., et al. Modeling variation in multi-station compliant assembly using parametric space envelope // *Journal of Manufacturing Science and Engineering ASME*. 2023. Vol. 145. No. 9, pp. 1–23. DOI: 10.1115/1.4062579
16. Stricher A., Champaney L., Thiébaud F. Tolerance analysis of compliant assemblies using FEM simulations and modal description of shape defects // *11th Biennial Conference on Engineering Systems Design and Analysis ( 2–4 July 2012; Nantes, France)*. Vol. 1, pp. 307–314. DOI: 10.1115/ESDA2012-83002
17. Wärmefjord K., Lindkvist L., Söderberg R. Tolerance Simulation of Compliant Sheet Metal Assemblies Using Automatic Node-Based Contact Detection // *ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition (31 October – 6 November 2008; Boston, Massachusetts, USA)*. Vol. 14, pp. 35–44. DOI: 10.1115/IMECE2008-66344
18. Lupuleac S., Kovtun M., Rodionova O., et al. Assembly Simulation of Riveting Process // *SAE International Journal of Aerospace*. 2009. Vol. 2. No. 1, pp. 193–198. DOI: 10.4271/2009-01-3215
19. Lindau B., Lorin S., Lindkvist L., et al. Efficient contact modeling in nonrigid variation simulation // *Journal of Computing and Information Science in Engineering*. 2016. Vol. 16. No. 1. DOI: 10.1115/1.4032077
20. Lorin S., Lindau B., Tabar R.S., et al. Efficient variation simulation of spot-welded assemblies // *ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition, Proceedings (IMECE; 9–15 November 2018; Pittsburgh, Pennsylvania, USA)*. Vol. 2. DOI: 10.1115/IMECE2018-87454
21. Tabar S., Lorin S., Cromvik C., et al. Efficient Spot Welding Sequence Simulation in Compliant Variation Simulation // *ASME Journal of Manufacturing Science and Engineering*. 2021. Vol. 143. No. 7. DOI: 10.1115/1.4049654
22. Stefanova M., Minevich O., Baklanov S., et al. Convex optimization techniques in compliant assembly simulation // *Optimization and Engineering*. 2020. Vol. 21. No. 2, pp. 1665–1690. DOI: 10.1007/s11081-020-09493-z
23. Smirnov A., Lupuleac S., Rodionova O., et al. Software complex for riveting process simulation // *SAE Technical Papers*. 2011. DOI: 10.4271/2011-01-2772
24. Lupuleac S., Zaitseva N., Petukhova M., et al. Combination of Experimental and Computational Approaches to A320 Wing Assembly // *SAE Technical Paper*. 2017. DOI: 10.4271/2017-01-2085

## References

1. Camelio J, Hu SJ, Ceglarek D. Modeling variation propagation of multi-station assembly systems with compliant part. *Journal of Mechanical Design*. 2003;125(4):673–681. DOI: 10.1115/1.1631574
2. Corrado A, Polini W, Moroni G, et al. A Variational Model for 3D Tolerance Analysis With Manufacturing Signature and Operating Conditions. *Assembly Automation*. 2018;38(1):10–19. DOI: 10.1108/AA-01-2017-006
3. Huang W, Lin J, Kong Z, et al. Stream-of-Variation (SOVA) Modeling II: A Generic 3D Variation Model for Rigid Body Assembly in Multistation Assembly Processes. *ASME Journal of Manufacturing Science and Engineering*. 2007;129(4):832–842. DOI: 10.1115/1.2738953
4. Eliseev A, Lupuleac S, Shinder J, et al. Modeling and analysis of hybrid bonded-bolted joining in large-scale aircraft assembly. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*. 2024;135(11):5715–5731. DOI: 10.1007/s00170-024-14839-3
5. Lupuleac S, Shinder J, Petukhova M, et al. Nonlinear Tolerancing: Variation Simulation for Multi-Station Assembly with Compliant Parts. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*. 2024;136(3):961–981. DOI: 10.1007/s00170-024-14884-y

6. Falgarone H, Thiébaud F, Coloos J, et al. Variation Simulation During Assembly of Non-rigid Components. Realistic Assembly Simulation with ANATOLEFLEX Software. *Procedia CIRP*. 2016;43:202–207. DOI: 10.1016/j.procir.2016.02.336
7. Turner MJ, Clough RW, Martin HC, et al. Stiffness and Deflection Analysis of Complex Structures. *Journal of the Aeronautical Sciences (Institute of the Aeronautical Sciences)*. 1956;23(9):805–823. DOI: 10.2514/8.3664
8. Guyan RJ. Reduction of Stiffness and Mass Matrix. *AIAA Journal*. 1965;3(2):380. DOI: 10.2514/3.2874
9. Liu SC, Hu SJ. Variation simulation for deformable sheet metal assemblies using finite element methods. *ASME Journal of Manufacturing Science and Engineering*. 1997;119(3):368–374. DOI: 10.1115/1.4046250
10. Wang H, Ceglarek D. Variation Propagation Modeling and Analysis at Preliminary Design Phase for Multi-station Assembly Systems. *Assembly Automation*. 2009;29(2):154–166. DOI: 10.1108/01445150910945606
11. Li W, Zhang C, Liu C, et al. Error propagation model and optimal control method for the quality of remanufacturing assembly. *Journal of Intelligent & Fuzzy Systems*. 2022;42(3):2533–2547. DOI: 10.3233/JIFS-211791
12. Hu M, Lin Z, Lai X, et al. Simulation and analysis of assembly processes considering compliant, non-ideal parts and tooling variations. *International Journal of Machine Tools and Manufacture*. 2001;41(15):2233–2243. DOI: 10.1016/S0890-6955(01)00044-X
13. Wang K, Li G, Du S, et al. State space modelling of variation propagation in multistage machining processes for variable stiffness structure workpieces. *International Journal of Production Research*. 2021;59(13):4033–4052. DOI: 10.1080/00207543.2020.1757173
14. Gao J, Chase KW, Magleby SP. Comparison of Assembly Tolerance Analysis by the Direct Linearization and Modified Monte Carlo Simulation Methods. *Proceedings of the ASME Design Engineering Technical Conferences (September 17–20, 1995; Boston, MA)*. Vol. 1. p. 353–360. DOI: 10.1115/DETC1995-0047
15. Luo C, Nie J, Franciosa P, et al. Modeling variation in multi-station compliant assembly using parametric space envelope. *Journal of Manufacturing Science and Engineering ASME*. 2023;145(9):1–23. DOI: 10.1115/1.4062579
16. Stricher A, Champany L, Thiébaud F. Tolerance analysis of compliant assemblies using FEM simulations and modal description of shape defects. *11th Biennial Conference on Engineering Systems Design and Analysis (July 2–4, 2012; Nantes, France)*. Vol. 1, pp. 307–314. DOI: 10.1115/ESDA2012-83002
17. Wärmefjord K, Lindkvist L, Söderberg R. Tolerance Simulation of Compliant Sheet Metal Assemblies Using Automatic Node-Based Contact Detection. *ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition (October 31–November 6, 2008; Boston, Massachusetts, USA)*. Vol. 14. p. 35–44. DOI: 10.1115/IMECE2008-66344
18. Lupuleac S, Kovtun M, Rodionova O, et al. Assembly Simulation of Riveting Process. *SAE International Journal of Aerospace*. 2009;2(1):193–198. DOI: 10.4271/2009-01-3215
19. Lindau B, Lorin S, Lindkvist L, et al. Efficient contact modeling in nonrigid variation simulation. *Journal of Computing and Information Science in Engineering*. 2016;16(1). DOI: 10.1115/1.4032077
20. Lorin S, Lindau B, Tabar RS, et al. Efficient variation simulation of spot-welded assemblies. *ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition, Proceedings (IMECE; November 9–15, 2018; Pittsburgh, Pennsylvania, USA)*. Vol. 2. DOI: 10.1115/IMECE2018-87454
21. Tabar S, Lorin S, Cromvik C, et al. Efficient Spot Welding Sequence Simulation in Compliant Variation Simulation. *ASME Journal of Manufacturing Science and Engineering*. 2021;143(7). DOI: 10.1115/1.4049654
22. Stefanova M, Minevich O, Baklanov S, et al. Convex optimization techniques in compliant assembly simulation. *Optimization and Engineering*. 2020;21(2):1665–1690. DOI: 10.1007/s11081-020-09493-z
23. Smirnov A, Lupuleac S, Rodionova O, et al. Software complex for riveting process simulation. *SAE Technical Paper*. 2011. DOI: 10.4271/2011-01-2772
24. Lupuleac S, Zaitseva N, Petukhova M, et al. Combination of Experimental and Computational Approaches to A320 Wing Assembly. *SAE Technical Paper*. 2017. DOI: 10.4271/2017-01-2085

Статья поступила в редакцию / Received 15.12.2025  
Одобрена после рецензирования / Revised 16.02.2026  
Принята к публикации / Accepted 17.02.2026