

УДК 669.018.292:620.1

В.А. Романенко<sup>1</sup>, Ю.Ю. Клочкова<sup>1</sup>, Г.Г. Клочков<sup>1</sup>, И.П. Бурляева<sup>1</sup>**ПРЕССОВАННАЯ ПАНЕЛЬ ИЗ АЛЮМИНИЙ-ЛИТИЕВОГО СПЛАВА В-1469**

DOI: 10.18577/2307-6046-2016-0-8-1-1

*Приведены результаты всесторонних исследований прессованной панели из высокопрочного свариваемого алюминий-литиевого сплава В-1469 пониженной плотности, изготовленной в условиях промышленного производства ОАО «КУМЗ». Определены механические, коррозионные и эксплуатационные свойства панели, оценена свариваемость. Применение сварной прессованной панели из сплава В-1469 в конструкции крыла перспективных изделий авиационной техники позволит снизить их массу благодаря повышенной удельной прочности сплава по сравнению с прочностью серийного сплава-аналога В95о.ч.-Т2, а также за счет применения сварных соединений взамен болтовых и заклепочных.*

*Работа выполнена в рамках реализации комплексного научного направления 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»)* [1].

**Ключевые слова:** сплав В-1469, система Al–Cu–Li, прессованные панели, термическая обработка, структура, механические свойства, эксплуатационные характеристики, коррозионная стойкость, свариваемость.

*Results of comprehensive investigations of extruded panel from high-strength weldable aluminum-lithium alloy V-1469 with low density made at JSC KUMZ industrial-scale production are given in the article. Mechanical, corrosion, resource characteristics and weldability of extruded panel are investigated. The welded extruded panel from alloy V-1469 application in wing design of perspective products of aviation engineering will allow to reduce weight thanks to increased strength-to-weight ratio of alloy in comparison with serial alloy V95o.ch.-T2 and also due to application of welded joints instead of bolt and rivet.*

*The work is executed within implementation of the complex scientific direction 8.1. «High-strength welded aluminum and aluminum - lithium alloys of the lowered density with the increased fracture toughness» («The strategic directions of development of materials and technologies of their processing for the period till 2030»)* [1].

**Keywords:** alloy V-1469, Al–Cu–Li system, extruded panels, heat treatment, structure, mechanical properties, resource characteristics, corrosion resistance, weldability.

---

<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

**Введение**

Крыло является важнейшей частью самолета и служит для создания подъемной силы, обеспечивая также его поперечную устойчивость и управляемость. К крылу крепятся стойки шасси, могут крепиться двигатели, мотогондола, пилоны. Его внутренние объемы используют для размещения топлива. Крыло должно быть прочным и жестким при минимальной массе. Передавая подъемную силу на фюзеляж, крыло подвергается деформациям изгиба, кручения и сдвига, которые воспринимаются соответствующими силовыми элементами. В процессе полета верхняя панель крыла испытывает сжимающие нагрузки, нижняя – растягивающие.

Панели, как правило, состоят из толстой обшивки с прикрепленным к ней набором стрингеров для создания жесткости конструкции. До недавнего времени в качестве заготовок для изготовления панелей крыла использовали плиты, к которым с помощью болтов или заклепок прикрепляли стрингеры [2].

В современных самолетах панель крыла составляет ~50% от массы крыла. В настоящее время как в России, так и за рубежом в конструкции крыла применяют также монолитные прессованные панели. При прочих равных условиях масса крыла, собранного из монолитных панелей, на 7–10% меньше массы крыла, собранного из клепанных узлов. К тому же повышается прочность, выносливость и долговечность, а следовательно, и эксплуатационный ресурс и надежность самолета. Это достигается также благодаря значительному уменьшению количества концентраторов напряжений в монолитных панелях, которыми являются отверстия под болты или заклепки [1, 3–7].

Впервые длинномерные прессованные панели из сплавов 1161, 1163 и В95 были применены при изготовлении крыльев самолетов КБ О.К. Антонова (Ан-124, Ан-225, Ан-22) [8]. За рубежом применяются как катаные плиты с прикрепленными к ним стрингерами, так и монолитные прессованные панели из высокопрочных сплавов серии 7xxx системы Al–Zn–Mg (7055 – В96Ц3; 7475 – В95о.ч.; 7178 и др.) и алюминий-литиевый сплав 2099 [3].

Академик И.Н. Фридляндер в своих трудах [4] обозначил перспективность применения свариваемых алюминий-литиевых сплавов взамен традиционно применяющихся в конструкции самолета с целью повышения его весовой эффективности, ресурса работы и надежности [1, 9–12]. В последние годы в мировой авиации для достижения требуемой весовой эффективности совершен решительный переход на алюминий-литиевые сплавы [13, 14]. Первые прессованные панели из алюминий-литиевых сплавов второго поколения 1450 и 1420 были изготовлены на промышленном оборудовании ОАО «Корпорация ВСМПО-АВИСМА». Однако панели из сплава 1450 отличались неоднородной макроструктурой, большим разбросом механических свойств и склонностью к расслаивающей коррозии (до 7 балла), сплав 1420 показал низкую технологичность и неоднородность механических свойств [6]. Имеется также опыт изготовления панелей из сплава 1441, но в изделии они применены не были [15].

Основным материалом для верхней панели крыла отечественных самолетов, работающей в условиях сжимающих нагрузок, является высокопрочный сплав В95о.ч.-Т2, имеющий высокие характеристики прочности и вязкости разрушения. Сплав относится к несвариваемым в связи с его высокой склонностью к образованию горячих трещин [16], поэтому при изготовлении конструкции панели крыла из сплава В95о.ч.-Т2 применяют болтовое и заклепочное соединения.

Применение высокопрочных алюминий-литиевых сплавов третьего поколения в сварных конструкциях позволит снизить массу летательного аппарата [14]. Высокопрочный высокотехнологичный свариваемый алюминий-литиевый сплав В-1469-Т1, рекомендованный для замены сплава В95о.ч.-Т2 в элементах, работающих в условиях сжимающих нагрузок, обладает повышенной удельной прочностью, жесткостью и коррозионной стойкостью [17–21].

Все большее применение при изготовлении сварных конструкций из алюминиевых сплавов находит сварка трением с перемешиванием (СТП), обеспечивающая получение соединений высокого качества со свойствами, во многом превосходящими свойства соединений, полученных другими видами сварки [22, 23]. Компания Alcoa рекомендует применять СТП для изготовления сварных панелей крыла самолета из сплавов 7055 и 2099 [3].

Предполагается, что применение прессованной панели из алюминий-литиевого сплава В-1469-Т1 в конструкции крыла, изготовленного с использованием СТП, позволит снизить массу изделия благодаря повышенной удельной прочности по сравнению с

прочностью сплава В950.ч.-Т2, а также за счет применения сварных соединений взамен болтовых и заклепочных.

### Материалы и методы

Исследованы структура и свойства прессованных панелей с Т-образным стрингером из сплава В-1469 с толщиной полотна 10 мм, изготовленных в условиях промышленного металлургического производства ОАО «Каменск-Уральский металлургический завод» (ОАО «КУМЗ»).

Микроструктуру панелей исследовали на шлифах размером 15×15 мм, которые травили раствором Келлера (в см<sup>3</sup>): 1 HF+1,5 HCl+2,5 HNO<sub>3</sub>+95 вода, с последующим осветлением в 10–20%-ном водном растворе азотной кислоты.

Макроструктуру исследовали на заготовках поперечного сечения панели с предварительно стравленной раствором щелочи (NaOH) и осветленной азотной кислотой (HNO<sub>3</sub>) поверхностью.

На металлографическом комплексе фирмы Leica при помощи компьютерной программы Image Expert Pro 3x был проведен количественный анализ геометрических характеристик зерен.

Рентгеноструктурные исследования панелей проводили на заготовках размером 15×15 мм с предварительно стравленной раствором щелочи (NaOH) и осветленной азотной кислотой (HNO<sub>3</sub>) поверхностью. Рентгеновскую съемку осуществляли с применением рентгеновского дифрактометра D/MAX-2500 в Cu K<sub>α</sub>-излучении в рефлексе 220 (второй порядок отражения от плоскостей {110}) с автоматическим построением прямых полюсных фигур (ППФ). Рабочий режим съемки образца:  $U=40$  кВ,  $I=200$  мА.

Исследования эксплуатационных характеристик, механических и коррозионных свойств панелей проводили с использованием современного сертифицированного оборудования в соответствии с действующими стандартами и методиками РФ.

При определении СРТУ трещина формировалась при  $\sigma_{\max}^{\text{нетто}} = 78,5$  МПа,  $R=0,1$  и  $f=5$  Гц.

Малоцикловая усталость (МЦУ) определена на образцах с отверстием (коэффициент концентрации напряжений  $K_t=2,6$ ) при напряжениях 157 и 196 МПа.

### Результаты

С целью снижения массы и повышения устойчивости конструкции изделия ОАО «Туполев» была разработана конструктивно-силовая схема крупногабаритной сварной панели крыла из сплава В-1469 с учетом эксплуатационной нагруженности верхней панели центроплана самолета-прототипа Ту-204СМ. Рассчитаны геометрические характеристики сечения фрагмента панели крыла.

При выборе температурно-скоростных параметров изготовления прессованных панелей руководствовались тем, что сплав В-1469 является высокопрочным, и прессование при низких температурах и высоких скоростях деформации может привести к нарушению целостности пресс-изделий [7].

В случае прессованных панелей важно гарантированно получать нерекристаллизованную структуру [6, 8]. Полуфабрикаты с такой структурой обладают более высоким уровнем прочностных и эксплуатационных характеристик по сравнению с аналогичными свойствами полуфабрикатов с рекристаллизованной структурой. Получению нерекристаллизованной структуры в прессованных изделиях помимо химического состава сплава способствует повышение температуры деформации [7].

Панели из сплава В-1469 (рис. 1, а) были изготовлены прямым методом с низкой скоростью деформации при высокой температуре и термообработаны по режиму: заковка, правка растяжением, искусственное старение.

В макроструктуре панелей следов утяжины и крупнокристаллического ободка не выявлено (рис. 1, б).

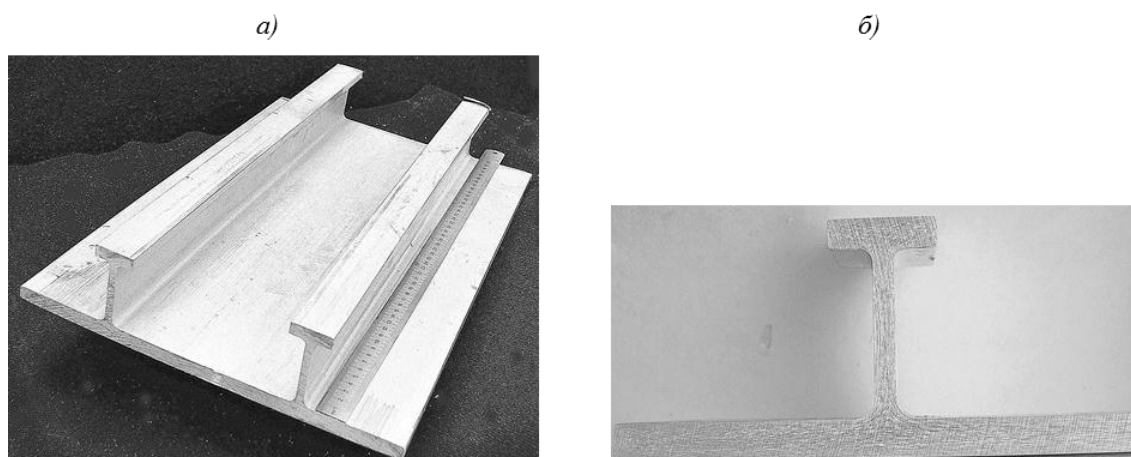


Рис. 1. Внешний вид (а) и макроструктура (б) прессованной панели из сплава В-1469

Методами оптической микроскопии и рентгеноструктурного анализа установлено, что структура панелей преимущественно нерекристаллизованная, волокнистая (рис. 2, а), со средним размером зерна  $\sim 5,2$  мкм (рис. 2, б). На ППФ отсутствуют хаотично распределенные четкие полюсы, что свидетельствует об отсутствии рекристаллизованных объемов (рис. 2, в).

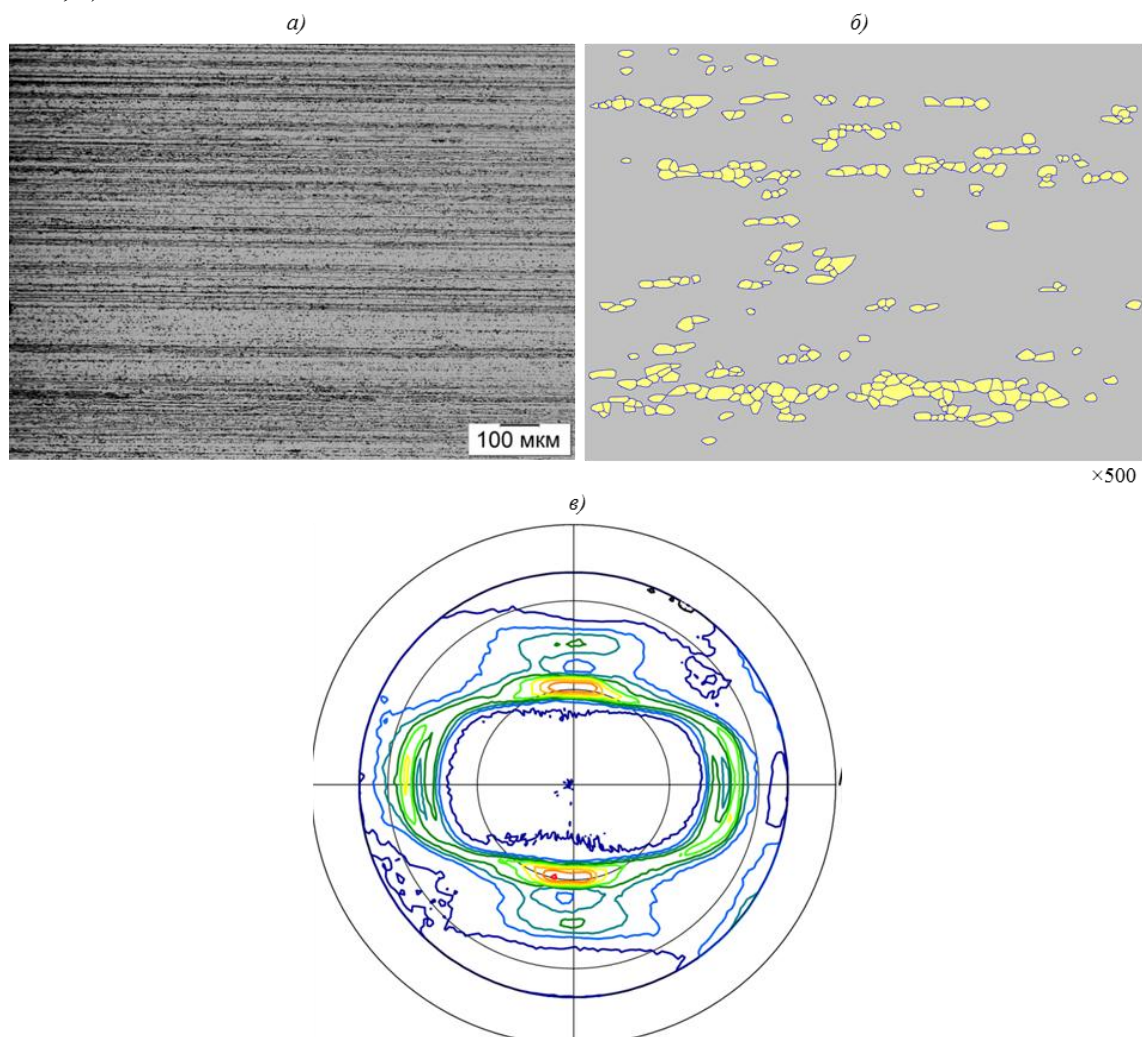


Рис. 2. Микроструктура прессованной панели из сплава В-1469-T1:  
 а – в исходном состоянии; б – подготовленная к количественному анализу;  
 в – прямая полюсная фигура (110)

Механические свойства панелей при различных температурах находятся на высоком уровне, что свидетельствует о термической стабильности материала и позволяет рекомендовать его для изделий авиационной техники, работающих в интервале температур от  $-70$  до  $+150^{\circ}\text{C}$ .

Так как верхняя часть крыла самолета испытывает преимущественно сжимающие нагрузки, важными характеристиками являются предел текучести и модуль упругости при сжатии ( $E_{сж}=78$  ГПа,  $\sigma_{0,2}=640-650$  МПа).

В конструкции панели крыла присутствует большое количество отверстий, которые создают высокую концентрацию напряжений, а также могут служить местами зарождения трещины. С целью оценки усталостных характеристик были определены скорость роста трещины усталости (СРТУ), вязкость разрушения ( $K_c^y$ ) и малоцикловая усталость (МЦУ).

Панели обладают высокой стойкостью к образованию трещин (при  $\Delta K=31$  МПа $\sqrt{\text{м}}$ ; СРТУ:  $dl/dN=2,6$  мм/циклов). Показатель  $K_c^y$  образца шириной  $B=100$  мм составляет  $50$  МПа $\sqrt{\text{м}}$ . Среднее значение МЦУ при напряжении  $157$  МПа составляет  $550$  циклов, при  $196$  МПа:  $450$  циклов. Панели не чувствительны к концентратору напряжений, так как статическая чувствительность к отверстию  $\sigma_{в.отв}/\sigma_{в}$  составила  $1$ .

Прессованные панели обладают хорошей коррозионной стойкостью: глубина межкристаллитной коррозии (МКК) менее  $0,12$  мм; стойкость к расслаивающей коррозии (РСК)  $3-4$  балл; при испытании на стойкость к коррозионному растрескиванию образцы простояли при напряжении  $450$  МПа без разрушения  $45$  сут.

С использованием сварки трением с перемешиванием (СТП) на НПО «Техномаш» изготовлен сварной фрагмент панели крыла. Прочность сварного соединения  $\sigma_{в.св}$  составляет  $0,7$  от прочности основного материала при высоком уровне пластичности ( $\alpha=72$  град) и ударной вязкости ( $KCU=300$  кДж/м $^2$ ).

В лаборатории испытательного центра ФГУП «ЦАГИ» определена устойчивость при сжатии фрагмента сварной панели крыла для оценки возможности ее применения в конструкции верхней части крыла. Получены хорошие результаты: потеря несущей способности панели происходит при напряжении  $\sigma=550$  МПа, близком к условному пределу текучести основного материала; панель выдержала большую нагрузку ( $P_{\text{max}}=1070$  кН), чем двухстрингерная панель-прототип самолета Ту-204СМ, выполненная из сплава В95о.ч.-Т2 ( $P_{\text{max}}=686$  кН).

Панели из сплава В-1469-Т1 по механическим характеристикам превосходят аналогичные полуфабрикаты из сплавов-аналогов по применению В95о.ч.-Т2 и 2099-Т83 (США) (см. таблицу), по трещиностойкости и коррозионной стойкости – сплав В95о.ч.-Т2.

**Характеристики прессованных панелей из сплава В-1469-Т1  
в сравнении со сплавами-аналогами**

Свойства	Значения свойств сплавов (не менее)		
	В-1469-Т1 (РФ)	В95о.ч.-Т2 (РФ)	2099-Т83 (США)
$\sigma_{в}$ , МПа	630	500	560
$\sigma_{0,2}$ , МПа	600	430	525
$\delta$ , %	8,4	8	7
$E$ , ГПа	78	71	78
$\sigma_{в}/d$ , км (усл. ед.)	23,6	17,5	21,3
$\sigma_{кр}$ , МПа	450	170	–

### Обсуждение и заключения

Совместно с ОАО «Туполев» разработана концепция верхней панели крыла. В результате проведенных во ФГУП «ЦАГИ» испытаний установлено, что применение панелей позволит снизить массу крыла на ~15%, увеличить устойчивость и несущую способность. С учетом преимуществ прессованных панелей из сплава В-1469-Т1 по сравнению с аналогичными полуфабрикатами из сплава В950.ч.-Т2 их применение в конструкции крыла изделий авиационной техники, работающих в интервале температур от -70 до +150°C, перспективно. Применение в конструкции крыла прессованной панели, изготовленной с использованием СТП, позволит снизить массу изделия благодаря повышенной удельной прочности сплава В-1469, а также за счет применения сварных соединений взамен болтовых и заклепочных.

### ЛИТЕРАТУРА

1. Каблов Е.Н. Инновационные разработки ФГУП «ВИАМ» ГНЦ РФ по реализации «Стратегических направлений развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года» // Авиационные материалы и технологии. 2015. №1 (34). С. 3–33.
2. Шульженко И.И. Конструкция самолетов. М.: Машиностроение. 1971. 415 с.
3. Giummarra C., Yocum L. New Developments in Extruded Integrally Stiffened Panels // Proceedings of 17<sup>th</sup> AeroMat Conference & Exposition. Seattle. 2006.
4. Фридляндер И.Н. Алюминиевые сплавы в летательных аппаратах в периоды 1970–2000 и 2001–2015 гг. // Технология легких сплавов. 2002. №4. С. 12–15.
5. Жирнов А.Д. Крылатые металлы и сплавы // Наука и жизнь. 2007. №6. С. 36–38.
6. Хохлатова Л.Б., Колобнев Н.И., Оглодков М.С., Михайлов М.Д. Алюминийлитиевые сплавы для самолетостроения // Металлург. 2012. №5. С. 31–35.
7. Белов А.Ф., Добаткин В.И. и др. Алюминиевые сплавы. Производство полуфабрикатов из алюминиевых сплавов. М.: Металлургия, 1971. 493 с.
8. Буран.ру: энциклопедия крылатого космоса [Электронный ресурс]. URL: <http://www.buran.ru/htm/memory55.htm> (дата обращения: 08.09.2015).
9. Гуреева М.А., Грушко О.Е., Овчинников В.В. Свариваемые алюминиевые сплавы в конструкциях транспортных средств // Заготовительные производства в машиностроении. 2009. №3. С. 11–21.
10. Фридляндер И.Н., Грушко О.Е., Антипов В.В., Колобнев Н.И., Хохлатова Л.Б. Алюминийлитиевые сплавы // 75 лет. Авиационные материалы. Избранные труды «ВИАМ» 1932–2007: юбилейный научн.-техн. сб. М.: ВИАМ, 2007. С. 163–171.
11. Фридляндер И.Н., Чуистов К.В., Березина А.Л., Колобнев Н.И. Алюминиево-литиевые сплавы. Структура и свойства. Киев: Наукова думка, 1992. 192 с.
12. Фридляндер И.Н. Воспоминания о создании авиакосмической и атомной техники из алюминиевых сплавов. М.: Наук., 2005. 275 с.
13. Каблов Е.Н. Материалы и химические технологии для авиационной техники // Вестник Российской академии наук. 2012. Т. 82. №6. С. 520.
14. Каблов Е.Н. России нужны материалы нового поколения // Редкие земли. 2014. №3. С. 813.
15. Фридляндер И.Н., Садков В.В., Сандлер В.С., Федоренко Т.П. Свойства полуфабрикатов из высокотехнологичного Al-Li-сплава 1441 // Технология легких сплавов. 2002. №4. С. 24–27.
16. Авиационные материалы: справочник в 12 т.; 7-е изд., перераб. и доп. / под общ. ред. Е.Н. Каблова. М.: ВИАМ, 2009. Т. 4. Ч. 1. Кн. 1. 170 с.
17. Колобнев Н.И., Хохлатова Л.Б., Оглодков М.С., Клочкова Ю.Ю. Высокопрочные сплавы системы Al-Cu-Li с повышенной вязкостью разрушения для самолетных конструкций // Цветные металлы. 2013. №9 (849). С. 66–71.
18. Фридляндер И.Н., Грушко О.Е., Шамрай В.Ф., Клочков Г.Г. Высокопрочный конструкционный Al-Cu-Li-Mg сплав пониженной плотности, легированный серебром // Митом. 2007. №6 (624). С. 3–7.

19. Клочкова Ю.Ю., Грушко О.Е., Ланцова Л.П., Бурляева И.П., Овсянников Б.В. Освоение в промышленном производстве полуфабрикатов из перспективного алюминийлитиевого сплава В-1469 // *Авиационные материалы и технологии*. 2011. №1. С. 8–12.
20. Колобнев Н.И., Хохлатова Л.Б., Оглодков М.С., Клочкова Ю.Ю. Высокопрочные сплавы системы Al–Cu–Li с повышенной вязкостью разрушения для самолетных конструкций // *Цветные металлы*. 2013. №9. С. 66–71.
21. Клочков Г.Г., Грушко О.Е., Клочкова Ю.Ю., Романенко В.А. Промышленное освоение высокопрочного сплава В-1469 системы Al–Cu–Li–Mg // *Труды ВИАМ: электрон. науч.-технич. журн.* 2014. №7. Ст. 01. URL: <http://www.viam-works.ru> (дата обращения: 08.09.2015). DOI: 10.18577/2037-6046-2014-0-7-1-1.
22. Лукин В.И., Иода Е.Н., Базескин А.В., Жегина И.П., Котельникова Л.В., Овчинников В.В. Сварка трением с перемешиванием высокопрочного алюминиево-литиевого сплава В-1469 // *Сварочное производство*. 2011. №4. С. 26–30.
23. Лукин В.И., Иода Е.Н., Пантелеев М.Д., Скупов А.А. Влияние термической обработки на характеристики сварных соединений высокопрочных алюминийлитиевых сплавов // *Труды ВИАМ: электрон. науч.-технич. журн.* 2015. №4. Ст. 06. URL: <http://www.viam-works.ru> (дата обращения: 08.09.2015). DOI: 10.18577/2037-6046-2015-0-4-6-6.