

**Глобально-локальное моделирование односрезных
болтовых соединений типа композит — металл и
композит — композит в конструктивных
силовых элементах самолета**

© В.П. Еремин, А.А. Больших

Московский авиационный институт (национальный исследовательский
университет), Москва, 125993, Россия

Для проведения расчетного анализа прочности зон соединений типа композит — металл и композит — композит конструктивных силовых элементов крыльев и оперения самолета, реализуемых с применением механического крепежа, необходимо учитывать факторы, определяющие местную прочность этих зон: условия механического контакта тела, головки и шляпки болта с соединяемыми элементами; контакт соединяемых элементов друг с другом; эффекты трения. Учет указанных факторов можно реализовать только на основании применения подхода глобально-локального моделирования для построения расчетных трехмерных моделей зон соединений типа композит — металл и композит — композит элементов конструкции кессонов самолета. Для решения указанной задачи предложена методика, которая определяет средства и инструменты моделирования, алгоритмы построения расчетной модели и проведения расчетов, процедуры анализа результатов расчетов.

Ключевые слова: *крепеж, композиционные материалы, когезионные соединения, авиационное, крыло самолета, прочность, полимерные композиционные материалы, конечно-элементная модель, глобальное моделирование, локальное моделирование*

Введение. Одной из основных характеристик, существенно влияющих на летно-технические и экономические показатели самолета, является масса его конструкции. Поэтому на начальных этапах проектирования должно быть обеспечено весовое совершенство конструкции и тем самым создан безопасный и конкурентоспособный на мировом рынке летательный аппарат [1].

Среди современных композиционных материалов можно выделить полимерные композиционные материалы (ПКМ). В них армирующим элементом служат углеродные волокна, обладающие малой плотностью и наилучшим образом сочетающие в себе высокий уровень удельной прочности с технологичностью изготовления изделий [2].

Усложняется также процесс моделирования композиционных материалов в конечно-элементных (КЭ) расчетах из-за анизотропных свойств слоистого ПКМ [3]. Для упрощения конечно-элементных моделей (КЭМ) при проведении расчетов жесткости и прочности соединений композит — композит или композит — металл чаще всего моделируют путем так называемого склеенного контакта. Такой

метод применяется в конструктивных элементах самолетов: фюзеляже, кессонах крыла или вертикального и горизонтального оперений. Склеенный контакт применяется для соединения конечных элементов путем создания абсолютно жестких связей между узлами на зависимой и независимой контактных поверхностях [4, 5].

В данной статье все расчеты проведены на примере кессона крыла. При использовании клеенного контакта между такими элементами конструкции, как отгибы лонжеронов и поясов нервюр с обшивкой, поясов нервюр с лонжеронами и стрингеров с обшивкой, ее напряженно-деформированное состояние (НДС) в результате расчета получается менее нагруженным. Это происходит потому, что не учитываются упругие и пластические свойства болтовых соединений, а это приводит к соединяемым частям конструкции относительно друг друга.

Цель настоящей работы — представить разработанную методику расчета, позволяющую учитывать жесткости болтовых соединений в элементах конструкции самолета, и обосновать необходимость ее применения.

Описание предложенной методики моделирования болтового соединения с использованием когезионного контакта. Данная методика включает следующие действия.

1. Создание подробной КЭМ болтового соединения элементов кессона (пояса нервюр с обшивкой, пояса лонжеронов с обшивкой и пояса нервюр со стенкой лонжеронов) с моделированием болтов, гаек, шайб и элементов кессона с помощью объемных КЭ.

2. Расчет пары крепления с использованием клеенного контакта между скрепляемыми элементами кессона и оболочечных КЭ.

3. Определение необходимых параметров сдвиговой жесткости когезионного контакта между элементами кессона путем вычитания из перемещений, полученных в подробной КЭ, те значения перемещений, которые были вычислены с использованием клеенного контакта.

4. Расчет жесткости посредством оболочечных КЭ с использованием когезионного контакта между скрепляемыми элементами кессона.

5. Сравнение результатов расчета с моделированием болтов с помощью объемных КЭ с результатами расчета с использованием оболочечных КЭ и когезионного контакта, а также определение погрешности расчета.

Определение параметров когезионного контакта. Для более точного моделирования кессонов в глобальной модели учитывалась жесткость односрезных болтовых соединений между парами толщин композитных и алюминиевых деталей. Для того чтобы упростить учет болтовых соединений в глобальной модели, в свойствах контактов задавали жесткости, определяемые аналитическим способом с использованием данных, полученных после расчета локальных моделей

(рис. 1). Шаг используемых болтовых соединений — 50 мм, диаметр болтовых соединений — 6 мм, а длина болтов зависит от толщин скрепляемых элементов [6].

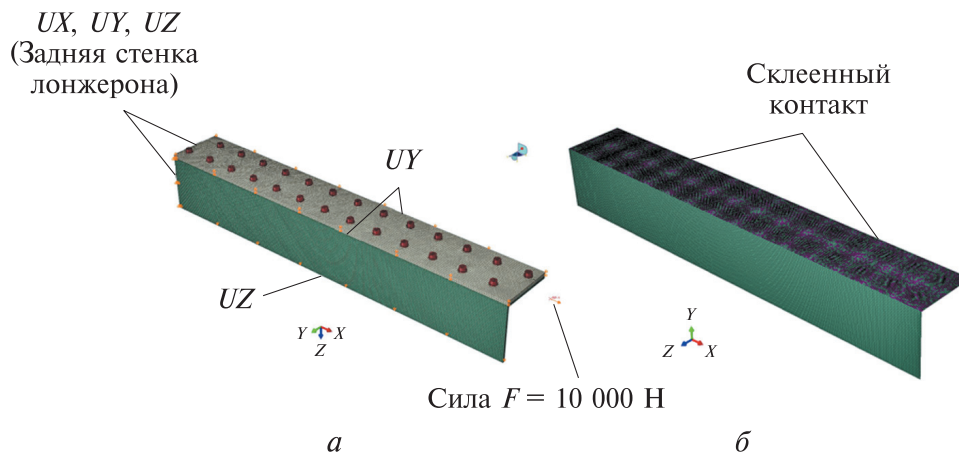


Рис. 1. Описание граничных условий: подробная (а) и оболочечная (б) модели для оценки когезионных свойств болтового соединения

Цель расчета — подобрать свойства для когезионного контакта, чтобы жесткость оболочечной модели была эквивалентна жесткости подробной модели болтового соединения. При этом следует отметить, что влияние величин сдвиговой сцепки оболочек на жесткость общей двумерной оболочечной модели является нелинейным. В процессе расчетов была получена зависимость относительной жесткости болтового соединения от длины скрепляемых деталей (рис. 2). Исходя из полученных результатов можно сделать вывод, что когда длина соединяемых пластин превышает 1300 мм, жесткость болтового соединения изменяется незначительно. Это обусловлено небольшим креном нагружаемого соединения, или вторичным изгибом, т. е. при таком нагружении в работу включается нормальная составляющая когезионной сцепки.

Приведенная жесткость когезионного контакта рассчитывается по формуле

$$K_{\text{ког}} = \frac{K_{\text{болт}}}{A_{\text{ког}}}, \quad (1)$$

где $K_{\text{болт}}$ — жесткость пластин с болтовым соединением; $A_{\text{ког}}$ — площадь контакта.

Жесткость пластин с болтовым соединением определяется по формуле

$$K_{\text{болт}} = \frac{F_{\text{test}}}{U_{\text{подр}} - U_{\text{обол}}}, \quad (2)$$

где F_{test} — сила, приложенная в направлении оси OX ; $U_{\text{подр}}$ — перемещения вдоль оси OX в подробной КЭМ; $U_{\text{обол}}$ — перемещения вдоль оси OX в оболочечной КЭМ.

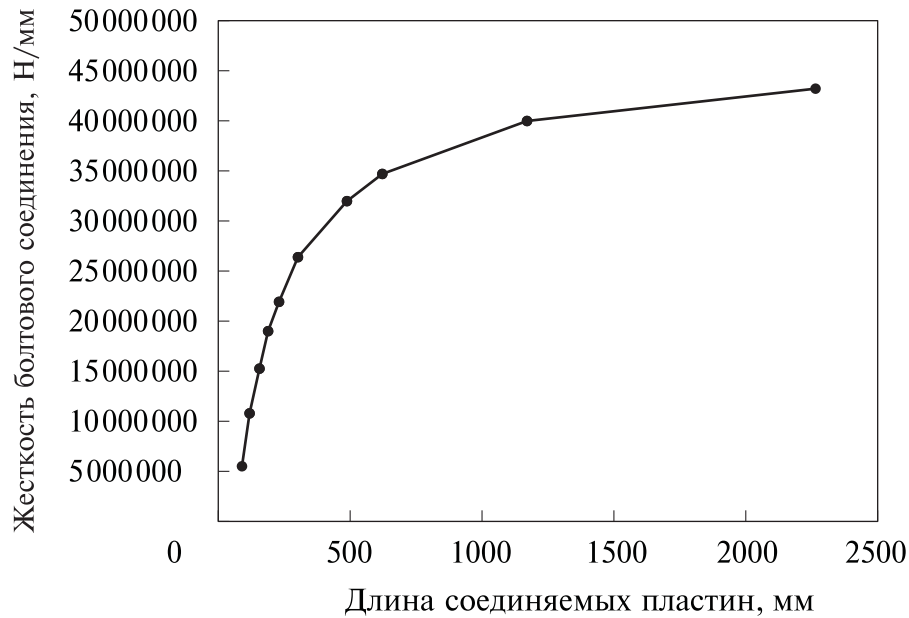


Рис. 2. Зависимость относительной жесткости болтового соединения от длины скрепляемых деталей

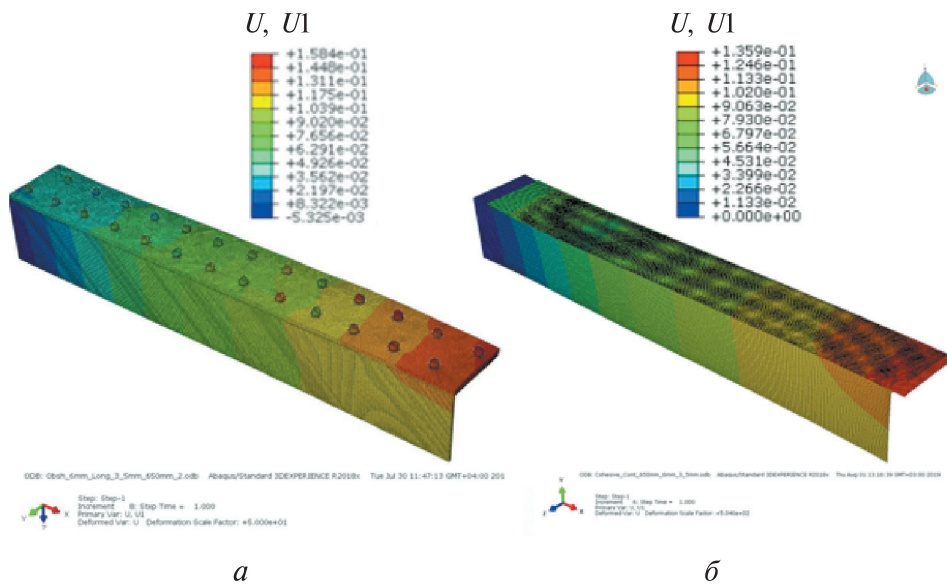


Рис. 3. Результаты расчета:

а — подробная модель болтового соединения (перемещения вдоль оси X составляет 0,145 мм); *б* — оболочечная модель соединения (перемещения вдоль оси X составляет 0,136 мм)

После определения перемещений обшивки вдоль оси OX в случае оболочечной и подробной КЭМ определяются параметры жесткости когезионного контакта. В подробной КЭМ контакт резьбовой части в рамках данной работы не учитывается.

Когда будет рассчитано значение жесткости когезионного контакта, проводится поверочный расчет с использованием оболочечной модели, но с использованием когезионного контакта вместо склеенного.

Типовые результаты расчета оболочечной и подробной КЭМ представлены на рис. 3 и на примере соединения пояса лонжерона толщиной 3,5 мм с обшивкой толщиной 6 мм. Погрешность на примере рассматриваемых толщин 6,2 %.

Расчет кессона крыла с учетом жесткости односрезных болтовых соединений. В анализируемом кессоне довольно большой набор различных толщин на сопрягаемых парах. Проблема заключается в том, что для разных наборов толщин соединяемых пластин жесткость односрезного болтового соединения отличается, причем, иногда в 10 раз. Чем толще соединяемый композит, тем длиннее болт и тем большее относительное перемещение или «проскальзывание» реализуется в соединении при его повороте [7, 8].

Параметры материалов. Для панелей крыла используется пакет с укладкой 50/40/10 (50 % волокон, направленных под углом 0° , 40 % волокон — под углом $\pm 45^\circ$ и 10 % волокон — под углом 90°) [9, 10].

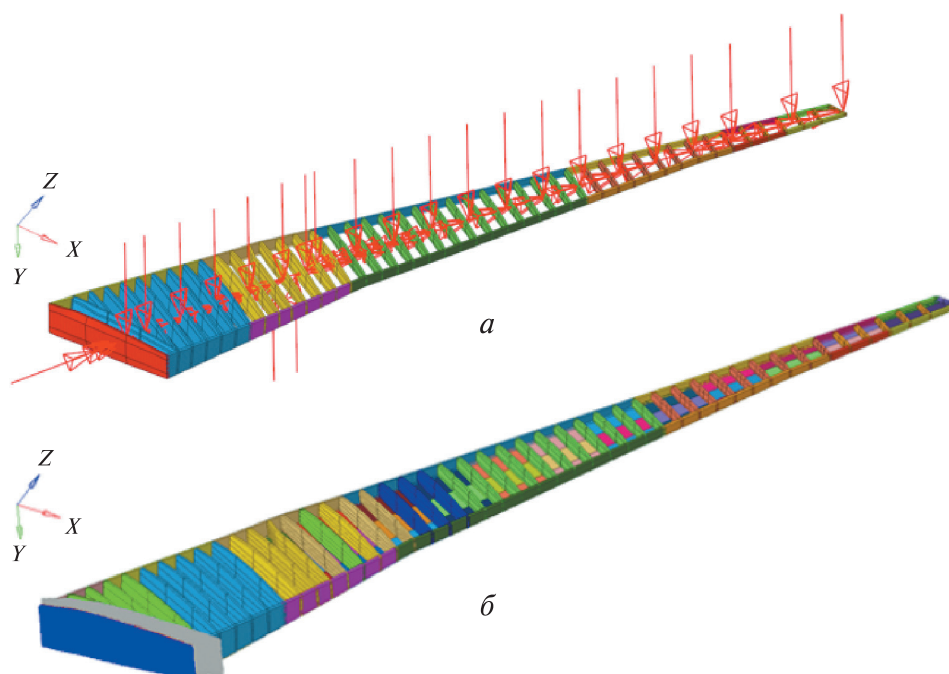


Рис. 4. Моделирование нагрузок (а) и граничных условий (б)

Для лонжеронов крыла используется пакет с укладкой 10/80/10 (10 % волокон, направленных под углом 0° , 80 % волокон — под углом $\pm 45^\circ$ и 10 % волокон — под углом 90°) [9, 10].

Для металлических частей использованы характеристики материала 1163Т в виде полуфабрикатов в форме плит.

Граничные условия и нагрузки показаны на рис. 4. Силы и моменты прикладываются вдоль оси жесткости кессона. Ограничения накладываются на поверхность бортовой нервюры по всем степеням свободы. Моделирование контактов представлено на рис. 5.

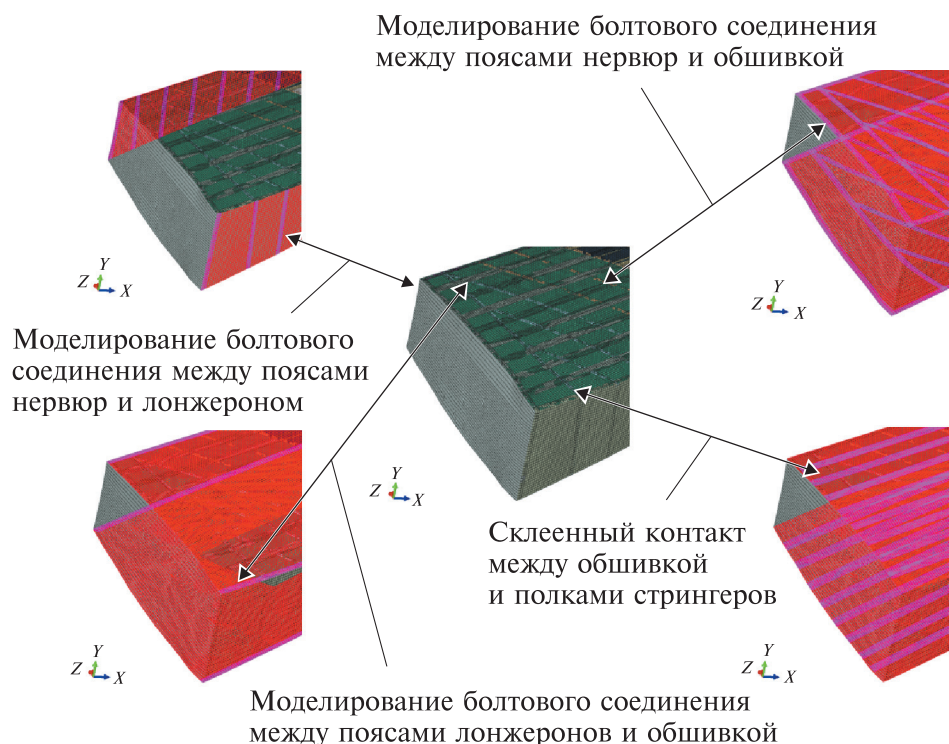


Рис. 5. Моделирование контактов

Для сравнения проведен расчет с теми же нагрузками и граничными условиями за исключением когезионных контактов (моделирование болтовых соединений), которые заменены на склеенные.

Анализ НДС конструкции кессона с учетом податливости болтовых соединений. Результаты расчета главных растягивающих деформаций для двух моделей приведены на рис. 6.

Отношение значений максимальных главных растягивающих деформаций η_{maj} вычисляется по формуле

$$\eta_{maj} = \frac{\varepsilon_{majC}}{\varepsilon_{majF}} = 1,08, \quad (3)$$

где ε_{majC} — максимальные главные растягивающие деформации в обшивках панелей модели с заданными когезионными свойствами; ε_{majF} — максимальные главные растягивающие деформации в обшивках панелей модели с заданными склеенными контактами.

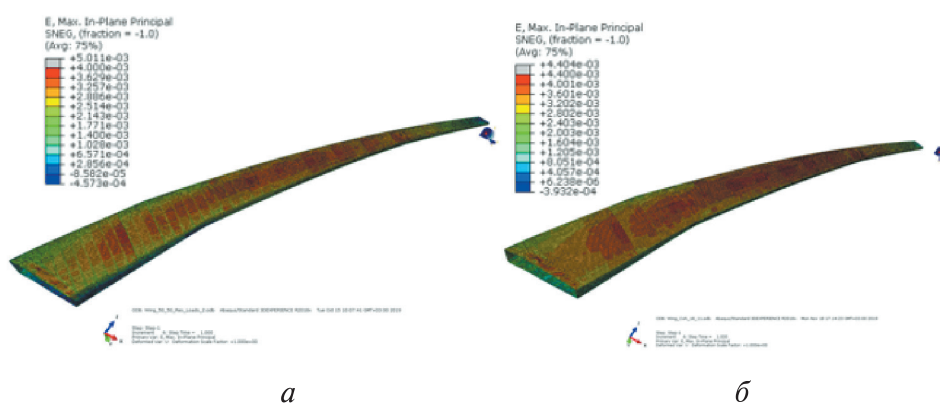


Рис. 6. Максимальные главные растягивающие деформации [мм/мм]: *a* — модель с заданными когезионными свойствами; *б* — модель с заданными склеенными контактами

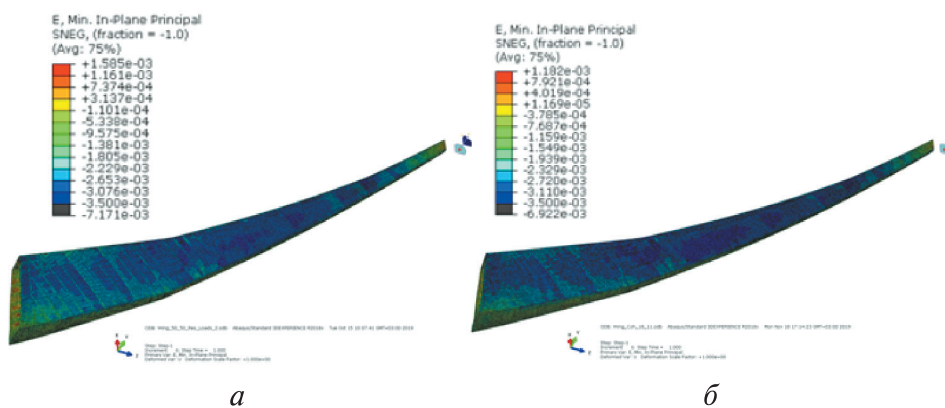


Рис. 7. Максимальные главные сжимающие деформации [мм/мм]: *a* — модель с заданными когезионными свойствами; *б* — модель с заданными склеенными контактами

Результаты расчета главных сжимающих деформаций для двух моделей показаны на рис. 7.

Отношение значений максимальных главных сжимающих деформаций η_{\min} вычисляется по формуле

$$\eta_{\min} = \frac{\varepsilon_{\min C}}{\varepsilon_{\min F}} = 1,1, \quad (4)$$

где $\varepsilon_{\min C}$ — максимальные главные сжимающие деформации в обшивках панелей модели с заданными когезионными свойствами; $\varepsilon_{\min F}$ — максимальные главные сжимающие деформации в обшивках панелей модели с заданными склеенными контактами.

Результаты расчета прогибов моделей с когезионными и склеенными контактами приведены на рис. 8.

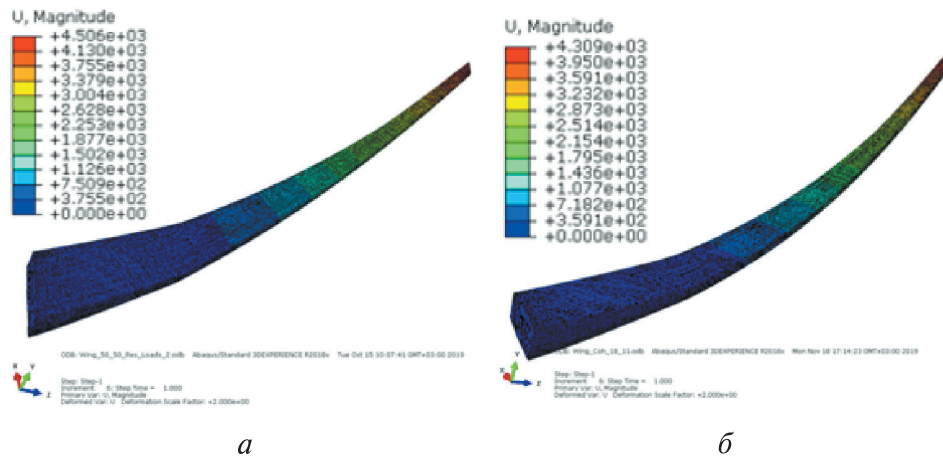


Рис. 8. Результаты расчета прогибов моделей [мм]:

a — модель с заданными когезионными свойствами; *б* — модель с заданными склеенными контактами

Отношение значений прогибов η_{def} вычисляется по формуле

$$\eta_{def} = \frac{U_{defC}}{U_{defF}} = 1,04. \quad (4)$$

Здесь U_{defC} — прогиб модели с заданными когезионными свойствами; U_{defF} — прогиб модели с заданными склеенными контактами.

Заключение. При учете податливости болтовых соединений отмечено увеличение максимальных главных деформаций на 7,7 % и минимальных главных деформаций на 10,3 %. Прогибы, полученные при моделировании кессона с учетом влияния податливости болтовых соединений, возросли на 4,6 % по сравнению с прогибами для модели, использующей склеенный контакт. При КЭ расчете кессонов самолета податливость болтовых соединений существенно влияет на НДС, поэтому необходимо учитывать жесткость таких соединений.

Предложенная методика позволяет без существенных усложнений глобальной КЭМ учитывать взаимные перемещения элементов конструкции благодаря использованию когезионного контакта

с применением параметров жесткости элементов соединения различных зон кессона путем расчета локальных КЭМ. При этом расчетное время увеличивается незначительно.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Бирюк В.И., Липин Е.К., Фролов В.М. *Методы проектирования конструкций самолетов*. Москва, Машиностроение, 1977, 232 с.
- [2] Браутман Л., Крок Р., Нотон Б., ред. *Композиционные материалы. Том 3: Применение композиционных материалов в технике*. Москва, Машиностроение, 1978, 511 с.
- [3] Christensen R.M. *Mechanics of composite materials*. Lawrence Livermore Laboratory, University of California Livermore, 1982, 336 p.
- [4] *ABAQUS Analysis User's Manual*. Part VIII: Constraints.
- [5] Гончаров П.С., Артамонов И.А., Халитов Т.Ф., Динисихин С.В., Сотник Д.Е. *NX Advanced Simulation. Инженерный анализ*. Москва, ДМК Пресс, 2012, 504 с.
- [6] Лещин А.В., Попов Ю.И. *Конструирование узлов планера самолета*. Москва, МАИ, 1992, 104 с.
- [7] McCarthy M.A., McCarthy C.T., Lawlor V.P., Stanley W.F. Three-dimensional finite element analysis of single-bolt, single-lap composite bolted joints: part I-model development and validation. *Composite Structures*, 2005, vol. 71, 140 p.
- [8] Lancu F., Ding X., Cloud G.L., Raju B.B. Three dimensional Investigation of thick single-lap bolted Joints. *Experimental Mechanics*, 2005, vol. 45, no. 4, 351 p.
- [9] Васильев В.В. *Механика конструкций из композиционных материалов*. Москва, Машиностроение, 1988, 272 с.
- [10] Kassapoglou Ch. *Design and analysis of composite structures with applications to aerospace structures*. Delft University of Technology, The Netherlands, 2010, 416 p.

Статья поступила в редакцию 14.01.2020

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Еремин В.П., Больших А.А. Глобально-локальное моделирование односрезных болтовых соединений типа композит — металл и композит — композит в конструктивных силовых элементах самолета. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2020, вып. 5. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-5-1981>

Еремин Валентин Петрович — инженер лаборатории № 2 «Композиционные материалы и конструкции», НИО-101 Московского авиационного института (национального исследовательского университета). Область научных интересов: численные методы; авиационная техника; колесная техника; полимерные композиционные материалы; математическое моделирование статики и динамики.
e-mail: v.eremin@baumanracing.ru

Больших Александр Андреевич — инженер лаборатории № 2 «Композиционные материалы и конструкции», НИО-101 Московского авиационного института (национального исследовательского университета). Область научных интересов: численные методы; авиационная техника; колесная техника; полимерные композиционные материалы; математическое моделирование статики и динамики.
e-mail: bolshikh@baumanracing.ru

Global-local modeling of single-shear composite – metal and composite – composite bolt joints in aircraft structural components

© V.P. Eremin, A.A. Bolshikh

Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, 125993, Russia

In performing design strength analysis of connection areas of composite – metal and composite – composite types of structural load-bearing wing and empennage elements of the aircraft implemented using mechanical fasteners, it is necessary to consider the factors determining the local strength of these areas: the conditions of mechanical contact of the body, bolt head and cap with connected elements, the connected elements contact with each other and the effects of friction. These factors can be taken into account only by applying the global-local modeling approach for constructing 3D prediction models of composite – metal and composite – composite joint zones of aircraft caisson structural members. To solve this problem, a method is proposed defining the means and tools of modeling, algorithms for constructing a prediction model and performing calculations, as well as procedures for analyzing the results of calculations.

Keywords: fasteners, composite materials, cohesive joints, aircraft construction, aircraft wing, strength, polymer composite materials, finite element model, global modeling, local modeling

REFERENCES:

- [1] Biruk V.I., Lipin E.K., Frolov V.M. *Metody proektirovaniya konstruktsiy samoletov* [Methods of designing aircraft structures]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1977, 232 p.
- [2] Broutman L.J., Krock R.H., eds. *Modern Composite Materials*. Addison-Wesley Publ., 1967, 581 p. [In Russ.: Broutman L.J., Krock R.H., eds. *Kompozitsionnye materialy*. Tom 3. *Primenenie kompozitsionnykh materialov v tekhnike*. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1978, 511 p.]
- [3] Christensen R.M. *Mechanics of composite materials*. Lawrence Livermore Laboratory, University of California Livermore Publ., 1982, 336 p.
- [4] *ABAQUS Analysis User's Manual*, Part VIII: Constraints.
- [5] Goncharov P.S., Artamonov I.A., Khalitov T.F., Dinisikhin S.V., Sotnik D.E. *NX Advanced Simulation. Ingenernyy analiz* [NX Advanced Simulation. Engineering Analysis]. Moscow, DMK Press Publ., 2012, 504 p.
- [6] Leshchin A.V., Popov Yu.I. *Konstruirovaniye uzlov planera samoleta* [Designing airframe components]. Moscow, MAI Publ., 1992, 104 p.
- [7] McCarthy M.A., McCarthy C.T., Lawlor V.P., Stanley W.F. *Composite Structures*, 2005, vol. 71 (2), pp. 140–148.
- [8] Lancu F., Ding X., Cloud G.L., Raju B.B. *Experimental Mechanics*, 2005, vol. 45, no. 4, p. 351.
- [9] Vasilyev V.V. *Mekhanika konstruktsiy iz kompozitnykh materialov* [Mechanics of composite material structures]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1988, 272 p.
- [10] Kassapoglou Ch. *Design and analysis of composite structures with applications to aerospace structures*. The Netherlands, Delft University of Technology Publ., 2010.

Eremin V.P., Engineer, Laboratory no. 2 "Composite materials and structures", research organization-101, Moscow Aviation Institute. Research interests: numerical methods, aeronautical engineering, wheeled vehicles, polymer composite materials, mathematical modeling of statics and dynamics. e-mail: v.eremin@baumanracing.ru

Bolshikh A.A., Engineer, Laboratory no. 2 "Composite materials and structures", research organization-101, Moscow Aviation Institute. Research interests: numerical methods, aeronautical engineering, wheeled vehicles, polymer composite materials, mathematical modeling of statics and dynamics. e-mail: bolshikh@baumanracing.ru