

## **Численное моделирование температурных полей в полимерном композите**

**Чигринец Е.Г.<sup>1,2\*</sup>, Родригес С.Б.<sup>1,2\*\*</sup>, Заболотный Д.И.<sup>1\*\*\*</sup>, Чотчаева С.К.<sup>1,2\*\*\*\*</sup>**

<sup>1</sup>*Донской государственной технической университет, пл. Гагарина, 1, Ростов-на-Дону, 344003, Россия*

<sup>2</sup>*Ростовский вертолетный производственный комплекс ПАО «Роствертол» им. Б.Н. Слюсаря, улица Новаторов, 5, Ростов-на-Дону, 344038, Россия*

\* *e-mail: [egchigrinets@gmail.com](mailto:egchigrinets@gmail.com)*

\*\* *e-mail: [sb\\_rodriguez@mail.com](mailto:sb_rodriguez@mail.com)*

\*\*\* *e-mail: [z-den\\_51@mail.com](mailto:z-den_51@mail.com)*

\*\*\*\* *e-mail: [semo\\_s@mail.ru](mailto:semo_s@mail.ru)*

**Статья поступила 29.12.2020**

### **Аннотация**

Используя экспериментальные данные пирометрического мониторинга средней температуры на поверхности механически обрабатываемых отверстий в лонжероне лопасти несущего винта вертолета Ми-28 и результаты термокинетического исследования композита методом дифференциальной сканирующей калориметрии, выполнено численное решение задачи распространения тепла в процессе сверления гибридного материала стеклопластик-титан. Конечно-элементная модель теплообразования построена в САЕ системе COMSOL Multiphysics. Верификация постобработанных результатов моделирования позволила выявить источники, направления, область действия и численные значения интенсивности тепловых потоков в каждой конкретной точке слоистого композита.

**Ключевые слова:** сверление стеклопластика, теплообразование, метод конечных элементов, CAE системы, COMSOL Multiphysics

## Введение

Полимерные композиционные материалы (ПКМ) имеют высокие удельную и усталостную прочность, жесткость, коррозионную стойкость, обладают хорошей демпфирующей способностью. Эти свойства в сочетании с низким удельным весом обусловили широкое распространение в авиастроительной отрасли угле- и стеклопластиков. Доля ПКМ в общей массе современного летательного аппарата (ЛА) увеличивается стремительно и в конструкциях самолетов Boeing и Airbus превышает 50%, что позволяет обеспечивать характеристики надежности с большей весовой эффективностью. Развитие научной базы и совершенствование технологии изготовления композиционных материалов способствовало их применению не только в корпусных слабонагруженных узлах, но и высоконагруженных элементах конструкции, испытывающих циклические и знакопеременные нагрузки [1]. Примером могут служить такие агрегаты планера ЛА как крылья, хвостовое оперение, силовые обшивки планера, рули высоты и направления [2]. Несущие изделия из ПКМ обладают повышенной живучестью в случае механических повреждений, благодаря способности полимерной матрицы перераспределять на соседние армирующие волокна напряжения, локализуя их в микрообъеме и не давая распространяться трещине [3, 4].

Современные образцы отечественной авиационной техники уступают по доле ПКМ зарубежным аналогам, что объясняется технологическим отставанием по причине длительного недофинансирования отрасли и иссякшего советского научно-технического задела, отсутствием опыта участия в международных проектах, ограниченностью компетенций в создании собственных ПКМ, слабой диверсификацией по типам/видам продукции и рынкам реализации (гражданский/военный, авиационный/неавиационный, страновой), закупкой оборудования, а не перспективных технологий. Немаловажной проблемой является и отсутствие современных стандартов технического регулирования применения, производства, и испытания ПКМ, а имеющиеся используют методики, признанные зарубежными стандартами профессиональных обществ (ASTM, SACMA, AGATE) недостаточно информативными, имеющими методические ошибки и уже более 40 лет исключены из практики применения в высокотехнологичных областях промышленно развитых стран [5].

Несмотря на эти сложности, отечественные предприятия для возможности конкурентирования на мировом рынке гражданской и военной авиации развивают исследовательскую, производственно-технологическую и инженерную инфраструктуру путем технического перевооружения, глубокой модернизации производств и заменой традиционных металлических сплавов в конструкциях изделий полимерными композиционными и металлополимерными материалами, получившими название металлопластики. Последние представляют собой гибридный слоистый композит с особыми физико-механическими,

теплофизическими и др. характеристиками благодаря использованию компонентов с взаимодополняющими свойствами, в результате чего конечные свойства существенно отличаются от свойств материалов его составляющих (рис. 1).

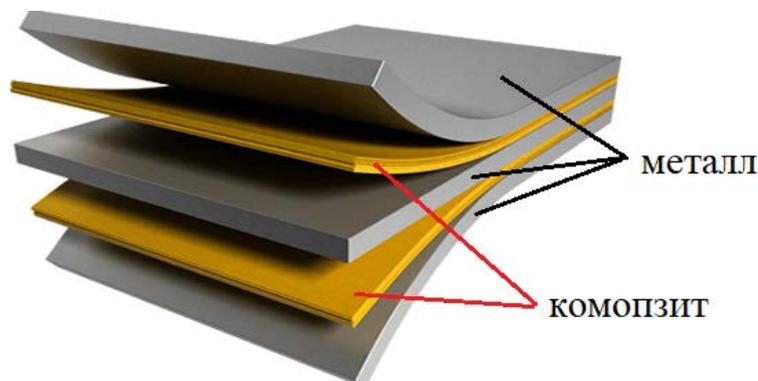


Рис. 1 Общая схема гибридного металлополимерного материала

Совместно с предприятиями-разработчиками ЛА серийные заводы участвуют в высокотехнологичных инновационных проектах, что позволяет добиться синергетического эффекта. Примером может служить серийный выпуск на предприятии ПАО «Роствертол» боевого вертолета Ми-28, разработанного в конструкторском бюро Московского вертолетного завода им. М.Л. Миля с широким применением полимерных композиционных материалов – дверные проемы и рамы, фонарь кабины летчика, стабилизатор и др. элементы изготовлены из стеклопластика. Несущая система вертолета Ми-28, представленная на рис. 2, спроектирована с учетом использования стеклопластиковых лопастей несущего (ЛНВ) и рулевого винтов (РВ), серийное изготовление которых организовано на Лопастном заводе ПАО «Роствертола».

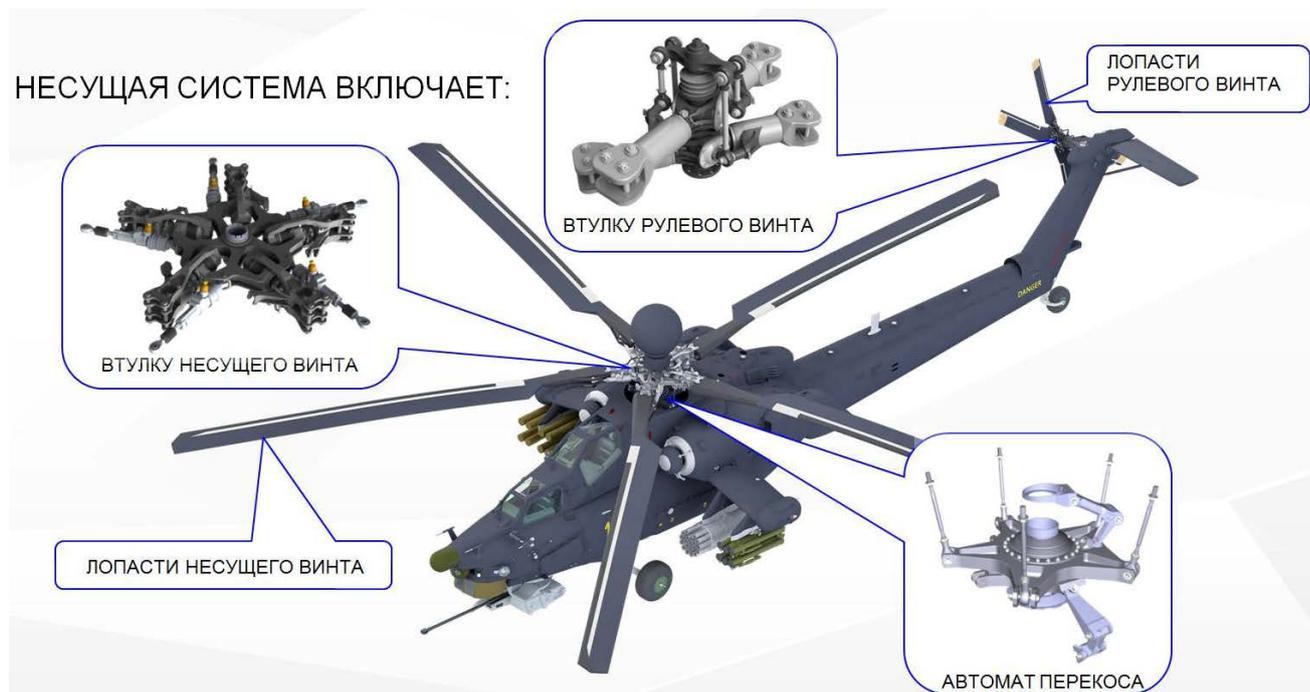
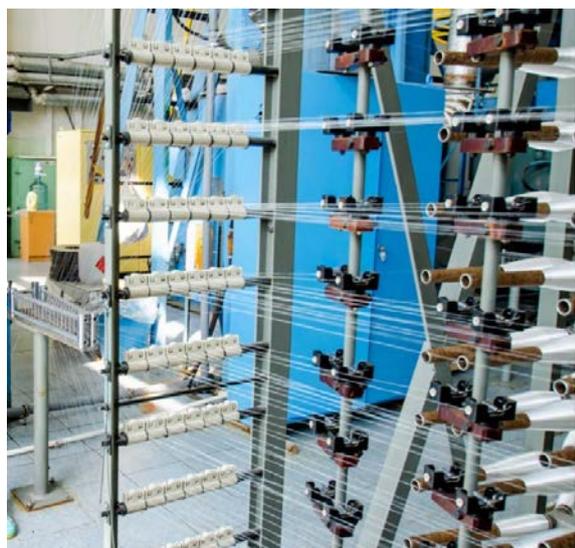


Рис. 2 Несущая система вертолета Ми-28

Наиболее сложным и трудоемким технологическим процессом является изготовление лонжерона лопасти несущего винта вертолета. Технология производства включает в себя этапы: получение препрега (рис. 3, а), его сухую спиральную намотку на металлическую оправку на специализированном станке с ЧПУ НЛ-3А (рис. 3, б), перемещение оправки внутри герметичного рукава в автоклав (рис. 3, в) для вакуумирования – экстракции летучих веществ и подрессовки с целью удаления воздуха из межслойных промежутков для предотвращения образования внутренних пор. В течение последующего отверждения в пресс-форме (рис. 3, г), где формируется заданная конструкторской документацией геометрическая форма лонжерона, происходит и окончательное формирование его физико-механических свойств.



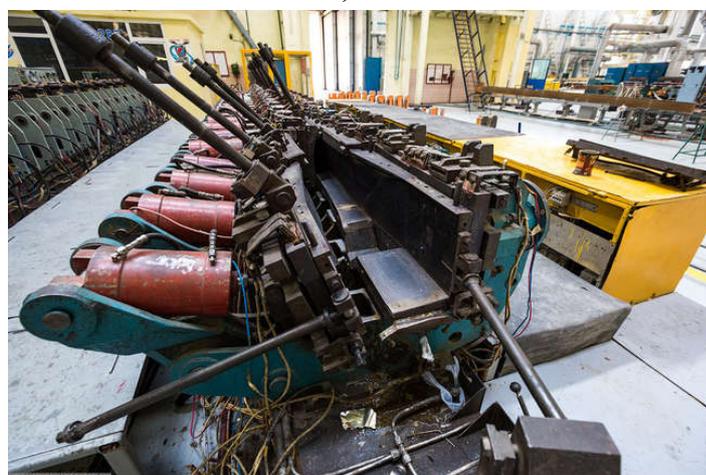
а)



б)



в)



г)

Рис. 3 Изготовления лонжерона ЛНВ вертолета Ми-28: а) получение препрега, б) намотка стеклолент на оправку, в) загрузка лонжерона в автоклав, г) пресс-форма для окончательного отверждения лонжерона

Не менее ответственной и трудоемкой операцией изготовления лонжерона ЛНВ является его механическая обработка. Наибольшую сложность представляет получение посадочных отверстий в комлевой части, через которые осуществляется крепление композитной конструкции к втулке несущего винта (см. рис 2).

Целью данной работы являлось исследование и моделирование термокинетических процессов, протекающих в гибридном сложно слоистом

материале типа «стеклопластик-титан» на этапах формования и механической обработки.

Объектами исследования были высоконагруженные и особо ответственные конструкции летательных аппаратов из металлополимерных композитов – лонжероны лопастей несущего винта вертолета Ми-28.

В работе использованы экспериментальные, термоаналитические и численные (конечно-элементные) методы исследования. В качестве инструмента конечно-элементного моделирования использована САЕ система COMSOL Multiphysics.

### **Особенности и технологические проблемы изготовления изделий из армированного стеклопластика**

Рассмотрим более подробно этапы формования и механической обработки лонжерона ЛНВ вертолета Ми-28, возникающие технологические сложности и пути их решения.

Лонжероны несущих и рулевых винтов, изготавливаемых из ортотропного стеклопластика ВПС-7 методом намотки, представляют собой оболочки D-образной формы (рис. 4, а) с различной, отличающейся в десятки раз кривизной поверхностей в продольном и поперечном направлениях. Особенностью является гетерогенность комлевой части лонжерона, а именно наличие пакетов усиления сэндвичевой структуры «композит-металл» (рис. 4, б). Слои композита в пакете усиления состоят из высокомодульной стеклоткани Т-10-14, а металла – из титановой фольги ОТ4 толщиной 0,1 мм. В зависимости от изделия и места установки (лонжероны ЛНВ, РВ или стабилизатора) схема армирования может отличаться. Так в местах

посадочных отверстий для крепления лопасти к втулке несущего винта используется 6 пакетов усиления, устанавливаемые через каждые два слоя намотки и имеющие в своей структуре по 7 слоев стеклоткани и титана (рис. 4, в). В кронштейне демпфера ЛНВ, изготавливаемого методом выкладки, после каждого слоя композита устанавливается слой титановой фольги (не менее 15 слоев в зависимости от изделия).

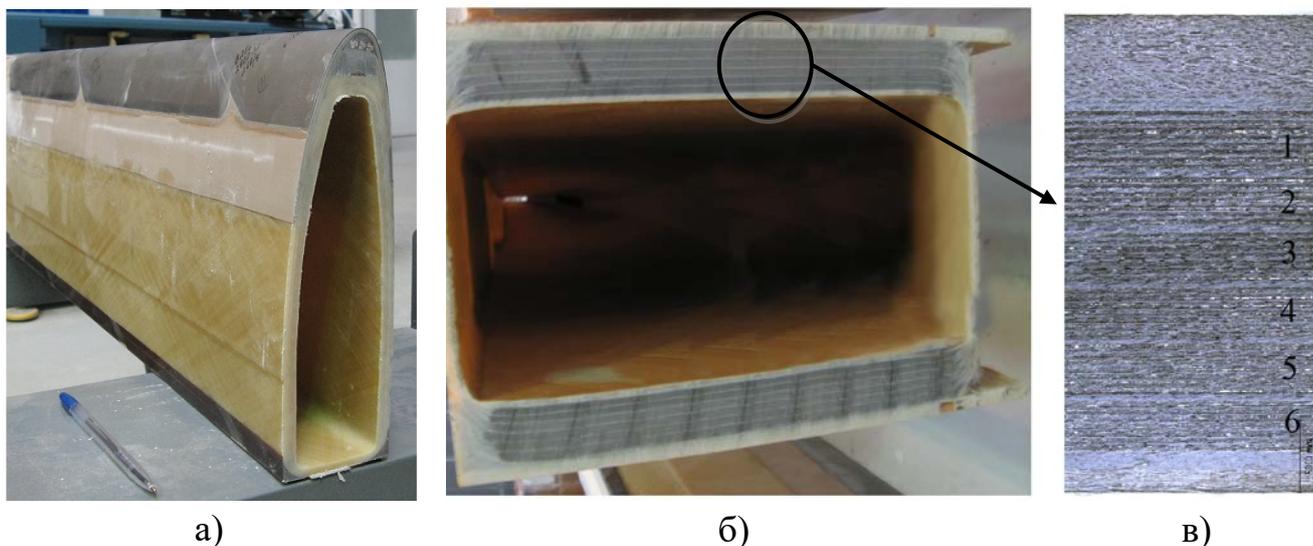


Рис. 4 Лонжерон лопасти несущего винта вертолета Ми-28: а) сечение носовой части лонжерона ЛНВ, б) комлевое сечение лонжерона ЛНВ

Наиболее технологически сложными, трудоемкими и ответственными операциями изготовления ЛНВ являются формование в пресс-форме и механическая обработка, поскольку именно на данных операциях высока вероятность неисправимого брака, а учитывая характер изделия и специфику производства, экономические потери в результате этого будут существенными.

На этапе полимеризации лонжерона в пресс-форме окончательно оформляется не только его геометрическая форма, к точности которой по всем сечениям предъявляются высокие требования, но и формируются физико-механические

свойства. Наряду с требованием обеспечения постоянства и однородности свойств стоит задача исключения образования пустот и пузырьков в теле изделия (рис. 5).



Рис. 5 Дефекты формирования лонжерона

Для предотвращения образования выше указанных дефектов каждая из 12-ти секций пресс-формы оснащена четырьмя термopарами и шестью нагревателями (рис. 6, а), которые через пропорционально-интегрально-дифференцирующий регулятор управляются автоматической системой регулирования по заданной программе, длящейся порядка 20-ти часов (рис. 6, б). Программа формирования лонжерона обеспечивает не только поддержание определенной температуры заданный временной интервал, но и управляет смыканием пресс-формы по мере отверждения связующего и подачей давления в пневмокамеры для предотвращения образования пустот в композите в момент его окончательного затвердевания [6].

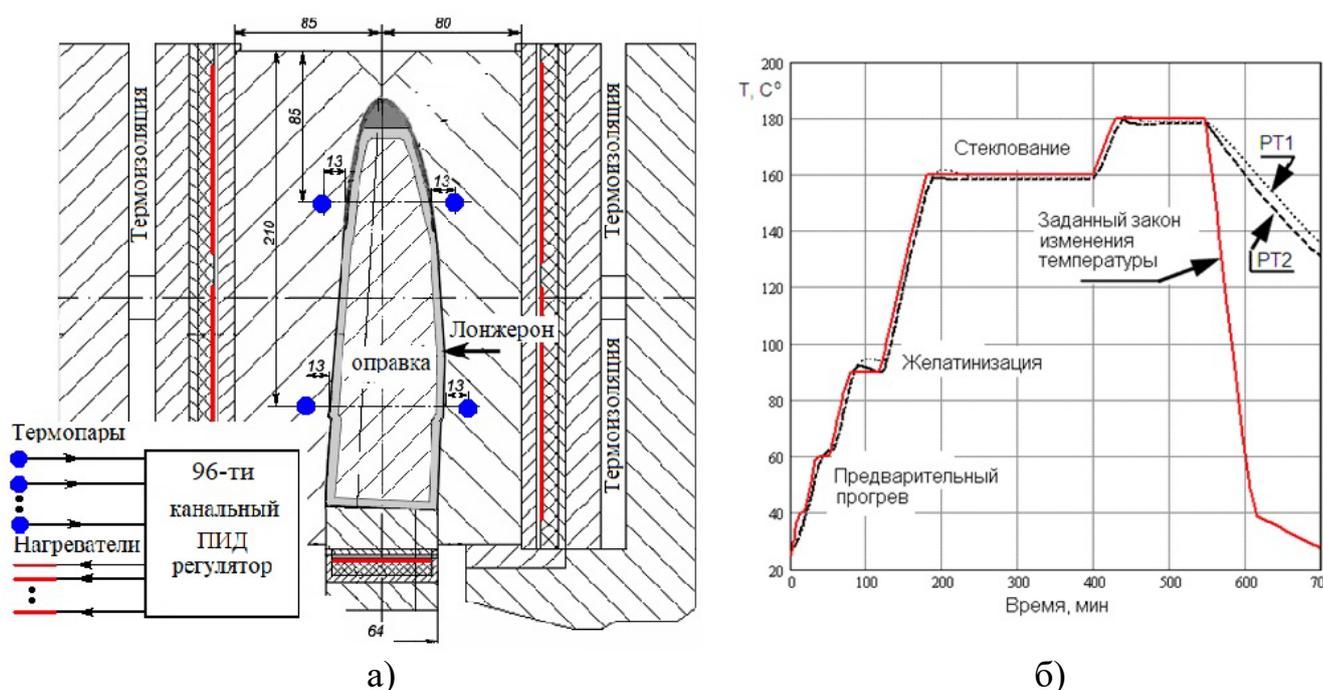


Рис. 6 Формование лонжерона ЛНВ в пресс-форме: а) секция пресс-формы, б) температурный цикл нагрева и отверждения [6]

После окончания программы формования в пресс-форме лонжерон поступает на слесарный участок, где из внутренней его полости извлекается сборная металлическая оправка, срезаются технологические припуска в концевой части и опиливается облой расплавленного полимерного связующего. Следующей операцией производственного цикла, предшествующей заключительному этапу сборки лопасти несущего винта (приклейка хвостовых отсеков и титановых оковок, установка электропроводки и тепловой накладки антиобледенительной системы, противовесов окраска и т.д.), является механическая обработка.

ПКМ являются особой группой материалов, обладающих анизотропией свойств, особым механизмом разрушения под действием сил резания, низкой теплопроводностью, теплостойкостью и имеют сильные абразивные свойства наполнителей, что приводит к быстрому затуплению режущих кромок инструмента

[7]. Снижение остроты заточки лезвийного инструмента приводит к его перегреву, оплавлению полимерной матрицы композита, образованию термодеструктивного слоя на обработанных поверхностях, появлению разломачиваний и расслоений (Рис. 7). Данные дефекты наиболее характерны для обработки отверстий в композитных конструкциях, что объясняется пакетированием стружки, осложненным теплоотводом и ограниченной наблюдаемостью зоны резания, и, как следствие, невозможностью вовремя вмешаться в процесс.

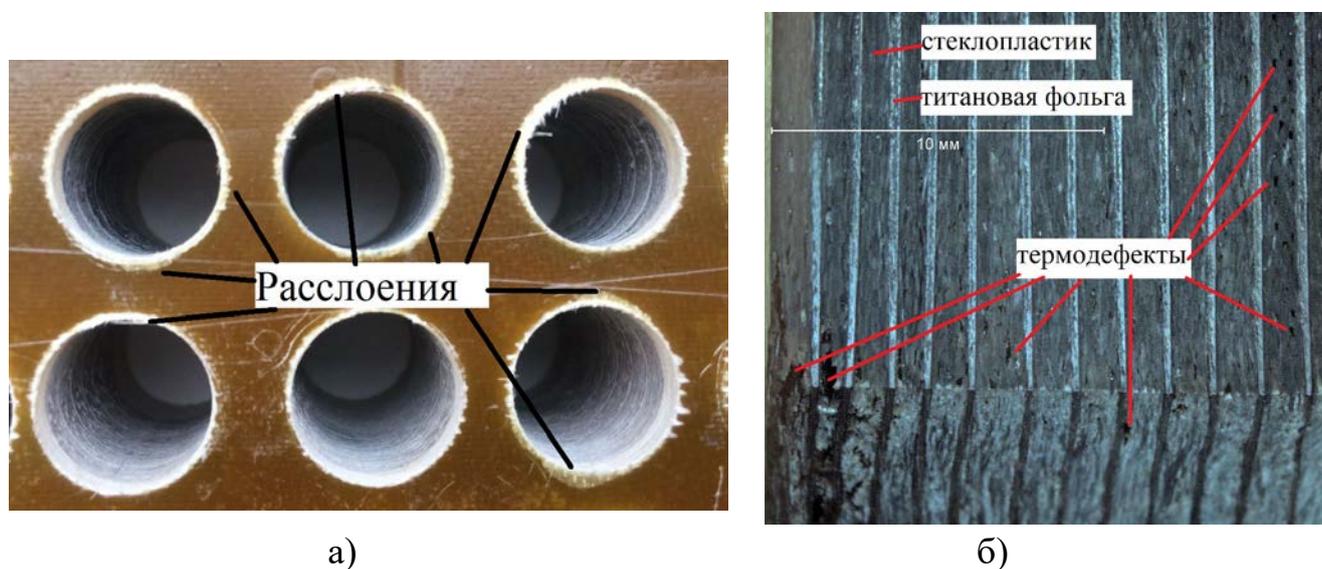


Рис. 7 Дефекты механической обработки посадочных отверстий в лонжероне ЛНВ:  
 а) расслоения в местах выхода сверла, б) термодеструкция и нарушение адгезии слоев ПКМ и титана под действием перегрева

В комлевой части лонжерона ЛНВ предусмотрено по два отверстия с каждой стороны через которые осуществляется закрепление лопасти на втулке несущего винта. В эти посадочные отверстия запрессовываются стальные втулки, предварительно охлажденные до температур порядка  $-70^{\circ}\text{C}$ . В случае наличия дефектов, в особенности внутри отверстий, может произойти разрушение несущей композитной конструкции (рис. 8). Поэтому к качеству обработанных отверстий

предъявляются серьезные требования, а наличие таких дефектов как расслоения, разлохмачивания и прижоги не допускается.



Рис. 8 Усталостное разрушение рулевого винта по перемычкам отверстий комлевого стыка

### **Определение термокинетических характеристик материала методом ДСК**

В справочных материалах отсутствует информация о теплостойкости комбинированного материала, применяемого в изготовлении лонжерона ЛНВ. Есть данные о теплофизических свойствах отдельно стеклопластика ВПС-7 и титановой фольги ОТ4, однако использовать эту информацию для гетерогенного материала стеклопластик-титан методически неверно и полученные результаты имели бы сомнительную достоверность. В первую очередь это связано со значительно большей теплоемкостью и теплопроводностью металла в сравнении с ПКМ и в процессе разогревания композита (во время формования или механической обработки) будет наблюдаться неравномерность распределения температурных полей. Кроме того, толщины слоев стеклопластика и титана в 0,1 мм не дают возможность верифицировать значения температур на каждом слое и показания носят некий усредненный результат.

Значения температуры на кривой программы формования (см рис. 6, б) зависят, в меньшей степени от внешних факторов (конструкции и тепловой инерционности всей пресс-формы, теплофизических характеристик ее формообразующих, окружающей температуры воздуха и т.д.) и в большей степени – состава самого связующего (полимерной матрицы). Разработчиком композиционного материала рекомендуется определять эти значения методом дифференциальной сканирующей калориметрии (ДСК).

ДСК-эксперимент выполнен в Центральной заводской лаборатории ПАО «Роствертола» с использованием калориметра DSC 200 F3 Maia (рис. 9). Измерительная камера калориметра состоит из двух ячеек (рис. 9, б). В ячейку «S» помещается исследуемый образец (рис. 9, в, г). Ячейка «R» - эталонная, остается пустой. Ячейка с образцом и ячейка сравнения (эталонная) располагаются на одинаковом расстоянии  $\Delta l$  от нагревателей F. Контейнеры подвергаются нагреву по линейному закону тепловыми потоками  $\Phi_{FS}$  и  $\Phi_{FR}$ , а от датчиков температуры  $T_{mS}$  и  $T_{mR}$  информация поступает на компьютерную систему управления нагревом. Экспериментально измеряется временная зависимость разницы температур между ячейкой с образцом и ячейкой сравнения.

Предварительные поисковые эксперименты показали, что в случае использования скорости нагрева в  $3^{\circ}\text{C}/\text{мин}$  и более получаемые результаты менее точны. Поэтому скорость нагрева была принята в  $2^{\circ}\text{C}/\text{мин}$ .

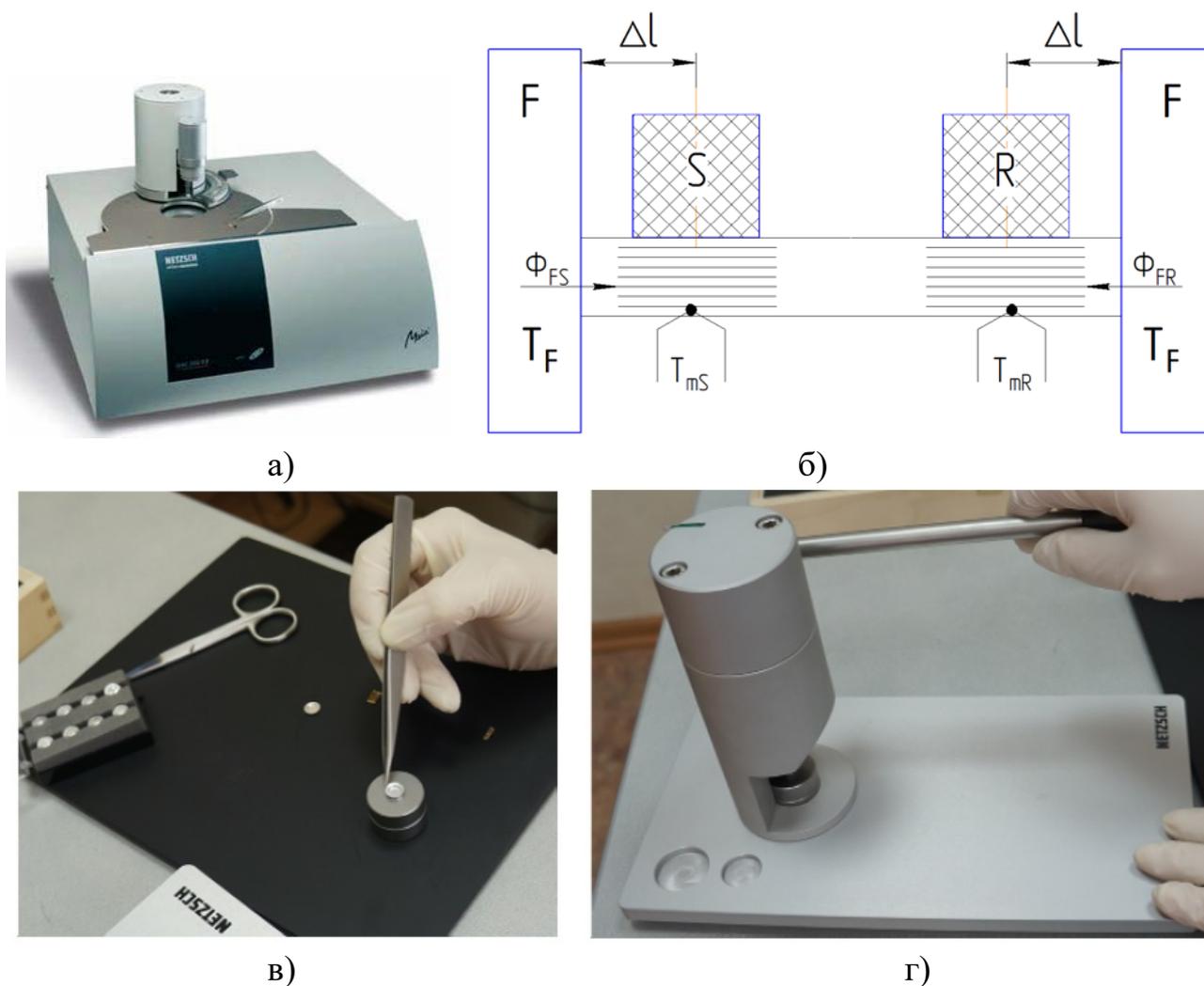


Рис. 9 Дифференциальный сканирующий калориметр DSC 200 F3 Maia: а) общий вид, б) схема работы, в) подготовка образцов для помещения в контейнер, в) запрессовка контейнера

Результаты, полученные в работах [8-11], показали, что ПКМ изменяют свое агрегатное состояние в некотором температурном диапазоне с выделением экзотермического тепла. Причем количество этого тепла характеризует степень полимеризации и в момент фазового превращения носит скачкообразный характер. При повторном нагреве полностью полимеризованного композита пика экзотермического тепла не наблюдается. В связи с этим нами была выбрана двух стадийная программа ДСК сканирования: нагрев до 250°C с последующим остыванием до 25°C и повторный нагрев до 250°C (рис. 10). Первый нагрев

необходим для определения температуры полимеризации, а второй имитирует разогревание образца в процессе механической обработки, что позволяет определить максимально допустимую температуру в процессе резания, на которой начинает происходить термическая деградация (еще не наблюдаемая визуально) полимерной матрицы.

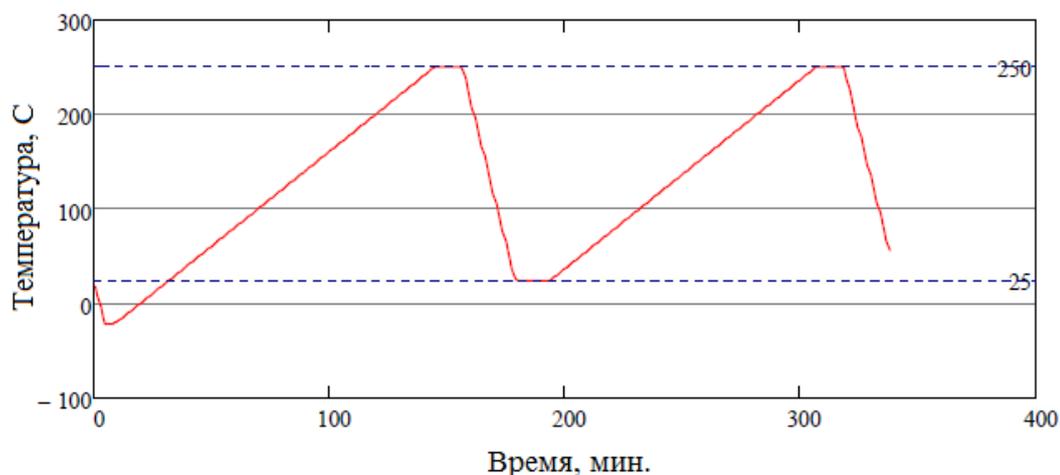


Рис. 10 Температурная программа ДСК сканирования на скорости 2°C/мин

Результаты ДСК-сканирования были обработаны численными методами и построены кинетические кривые (рис. 11). Выявлено, что в интервале температур 160-180°C происходит скачкообразное выделение экзотермического тепла, что говорит о протекании процесса окончательного стеклования композита. С учетом полученных данных корректируется программа отверждения лонжерона и в момент полимеризации в определенном температурном интервале осуществляется полное смыкание пресс-формы и подача давления в пневмокамеры. Таким образом, полученные на этапе ДСК-сканирования результаты, решают проблему «ненаблюдаемости» протекания процесса отверждения лонжерона в пресс-форме, что позволяет получать изделие требуемого качества.

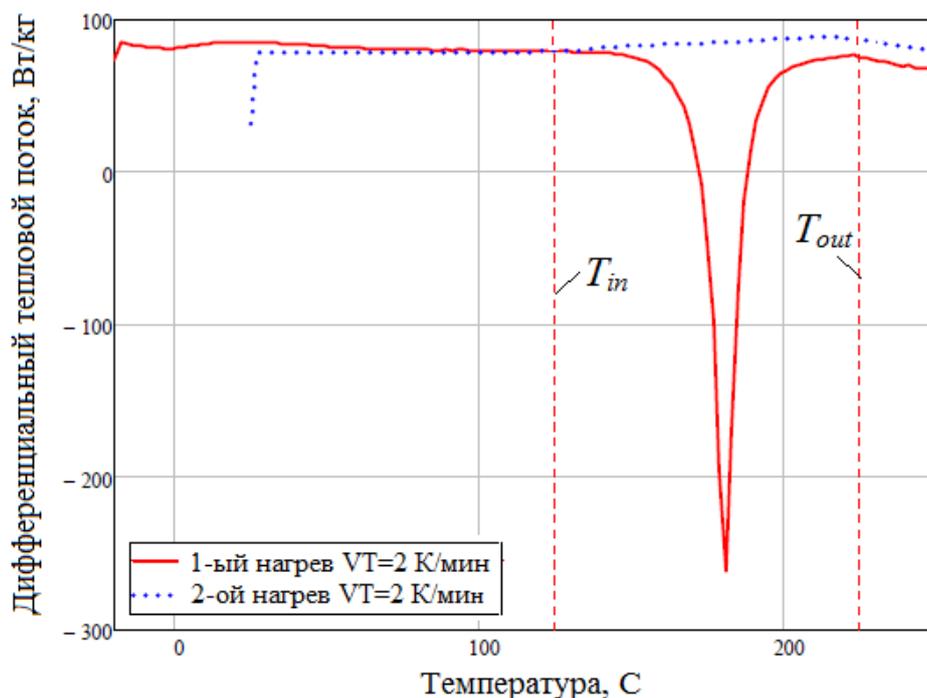


Рис. 11 Термограммы первого и второго нагрева композита

Пунктирная линия на рис. 11 показывает протекание второй стадии нагрева. Можем видеть, что пика экзотермического тепла не наблюдается, однако в интервале температур 220-230°C происходит деградация свойств композита. Из этого вывода следует, что во время механической обработки для обеспечения максимального качества посадочных отверстий необходимо подбирать инструмент, стратегии и режимы обработки таким образом, чтобы обеспечить температуру в зоне резания не более 230°C. Кроме того, стеклопластики имеют предрасположенность к влагопоглощению, поэтому снизить теплообразование в зоне резания с использованием смазочно-охлаждающих жидкостей не представляется возможным.

## **Моделирование в среде COMSOL Multiphysics процесса теплообразования при механической обработке**

На основании анализа работ авторов [12-16] выявлено принципиальное отличие тепловых явлений при механической обработке композитов в сравнении с металлами. Основным источником температуры являются контактные явления по задней стенке режущей кромки инструмента. Учитывая в десятки раз меньшую теплопроводность ПКМ, меняется и соотношение теплового баланса – от 60% до 90% тепла переходит в инструмент. Особый механизм стружкообразования и ее пакетирования при обработке отверстий еще более осложняют отвод температуры из зоны резания и приводят к вторичному теплообмену с образованием дефектного слоя. Наличие слоев титана способствует распространению нагрева на значительное расстояние (неармированные металлом ПКМ концентрируют температуру в поверхностных слоях глубиной менее 1 мм) с нарушением адгезии по границе раздела металл-композит, снижая прочность и надежность изделия.

Анализ опыта мировых лидеров в производстве и потреблении изделий из ПКМ показал невозможность использования стандартных аналитических методик расчета температуры в зоне резания при сверлении многослойных комбинированных материалов ПКМ-металл. Отсутствие электропроводности и особая гибридная структура слоистых композитов изменили современные подходы определения температуры в зоне резания и удаленных от нее участках в сторону применения бесконтактной пирометрии [13, 14, 17, 18].

С учетом обозначенных проблем было принято решение выполнить компьютерное моделирование распространения тепла с использованием численных

методов и средней температуры обрабатываемых поверхностей, ставшей исходными данными и полученными бесконтактным мониторингом с помощью пирометра MS-6330. Для получения достаточного массива данных эксперименты включали в себя механическую обработку на режимах от минимальных ( $V=5-7$  м/мин) до максимально возможных для данного материала ( $V=50-60$  м/мин), на которых наблюдалось обильное образование дыма, оплавление полимерной матрицы и перегрев режущего инструмента.

Конечно-элементное моделирование выполнялось в CAE системе COMSOL Multiphysics [19, 20]. Применение данного программного продукта для достижения целей исследования обусловлено наличием большого числа встроенных библиотек физических режимов, позволяющих задавать коэффициенты дифференциальных уравнений в частных производных через теплофизические свойства исследуемых материалов. Взаимодействие с системой осуществляется через интуитивно понятный графический интерфейс.

На рис. 12а показан этап создания геометрической двумерной модели слоистого композита стеклопластик-титан с толщинами каждого слоя соответствующих реальному изделию и представляющее собой сечение вертикальной плоскости, проходящей по осям крепежных отверстий в комле лонжерона. На рис. 12б представлена конечно-элементная сетка двумерной модели.

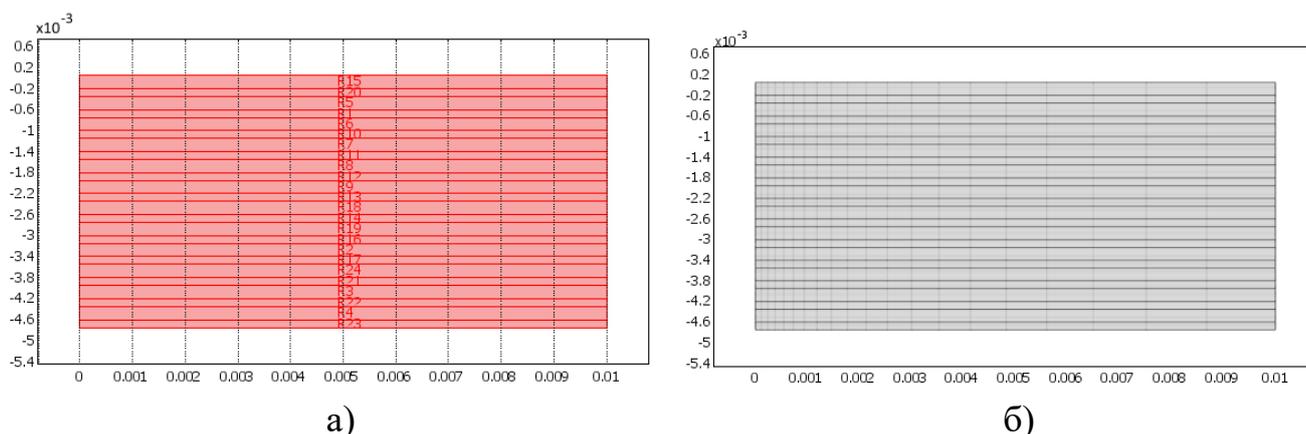


Рис. 12 Математическая модель композита стеклопластик-титан:  
а) геометрическое описание, б) конечно-элементная сетка

Далее в разделе «Heat Transfer by Conduction» для нестационарного (зависящего от времени) процесса (Transient analysis) среды COMSOL Multiphysics выполним описание теплофизических свойств каждого слоя (рис. 13).

Уравнение теплообмена в коэффициентной форме для нестационарного температурного поля имеет следующий вид:

$$c_a \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} + d_a \frac{\partial u}{\partial t} + \nabla \cdot (-c \nabla u - \alpha u + \gamma) + \beta \cdot \nabla u + \alpha u = f \quad (1)$$

Коэффициенты  $c_a, \alpha, \beta, \gamma$  принимались равными нулю и полученное уравнение (2) решалось с граничными условиями (3).

$$\delta_{ts} \rho C_p \frac{\partial T}{\partial t} - \nabla \cdot (k \nabla T) = Q, \quad (2)$$

$$n \cdot (k \nabla T) = q_0 + h_{trans} (T_{ext} - T) + \varepsilon \sigma (T_{ambtr.}^4 - T^4), \quad (3)$$

где  $n$  – вектор нормали к поверхности;  $T$  – температура внутри и на поверхности тела, К;  $\delta_{ts}$  – временной коэффициент (единица соответствует заданию времени секундах);  $\rho$  – плотность, кг/м<sup>3</sup>;  $C_p$  – удельная теплоемкость, Дж/(кг\*К);  $k$  –

теплопроводность, Вт/м\*К;  $Q$  – интенсивность объемных тепловых источников, Вт/м<sup>3</sup>;  $h_{trans}$  – конвективный коэффициент теплопереноса от поверхности отверстия в воздух; Вт/м<sup>3</sup>\*К;  $T_{ext}$  – температура окружающей среды в которую тепло передается по механизму теплопроводности,  $\varepsilon$  – излучательная способность поверхности,  $\sigma$  – постоянная, соответствующая излучению черного тела, Вт/м<sup>3</sup>\*К<sup>4</sup>;  $T_{ambtr}$  – температура среды, в которую излучается тепло, К.

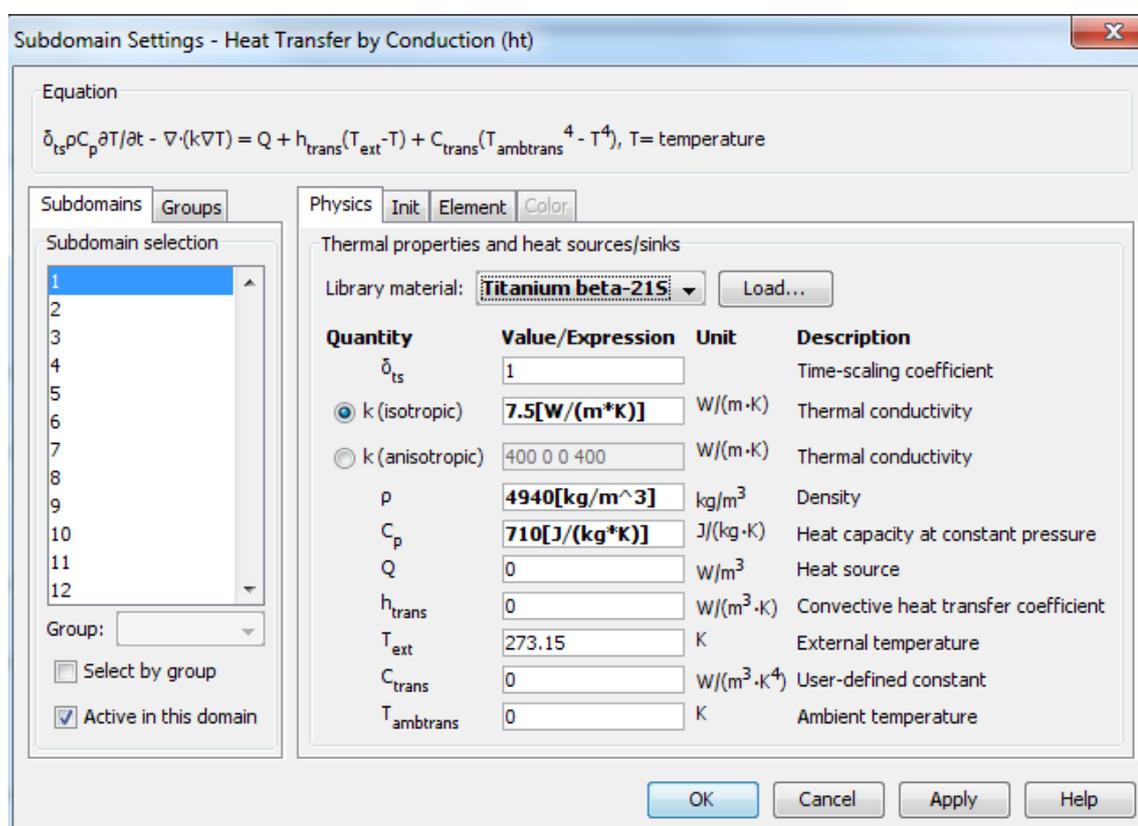


Рис. 13 Задание физических и теплофизических свойств каждого слоя композита

В качестве решателя был задан Generalized Alpha, который обеспечил быструю сходимость и точность решения меньше, чем 0,001. После окончания моделирования мы можем определить температуру на каждом слое гибридного материала (рис. 14). Мы можем видеть, что в момент перехода процесса резания со

стеклопластика на титановую фольгу наблюдаются температурные пики, затухающие по мере удаления источника тепла. Также можем видеть небольшие пики при подходе к узловой точке, что является следствием вторичного теплообмена от слоя, участвующего в данный момент времени в процессе резания.

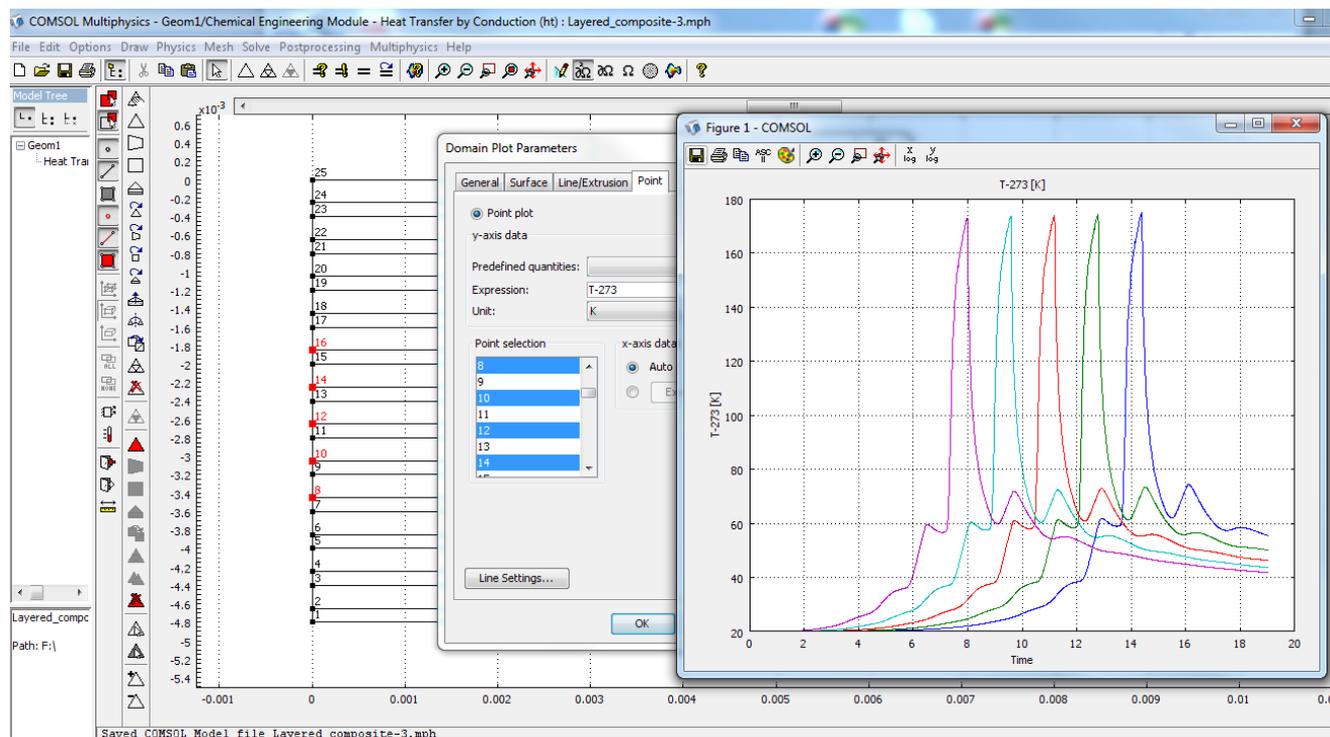


Рис. 14 Определение температурных пиков на каждом слое

Для контроля температуры внутри всей модели композита переходим в режим постобработки, где увеличение яркости соответствует росту значения тепловыделения, а изотермические линии позволяют определить распространение тепловых потоков в пространстве (рис. 15).

Выявлено резкое возрастание интенсивности и значений температуры при переходе процесса резания со слоя композита на слой титана, а характер появления пиков теплообразования носит прерывистый характер и приводит к постепенному разогреву всего исследуемого материала. Массированные численные эксперименты

позволили установить области перегрева полимерной матрицы до значений, способных вызвать нарушение адгезии стеклопластика и титана и находящиеся на расстоянии до 10 мм от зоны резания в глубине материала, что делает невозможным контроль термических дефектов стандартными средствами.

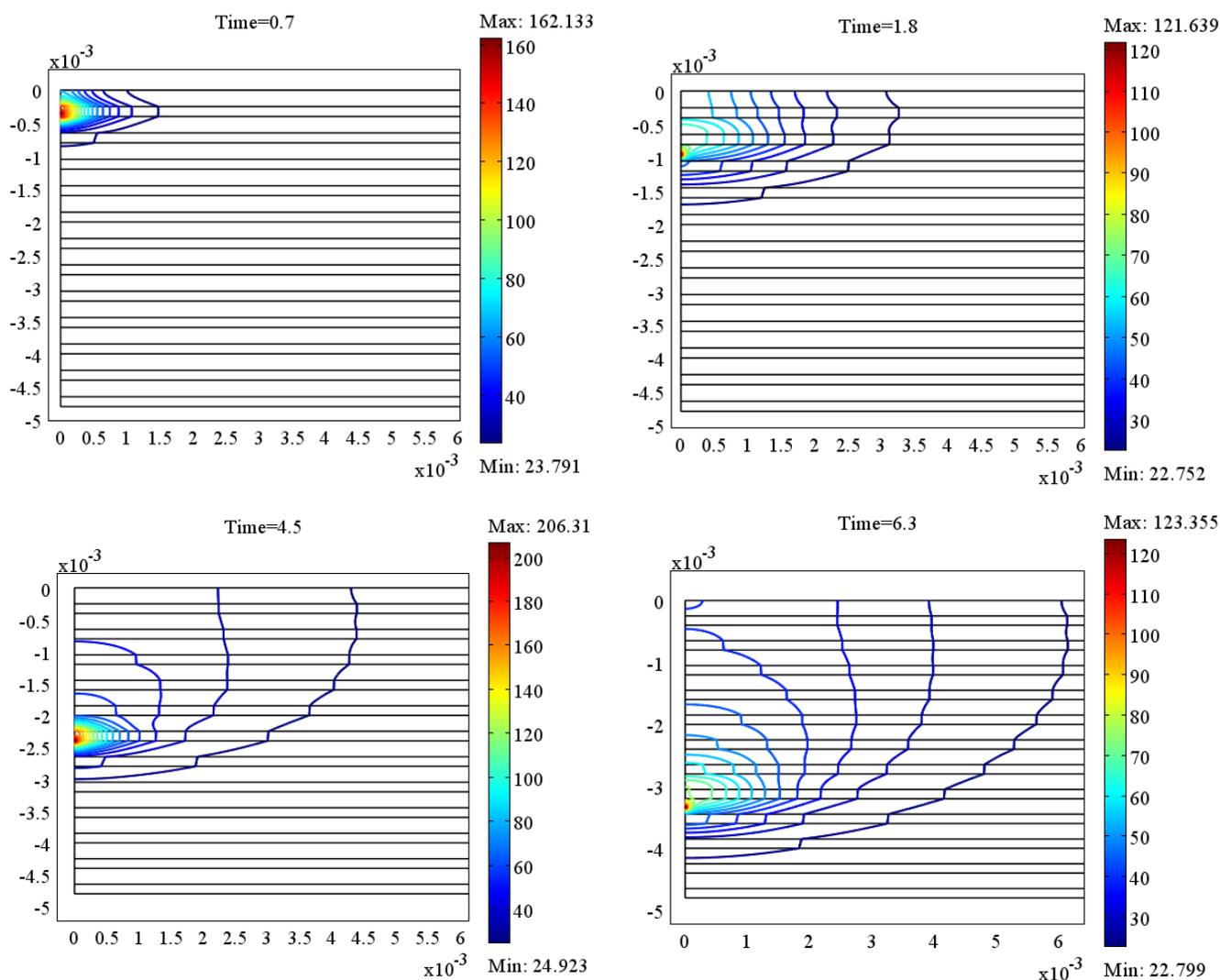


Рис. 15 Поле температур в разные моменты резания

### Заключение

Содержание исследования направлено на реализацию подпрограммы «Вертолетостроение» государственной программы «Развитие авиационной промышленности на 2013-2025 годы» с целью повышения эффективности

функционирования отрасли и повышения ее конкурентоспособности, в том числе за счет сокращения технологических издержек и создания высокотехнологичных рабочих мест с комплексной интеграцией компьютерного моделирования в производственные цепочки всех уровней. Предложенные подходы и созданные методики формируют опережающий научно-технический задел в разработке новых производственных технологий. Полученные научные и практические результаты развивают проблематику, содержащуюся в «Приоритетных направлениях науки и техники» (Указ Президента РФ №899 от 7 июля 2011 года) в части пункта 5 «Перспективные виды вооружения, военной и специальной техники», а также в «Перечне критических технологий РФ» в п. 1 «Базовые и критические военные и промышленные технологии для создания перспективных видов вооружения, военной и специальной техники» и п. 24 «Технологии создания ракетно-космической и транспортной техники нового поколения».

Разработанная конечно-элементная модель теплообразования в процессе механической обработки гибридного слоистого композита типа стеклопластик-титан, дополненная данными ДСК тестов, позволила получить характеристики температурных полей и сформировать технологические рекомендации для Лопастного завода ПАО «Роствертол», позволяющие исключить деградацию физико-механических свойств несущих авиационных конструкций из ПКМ.

*Отдельные научные и прикладные результаты исследования использовались при выполнении гранта РФФИ 15-08-00849А «Разработка численных и экспериментальных методов создания оптимальной структуры армированных*

*стекло- и углепластиков авиационного применения» совместно с лабораторией «Транспорта, композиционных материалов и конструкций» Федерального исследовательского центра Южный научный центр Российской академии наук. Авторы выражают благодарность доктору технических наук, профессору Шевцову Сергею Николаевичу за оказанную помощь в исследованиях.*

### **Библиографический список**

1. Русланцев А.Н. Думанский А.М. Деформирование углепластиков под действием переменных во времени нагрузок // Труды МАИ. 2017. № 97. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=87163>
2. Пуденков Н.М. Применение углепластиков в авиастроении // Современные наукоемкие технологии. 2013. № 8 (2). С. 223 - 224.
3. Дударьков Ю.И., Левченко Е.А., Лимонин М.В., Шевченко А.В. Расчетные исследования влияния некоторых видов эксплуатационно-технологических повреждений на несущую способность стрингерных панелей из ПКМ // Труды МАИ. 2019. № 106. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=105576>
4. Грищенко С.В. Расчет и проектирование изделий конструкции самолета из слоистых композитов с учетом межслоевых эффектов // Труды МАИ. 2015. № 84. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=63011>
5. Алексеева О.Д. Совершенствование методик испытаний несущих композитных конструкций машин: дис. ... канд. техн. наук. – Ростов-на-Дону: Донской государственный технический университет, 2010. – 133 с.

6. Дубров В.В., Самощенко И.Г., Тоискин Г.Н., Флек М.Б., Шевцов С.Н. Моделирование процесса полимеризации толстостенной композитной конструкции // Известия ЮФУ. Технические науки. 2010. № 6. С. 222 - 231.
7. Rachid M'Saoubi, Dragos Axinte, Sein Leung Soo, Christoph Nobe. High performance cutting of advanced aerospace alloys and composite materials // CIRP Annals - Manufacturing Technology, 2015, no. 64 (2), pp. 557 - 580. DOI: [10.1016/j.cirp.2015.05.002](https://doi.org/10.1016/j.cirp.2015.05.002)
8. Shevtsov S. et al. Modeling of thick-walled composite structure cure process // Proc. on the 7th EUROSIM Congress on Modeling and Simulation, 2010, vol. 2, Prague, Czech Republic, pp .1 - 6.
9. Shevtsov S.N. et al. Mould Heating Distribution Control Simulation for Polymerization of a Composite Spar for Helicopter Main Rotor Blade // Proc. on Femlab Conference, 2005, Stockholm, Sweden, pp. 189 - 192.
10. Shevtsov S.N. et al. Cure kinetics of epoxy resin and distributed thermal control of polymeric composite structures moulding // Proc. on 3rd IEEE Scientific Conference on Physics and Control PHYSCON, 2007, paper ID 1323, 4 p.
11. Shevtsov S.N., Hmelevska T.A., Axenov V.N. Computer simulation of distributed thermal control for polymeric composite spar curing process // Proc. on the EUROSIM Congress, Ljubljana, Slovenia, 2007, pp. 1 - 5.
12. Ray S., Cooney R.P. Thermal degradation of polymer and polymer composites, Handbook of Environmental Degradation of Materials (Third Edition), William Andrew Publishing, 2018, pp. 185 - 206.

13. Sorrentino L., Turchetta S., Colella C. In-process force and temperature monitoring while drilling composites // JEC composites magazine, 2016, no. 102, pp. 46 - 48.
14. Sorrentino L. et al. Analysis of thermal damage in FRP drilling // International Symposium on Dynamic Response and Failure of Composite Materials, 2016, no. 167, pp. 206 - 2015. DOI: [10.1016/j.proeng.2016.11.689](https://doi.org/10.1016/j.proeng.2016.11.689)
15. Kerrigan K., O'Donell G. On the relationship between cutting temperature and workpiece polymer degradation during CFRP edge trimming // 5th CIRP Global Web Conference Research and Innovation for Future Production, 2015, no. 55, pp. 170 - 175. DOI: [10.1016/j.procir.2016.08.041](https://doi.org/10.1016/j.procir.2016.08.041)
16. Ashworth S. et al. Varying CFRP workpiece temperature during slotting: Effects on surface metrics, cutting forces and chip geometry // 2nd CIRP Conference on Composite Material Parts Manufacturing, 2019, no. 85, pp. 37 - 42. URL: <https://doi.org/10.1016/j.procir.2019.09.021>
17. Addepalli S. et al. Non-destructive evaluation of localised heat damage occurring in carbon composites using thermography and thermal diffusivity measurement // Measurement, 2019, no. 131, pp. 706 - 713.
18. Pelivanov I. Ambrozinski L., O'Donnell M. Heat damage evaluation in carbon fiber-reinforced composites with a kHz A-scan rate fiber-optic pump-probe laser-ultrasound system // Composites. Part A. Applied Science Manufacturing, 2016, no. 84, pp. 417 - 427. DOI: [10.1016/j.compositesa.2016.02.022](https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2016.02.022)
19. Xiong W. Applications of COMSOL multiphysics software to heat transfer processes, Master's thesis, 2010, Arcada University of Applied Science, Helsinki, 64 p.

20. Vajdi M. et al. A review on the COMSOL Multiphysics studies of heat transfer in advanced ceramics // Journal of Composites and Compounds, 2020, no. 2, pp. 35 - 43.

DOI: [10.29252/jcc.2.1.5](https://doi.org/10.29252/jcc.2.1.5)

# Numerical modelling of thermal fields in a polymer composite

Chigrinets E.G.<sup>1,2\*</sup>, Rodrigues S.B.<sup>1,2\*\*</sup>, Zabolotny D.I.<sup>1\*\*\*</sup>, Chotchayeva S.K.<sup>1,2\*\*\*\*</sup>

<sup>1</sup>*Rostvertol Helicopters, Novatorov str., 5, Rostov-on-Don, 344038, Russia*

<sup>2</sup>*Don State Technical University, Gagarin sq., 1, Rostov-on-Don, 344003, Russia*

\**e-mail: [egchigrinets@gmail.com](mailto:egchigrinets@gmail.com)*

\*\**e-mail: [sb\\_rodriguez@mail.com](mailto:sb_rodriguez@mail.com)*

\*\*\**e-mail: [z-den\\_51@mail.com](mailto:z-den_51@mail.com)*

\*\*\*\**e-mail: [semo\\_s@mail.ru](mailto:semo_s@mail.ru)*

## Abstract

Polymer composite materials (PCM), having reinforcing glass fibers in their content and named glass-fiber-reinforced plastics (GFRP), are the most widespread composites applied in the industry. Due to their high strength and stiffness at low specific mass, the PCM more and more widely employed in aircraft building and space industry, superseding conventional metal alloys. One of the glass-reinforced plastics machining specifics compared to metal materials consists in different heat balance ratio, since up to 90% of heat released while cutting transfers into the tool, whereas up to 70% of heat goes to the chippings while cutting metall.

In the especially loaded structures under study from polymer composite, the reinforcing packs from titanium foil placed between the reinforcing glass-fiber tape layers are used.

This layered material of the “glass plastic - titanium” type is employed in manufacturing spars of the main and tail rotors of MI-28 and MI-35 helicopters. MS 6530 infrared pyrometer is used for the temperature control in the cutting zone. Maximum

acceptable temperature of the machined sample, which does not cause PCM thermal defects formation, is determined by the differential scanning calorimetry (DSC). The DSC 200 F3 Maia equipment of the NETZSCH Company was employed. Finite element modelling was performed with COMSOL Multiphysics CAE system.

Pyrometric data on average temperature registering in the cutting area allowed performing finite element modeling of thermal processes while a multilayer fiberglass plastic drilling, as well as revealing the sources and direction of heat flows. Mathematical model realized with the COMSOL Multiphysics software allowed revealing space-time regularities of temperature fields' proliferation and values of critical temperatures inside the composite.

Cutting temperature rise in the process of titanium foil layers cutting leads to the composite layers warming up, which degrades polymeric matrix properties and intensifying thermal defects formation. Finite element modelling allowed upgrading technology of fiberglass spars of the helicopter main and tail rotors machining.

**Keywords:** glass-reinforced plastic drilling, heat generation, finite element method, CAE systems, COMSOL Multiphysics.

### References

1. Ruslantsev A.N. Dumanskii A.M. *Trudy MAI*, 2017, no. 97. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=87163>
2. Pudenzov N.M. *Sovremennye naukoemkie tekhnologii*, 2013, no. 8 (2), pp. 223 - 224.

3. Dudar'kov Yu.I., Levchenko E.A., Limonin M.V., Shevchenko A.V. *Trudy MAI*, 2019, no. 106. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=105576>
4. Grishchenko S.V. *Trudy MAI*, 2015, no. 84. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=63011>
5. Alekseeva O.D. *Sovershenstvovanie metodik ispytaniy nesushchikh kompozitnykh konstruksii mashin* (Test methods improvement for load-bearing composite machine structures). Doctor's thesis, Rostov-na-Donu, Donskoi gosudarstvennyi tekhnicheskii universitet, 2010, 133 p.
6. Dubrov V.V., Samoshchenko I.G., Toiskin G.N., Flek M.B., Shevtsov S.N. *Izvestiya YuFU. Tekhnicheskie nauki*, 2010, no. 6, pp. 222 - 231.
7. Rachid M'Saoubi, Dragos Axinte, Sein Leung Soo, Christoph Nobe. High performance cutting of advanced aerospace alloys and composite materials, *CIRP Annals - Manufacturing Technology*, 2015, no. 64 (2), pp. 557 - 580. DOI: [10.1016/j.cirp.2015.05.002](https://doi.org/10.1016/j.cirp.2015.05.002)
8. Shevtsov S. et al. Modeling of thick-walled composite structure cure process, *Proc. on the 7th EUROSIM Congress on Modeling and Simulation*, 2010, vol. 2, Prague, Czech Republic, pp .1 - 6.
9. Shevtsov S.N. et al. Mould Heating Distribution Control Simulation for Polymerization of a Composite Spar for Helicopter Main Rotor Blade, *Proc. on Femlab Conference*, 2005, Stockholm, Sweden, pp. 189 - 192.

10. Shevtsov S.N. et al. Cure kinetics of epoxy resin and distributed thermal control of polymeric composite structures moulding, *Proc. on 3rd IEEE Scientific Conference on Physics and Control PHYSCON*, 2007, no. 1323, 4 p.
11. Shevtsov S.N., Hmelevska T.A., Axenov V.N. Computer simulation of distributed thermal control for polymeric composite spar curing process, *Proc. on the EUROSIM Congress*, Ljubljana, Slovenia, 2007, pp. 1 - 5.
12. Ray S., Cooney R.P. *Thermal degradation of polymer and polymer composites*, Handbook of Environmental Degradation of Materials (Third Edition), William Andrew Publishing, 2018, pp. 185 - 206.
13. Sorrentino L., Turchetta S., Colella C. In-process force and temperature monitoring while drilling composites, *JEC composites magazine*, 2016, no. 102, pp. 46 - 48.
14. Sorrentino L. et al. Analysis of thermal damage in FRP drilling, *International Symposium on Dynamic Response and Failure of Composite Materials*, 2016, no. 167, pp. 206 - 2015. DOI: [10.1016/j.proeng.2016.11.689](https://doi.org/10.1016/j.proeng.2016.11.689)
15. Kerrigan K., O'Donenell G. On the relationship between cutting temperature and workpiece polymer degradation during CFRP edge trimming, *5th CIRP Global Web Conference Research and Innovation for Future Production*, 2015, no. 55, pp. 170 - 175. DOI: [10.1016/j.procir.2016.08.041](https://doi.org/10.1016/j.procir.2016.08.041)
16. Ashworth S. et al. Varying CFRP workpiece temperature during slotting: Effects on surface metrics, cutting forces and chip geometry, *2nd CIRP Conference on Composite Material Parts Manufacturing*, 2019, no. 85, pp. 37 - 42. URL: <https://doi.org/10.1016/j.procir.2019.09.021>

17. Addepalli S. et al. Non-destructive evaluation of localized heat damage occurring in carbon composites using thermography and thermal diffusivity measurement, *Measurement*, 2019, no. 131, pp. 706 - 713.
18. Pelivanov I. Ambrozinski L., O'Donnell M. Heat damage evaluation in carbon fiber-reinforced composites with a kHz A-scan rate fiber-optic pump-probe laser-ultrasound system, *Composites. Part A. Applied Science Manufacturing*, 2016, no. 84, pp. 417 - 427. DOI: [10.1016/j.compositesa.2016.02.022](https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2016.02.022)
19. Xiong W. *Applications of COMSOL multiphysics software to heat transfer processes*, Master's thesis, 2010, Arcada University of Applied Science, Helsinki, 64 p.
20. Vajdi M. et al. A review on the COMSOL Multiphysics studies of heat transfer in advanced ceramics, *Journal of Composites and Compounds*, 2020, no. 2, pp. 35 - 43. DOI: [10.29252/jcc.2.1.5](https://doi.org/10.29252/jcc.2.1.5)