



simultaneous superposition of several deformation schemes significantly increases the hardness of the surface layers. Lowering the temperature increases strength characteristics. Found effects of surface hardening with complex schemes of loading are explained by the features nano-grain structure formation by deformation.

Keywords: surface severe deformation; broaching; knurling; strengthening; structure.

References

- [1] Segal V.M. Processes of Plastic Structural Formation of Metals / Reznikov V.I., Kopilov V.I., Pavlik D.A., Malyshev V.F. // Nauka i tehnika publishers, Minsk, (1994), 221p. (in Russian).
- [2] Beygelzimer Y. Microstructural Evolution of Titanium under Twist Extrusion / Varyukhin V., Orlov D., Efros B., Salimgareyev A., Stolyarov V. // Ultrafine Grained Materials: Processing and structure Washington (2002), pp. 137 –142.
- [3] Firstov S.A. Formation of gradient nanostructure on the surface of parts by the method of plastic deformation / Yu.Podrezov, M.I.Danylenko, O.A.Rosenberg, M.V.Novikov, S.E.Shejkin // Metallofizika i novejshe tehnologii – 2004 – v.26, №11, pp. 1493-1500/
- [4] Ruslan Z. Valiev Terence G. Langdon, Principles of equal-channel angular pressing as a processing tool for grain refinement: Progress in Materials Science 51 (2006) 881–981, pp. 871 – 980.
- [5] M. Danylenko Formation of gradient nanostructure in materials with a high content of carbon under severe surface deformation // FTVD– 2008, v.18, № 4, pp. 100-104.
- [6] Danylenko M. Surface strengthening of the ball alloy BT1-0 after knurling by flat surface // F.G.Moljar, Yu.A.Tsekhanov, S.E.Shejkin // FTVD. – 2011- v. 21, № 4, pp. 130-137.
- [7] M. Danylenko Gradient Structure Formation by Severe Plastic Deformation / V. Gorban, Yu. Podrezov, S. Firstov, O. Rosenberg, S. Shejkin, F. Morito, Y. Yamabe-Mitarai. // Nanomaterials by severe plastic deformation, Proceeding of the 3th International conference on nanomaterials by Severe Plastic Deformation held in Fukuoka, Japan on September 22-26, 2005, p. 787-792.

УДК 629.735

Двейрин А.З.¹, Костюк В.А.¹, Головченко Я.О.¹, Карпов Я.С.²

¹ Государственное предприятие «АНТОНОВ». Украина, г. Киев.

² Национальный аэрокосмический университет им. Н.Э. Жуковского «ХАИ». Украина, г. Харьков

ПРОЕКТИРОВАНИЕ АГРЕГАТОВ ФЮЗЕЛЯЖА САМОЛЕТА ИЗ КОМПОЗИТОВ

Рассмотрена общая структура процесса проектирования. Выполнен обзор работ по проектированию конструкций из композиционных материалов. Рассмотрены методы и основной принцип проектирования конструкций из композитов. Продемонстрирована возможность реализации вышеуказанного принципа и методов проектирования на примере конструкции отсека вспомогательной силовой установки регионального пассажирского самолета Ан-148-100.

Ключевые слова: композит; конструкция; расчетная модель; самолет.

В настоящее время композиционные материалы (КМ) широко применяются в таких отраслях народного хозяйства, как судо- и автомобилестроении, медицине, строительстве, но особую роль композиты играют в авиации и космонавтике.

Применение КМ — достаточно молодого, но очень перспективного класса материалов, обладающих практически неограниченными возможностями, — предоставляет конструктору свободу эффективного использования материалов, делает процесс

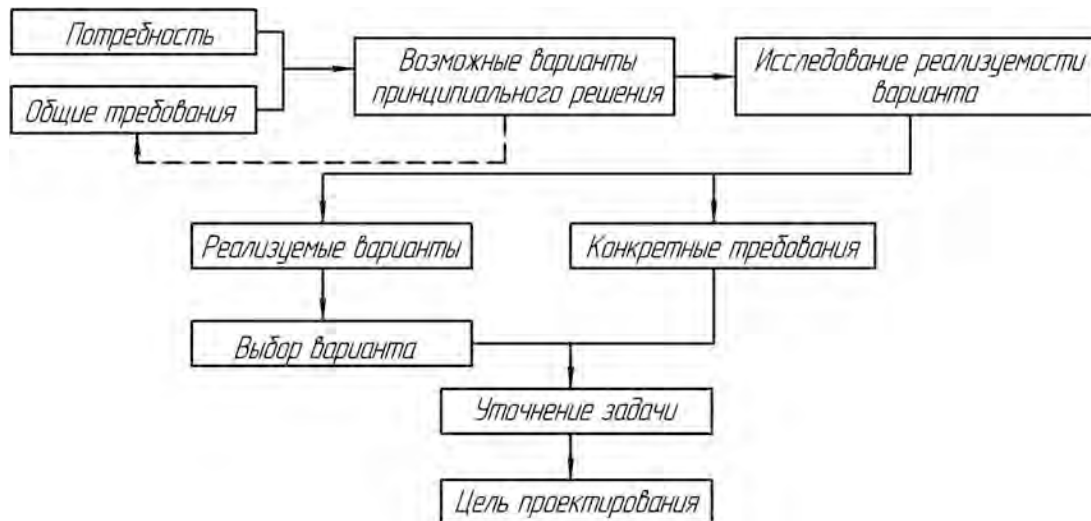


Рис. 1. Схема постановки задачи проектирования

проектирования более творческим и многообразным, позволяет одновременно проектировать как саму конструкцию, так и материал для нее.

На стадии проектирования определяется структура пакета КМ (материал, угол, количество и последовательность укладки слоев) и способ его изготовления. Конечным результатом является искусственно созданный материал, предназначенный для работы в заданных условиях, что достигается с помощью многоступенчатого анализа и различных методик расчета.

Структура и последовательность любого процесса проектирования определяется требованиями к конструкции, которые формулируются заранее и которым конструкция должна удовлетворять на протяжении всего периода эксплуатации. Определению любой цели проектирования всегда предшествует необходимость принятия нескольких решений, которые схематически представлены на рис. 1 [1].

Как упоминает К.К. Чамис в своей работе [1], в процессе проектирования конструкций могут быть использованы следующие методы проектирования:

1. Традиционные методы, предусматривающие работу со справочной литературой, руководствами по проектированию, документацией поставщиков материалов, техническими статьями и докладами и т.п.

2. Методы оптимизации, с помощью которых устанавливается критерий оценки конструкции (называемый целевой функцией или функцией качества) посредством изменения переменных проектирования. Данные методы разделяются на три категории:

1) параметрические методы — целевую функцию оптимизируют путем перебора параметров;

2) метод конструктивных показателей — эффективность элементов конструкции связывают с

условиями нагружения и соответствующими переменными проектирования;

3) метод синтеза позволяет оптимизировать целевую функцию (массу, стоимость, несущую способность и т.д.).

При проектировании элементов конструкций из композитов необходимо учитывать и некоторые дополнительные факторы: зависимость толщины композита от объемного содержания волокон, относительный поворот слоев, межслойное расслоение, чрезмерно большие и отрицательные коэффициенты Пуассона, остаточные напряжения в слоистом материале, кромочные эффекты, влияние окружающей среды (температуры и влажности) и т.п.

Многолетний инженерный опыт работы с композитами показал, что применение этих материалов наиболее целесообразно в конструкциях с максимально детерминированным характером нагружения. Большинство же элементов конструкции самолета находятся в условиях сложного напряженно-деформированного состояния (НДС). В этом случае инженеры вынуждены использовать сложные схемы армирования КМ и допускать значительные запасы прочности.

Нормальное функционирование самолета обеспечивается большим количеством агрегатов: двери, люки, рампы, трапы, рули, элероны, закрылки и др. Все вышеупомянутые элементы интегрированы в общую конструкцию самолета через несколько, чаще всего, шарнирных опор и кронштейны подвода уравнивающего усилия. НДС дискретно-опертых конструкций отличается большой неоднородностью, требующей введения всевозможных усиления для обеспечения возможности управления силовыми потоками. Для проекторочного расчета таких конструктивно-силовых схем (КСС) применяются расчетные модели стержней, балок, пластин и т.п.

Разработка методики проектирования дискретно-опертых панелей была предпринята в работах [2, 3], основной же принцип конструирования дискретно-опертых агрегатов — обеспечение монотонно изменяющегося простого напряженно-деформированного состояния во всех элементах конструктивно-силовой схемы — был обоснован и сформулирован в работе [4].

Реализация этого принципа конструирования возможна путем формирования силового набора из простых элементов: стержней, балок, пластин с опиранием по всему контуру и т.п. Каждый элемент конструкции должен быть подвержен только свойственному ему виду нагружения. Хорошо известный факт, что балка воспринимает перерезывающую силу, а ее элементы — полки и стенка — работают преимущественно на растяжение (сжатие) и на сдвиг соответственно. Только при таком подходе к формированию КСС агрегата достигается высокая эффективность применения композиционных материалов.

Учитывая вышеприведенные материалы и умозаключения, проанализируем конструкцию отсека вспомогательной силовой установки (ВСУ) регионального пассажирского самолета Ан-148-100.

Отсек ВСУ находится в хвостовой зоне фюзеляжа и обеспечивает установку ВСУ — двигателя АИ-450-МС. Отсек состоит из двух секций (правой и левой), а также монтажных створок. КСС сформирована обшивкой и продольно-поперечным силовым набором (рис. 2).

К продольным силовым элементам относятся стрингеры, балки, окантовывающие вырез под монтажные створки, диафрагмы вырезов в обшивке для установки крышек обслуживания и усиления узлов крепления механизма воздухозаборного устройства. Поперечные силовые элементы представлены шпангоутами, диафрагмами усиления узлов навески монтажных створок и т.д. КСС сформирована таким образом, что каждый элемент воспринимает свойственный ему вид нагружения и для его расче-

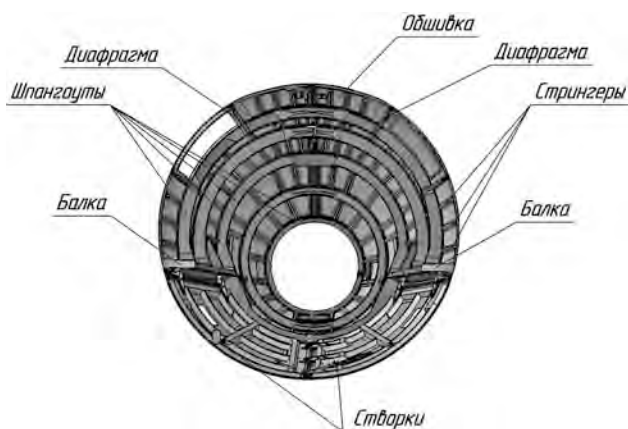


Рис. 2. Схема отсека ВСУ (вид против полета)

та применима соответствующая расчетная модель. Таким образом, конструкция отсека ВСУ отвечает принципу конструирования, сформулированному в работе [4].

Целевой функцией проектирования является минимизация массы конструкции при обеспечении выполнения всех необходимых функциональных характеристик. При выборе армирующих материалов было рассмотрено несколько альтернативных вариантов:

1. Углеткань и углелента.
2. Стеклоорганоткань.
3. Стеклоорганоткань и стеклоткань.
4. Стеклоткань.

Ввиду условий работы при высоких температурах (около 150 °С) рассматривались следующие марки связующих:

1. Эпоксидное связующее УП-2227. Пластики на его основе способны длительно работать при температурах до 200 °С, кратковременно до 250 °С.
2. Полиимидное связующее СП-97. Пластики на основе которого способны длительно работать при температурах до 250 °С и кратковременно до 350—400 °С.

Результаты сравнительного анализа массы секции отсека приведены в табл. 1.

Как видно из табл. 1, условию минимума массы соответствуют первые два варианта. Но для серийного исполнения была выбрана секция отсека, изготавливаемая из углеленты и углеткани на связующем УП-2227, так как стеклоорганоткань характеризуется повышенным влагопоглощением.

При сертификации силовых установок и самолета одним из основных направлений в подтверждении их безопасности является установление огнестойкости (защиты от пожара). Отсек ВСУ относится к пожароопасной зоне фюзеляжа и, согласно требованиям АП-25, проектируется с обеспечением безопасного полета самолета в случае возникновения пожара. Элементы конструкции отсека должны выдерживать воздействие пламени, поэтому изготавливаются из огнестойких материалов. Внутри отсека устанавливаются специальные противопожарные экраны (верхний и боковые) из титанового сплава ОТ4-1, который отвечает вышеуказанному требованию огнестойкости. Монтажные

Таблица 1
Сравнительный анализ массы секции отсека ВСУ

№	Материалы	Масса, кг
1	Углеткань и углелента	29
2	Стеклоорганоткань	29
3	Стеклоорганоткань и стеклоткань	31
4	Стеклоткань	36

створки служат нижним противопожарным экраном и также прошли сертификационные огневые испытания. Конструкция монтажных створок способна в течение 15 минут препятствовать проникновению пламени температурой 1100 °С.

Эксплуатация самолета Ан-148-100 показала эффективность принятых конструкторских решений и не требовала изменений конструкции. Однако нельзя забывать, что стоимость изделия, в большей степени, образуется при его изготовлении. Энерго- и трудозатраты производства, как упоминает Я.С. Карпов в своей работе [5], составляют от 50 до 90% стоимости изделия, а стоимость материалов в изготовлении, например автомобиля «Мерседес», не превышает 25%. Доля же стоимости самих материалов в конструкциях из КМ на сегодняшний день несколько больше, чем в изделиях из металлов, но устойчиво снижается.

С целью сокращения стоимости изделия в конструкции отсека ВСУ были применены клеевые препреги, на основании которых получают композиционные материалы клеевые (КМК), представляющие собой новый класс конструкционных материалов.

В качестве матрицы в данных материалах применяются высокопрочные клеи, армирующим материалом служат как стекло- и углеродные ленты, так и ткани, соответственно получаемый материал называется КМКС или КМКУ.

По данным ВИАМ применение КМК позволяет:

- повысить герметичность конструкции из полимерных композиционных материалов в 6–10 раз, трещиностойкость — на 30–40%, прочность при межслоевом сдвиге — на 20–35%, усталостную и длительную прочность на 20–35%;
- снизить цикл изготовления конструкции в 2–3 раза.

Выводом по работе является анализ структуры и последовательности постановки задачи проектирования конструкций из композиционных материалов, формулирование основных методов и принципов проектирования, демонстрация возможности их реализации на примере отсека ВСУ регионального пассажирского самолета Ан-148-100.

Литература

- [1] Композиционные материалы / под ред. Л. Браутмана, Р. Крока. — В 8 т. — М.: Машиностроение, 1978. — Т.8: Анализ и проектирование конструкций. — 264 с.
- [2] Карпов Я.С. Методика эскизного проектирования дискретно-опертых трехслойных панелей из композиционных материалов / Я.С. Карпов, В.П. Копычко // Вопросы оптимизации тонкостенных силовых конструкций летательных аппаратов: темат. сб. науч. тр. / М-во высш. и среднего спец. образования СССР, Харьк. авиац. ин-т им. Н. Е. Жуковского. — Вып. 4. — Х., 1983. — С. 3 — 7.
- [3] Гайдачук В.Е. О принципах и проблемах проектирования авиаконструкций из композиционных материалов / В.Е. Гайдачук // Самолетостроение. Техника воздушного флота: респ. межвед. темат. науч.-техн. сб. — Вып. 36. — Х., 1975. — С. 51 — 56.
- [4] Карпов Я.С. Общий подход к проектированию конструктивно-силовой схемы дискретно-опертых агрегатов самолетов из композитов / Я.С. Карпов, Я.О. Головченко // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». — Вып. 3 (75). — Х., 2013. — С. 7 — 12.
- [5] Карпов Я.С. Проектирование деталей и агрегатов из композитов: учебник / Я.С. Карпов. — Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2010. — 768 с.

Dveirin A. Z.¹, Kostiuk V. A.¹, Golovchenko I. O.¹, Karpov Ia. S.²

¹ ANTONOV, State-owned Enterprise. Ukraine, Kiev

² National Aerospace University «Kharkiv Aviation Institute». Ukraine, Kharkov

DESIGN OF AIRPLANE FUSELAGE AGGREGATES FROM COMPOSITES

The general structure of the design process was reviewed. A review of composite structures design was made. The methods and the basic principle of the composite structures design were reviewed. The possibility of implementing of the foregoing principle and design techniques was demonstrated by the example of the design of the auxiliary power unit compartment regional passenger aircraft An-148-100.

Keywords: composite structure; design model; plane.



References

- [1] Kompozitsionnyie materialy / pod red. L. Brautmana, R. Kroka. — V 8 t. — M.: Mashinostroenie, 1978. — T.8: Analiz i proektirovanie konstruktsiy. — 264 p.
- [2] Karpov Ia.S. Metodika eskiznogo proektirovaniya diskretno-opertyih trehsloynnyih paneley iz kompozitsionnyih materialov / Ia.S. Karpov, V.P. Kopyichko // Voprosy optimizatsii tonkostennyih silovyyih konstruktsiy letatelnyih apparatov: temat. sb. nauch. tr. / M-vo vyssh. i srednego spets. obrazovaniya SSSR, Hark. aviats. in-t im. N. E. Zhukovskogo. — Vyip. 4. — H., 1983. — P. 3 — 7.
- [3] Gaydachuk V.E. O printsipah i problemah proektirovaniya aviakonstruktsiy iz kompozitsionnyih materialov / V.E. Gaydachuk // Samoletostroenie. Tehnika vozdushnogo flota: resp. mezhved. temat. nauch.-tehn. sb. — Vyip. 36. — H., 1975. — P. 51 — 56.
- [4] Karpov Ia.S. Obschiy podhod k proektirovaniyu konstruktivno-silovoy shemy diskretno-opertyih agregatov samoletov iz kompozitov / Ia.S. Karpov, Ia.O. Golovchenko // Voprosy proektirovaniya i proizvodstva konstruktsiy letatelnyih apparatov: sb. nauch. tr. Nats. aerokosm. un-ta im. N.E. Zhukovskogo «HAI». — Vyip. 3 (75). — H., 2013. — P. 7 — 12.
- [5] Karpov Ia.S. Proektirovanie detaley i agregatov iz kompozitov: uchebnik / Ia.S. Karpov. — H.: Nats. aerokosm. un-t «Hark. aviats. in-t», 2010. — 768 p.

УДК 629.7.083.025

Бологін А.С.

Державний науково-дослідний інститут авіації. Київ, Україна

КОРОЗІЙНІ УРАЖЕННЯ СТИКОВИХ НАКЛАДОК КІЛІВ ЛІТАКІВ ТИПУ МІГ-29

Наведено результати досліджень щодо встановлення причин розвитку корозії на силових елементах кілів літаків типу МіГ-29.

Ключові слова: літак; кіль; експлуатація; корозія; стикова накладка.

Наприкінці 2008 року у засобах масової інформації була опублікована інформація про катастрофу літака типу МіГ-29 Військово-повітряних Сил Російської Федерації внаслідок руйнування кіля. За даними проведеного розслідування встановлено, що причинами авіаційної події стало руйнування стикових накладок кілів 5.12.3410.2301.98 та 5.12.3410.2401.98 літака.

За результатами аналізу наявної інформації у Повітряних Силах Збройних Сил України (далі — ПС ЗС України) було проведено діагностування кілів усіх літаків типу МіГ-29, що перебувають в експлуатації, та тих, що перебувають на ремонті на Державному підприємстві «Львівський державний авіаційний завод» (далі — ДП «ЛДАРЗ»). Аналіз результатів діагностування накладок 5.12.3410.2301.98, 5.12.3410.2401.98 кілів літаків типу МіГ-29 показав, що значна кількість кілів має корозійні ушкодження досліджуваних конструктивних елементів.

Під час діагностування стикових накладок кілів літаків типу МіГ-29, проведеного у військових частинах, були виявлені такі небезпечні корозійні ураження, що виникли сумніви щодо перспективи подальшого використання літаків цього типу. Оскільки причина розвитку корозії залишилась не встановленою, було висунуто гіпотезу, що її слід пов'язувати з особливостями конструкції кілів літаків цього типу, а саме з наявністю в їх конструкції силових елементів, виготовлених з композиційного матеріалу на основі вуглепластику КМ-4 [1].

Сама по собі думка, що пластмаса може проводити електричний струм і перетворитися на електрод, раніше не виникала, але, як це виявилось у серії проведених експериментів, пара «вуглець — сплав алюмінію» спроможна в певних умовах експлуатації створити гальванічний елемент, робота якого і здібна спричинити розвиток корозійних