

УДК 678.027

Н.Ю. Серебrenникова<sup>1</sup>, Ю.Н. Нефедова<sup>1</sup>, А.А. Селиванов<sup>1</sup>,  
А.В. Коваленко<sup>1</sup>, П.С. Огурцов<sup>2</sup>, В.А. Соловьев<sup>2</sup>

## АВТОКЛАВНОЕ ФОРМОВАНИЕ ОБШИВОК НИЖНЕЙ ПАНЕЛИ КРЫЛА ИЗ ПЛИТ СПЛАВА 1441

DOI: 10.18577/2713-0193-2021-0-3-35-44

*Рассмотрены основные особенности процесса автоклавного формования деталей сложной геометрической формы из плит среднепрочного сплава 1441, совмещенного со старением до состояния термической обработки T11. Приведены результаты моделирования процесса автоклавного формования фрагментов обшивки нижней панели крыла из сплава 1441 и определены температурно-временные параметры данного процесса. Обобщены результаты исследований механических и коррозионных характеристик фрагментов нижней панели крыла. Показана возможность получения высокой точности геометрических размеров элементов сложной формы при обеспечении однородности характеристик по всей площади деталей.*

**Ключевые слова:** метод автоклавного формования, моделирование, напряженно-деформированное состояние, плита, сплав 1441, обшивка крыла.

N.Yu. Serebrennikova<sup>1</sup>, Yu.N. Nefedova<sup>1</sup>, A.A. Selivanov<sup>1</sup>,  
A.V. Kovalenko<sup>1</sup>, P.S. Ogurtsov<sup>2</sup>, V.A. Soloviev<sup>2</sup>

## AUTOCLAVE MOLDING OF LOWER WING PANEL SKINS FROM 1441 ALLOY PLATES

*The paper considers the main features of the process of autoclave molding of complex geometric shape parts from plates of medium-strength alloy 1441, combined with aging to the state of T11 heat treatment. The article provides the results of modeling of the autoclave molding process of skin fragments of the lower wing panel made of 1441 alloy, and the temperature-time parameters of this process determined during the research. The paper generalizes the results of examination of mechanical and corrosion characteristics of the fragments of the lower wing panel. The possibility of obtaining high accuracy of geometry of complex shaped elements while ensuring uniformity of characteristics in the entire area of parts is shown.*

**Keywords:** autoclave molding method, modeling, stress-strain state, plate, 1441 alloy, wing skin.

<sup>1</sup>Федеральное государственное унитарное предприятие «Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов» Государственный научный центр Российской Федерации [Federal State Unitary Enterprise «All-Russian Scientific Research Institute of Aviation Materials» State Research Center of the Russian Federation]; e-mail: admin@viam.ru

<sup>2</sup>Публичное акционерное общество «Воронежское акционерное самолетостроительное общество» [Public Joint Stock Company «Voronezh Joint Stock Aircraft Building Company»]; e-mail: admin@air.vrn.ru

### Введение

В авиастроении активно ведется работа по исследованию процессов формообразования крупногабаритных панелей крыла самолета из алюминиевых сплавов. Существующие способы формообразования таких панелей путем деформирования на прессах, дробеструйной обработки и ручной выколотки на болванках являются многопереходными трудоемкими процессами и требуют специального технологического оснащения

и высокой квалификации исполнителя [1–4]. Аддитивные технологии в основном применяются для изготовления сложнопрофильных деталей, ограниченных размеров [5]. Использование технологии формообразования материала с применением автоклавного оборудования позволяет получить требуемую форму панели и заданные механические свойства детали за одну операцию, так как имеется возможность совместить процессы формообразования и термической обработки, что приводит к существенному сокращению цикла изготовления детали. При формообразовании в автоклаве давление равномерно распределено по контуру заготовки и плавно вдавливают ее в матрицу, не создавая зон локальных концентраций в материале. Рабочий контур жесткой матрицы должен соответствовать теоретическому контуру панели крыла, скорректированному на величину пружинения заготовки [6–10]. За рубежом подобные технологии получили широкое применение при изготовлении крупногабаритных панелей крыла современного самолета А-380 компании Airbus [11–14].

Цель данной работы – исследование структуры, механических и коррозионных характеристик формообразованных фрагментов нижних обшивок панелей крыла из плит сплава 1441-T11, изготовленных автоклавным методом по разработанным режимам.

Работа выполнена в рамках реализации комплексной научной проблемы 8.1. «Высокопрочные свариваемые алюминиевые и алюминий-литиевые сплавы пониженной плотности с повышенной вязкостью разрушения» («Стратегические направления развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года»).

### Материалы и методы

Комплексному исследованию подвергали конструктивно-подобные образцы (КПО) фрагментов нижних обшивок крыла размером 600×2000 мм из плит толщиной 15 мм сплава 1441 после механической обработки до нужных размеров, предварительной термической обработки на ОАО «КУМЗ» и последующего формообразования в автоклаве в промышленных условиях самолетостроительного предприятия ПАО «ВАСО».

Автоклав фирмы Scholz (размеры внутреннего пространства 3000×16000 мм) обеспечивает регулируемый и равномерный нагрев заготовки по всей площади, отклонения температурного поля не превышают  $\pm 3$  °С, отклонения давления от номинального значения – не более  $\pm 1,5$  %.

С учетом имеющегося опыта ФГУП «ВИАМ» в области разработки режимов термообработки полуфабрикатов из алюминиевых деформируемых сплавов систем Al–Zn–Mg–Cu и Al–Cu–Mg–Li [15–23], проводили предварительную термообработку плит для последующего формообразования заготовок в автоклаве при повышенной температуре.

Исследования структуры образцов, вырезанных из фрагментов обшивок, проводили методом просвечивающей электронной микроскопии в соответствии с ММ 1.595-17-351–2008.

Механические испытания при растяжении при температуре 20 °С плит из сплава 1441 проводили на образцах с начальной расчетной длиной  $l_0 = 5,65 \sqrt{F_0}$  в соответствии с ГОСТ 1497–84 на испытательной машине Zwick Roell Z100 ТЕМ. Механические свойства при растяжении формообразованных фрагментов обшивок исследовали на образцах в продольном направлении, вырезанных из центральных и периферийных зон фрагментов.

Коррозионную стойкость фрагментов обшивок оценивали по склонности к раскраивающей (РСК) и межкристаллитной коррозии (МКК) на образцах, вырезанных

в продольном направлении относительно направления проката плит. Испытания на РСК проводили по ГОСТ 9.904–82 в рабочих емкостях при полном погружении в течение 7 сут в раствор № 4 образцов размером 40×60 мм. Испытания на МКК образцов размером 10×20 мм проводили по ГОСТ 9.021–74 в рабочих емкостях при полном погружении в течение 6 ч в раствор № 2 при температуре 30 °С.

Моделирование трехмерных электронных моделей фрагментов нижней обшивки крыла из сплава 1441 проводили при помощи программ Siemens NX11 с расчетным модулем NX Nastran.

Фрезерование плит из сплава 1441 для получения заготовок требуемой геометрической формы, включая изготовление отверстий под «люки–лазы», осуществляли с помощью трехкоординатного фрезерного станка с ЧПУ Protek Concept 4020 CU 16R 1T в соответствии с чертежом.

Соответствие геометрических размеров рабочего контура отформованных фрагментов обшивок панелей крыла геометрическим параметрам теоретического контура электронной модели фрагментов проверяли с помощью лазерного трекера Absolute Tracker AT 960 фирмы Leica, оснащенного беспроводным датчиком-щупом T-Probe.

Сканирование поверхности фрагментов обшивок, помещенных в технологическую матрицу, проводили с шагом 50 мм по пяти контрольным сечениям. Предварительно задавали три базовые точки – крайние угловые точки фрагментов панели и крайние угловые точки в электронной модели. В программе SPATIAL ANALYSER сопоставляли данные сканирования с теоретическим контуром электронных моделей фрагментов.

### Результаты и обсуждение

Совместно с ПАО «Ил» для разработки технологии автоклавного формования выбран фрагмент нижней обшивки крыла самолета Ил-114-300, характеризующийся сложной конфигурацией поверхности ввиду перепадов толщин (от 3,5 до 13,0 мм) и наличия отверстий под «люки–лазы», с целью замены традиционного алюминиевого сплава 1163, из которого в настоящее время изготавливается нижняя обшивка панели крыла, на высокомодульный алюминий-литиевый сплав 1441 пониженной плотности.

Сплав 1441 является ресурсным среднепрочным алюминий-литиевым сплавом, обладающим определенными преимуществами по плотности, модулю упругости, трещиностойкости перед распространенными традиционными ресурсными сплавами типа Д16, в связи с чем возможность применения данного сплава взамен сплава 1163 и технологии автоклавного формования представляется целесообразным технологическим решением.

В производственных условиях ОАО «КУМЗ» проведена отработка режимов термической обработки (старения) плит из алюминий-литиевого сплава 1441 для последующего автоклавного формования. Опробованы различные варианты режимов предварительного старения и последующего достаривания (имитация процесса автоклавного формования) и определены механические и коррозионные свойства плит из сплава 1441. По результатам проведенных исследований влияния температуры и продолжительности выдержки на механические и коррозионные свойства плит из сплава 1441 выбран оптимальный режим предварительной термической обработки, который после достаривания нижней обшивки крыла в автоклаве обеспечивал свойства на уровне свойств плит из сплава 1441 в состоянии T11.

В современном машиностроении применяются качественно новые подходы к разработке технологий формообразования с изменяющимися параметрами процесса, такими как давление ( $P_{\phi}$ ), температура ( $T_{\phi}$ ), продолжительность выдержки ( $t_{\phi}$ ). Применение компьютерного моделирования позволяет многократно сократить время и затраты

на разработку новых технологий по сравнению с методами, основанными на анализе экспериментальных данных. Моделирование процесса автоклавного формования для прогнозирования геометрической формы заготовки в режиме вычислительного эксперимента дало возможность, изменяя исходные параметры формообразования, получить компьютерную 3D-модель детали с учетом пружинения заготовки. Изменение формы панели обшивки в процессе автоклавного формования приведено на рис. 1.



Рис. 1. Изменение формы панели обшивки в процессе автоклавного формования

Исходными данными являлись разработанные 3D-модели фрагментов обшивок крыла (рис. 2, *а*). Процесс моделирования осуществляли в несколько стадий. На первой стадии проводили разбиение математической модели заготовки на массив, состоящий из конечных элементов, имеющих конфигурацию тетраэдра (рис. 2, *б*).

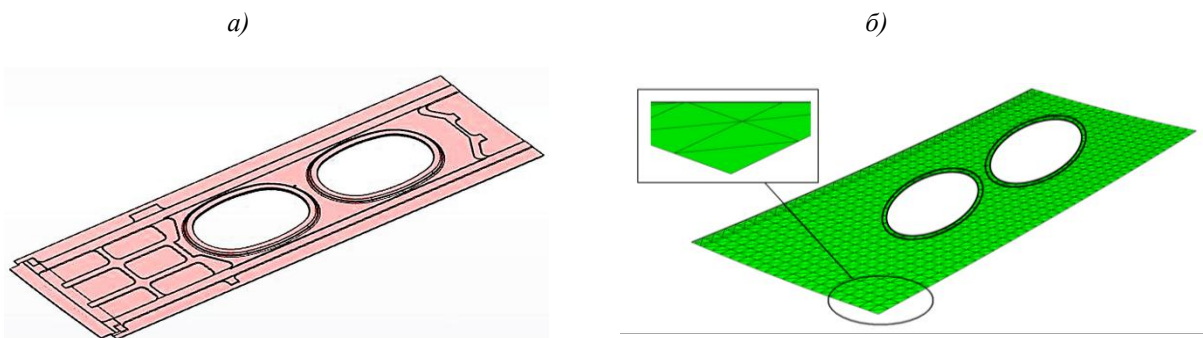


Рис. 2. Трехмерная модель фрагмента нижней обшивки крыла из сплава 1441: *а* – геометрический контур заготовки; *б* – разбиение исходной заготовки на массив конечных элементов

На следующей стадии с использованием модуля NX Nastran, предназначенного для решения динамических линейных и нелинейных задач, провели моделирование напряженно-деформированного состояния заготовки, симулирующего процесс формообразования в автоклаве.

Далее осуществляли формирование поверхности контакта проектируемой матрицы и заготовки с учетом конфигурации модели конечного изделия. Данная поверхность служит поверхностью приложения давления при моделировании процессов деформации в ходе автоклавного формования.

Стадии моделирования моделей фрагментов обшивки крыла являются расчетными и требуют анализа (и при необходимости корректировки) по результатам экспериментальных исследований процесса формообразования.

На следующей стадии моделирования осуществляли приложение нагрузки при деформации автоклавным способом, исходя из предварительно выбранных режимов формования. Для задания предварительных режимов использовали следующие подходы. Для оценки усилий деформации (давления в автоклаве) использовали данные

по пределам длительной прочности и ползучести заготовки из сплава 1441 в зависимости от температуры (табл. 1).

Таблица 1

**Прочностные и упругие свойства полуфабрикатов из сплава 1441 (средние значения)**

Полуфабрикат	Плита				
Толщина, мм	15–35				
Состояние	Т11				
Направление вырезки образца	Продольное				
Температура испытания, °С	20	100	130	150	200
$E$ , ГПа	79	74,5	68,5	65	61
$E_{сж}$ , ГПа	80	75,5	70	66	62
$G$ , ГПа	31	29,5	28,5	26	24
$\mu$	0,33	0,34	0,35	0,36	0,37
$\sigma_{100}$ , МПа	–	350	320	255	110
$\sigma_{500}$ , МПа	–	280	260	180	95
$\sigma_{0,2/100}$ , МПа	–	295	255	205	90
$\sigma_{0,2/500}$ , МПа	–	250	235	150	75

Основными направлениями при отработке технологического процесса является правильный выбор температурно-временных параметров режима формования. Для первичного определения температуры автоклавного воздействия задействовали данные по пластическим свойствам сплава, подвергаемого моделированию. Для определения продолжительности воздействия давления использовали граничное условие, лимитирующее скорость деформации заготовки не более 1,5 % (максимальная деформация панели крыла самолета Ил-114-300) за 10 ч для сплава 1441.

Таким образом, установлены режимы для автоклавного формования различных фрагментов обшивки крыла: давление ( $P_{\phi}$ ), температура ( $T_{\phi} = 165–175$  °С), продолжительность выдержки ( $t_{\phi}$ ).

По результатам моделирования оценивали величину сформированных напряжений после формообразования конструктивно-подобного образца и интенсивность деформации (рис. 3).

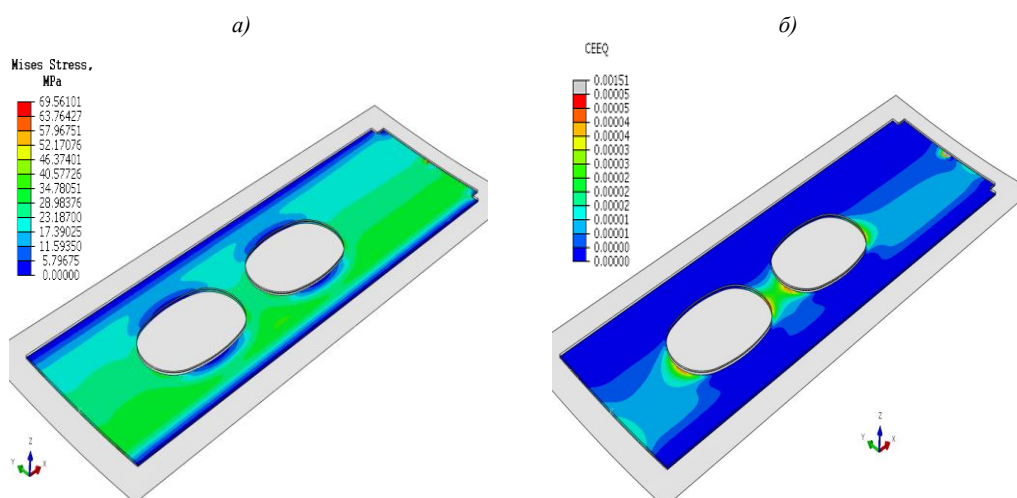


Рис. 3. Оценка напряжений и деформаций в исследуемых заготовках по результатам моделирования процесса формообразования в процессе приложения нагрузки (а) и после снятия рабочего давления (б)

Для тех случаев, когда полученные значения не превышали допустимые, далее следовал переход к завершающей стадии. В случаях если данные моделирования не удовлетворяли требованиям, проводили корректировку режимов формования с последующим повторным моделированием вплоть до получения необходимых результатов.

После снятия прилагаемой нагрузки (давления в автоклаве) из-за наличия остаточных напряжений в материале на заготовках возникает пружинение – отклонение конфигурации заготовки от конфигурации рабочего контура матрицы.

Одной из главных задач при разработке технологии формообразования являлась минимизация отклонений размеров и формы конечного изделия от исходной математической модели. Для достижения этой цели также использовали расчетный модуль NX Nastran, осуществляли последовательное моделирование стадий деформации: максимальная деформация заготовок во время приложения нагрузки и деформация заготовок после снятия нагрузки, а также проводили оценку пружинения заготовок (рис. 4).

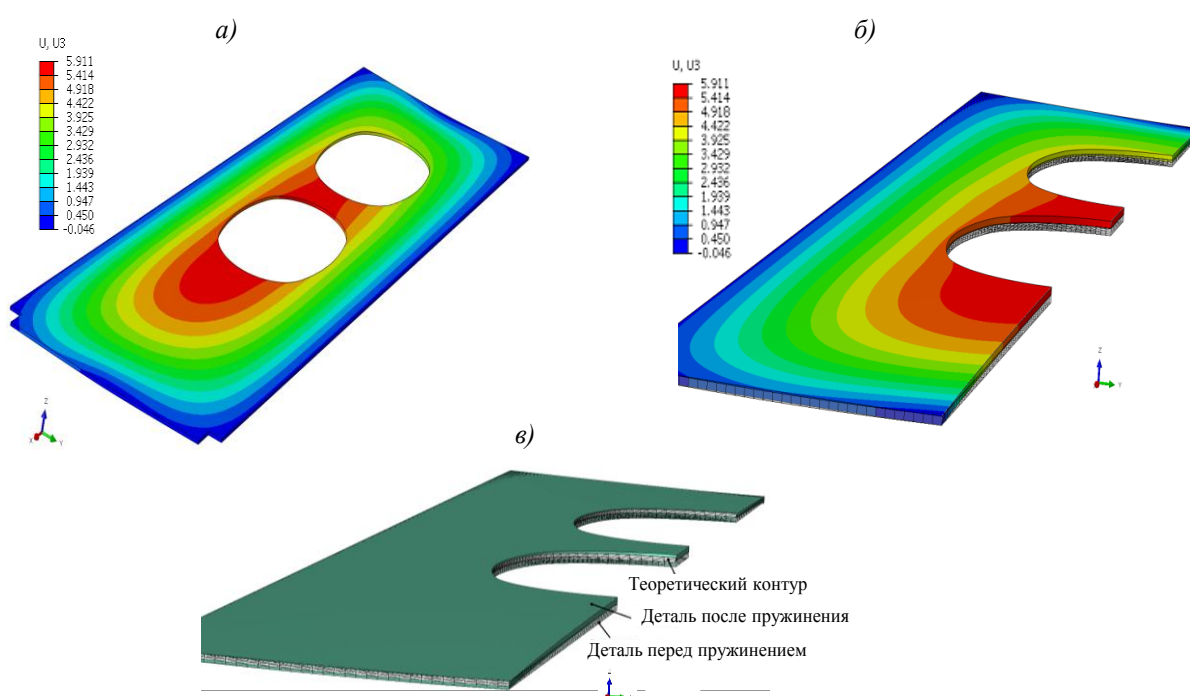


Рис. 4. Оценка пружинения в исследуемых заготовках по результатам моделирования процесса формообразования: *а* – деформация заготовок после снятия нагрузки; *б* – максимальная деформация заготовок во время приложения нагрузки; *в* – общая схема пружинения заготовок

После получения поля деформации заготовки осуществляли автоматическую корректировку криволинейной поверхности исходной модели приложения давления (т. е. исходной поверхности матрицы) с целью снижения величины отклонений до допустимых значений. Допустимые значения устанавливали исходя из допусков размеров и формы начальных 3D-моделей фрагментов обшивки (т. е. деталей, которые непосредственно формируют обшивку крыла летательного аппарата). Данную корректировку осуществляли до тех пор, пока величина отклонений не снизилась до допустимых значений. После достижения требуемой точности полученная поверхность была использована для изготовления технологических матриц.

Подготовка заготовок для формообразования осуществляется следующим образом:



- фрезерование заготовок из полуфабрикатов (плит, листов) из алюминиевых сплавов;
- подготовительные операции перед загрузкой заготовки в автоклав:
  - закрепление плоской фрезерованной заготовки на технологической матрице;
  - формирование «вакуумного мешка» для создания вакуума в пространстве между заготовкой и формообразующей поверхностью оснастки;
- автоклавное формование, совмещенное с термической обработкой детали, при заданных параметрах – давление ( $P_{\phi}$ ), температура ( $T_{\phi}$ ), продолжительность выдержки ( $t_{\phi}$ ).

По определенным режимам в автоклаве из предварительно фрезерованных заготовок из плит толщиной 15 мм из сплава 1441 формообразованы фрагменты нижней обшивки крыла размером 600×2000 мм. Фрагменты нижней обшивки крыла характеризуются сложной конфигурацией поверхности ввиду перепадов толщин (от 3,5 до 13,0 мм) и наличия отверстий под «люки–лазы» (рис. 5). Применяли медленное охлаждение фрагментов вместе с автоклавом для снижения остаточных напряжений.



Рис. 5. Фрагмент нижней панели крыла из плиты сплава 1441 после отработки технологии автоклавного формования

По результатам оценки геометрических параметров формообразованных фрагментов обшивок крыла из плит сплава 1441-T11 показано, что геометрические характеристики отформованных фрагментов соответствуют размерам теоретического контура электронной модели фрагмента нижней обшивки панели крыла. Определенное расчетом пружинение и пружинение для экспериментальных отформованных фрагментов имеют качественное совпадение и составили 40,2 и 42,6 % соответственно.

После получения методом автоклавного формования фрагмента обшивки заданной кривизны определены механические свойства при растяжении при 20 °С ( $\sigma_b$ ,  $\sigma_{0,2}$ ,  $\delta$ ). Коррозионную стойкость оценивали по склонности к РСК и МКК. Результаты испытаний представлены в табл. 2. Показано, что исследуемые фрагменты нижней обшивки крыла практически не склонны к межкристаллитной коррозии (глубина МКК не превышает 0,16 мм), расслаивающая коррозия составляет 5 баллов.

Таблица 2

**Коррозионные и механические свойства при растяжении образцов из фрагментов нижней обшивки крыла из плит сплава 1441 в состоянии T11 (продольное направление)**

Условный номер образца	Механические свойства при растяжении			Коррозионные свойства	
	$\sigma_b$ , МПа	$\sigma_{0,2}$ , МПа	$\delta$ , %	МКК, мм	РСК, балл
1	440–450	405–410	7,9–9,6	0,12–0,15	5
2	445–455	410–420	6,2–9,1	0,11–0,14	5
3	445–450	410–415	6,8–9,2	0,13–0,16	5

Полученные на образцах из фрагментов нижней обшивки крыла из плит толщиной 15 мм сплава 1441 в состоянии T11 значения механических свойств при растяжении ( $\sigma_B = 440\text{--}455$  МПа;  $\sigma_{0,2} = 410\text{--}420$  МПа;  $\delta = 6,2\text{--}9,6$  %) соответствуют требованиям, предъявляемым к конструкции.

Исследования микроструктуры образцов, вырезанных из формообразованных фрагментов обшивки нижней панели крыла из сплава 1441, с помощью просвечивающей электронной микроскопии показали, что после достаривания в автоклаве до состояния T11 при температуре  $T_{\phi} = 165\text{--}175$  °С с деформацией до 1,5 % образцы имеют мелкозернистую рекристаллизованную с выраженной текстурой деформации структуру с размером зерна 15–25 мкм в плоскости проката (рис. 6). Основными упрочняющими фазами сплава 1441 являются  $\delta'$ - ( $\text{Al}_3\text{Li}$ ) и  $S'$ -фазы ( $\text{Al}_2\text{CuMg}$ ). По объему зерна  $\delta'$ -фаза распределена равномерно и имеет размер  $\sim(10\text{--}20)$  нм (рис. 7, а, б). Выделение  $S'$ -фазы происходит как на дислокациях, так и гомогенно в объеме зерна (рис. 7, в, г). На границах зерен располагаются выделения  $S'$ -фазы в виде прерывистых цепочек, сформированных из частиц размером до 110 нм, либо изолированных частиц размером до 180 нм. Отмечается выделение незначительного количества T1-фазы ( $\text{Al}_2\text{CuLi}$ ) (рис. 7, д, е).

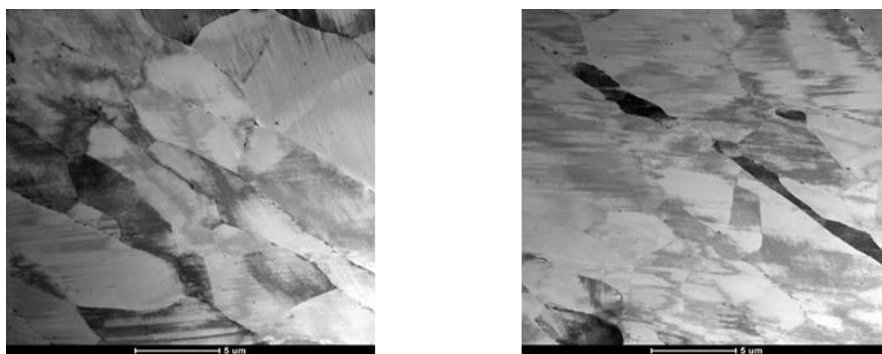


Рис. 6. Электронно-микроскопические изображения субзернистой структуры фрагмента обшивки из сплава 1441-T11 после автоклавного формования конструктивно-подобных образцов

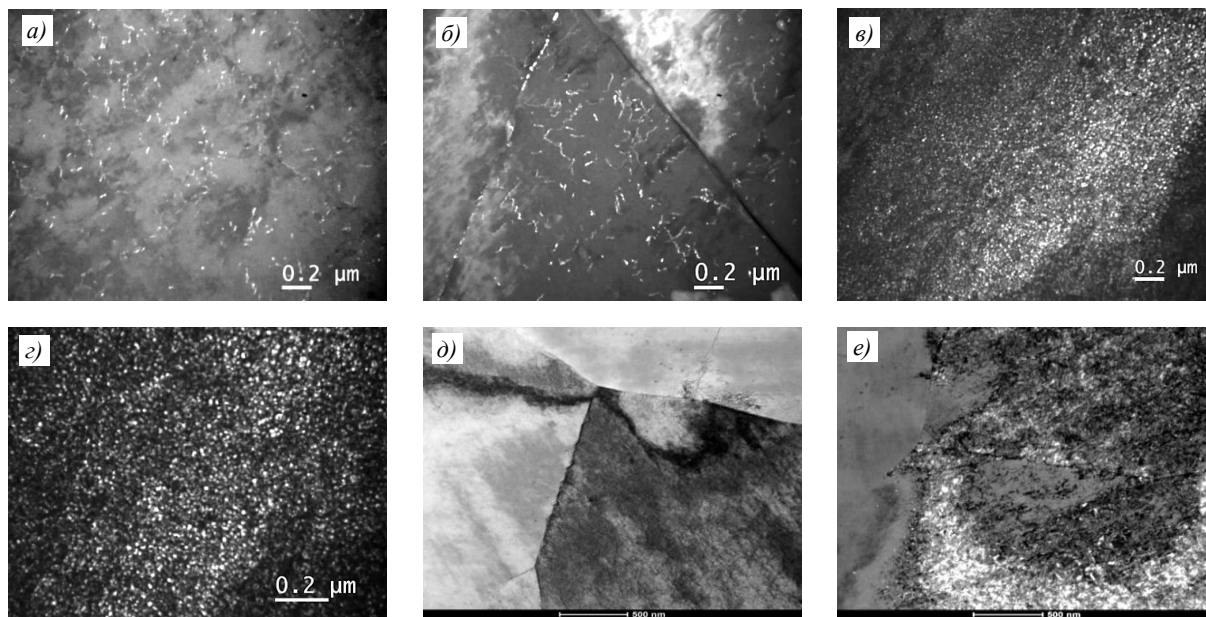


Рис. 7. Темнопольные изображения выделений упрочняющих фаз в образцах, вырезанных из фрагмента обшивки из сплава 1441-T11 после автоклавного формования: а, б –  $S'$ -фаза; в, г –  $\delta'$ -фаза; д, е – T1-фаза на субгранице



Таким образом, комплексные исследования показали, что применение технологии автоклавного формования позволяет изготавливать детали сложной конфигурации из плит сплава 1441 за один цикл, совмещая процесс формообразования с термической обработкой до состояния T11. При этом обеспечивается однородная по площади детали структура, типичная для плит из сплава 1441 в состоянии T11, за счет чего достигаются достаточная прочность и необходимый уровень коррозионной стойкости, а также снижаются трудозатраты и сокращается цикл изготовления деталей.

### Заключения

Показано, что при изготовлении ответственных авиационных деталей сложной конфигурации методом автоклавного формования за один цикл при совмещении процесса формообразования с достариванием до состояния термической обработки T11 достигается высокая точность геометрических параметров элементов криволинейной формы и обеспечивается однородность характеристик по всей площади деталей. Применение метода автоклавного формования позволит обеспечить повышение коэффициента использования металла в 1,3–1,5 раза и снижение трудоемкости производства до 20 %.

Показано, что полученные на образцах из фрагментов нижних обшивок крыла из плит толщиной 15 мм сплава 1441 в состоянии T11 значения механических свойств при растяжении ( $\sigma_b = 440\text{--}455$  МПа;  $\sigma_{0,2} = 410\text{--}420$  МПа;  $\delta = 6,2\text{--}9,6$  %) соответствуют прочностным требованиям, предъявляемым к конструкции. Исследуемые фрагменты обшивок не склонны к межкристаллитной коррозии – глубина МКК не превышает 0,16 мм, расслаивающая коррозия составляет 5 баллов.

Установлено, что микроструктура образцов, вырезанных из формованных фрагментов обшивки нижней панели крыла из сплава 1441, – мелкозернистая рекристаллизованная с выраженной текстурой деформации, размер зерна 15–25 мкм. В структуре присутствуют упрочняющие фазы:  $\delta'$ -фаза ( $\text{Al}_3\text{Li}$ ) размером  $\sim(10\text{--}20)$  нм, распределенная равномерно по объему зерна, и  $S'$ -фаза ( $\text{Al}_2\text{CuMg}$ ) в виде прерывистых цепочек, сформированных из частиц размером до 110 нм, либо изолированных частиц размером до 180 нм; отмечается выделение незначительного количества T1-фазы ( $\text{Al}_2\text{CuLi}$ ).

Компьютерное моделирование процесса формообразования заготовок в автоклаве с использованием программы Siemens NX 11 с расчетным модулем NX Nastran позволяет многократно сократить время на разработку технологии и выбор технологических параметров с учетом пружинения заготовок после формообразования. Показано, что полученные расчетные данные и экспериментально полученные геометрические параметры формованных фрагментов обшивок нижней панели крыла из сплава 1441 имеют качественное совпадение.

### Библиографический список

1. Современные технологии авиастроения / под ред. А.Г. Братухина, Ю.Л. Иванова. М.: Машиностроение, 1999. 832 с.
2. Константинов И.Л., Губанов И.Ю., Горохов Ю.В. Компьютерное моделирование технологического процесса изотермической штамповки сложнопрофильных панелей из алюминиевых сплавов // Известия вузов. Цветная металлургия. 2013. № 2. С. 46–50.
3. Антипов В.В., Серебренникова Н.Ю., Нефедова Ю.Н., Козлова О.Ю., Пантелеев М.Д., Осипов Н.Н., Клычев А.В. Технологические особенности изготовления деталей из алюминий-литиевого сплава 1441 // Труды ВИАМ. 2018. № 10 (70). Ст. 03. URL: <http://www.viam-works.ru> (дата обращения: 18.01.2021). DOI: 10.18577/2307-6046-2018-0-10-17-26.
4. Горев Б.В., Веричев С.Н., Раевская Г.А. К анализу формообразования орелбренных панелей при медленных режимах деформирования // Авиационная промышленность. 1990. № 2. С. 8–10.
5. Дынин Н.В., Иванова А.О., Хасиков Д.В., Оглодков М.С. Селективное лазерное сплавление алюминиевых сплавов (обзор) // Труды ВИАМ. 2017. № 8 (56). Ст. 02. URL: <http://www.viam-works.ru> (дата обращения: 15.01.2021). DOI: 10.18577/2307-6046-2017-0-8-2-2.

6. Малинин Н.Н. Прикладная теория пластичности и ползучести. М.: Машиностроение, 1975. 400 с.
7. Горев Б.В., Масанов И.Ж. Особенности деформирования листовых конструкционных плит из алюминиевых сплавов в режимах ползучести // Технология машиностроения. 2009. № 7. С. 13–20.
8. Горев Б.В. Технология формообразования крупногабаритных деталей из листа и плит в режиме ползучести // Технология машиностроения. 2008. № 2. С. 11–17.
9. Пекарш А.И., Олейников А.И., Бакаев В.В., Сарыков С.Э., Долгополик О.Д. Подготовка производства сложных деталей двойной знакопеременной кривизны методом конечно-элементного анализа геометрической модели с комплексной разработкой формообразующей оснастки, развертки детали и рекомендаций по технологическому процессу // САПР и графика. 2009. № 2. С. 88–96.
10. Мосиук В.Н., Ворвуль С.В., Томчани О.В. Дифференциальное вакуумное формование как усовершенствованная технология вакуумного формования // Авиационные материалы и технологии. 2017. № 4 (49). С. 37–41. DOI: 10.18577/2071-9140-2017-0-4-37-41.
11. Огурцов П.С. Моделирование процесса формообразования заготовки в условиях ползучести материала на жесткой матрице в автоклаве // Труды МАИ. 2011. № 45. URL: <http://trudymai.ru/upload/iblock/fa6/modelirovanie-protsessa-formoobrazovaniya-zagotovki-v-usloviyakh-polzuchesti-materiala-na-zhestkoy-matritse-v-avtoklave.pdf?lang=ru&issue=45> (дата обращения: 05.04.2021).
12. Robey R.F., Prangnell P.B., Dif R. A Comparison of the Stress Relaxation Behavior of Three Aluminium Aerospace Alloys for Use in Age Forming Applications // Proceeding of ICAA9. 2004. P. 132–138.
13. Pitcher P.D., Styles C.M. Creep forming of 2024A, 8090 and 7449 Alloys Defence Evaluation and Research // Materials Science Forum. 2000. Vol. 331–337. P. 455–460.
14. Bakavos D., Prangnell P.B., Dif R. A Comparison of the Effects of Ageforming on the Precipitation Behaviour in 2XXX, 6XXX and 7XXX Aerospace Alloys // Proceeding of ICAA9. 2004. P. 124–131.
15. Нечайкина Т.А., Иванов А.Л., Гусев Д.В., Козлова О.Ю. Исследование структуры и комплекса свойств длинномерных широких листов из сплава В95пчТ2 // Материаловедение и термическая обработка металлов. 2020. № 6 (780). С. 26–32.
16. Каблов Е.Н., Лукина Е.А., Сбитнева С.В., Хохлатова Л.Б., Зайцев Д.В. Формирование метастабильных фаз при распаде твердого раствора в процессе искусственного старения Al-сплавов // Технология легких сплавов. 2016. № 3. С. 7–17.
17. Антипов В.В., Ткаченко Е.А., Зайцев Д.В., Селиванов А.А., Овсянников Б.В. Влияние режимов гомогенизационного отжига на структурно-фазовое состояние и механические свойства слитков из алюминий-литиевого сплава 1441 // Труды ВИАМ. 2019. № 3 (75). Ст. 05. URL: <http://www.viam-works.ru> (дата обращения: 26.01.2021). DOI: 0.18577/2307-6046-2019-0-3-44-52.
18. Каблов Е.Н., Антипов В.В., Клочкова Ю.Ю. Алюминий-литиевые сплавы нового поколения и слоистые алюмокомпозиты на их основе // Цветные металлы. 2016. № 8 (884). С. 86–91. DOI: 10.17580/tsm.2016.08.13.
19. Каблов Е.Н., Антипов В.В., Оглодкова Ю.С., Оглодков М.С. Опыт применения алюминий-литиевых сплавов в изделиях авиационной и космической техники // Металлург. 2021. № 1. С. 62–70.
20. Григорьев М.В., Оглодков М.С. Влияние механической обработки на механические и усталостные свойства листов из алюминий-литиевых сплавов 1441 и В-1481 // Труды ВИАМ. 2018. № 4 (64). Ст. 03. URL: <http://www.viam-works.ru> (дата обращения: 02.02.2021). DOI: 10.18577/2307-6046-2018-0-4-20-27.
21. Курс М.Г., Кутырев А.Е., Киричок П.Ф., Фомина М.А. Ускоренные и циклические коррозионные испытания авиационных материалов // Труды ВИАМ. 2019. № 10 (82). Ст. 06. URL: <http://www.viam-works.ru> (дата обращения: 17.02.2021). DOI: 10.18577/2307-6046-2019-0-10-61-75.
22. Bird R.K., Dicus D.L., Fridlyander I.N., Sandler V.S. Al–Li Alloy 1441 for Fuselage Applications // Materials Science Forum. 2000. Vol. 331–337. P. 907–912.
23. Fridlyander I.N., Antipov V.V., Fedorenko T.P. Properties of High Workability 1441 Al–Li Alloy // Proceeding ICAA9. 2004. P. 1051–1054.