

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФГБОУ ВО «Воронежский государственный
технический университет»

СПЕЦИАЛЬНЫЕ СПЛАВЫ В
АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

Утверждено учебно-методическим советом университета
в качестве учебного пособия

Воронеж 2019

УДК 539.4.011(075.8)

ББК 30.36я7

Ф166

Рецензенты:

*кафедра Естественных дисциплин ФГБОУ ВО Воронежский
государственный университет инженерных технологий
(зав. кафедрой, д-р. техн. наук., проф. Г.В. Калашиников,
д-р. техн. наук, проф. А.С. Борсяков);
д-р физ.-мат. наук, проф. Ю.Е. Калинин*

Ф166 Специальные сплавы в аэрокосмической технике: учеб. пособие [Электронный ресурс]. – Электрон. текстовые и граф. данные (Мб) / А.В. Миленин, В.В. Ожерельев, Е.Н. Федорова, В.А. Юрьева.- Воронеж: ФГБОУ ВО «Воронежский государственный технический университет», 2018. – 1 электрон. опт. диск (CD-ROM): цв. – Систем. требования: ПК 500 и выше; 256 Мб ОЗУ; Windows XP; SVGA с разрешением 1024x768; Adobe Acrobat; CD-ROM дисковод; мышь. – Загл. с экрана.

ISBN

Данное учебное пособие разработано в рамках реализации образовательного модуля проекта целевого обучения студентов ВГТУ № 2017-КП-ОПК-039-П1-05 «Подготовка высококвалифицированных специалистов в области материаловедения современных конструкционных и функциональных материалов авиационной техники» для направления подготовки бакалавров 22.03.01 «Материаловедение и технологии материалов» в соответствии с миссией модуля.

Табл. 17. Ил. 41. Библиогр.: 19 назв.

УДК 539.4.011(075.8)

ББК 30.36я7

ISBN

© Миленин А.В., Ожерельев В.В.,
Федорова Е.Н., Юрьева В.А., 2019
© ФГБОУ ВО «Воронежский
государственный технический
университет», 2019

ВВЕДЕНИЕ

Цель издания данного пособия - знакомство студентов с современными марками сталей и сплавов, применяемыми в летательных аппаратах, основами легирования и создания различных групп материалов со специальными свойствами. Знание специальных сталей и сплавов позволит эффективно и экономично их использовать в авиационной технике, обеспечивая высокую прочность изделий авиастроения.

Бакалавр данного направления должен иметь представление об основных научно технических проблемах и перспективах развития материалов в свете мировых тенденций научно-технического прогресса для авиации, космоса, ВПК и других промышленных производств, использующих металлические материалы.

Конкурентоспособность отечественного авиастроения во многом зависит от качества применяемых материалов.

Пособие содержит сведения о свойствах, видах термообработки, технологических особенностях, примеры применения в современных самолетах основных групп конструкционных сплавов.

Основным конструкционным материалом для самолетов остаются алюминиевые сплавы. Один из способов улучшения свойств алюминиевых сплавов достигается путем изменения химического состава, разработки новых режимов термической обработки, улучшения качества используемых полуфабрикатов. Также рассмотрены алюминиевые сплавы легированные литием с целью уменьшения их плотности, что является очень перспективным направлением.

В настоящее время достигнуты значительные успехи в улучшении свойств и других типов авиационных конструкционных материалов: титановых, магниевых, бериллиевых, а также композиционных материалов.

В пособии приведены перечень и основные свойства преимущественно новых металлических авиационных конструкционных материалов, рекомендуемых Всероссийским институтом авиационных материалов (ВИАМ) для применения в конструкциях современных самолетов отечественного производства.

В пособии представлено описание материалов, применяемых в аэрокосмической технике, более полное, чем в требованиях Федерального Государственного образовательного стандарта высшего образования для данного направления подготовки бакалавров.

1. ВЛИЯНИЕ ЛЕГИРОВАНИЯ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ СТАЛЕЙ

1.1. Взаимодействие легирующих элементов с железом

Химические элементы, специально вводимые в сталь: хром, никель, марганец, кремний, вольфрам, молибден, ванадий, кобальт, титан, ниобий, алюминий, азот, бор, цирконий, тантал, медь придают определенные механические и физико-химические свойства стали (таблица 1), которые изменяются в зависимости от количества введенных легирующих элементов и характера их взаимодействия с основными элементами стали – железом и углеродом.

Таблица 1

Влияние легирующих элементов на свойства стали

Легирующий элемент	Свойства стали
Хром (<i>Cr</i>)	повышает твердость и прочность, незначительно уменьшая пластичность; увеличивает коррозионную стойкость; содержание хрома в количестве более 13 % делает сталь нержавеющей; увеличивает устойчивость магнитных сил
Никель (<i>Ni</i>)	придает стали коррозионную стойкость, высокую прочность и пластичность; увеличивает прокаливаемость; оказывает влияние на изменение коэффициента теплового расширения
Вольфрам (<i>W</i>)	образует в стали очень твердые химические соединения – карбиды, резко увеличивающие твердость и красностойкость; препятствует росту зерен при нагреве; способствует устранению хрупкости при отпуске
Ванадий (<i>V</i>)	повышает твердость и прочность; измельчает зерно; увеличивает плотность стали, так как является хорошим раскислителем
Кремний (<i>Si</i>)	в количестве свыше 1 % увеличивает прочность, при

	сохранении вязкости; при большем содержании кремния увеличивается электросопротивление и магнитопроницаемость; увеличивает упругость, кислотостойкость, окалиностойкость
Марганец (Mn)	при содержании свыше 1 % увеличивает твердость, износоустойчивость, стойкость против ударных нагрузок, не уменьшая пластичности
Кобальт (Co)	повышает жаропрочность, магнитные свойства; увеличивает сопротивление удару
Молибден (Mo)	увеличивает красностойкость, упругость, предел прочности на растяжение; повышает антикоррозионные свойства и сопротивление окислению при высоких температурах
Титан (Ti)	повышает прочность и плотность стали; раскисляет сталь и способствует измельчению зерна; улучшает обрабатываемость и сопротивление коррозии
Ниобий (Nb)	улучшает кислотостойкость; способствует уменьшению коррозии в сварных конструкциях
Алюминий (Al)	способствует измельчению зерна; повышает жаростойкость и окалиностойкость
Медь (Cu)	увеличивает антикоррозионные свойства строительной стали
Цирконий (Zr)	оказывает особое влияние на величину и рост зерна в стали; измельчает зерно и позволяет получать сталь с заранее заданной зернистостью

С железом легирующие элементы образуют твердые растворы и химические соединения. Никель и кобальт образуют с γ -железом твердые растворы замещения неограниченной растворимости. Хром и ванадий такие твердые растворы образуют с α -железом. Твердые растворы этих двойных систем при медленном охлаждении в определенном интервале концентраций образуют химические соединения FeNi₃, FeCo, FeCr, FeV. Марганец, молибден, титан, вольфрам, алю-

миний, ниобий, цирконий образуют с железом твердые растворы замещения ограниченной растворимости. Если количество введенных элементов превышает их предел растворимости в железе, то эти элементы образуют с железом химические соединения. Углерод, бор, азот образуют с железом твердые растворы внедрения. Их растворимость в железе измеряется десятными и даже сотыми долями процента. При образовании твердых растворов атомы легирующих элементов искажают симметрию кристаллической решетки железа, а это вызывает изменение свойств сплава, в первую очередь физических и химических. Образование химических соединений между атомами железа и атомами легирующих элементов вызывает изменения механических, физико-химических свойств сплава.

1.2. Влияние элементов на полиморфизм железа

Легирующие элементы, растворяясь в железе, влияют на температурный интервал его полиморфного превращения. Большинство элементов или повышают точку A_4 и снижают точку A_3 , расширяя область γ -твердых растворов (никель, марганец, кобальт), или понижают A_4 и повышают A_3 , сужая область γ -твердых растворов (хром, вольфрам, молибден, ванадий, титан, кремний).

Сплавы, состояние которых описывается диаграммой, представленной на рис.1, а, называются аустенитными сталями, на рис.1, б – ферритными сталями.

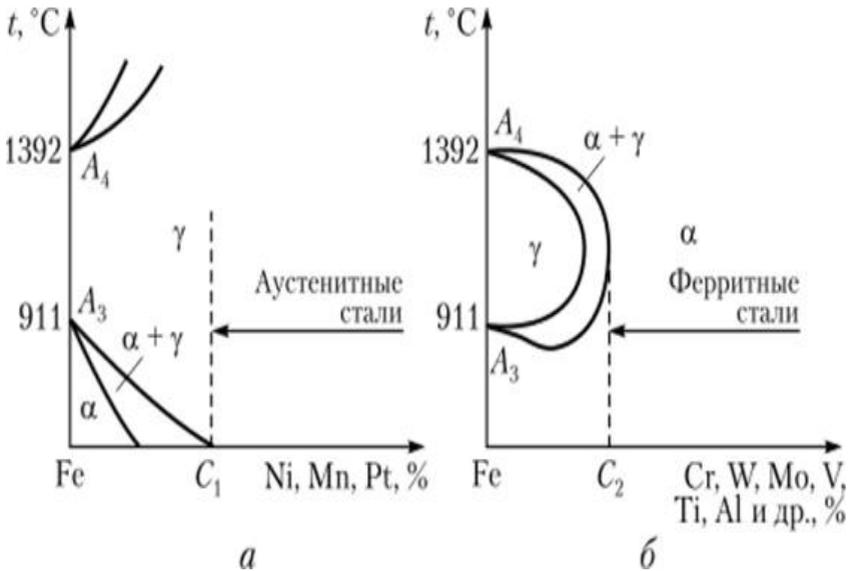


Рис.1. Диаграмма состояния железо-легирующий элемент

Кратко рассмотрим реальные диаграммы состояний железо - легирующий элемент.

Диаграмма состояния системы железо-никель (рис.2).

Никель имеет порядковый номер 28. Плотность никеля $8,9 \text{ г/см}^3$, температура плавления $1455 \text{ }^\circ\text{C}$, температура кипения $2900 \text{ }^\circ\text{C}$. Он обладает гранецентрированной кубической кристаллической решеткой с параметром $a = 0,352387 \text{ нм}$, близким к Fe_γ . Это обеспечивает образование непрерывного ряда твердых растворов между Fe_γ и Ni. При температуре ниже $360 \text{ }^\circ\text{C}$ никель ферромагнитен, но магнитные свойства его выражены значительно слабее, чем у железа и кобальта. Никель обладает высокой коррозионной стойкостью в ряде агрессивных сред (морская и пресная вода). При нагреве на воздухе никель взаимодействует с кислородом с образованием оксида никеля NiO.

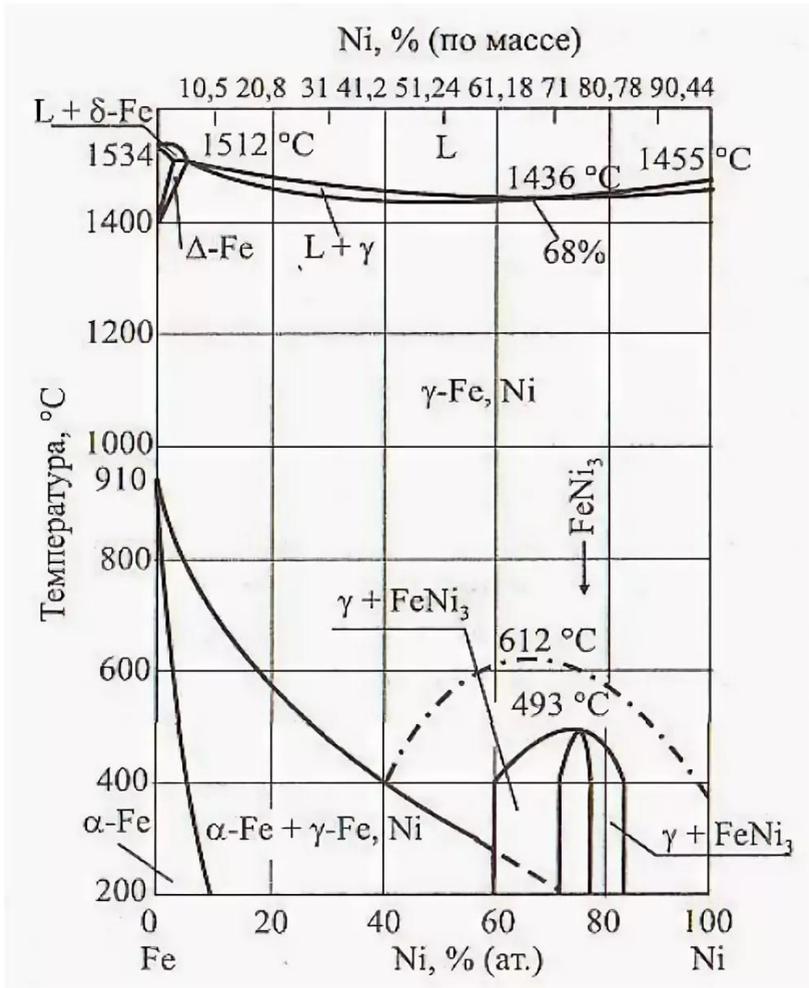


Рис.2. Диаграмма состояния железо-никель

Никель повышает точку A_4 . При температуре 1512 °C наступает трехфазное равновесие $L + \delta\text{-Fe} \leftrightarrow \gamma\text{-Fe}$. Никель резко понижает точку A_3 . Температуры превращения при нагреве и охлаждении сильно отличаются. Для практического использования диаграммы состояния целесообразно указывать отдельно температурный интервал превращения при охлаждении $\gamma \rightarrow \alpha$ и при нагреве $\alpha \rightarrow \gamma$ (рис.3).

В сплавах с большим содержанием никеля может образоваться упорядоченный твердый раствор, содержащий FeNi_3 . Температура упорядочения для сплава с точным соотношением FeNi_3 (78 % никеля) равна 493°C .

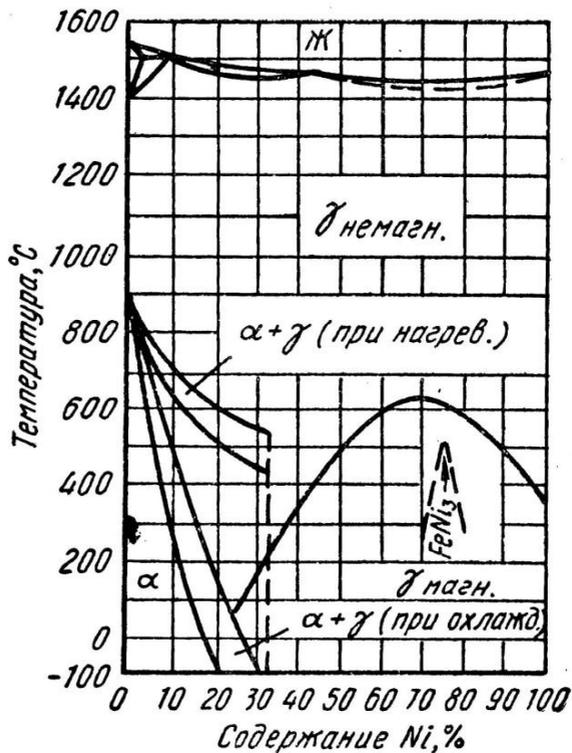


Рис.3. Влияние содержания никеля на температуру аллотропического превращения

Диаграмма состояния системы железо-хром (рис.4).

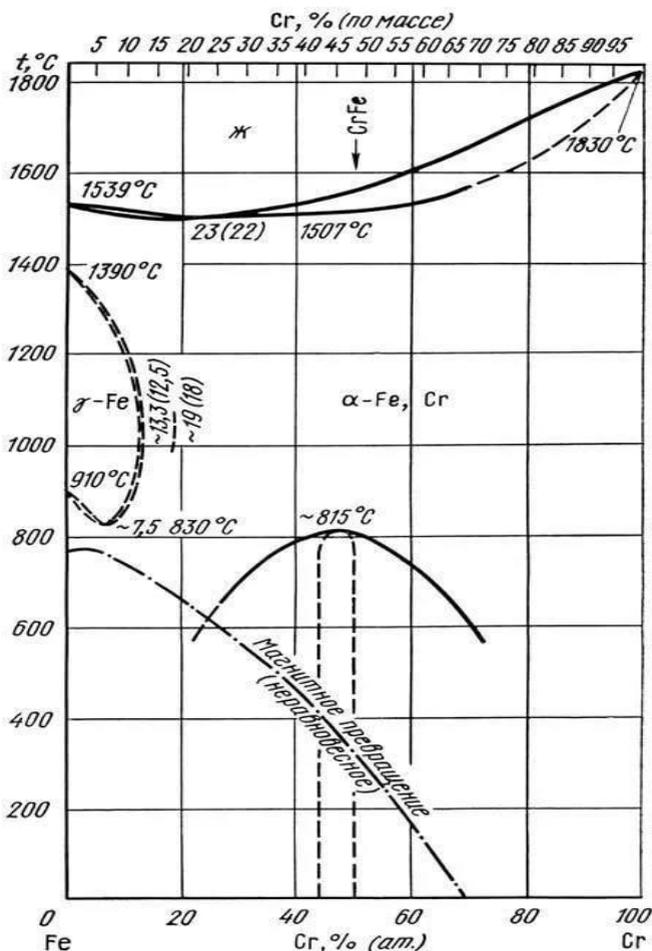


Рис.4. Диаграмма состояния железо-хром

Хром имеет порядковый номер 24, голубовато-белый металл с кубической объёмно-центрированной решёткой, $a = 0,28845$ нм, изоморфен Fe_α . Он понижает обе точки аллотропического превращения железа. Но температура точки A_4 снижается быстрее, чем A_3 и обе точки сливаются, область замыкается при содержании хрома 13 %. При соотношении $\text{Fe} : \text{Cr} = 1 : 1$ образуется неустойчивое химическое соединение FeCr , обозначаемое б-фазой. Верхняя температура существования этого соединения $\sim 815^\circ\text{C}$.

Диаграмма состояния системы железо-молибден (рис.5).

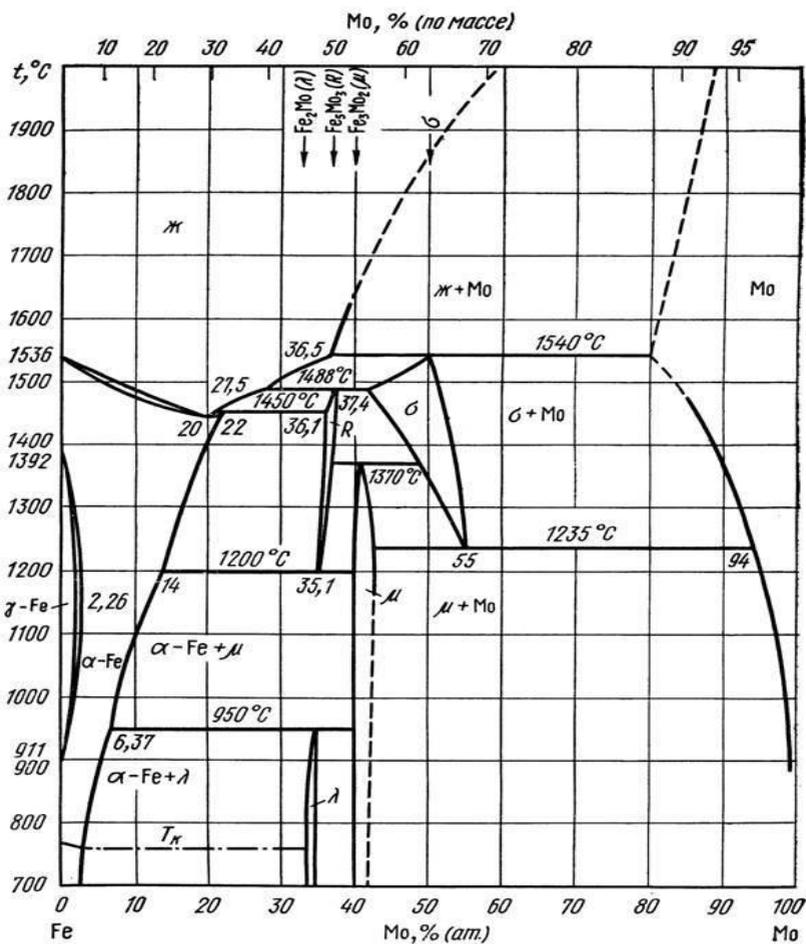


Рис.5. Диаграмма состояния железо-молибден

Молибден имеет порядковый номер 42. Молибден имеет объемно-центрированную кубическую решетку. Полиморфных превращений не обнаружено. Значение периода кристаллической решетки молибдена в значительной степени определяются содержанием примесей внедрения, особенно углерода. Атомные размеры молибдена отличные от хрома и железа, поэтому он образует с Fe_α ограниченные твердые растворы. Растворимость молибдена в

Fe_{α} составляет 5 % при 20 °С, предельная растворимость 26 % при 1450 °С. Молибден повышает точку A_3 и понижает точку A_4 . Область сливается при содержании молибдена 2,26 %.

Диаграмма состояния системы железо-кремний (рис.6).

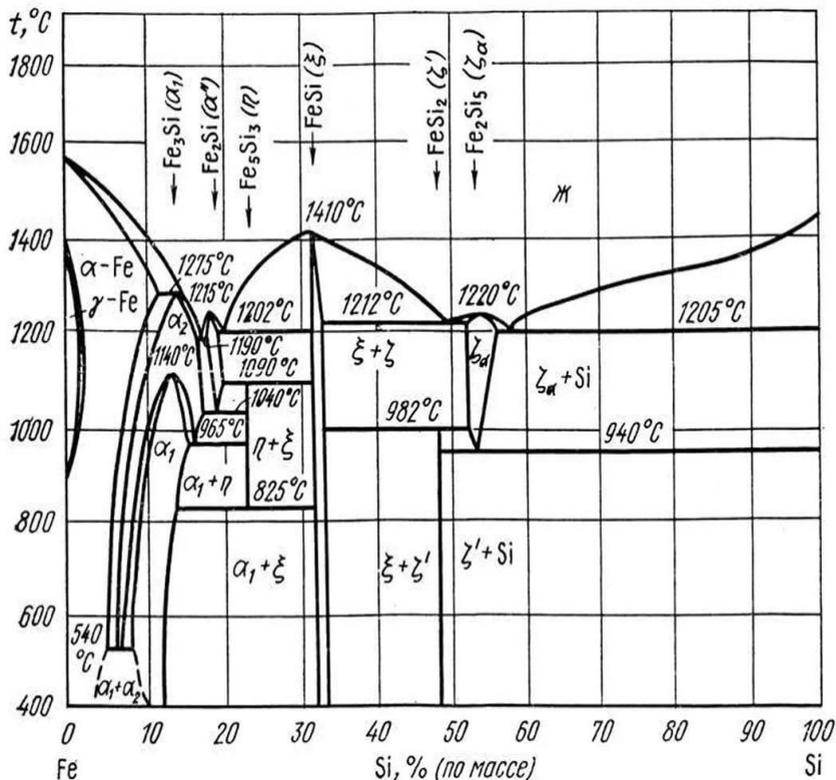


Рис.6. Диаграмма состояния железо-кремний

Кремний имеет кристаллическую решетку типа алмаза. Растворимость кремния в железе составляет ~ 15 % при 20 °С. Кремний повышает точку A_3 и понижает точку A_4 , полностью сливая γ -область при содержании 2 %. Все сплавы, содержащие $\geq 2,5$ % кремния, являются ферритными. Кремний с железом образует соединения – силициды, обозначенные на диаграмме состояния греческими буквами.

1.3. Карбидная фаза в легированных сталях

Легирующие элементы по отношению к углероду можно разделить на группы:

- 1) элементы, не образующие карбиды (никель, кремний, кобальт, алюминий, медь);
- 2) элементы, образующие карбиды (хром, марганец, молибден, титан, вольфрам, ванадий, тантал, ниобий, цирконий, гафний).

Карбиды, образованные перечисленными легирующими элементами, обладают высокой твердостью и хрупкостью, но по отношению к карбиду железа они менее хрупкие и более твердые.

Если читать степень химического сродства легирующих элементов к углероду, то можно написать следующий ряд: Fe, Mn, Cr, Mo, W, Nb, V, Ta, Zr, Ti. Элементы, с которых начинается ряд, образуют менее устойчивые карбиды. При нагревании эти карбиды легко диссоциируют. Элементы, которые находятся в конце ряда (Zr, Ti), образуют более устойчивые карбиды. Эти карбиды диссоциируют лишь при температурах, значительно превышающих критические точки стали.

Карбидообразующие элементы в определенном соотношении в зависимости от их содержания и содержания углерода распределяются между различными фазами: растворяются в цементите и в железе; образуют отдельные самостоятельные карбиды.

Большинство легирующих элементов влияют на температуру эвтектоидного превращения в сталях (рис.7).

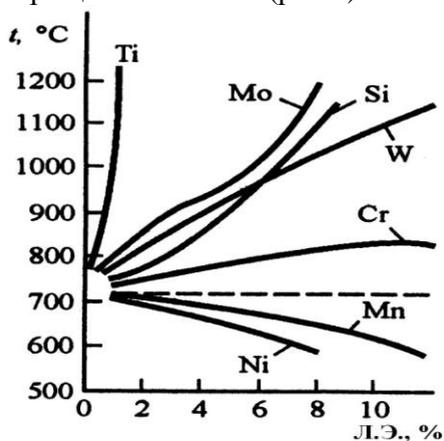


Рис.7. Влияние легирующих элементов на положение эвтектоидной линии A_1

Под влиянием легирующих элементов изменяется концентрация углерода в эвтектоиде (рис.8).

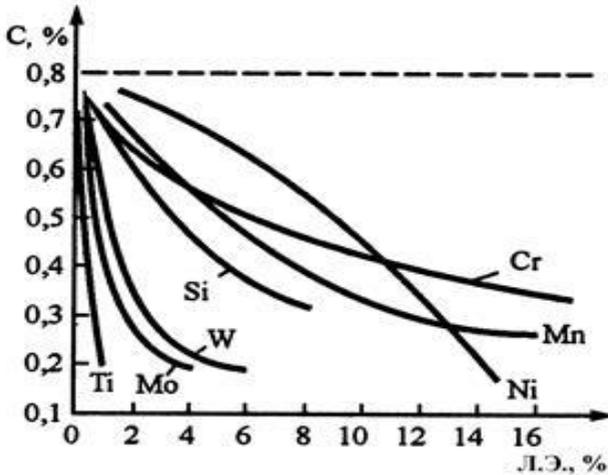


Рис.8. Влияние легирующих элементов на содержание углерода в эвтектоиде

1.4. Влияние легирующих элементов на свойства феррита и аустенита

Легирующие элементы, растворяясь в феррите, изменяют его свойства. Отличаясь от атомов железа размерами и строением, атомы легирующих элементов при растворении создают напряжения в кристаллической решетке (КР) железа, вызывают изменения ее линейных параметров в тем большей степени, чем больше различаются атомные размеры железа и легирующего элемента. Легирующие элементы, имеющие больший атомный радиус (вольфрам, молибден, хром, марганец), чем у железа, увеличивают параметр КР и, имеющие меньший атомный радиус (кремний, кобальт), чем у железа, уменьшают его. Изменение размеров КР железа приводит к существенному изменению механических свойств (прочность повышается, пластичность уменьшается), коэффициента линейного расширения, электросопротивления, магнитной индукции,

магнитной проницаемости, коэрцитивной силы и других свойств феррита.

В конструкционных сталях доля феррита в структуре составляет ~ 95 %, поэтому значение свойств легированного феррита позволяет оценивать общий уровень свойств сталей.

Легированный феррит представляет собой многокомпонентный твердый раствор по типу замещения и внедрения легирующих элементов и примесей в α -железе. Дислокационные теории упрочнения твердых растворов при легировании не дают для сплавов железа совпадения расчетов с экспериментом.

При одновременном легировании феррита атомами нескольких легирующих элементов их влияние на упрочнение может быть просуммировано.

На рис. 9 представлено влияние концентраций элементов замещения на свойства железа высокой чистоты. Эти данные показывают, что в области малых концентраций наибольшее упрочняющее влияние оказывает фосфор, тогда как хром, находящийся в феррите, в наименьшей степени упрочняет железо. Прочность феррита сильно зависит от диаметра зерна (рис.10).

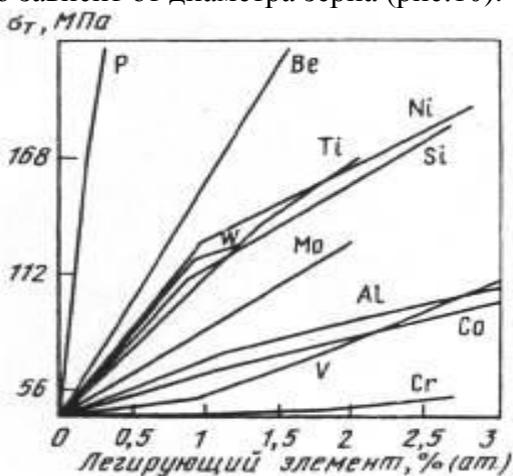


Рис. 9. Зависимость предела текучести железа от содержания легирующих элементов замещения

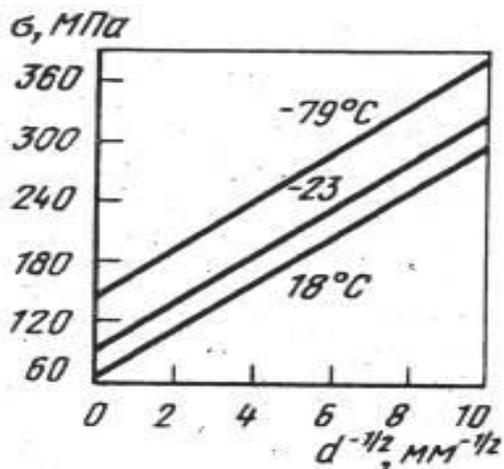


Рис. 10. Зависимость предела текучести железа от размера зерна

На рис.11 показано влияние легирующих элементов на твердость и ударную вязкость медленно охлажденного феррита, содержащего менее 0,02 % углерода.

Слабее упрочняют феррит легирующие элементы изоморфные α -Fe (хром, молибден, вольфрам). Сильнее - элементы, имеющие КР, отличную от α -Fe (марганец, никель, кремний). Вязкость феррита снижают молибден, марганец, вольфрам, кремний. Чем больше различие в размерах атомных радиусов железа и легирующих элементов, тем сильнее их влияние на вязкость и пластичность феррита.

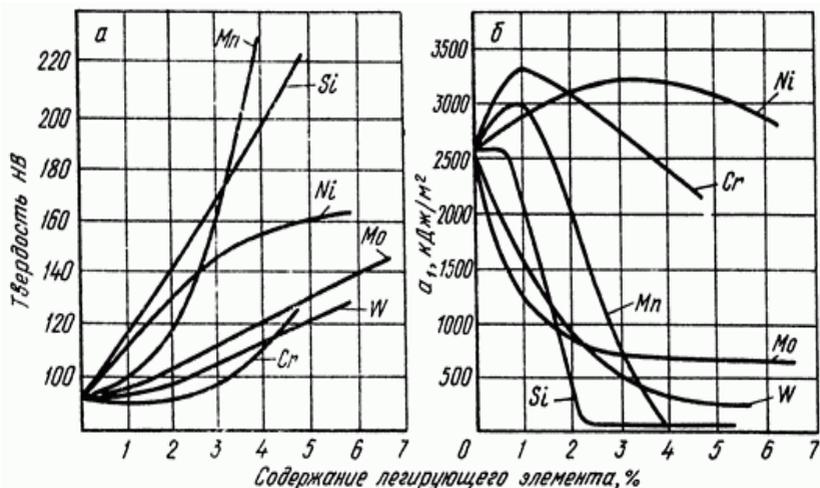


Рис.11. Влияние легирующих элементов на свойства феррита

Приведенные на рис.11 кривые зависимости относятся к медленно охлажденным сплавам. Свойства феррита, содержащего в растворе кремний, вольфрам или молибден, слабо зависят от того, как охлаждался сплав – медленно или быстро. Твердость феррита, легированного хромом, никелем, марганцем, оказывается более высокой после быстрого охлаждения, чем после медленного охлаждения, что связано с образованием структуры мартенситного типа (рис.12,б).

Влияние легирующих элементов на механические свойства сталей обусловлено не только фактом наличия элементов в твердом растворе феррита, но и их влиянием на микроструктуру. Хром, мало влияя на свойства стали с ферритной структурой, резко повышает прочность и твердость стали с мартенситной структурой.

Важнейшей характеристикой стали является значение порога хладноломкости $T_{хл}$ или температуры перехода $T_{пр}$ из вязкого в хрупкое состояние, характеризующее склонность стали к хрупкому разрушению.

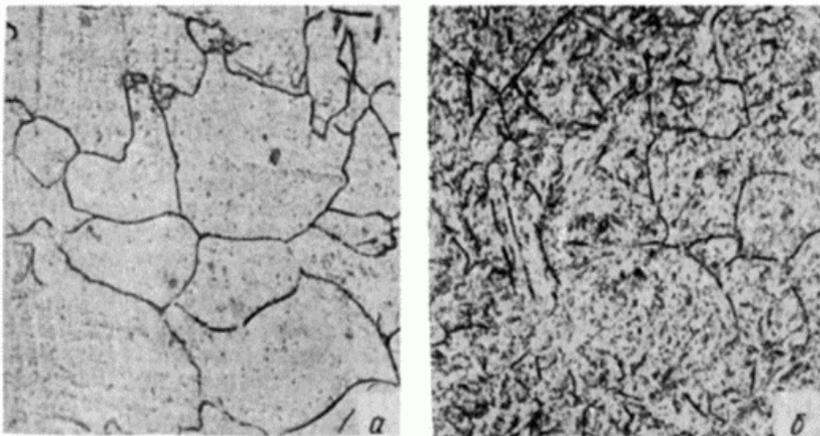


Рис.12. Структура феррита в стали с 4,2 % хрома, х400
а) медленное охлаждение; б) быстрое охлаждение

На рис.13 приведены данные по влиянию марганца, кремния, хрома, ванадия и никеля на порог хладноломкости железа T_{50} . В области малых концентраций легирующих элементов замещения температура перехода несколько снижается, а при большем их содержании заметно повышается. Никель в отличие от других легирующих элементов при всех концентрациях существенно понижает порог хладноломкости. Концентрация легирующих элементов, до которой понижается порог хладноломкости феррита для ванадия и хрома, составляет $<1\%$, для кремния $<0,8\%$, для марганца $<2\%$; в реальных сталях эти значения будут другими.

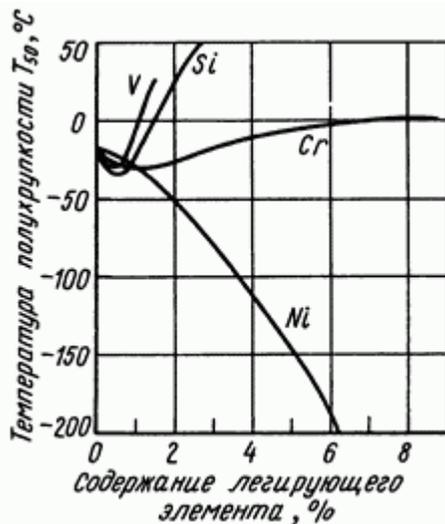


Рис.13. Влияние легирующих элементов на температуру перехода T_{50} железа

Легирование существенно влияет на размер зерна аустенита. В подавляющем большинстве сталей необходимо получить мелкое зерно аустенита, так как чем меньше размер зерна, тем выше прочность, сопротивление хрупкому разрушению. В некоторых сталях (например, в магнитномягких трансформаторных сталях) стремятся получить, наоборот, крупное зерно. Карбидо- и нитридообразующие элементы (Cr, Mo, W, V, Nb, Ti, Zr) тормозят рост зерна аустенита при нагреве. Алюминий, связанный в нитрид, также сильно тормозит рост зерна. Такое влияние карбидо- или нитридообразующих элементов объясняется наличием нерастворенных в аустените дисперсных карбидов и нитридов, оказывающих барьерное действие на мигрирующую границу зерен. Растворение и коагуляция дисперсных фаз в аустените устраняют или снимают эффект барьерного действия частиц. Чем больше объемная доля нерастворенных частиц сохраняется в стали при нагреве и меньше их размер, тем более мелкозернистым получается аустенит. Для получения мелкозернистой стали в широком диапазоне температур нагрева наиболее эффективно легирование стали двумя или более карбидо- или нитридообразующими элементами, имеющими раз-

личную температуру перехода соответствующих фаз в твердый раствор. Углерод, азот и алюминий, не связанные в карбиды и нитриды, а находящиеся в твердом растворе (аустените), способствуют росту его зерна. Также увеличивают склонность к росту зерна бор, марганец и кремний.

2. ОСНОВНЫЕ ГРУППЫ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИОННЫХ СПЛАВОВ

2.1. Краткие характеристики основных авиационных материалов

В конструкции современных летательных аппаратов применяются различные материалы: алюминиевые и магниевые сплавы, ти-

тан и его сплавы, стали, неметаллические материалы (пластмассы, ткани, резина, древесина, керамика, композиционные материалы).

На рис.14 представлена классификация основных авиационных материалов.

Рассмотрим характеристики (преимущества, достоинства и недостатки) авиационных материалов.

К преимуществам стали относятся следующие показатели: высокий модуль упругости, высокий модуль текучести, высокую прочность на растяжение, а также сталь должна иметь: хорошую свариваемость, хорошую горячую и холодную штампуемость, отсутствие поводок после термообработки. К особым достоинствам стали можно отнести высокую жаропрочность, высокую жаростойкость, стойкость к коррозии. Основным недостатком стали является высокий вес.

К достоинствам алюминиевых сплавов относятся: высокая удельная прочность, высокая коррозионная стойкость, хорошая работа при высокой температуре, легкость обработки путем прессования, штамповки, литья. К недостаткам можно отнести предел прочности.

К достоинствам магниевых сплавов можно отнести: легкость, отличную обрабатываемость резанием, возможность обработки давлением, хорошие литейные свойства; к недостаткам – малую коррозионную стойкость (особенно в соленой воде), недостаточную пластичность при обработке давлением, высокая стоимость, воспламеняемость.

К достоинствам магниевых сплавов можно отнести: легкость, отличную обрабатываемость резанием, возможность обработки давлением, хорошие литейные свойства; к недостаткам – малую коррозионную стойкость (особенно в соленой воде), недостаточную пластичность при обработке давлением.

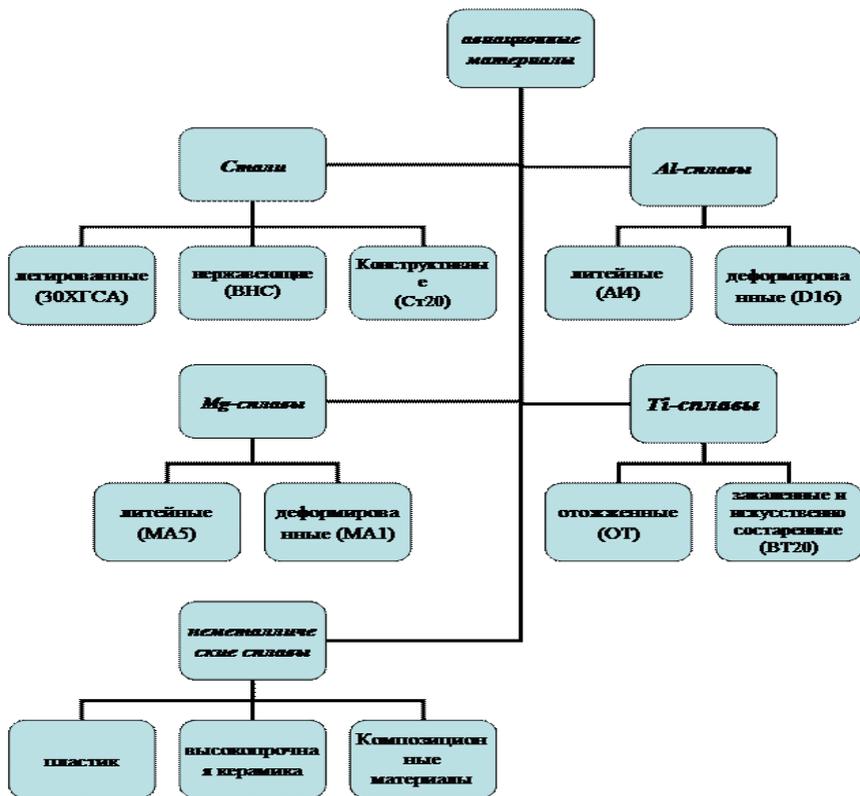


Рис.14. Классификация авиационных материалов

Достоинства титановых сплавов: высокая удельная прочность, хорошая коррозионная стойкость, высокая жаропрочность за счет плотной оксидной пленки. Недостатки: сложность получения титана из руды, термическая обработка в вакууме.

Неметаллические материалы, используемые в летательных аппаратах: пластик, полиамиды, керамика, композиционные материалы (КМ). КМ представляют собой комбинацию основы (металлической, например, на основе алюминия, магния; неметаллической (углепластик, стекловолокно)) и связующего (чаще всего в этом качестве используются смолы). Достоинства КМ: возможность создать любую

конструкцию с любой прочностью и любой конфигурацией, варьируя основой и углом наклона волокон (рис.15).

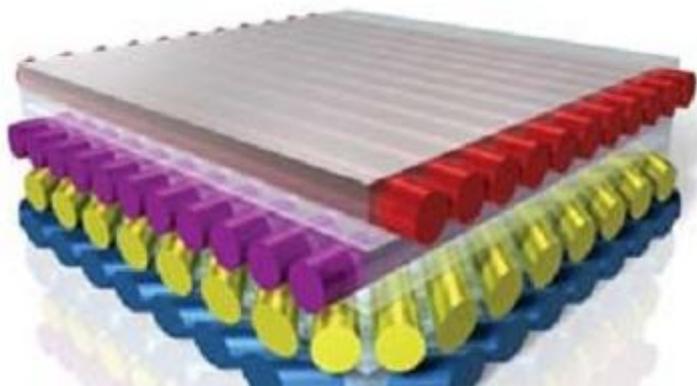


Рис.15. Пример структуры композиционных материалов

Краткие характеристики основных авиационных материалов представлены в таблице 2.

Таблица 2

Авиационные материалы	Металлические материалы				Неметаллические		
	Стали	Al-сплавы	Mg-сплавы	Ti-сплавы	Пластик	Керамика	КМ
Прочностные характеристики	высокий модуль упругости, высокий предел прочности, жаростойкость, жаропрочность, коррозионная стойкость	высокая удельная прочность, жаростойкость, коррозионная стойкость, невысокий модуль прочности	малая коррозионная стойкость, недостаточная пластичность	жаропрочность, жаростойкость, коррозионная стойкость	огнестойкость, высокий срок службы при температурах менее 300 °С	повышение прочности при напылении на конструкции и турбины	достаточная прочность, понижение чувствительности к концентраторам напряжения, отличная коррозионная стойкость
Влияние на массу	повышение массы	меньший вес конструкции	меньший вес конструкции	между алюминиевыми и стальными конструк-	маленький вес	не приводит к серьезному увеличению	маленький вес, увеличение ресурса

Элементы конструкции, в которых используются эти материалы	лонжероны крыла, оперения, фюзеляжа; стойки шасси; пояса силовых нервюр и шпангоутов	обшивка стрингерной панели, стрингеры, продольные стенки, несилловые нервюры, кронштейны	стрингеры, обшивка	детали каркаса, лонжероны пояса и стенки, фитинги, накладки, в стойки шасси траверс, стойка, подкосы	Элементы интерьера салона, кабины пилотов и бытовых помещений	элементы конструкции двигателя: лопадки, компрессора, турбины	обшивка: панели со стрингерами и поясами нервюр; части агрегатов: носок, законцовка, отклоняемые поверхности крыла и оперения
--	--	--	--------------------	--	---	---	---

3. ПЕРСПЕКТИВНЫЕ АЛЮМИНИЕВЫЕ СПЛАВЫ

3.1. Сверхпрочные и высокопрочные сплавы системы Al–Zn–Mg–Cu

В России при изготовлении авиационной техники успешно используются упрочняемые термической обработкой высокопрочные алюминиевые сплавы Al-Zn-Mg-Cu и сплавы средней и повышенной прочности Al-Mg-Cu. Они являются конструкционным материалом для обшивки и внутреннего сплавного набора элементов планера самолета (фюзеляж, крыло, киль).

Для обеспечения возрастающих требований к надежности, ресурсу и весовой эффективности конструкций происходит постоянное совершенствование композиций алюминиевых сплавов по легирующим элементам и примесям, технологических процессов и параметров производства, осуществляется поиск новых режимов термической и термомеханической обработок полуфабрикатов для

получения необходимого и сбалансированного комплекса механических, коррозионных и технологических характеристик.

Особопрочный современный сплав В96ц-3пч на основе системы Al-Zn-Mg-Cu-Zr (1965-1), разработанный в ВИАМ для длиномерных авиационных катаных и пресованных полуфабрикатов, предназначен для замены высокопрочного сплава В95 оч/пч, превосходя последний на 20% по пределу прочности, на 40% по пределу текучести, существенно по удельным характеристикам прочности, что позволяет повысить весовую эффективность конструкции на 10–20%.

Цинк, магний и медь образуют с алюминием и между собой твердые растворы и различные металлические соединения – $MgZn_2$, $S(Al_2CuMg)$, $T(Mg_4Zn_3Al_3)$, играющие большую роль в упрочнении сплава при его термической обработке. В сплавах данной системы особенно важной является T-фаза, находящаяся в равновесии с α -твердым раствором (рис.16). Марганец и хром усиливают результат старения и повышают коррозионную стойкость сплавов данного типа. Кроме того, марганец, способствует получению мелкозернистой структуры, затрудняет выделение интерметаллических фаз по границам зерен α -твердого раствора, незначительно повышает прочность сплава.

Сплав В96ц-3пч является высоколегированным сплавом (сумма главных компонентов Zn, Mg, Cu может достигнуть 12,5% по массе), он не прост при освоении полуфабрикатов в металлургическом производстве, начиная от отливки и гомогенизации крупногабаритных плоских слитков и заканчивая новыми многоступенчатыми режимами искусственного старения полуфабрикатов.

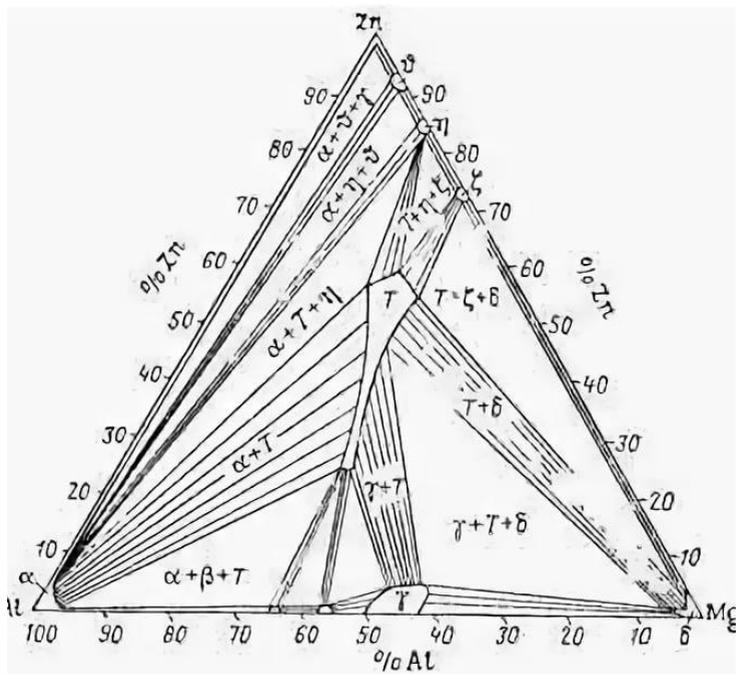


Рис.16 Изотермический разрез (при 25 °С) диаграммы состояния Al-Mg-Zn

Сплав В96ЦЗ (1965-1) – алюминиевый деформируемый сплав. Возможные обозначения в литературе: В96ЦЗ; В96ЦЗ; В96ЦЗпч; сплав 1965-1; 1965-1; Т12/Т22. Широко используется в современных летательных аппаратах (Ту-204, Бе-200, Ил-96, SSI-100).

Сплав В96ЦЗ применяется: для производства полуфабрикатов - длинномерных катаных плит, листов и прессованных профилей, панелей, применяемых для верхних обшивок крыла, стоек, балок и других элементов в преимущественно сжатых зонах планера перспективных самолетных конструкций. Из сплава освоено литье крупногабаритных круглых и плоских слитков. Обладает хорошей технологической пластичностью. Также используется как конструкционный материал для корпусов ракетной техники.

В96ЦЗп.ч.-Т12 (1965-1) – сверхпрочный сплав ($\sigma_B \geq 600-645$ МПа), рекомендуется вместо высокопрочных сплавов В95о.ч./п.ч. в виде катаных и прессованных полуфабрикатов для верхних об-

шивок крыла, балок, стоек и других элементов, особенно в сжатых зонах планера перспективных самолетных конструкций. Разработан специальный режим трехступенчатого старения (Т12), который обеспечивает высокий уровень прочности (Т1) и коррозионной стойкости, близкой к стойкости в состоянии Т2.

Механические свойства сплавов данной системы представлены в таблице 3.

Листы из сплава В96ЦЗп.ч. перспективны для создания высокопрочных слоистых металлополимерных, биметаллических и гибридных материалов.

Методами просвечивающей и сканирующей электронной микроскопии проведено исследование фазового состава, текстуры и тонкой структуры заготовок из плит промышленного алюминиевого сплава системы Al-Zn-Mg-Cu, подвергнутых старению по различным режимам.

Таблица 3

Механические свойства ковочных сплавов

Сплав	Вид полуфабриката	σ_B МПа	$\sigma_{0,2}$ МПа	δ , %	σ_B/d , кМ(усл.ед.)	$K_{1с}$, МПа $\sqrt{м}$	МЦУ*: $N_{ср}$, кцикл
В96ЦЗп.ч.-Т12	Листы, плиты (2–60 мм); профили, полосы (5–60 мм)	≥ 600 –645	≥ 580 –620	$\geq 8,0$	21,4	≥ 25	240
В95о.ч.-Т2 (базовый)	Листы, плиты, профили, панели	≥ 500 –540	≥ 420 –460	$\geq 7,0$	17,9	≥ 34	150

* Малоцикловая усталость (при $\sigma_{max}=157$ МПа; $f=5$ Гц; $R=0,1$; $K_f=2,6$)

Анализ ПЭМ изображений (рис.17) и картин микродифракции выявил слоистую зеренную структуру с вытянутыми в направлении прокатки субзернами.

В настоящее время одним из основных конструкционных материалов для деталей силового набора планера современных изделий авиационной техники является высокопрочный алюминиевый ковочный сплав 1933 системы Al–Zn–Mg–Cu, разработанный во ФГУП «ВИАМ». Сплав применяют в виде массивных полуфабрикатов толщиной до 250 мм, для изготовления которых используют крупногабаритные слитки.

Структура промышленных слитков, отлитых методом непрерывного литья, неоднородна. Структура (рис.18) состоит из дендритов твердого раствора переменного состава, между ветвей которых расположены скопления неравновесных избыточных интерметаллидных фаз, которые затрудняют деформирование слитка, а при значительных растягивающих напряжениях, возникающих в металле при ковке, приводят к образованию трещин. Для устранения последствий неравновесной кристаллизации применяют гомогенизацию слитков (рис.19).

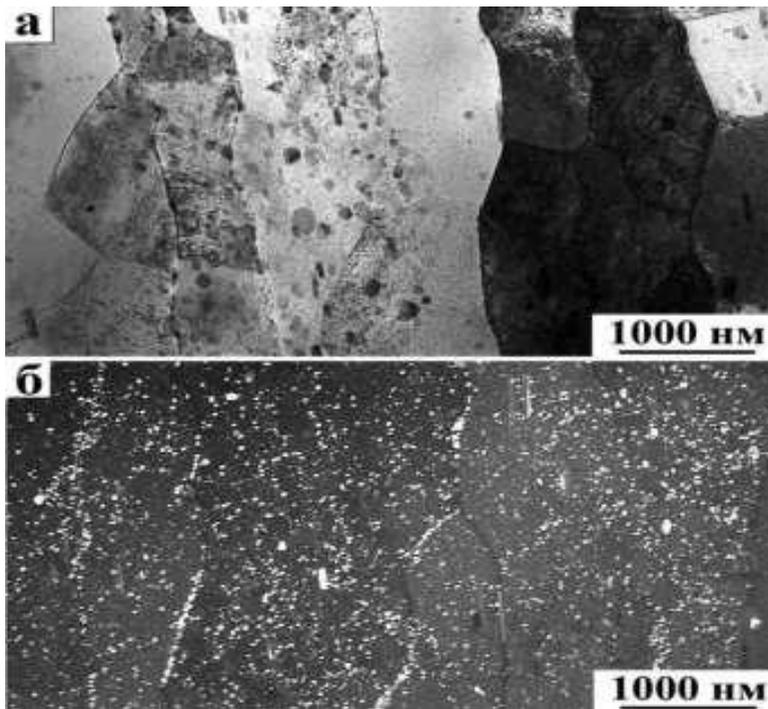


Рис.17. Типичные электронно-микроскопические изображения структуры сплава системы Al-Zn-Mg-Cu

- а) – светлопольное изображение;
- б) – темнопольное изображение

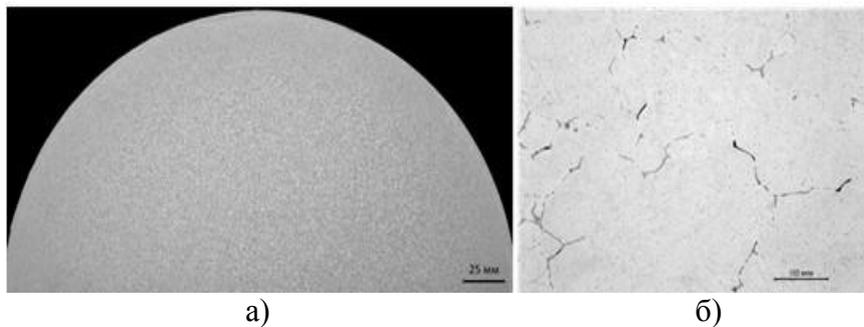


Рис.18. Структура слитка диаметром 305 мм из сплава 1933 в литом состоянии

- а) макроструктура (поперечное сечение);
- б) микроструктура

Сплав 1933 – современный ковошный сплав, применяется в термически обработанном состоянии по режимам Т2 и Т3 ($\sigma_B > 500/440$ МПа), с повышенной трещиностойкостью ($K_{Ic} > 34$ МПа $\sqrt{м}$), используется для изготовления силовых деталей внутреннего набора планера самолета (шпангоутов, фитингов, балок, лонжеронов) в самолетах ЗАО «ГСС», АНТК «Антонов», ОАО «ОКБ “Сухого”», ОАО «Корпорация “Иркут”». Сплав превосходит по вязкости разрушения на 20–30% другие высокопрочные сплавы, в том числе зарубежные.

Разработаны режимы малодеформационной закалки и трехступенчатого старения Т123 и Т122 крупногабаритных полуфабрикатов из сплава 1933, обеспечивающие улучшенный комплекс прочностных и ресурсных характеристик в сочетании с пониженным в 1,5–3 раза уровнем закалочных напряжений, что позволяет уменьшить поковки и коробление сложных деталей при механической обработке.

Сплав 1933 (после термической обработки Т2, Т3) применяется для конструкций самолетов Ан-148, Ту-204, Т-50, SSI-100).

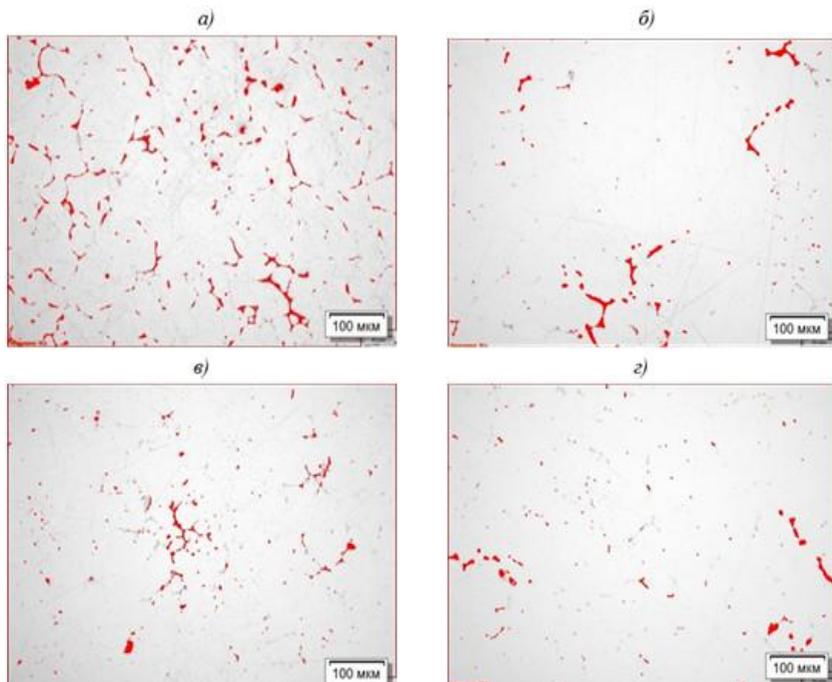


Рис.19. Микроструктура слитка из сплава 1933 после различных режимов гомогенизации (охлаждение с температуры гомогенизации в холодной воде)

а) без гомогенизации (литое состояние);

б) режим – 460 °С, 4 ч;

в) режим – 460 °С, 24 ч;

г) режим – 350 °С, 26 ч+460°С, 4 ч

Сплавы 1933 и В-1963 перспективны при внедрении энергоэффективной, ресурсосберегающей технологии изотермической точной штамповки для изготовления массивных деталей.

Сплав В-1963 – перспективный высокопрочный ковочный сплав ($K_{1c} > 39/43 \text{ МПа}\sqrt{\text{м}}$) с повышенной вязкостью разрушения ($K_{1c} > 34 \text{ МПа}\sqrt{\text{м}}$), предназначен для массивных сильно нагруженных деталей внутреннего силового набора. Механические свойства

представлены в таблице 4. Благодаря легированию малыми добавками серебра и скандия удалось одновременно повысить прочностные характеристики – на 10–20% и усталостную долговечность – в 1,8–2,3 раза по сравнению с серийными отечественными и зарубежными сплавами аналогичного применения.

Таблица 4

Механические свойства высокопрочных сплавов

Сплав	σ_b МПа	$\sigma_{0,2}$ МПа	K_{Ic} , МПа $\sqrt{м}$	МЦУ*: N_{cp} , кцикл
1933-T123	≥ 510	≥ 460	≥ 37	200
В-1963-T12	≥ 560	≥ 510	≥ 34	250
В93п.ч.-Т2 (базовый)	≥ 440	≥ 400	≥ 31	120
АК6п.ч.-Т1 (базовый)	≥ 380	≥ 275	≥ 34	120

* Малоцикловая усталость (при $\sigma_{max}=157$ МПа; $f=5$ Гц; $R=0,1$; $K_t=2,6$).

Сплавы В95о.ч., В95п.ч., 1973 ($\sigma_b \geq 500-540$ МПа) – современные базовые высокопрочные сплавы, применяются в виде широкой номенклатуры катаных (плит, листов) и прессованных (профили, полосы, панели) полуфабрикатов в различных состояниях (Т1, Т2, Т3) для обшивок крыла, стрингеров (гнуемых листовых и прессованных) и других элементов планера самолетов.

3.2. Высокоресурсные сплавы

Сплав 1163 системы Al – Cu – Mg – один из основных конструктивных металлических материалов в авиастроении. По сравнению с другими сплавами этой системы он обладает повышенной выносливостью и более высокой вязкостью разрушения, благодаря чему его активно применяют в самолетах длительного ресурса в элементах конструкций, критичных по усталости. Механические

свойства сплава 1163 РДТВ (ГОСТ 21631-76, ТУ 1-801-84-83) представлены в таблице 4.

Таблица 4

Механические характеристики сплава 1163 РДТВ

№ п/п	Механическая характеристика	Значение
1	Предел прочности, МПа	459
2	Условный предел текучести, МПа	341
3	Модуль упругости, 105 МПа	0,69
4	Модуль сдвига, 105 МПа	0,27
5	Коэффициент Пуассона	0,31
6	Относительное удлинение, %	13
7	Плотность, кг/м ³	2780

Возможные обозначения в литературе: сплав 1163-Т; 1163-Т1; 1163-Т7.

Сплав марки 1163 — современный среднепрочный высокоресурсный сплав серии дуралюмин, является базовым материалом для зон, критических по усталости в условиях растягивающих нагрузок. Плиты из сплава марки 1163 в закаленном и естественно состаренном состоянии (Т) имеют повышенные характеристики трещиностойкости и усталостной долговечности по сравнению с аналогичными полуфабрикатами из сплава Д16чТ. Плиты из сплава марки 1163 в закаленном и искусственно состаренном состоянии (Т1) имеют повышенные прочностные характеристики и менее склонны к коррозионному растрескиванию (КР) по сравнению с аналогичными полуфабрикатами из сплава 1163Т. Плиты из сплава марки 1163 в закаленном и естественно состаренном после нагартовки состоянии (Т7) имеют повышенные характеристики прочности по сравнению с аналогичными полуфабрикатами из сплава 1163Т и повышенное значение относительного удлинения по сравнению с аналогичными полуфабрикатами из сплава 1163 в состояниях Т и Т1. Состояние Т7 обеспечивается специальным режимом горячей деформации, закалкой, правкой растяжением в свежезакаленном состоянии и последующим естественным старением. Си-

ловые детали планера самолета, работающие при температурах до 80 °С в закаленном и естественно состаренном состоянии и до 175 °С в закаленном и искусственно состаренном состоянии.

В настоящее время основным материалом, применяемым для обшивки фюзеляжа отечественных самолетов, являются листы из сплава 1163АТВ.

Однако для обеспечения ресурса планера перспективных самолетов гражданского назначения (более 60 тысяч летных часов и более 40 лет календарного срока службы) необходимы листы с улучшенными, по сравнению с серийно выпускаемыми листами, служебными характеристиками, в том числе показателем вязкости разрушения (КСУ).

Для оптимального раскроя обшивок и уменьшения стыков по окружности фюзеляжа требуются также листы больших габаритов (шириной 2200 и длиной 9500 мм), чем серийно выпускаемые (шириной не более 2000 мм и длиной не более 7200 мм).

Сплав 1163АТ не уступает по своим характеристикам сплаву 2524 (США).

3.3. Сверхлегкие сплавы системы алюминий-литий

Диаграмма состояния сплавов системы Al-Li представлена на рис.20.

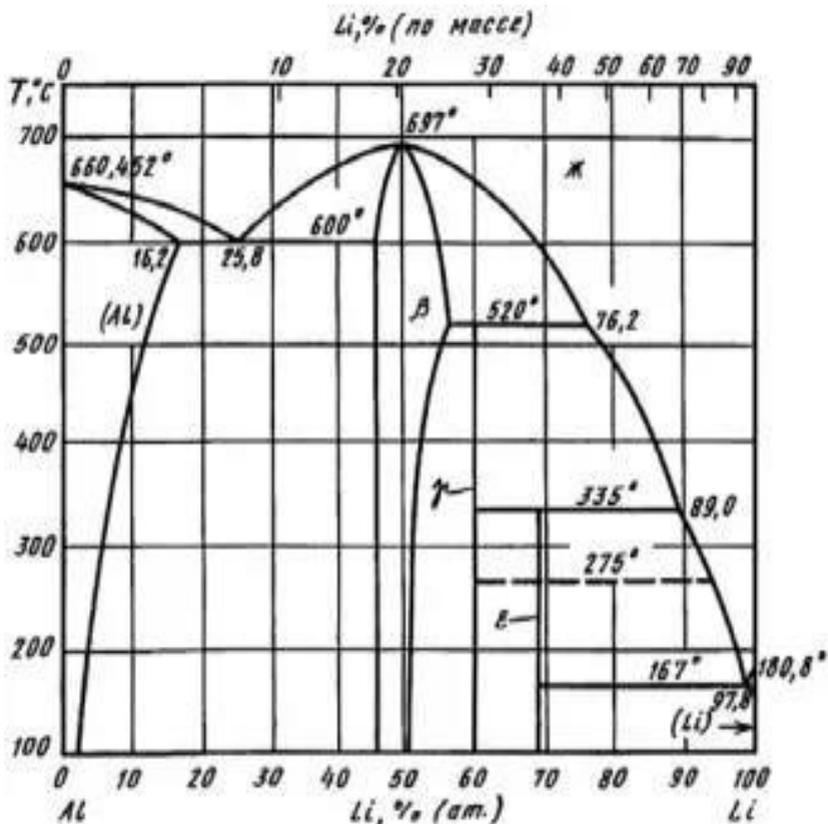


Рис.20. Диаграмма состояния системы Al-Li

Сплавы системы Al-Li имеют высокую удельную прочность с высоким удельным модулем упругости, поэтому они могут резко снизить вес и стоимость изделий, особенно авиационных.

Кроме чрезвычайно токсичного бериллия, литий является единственным легирующим элементом, содержание которого в сплаве уменьшает плотность сплава и увеличивает модуль упругости. Каждый процент содержания лития в алюминий-литиевом сплаве снижает его плотность на 2% и повышает модуль упругости на 6%. Плотность таких сплавов составляет 2540-2560 кг/м³, плотность лития - самого легкого металла - 530 кг/м³.

Типичный алюминий-литиевый сплав на 10% легче и на 10% жестче традиционного алюминиевого сплава. Стоимость Al-Li

сплавов в 2,5 раза выше стоимости традиционных алюминиевых сплавов. Алюминий-литиевые сплавы со временем заменят большинство сплавов, используемых сейчас в строительстве самолетов, и процент использования алюминий-литиевых сплавов может превзойти процент использования композиционных материалов.

Впервые алюминиевые сплавы системы алюминий-медь-литий были разработаны у нас в стране (сплав ВАД23) и за рубежом (сплав 2020) с низким содержанием лития (1,1%). Однако эти сплавы, также как и сплавы системы алюминий-магний-литий имели либо недостаточные прочностные характеристики, либо низкие значения вязкости разрушения и пластичности.

В настоящее время Al-Li сплавы получают методом литья, когда легирующие элементы растворяют в расплаве алюминия и из полученного сплава льют слитки. Такой процесс ограничивает содержание лития тремя процентами. Более высокое содержание лития и, следовательно, более низкая плотность можно достичь порошковой металлургией. Порошковая металлургия алюминий-литиевых сплавов позволяет повышать содержание лития до 5 % и снизить плотность сплава на 14%, обеспечив при этом сочетание высокой прочности, коррозионной стойкости и способности сплава работать при температурах до 250 °С.

В соответствии с равновесной диаграммой состояния бинарной системы Al-Li растворимость лития в твердом состоянии в алюминии при 600 °С достигает 6%, при комнатной температуре 1%.

Добавки циркония в сплавы системы Al-Li измельчают зерно и повышают стойкость к коррозии. Марганец также измельчает зерно и увеличивает коррозионную стойкость, но в меньшей степени, чем цирконий. Кроме того, марганец понижает температуру солидуса. Кремний увеличивает предел текучести сплава, уменьшает склонность к охрупчиванию.

Сплав 1420 (содержит от 0,1 до 2%Li) - самый легкий из всех алюминиевых сплавов, его плотность 2500 кг/м³. Модуль упругости сплава - 76000 МПа в отличие от модуля упругости традиционных сплавов типа Д16, равного 72000 МПа. Широкое применение

ние сплава 1420 вместо сплава Д16 в конструкциях снижает массу от 13% до 20%.

Сплав 1420 обладает удовлетворительной коррозионной стойкостью. Он сваривается всеми видами сварки. Прочность сварного соединения составляет по сравнению с прочностью основного материала 84%. Повторная термическая обработка сплава после сварки дает 100% прочность. Сплав 1420 закалывают с 450 °С охлаждением в воде или на воздухе с последующим искусственным старением при 120 °С 12 ч. Закалка с охлаждением на воздухе обеспечивает высокую коррозионную стойкость, закалка в воде - получение более высоких характеристик пластичности.

Алюминий-литиевые сплавы весьма технологичны. Они хорошо деформируются в горячем состоянии, быстро упрочняются при холодной деформации, хорошо прессуются, штампуются и обрабатываются резанием. Технология получения новых сплавов мало отличается от технологии производства традиционных сплавов.

Наиболее перспективными алюминиевыми сплавами для повышения весовой эффективности изделий авиационной техники являются разработанные в ВИАМе алюминий-литиевые сплавы с повышенной удельной прочностью (марки 1441, В-1461, В-1469 и др.), а также слоистые алюмостеклопластики на их основе. За рубежом аналоги указанных материалов широко применяются в гражданских самолетах компаний Airbus, Boeing, Bombardier.

Высокопрочные алюминий-литиевые сплавы марок В-1461, В-1469 могут применяться взамен В95пч/оч для силового внутреннего набора планера. Они обладают улучшенным комплексом прочностных, ресурсных характеристик и исключительной коррозионной стойкостью, подтвержденной лабораторными и длительными натурными климатическими испытаниями. В отличие от серийных высокопрочных сплавов системы Al-Zn-Mg-Cu, практически все алюминий-литиевые сплавы свариваются всеми видами сварки, что позволяет их применять не только в клепанных, но и в сварных конструкциях.

Алюминий-литиевые сплавы третьего поколения 1424 и В-1461, легированные цинком, являются улучшенными модификациями сплавов второго поколения 1420 и 1460 и обладают повы-

шенной технологичностью при изготовлении, в частности прессованных полуфабрикатов. Свариваемые сплавы 1424 и В-1461 пониженной плотности характеризуются повышенной удельной прочностью, коррозионной стойкостью, повышенными характеристиками малоциклового усталости и вязкости разрушения и рассматриваются в качестве альтернативы сплавам 1163-Т и В950.ч.-Т2.

Сплав 1420, принадлежащий системе Al-Zn-Mg, используют при конструировании сварного фюзеляжа пассажирского самолета. При изготовлении гидросамолетов предусмотрено применение свариваемых коррозионностойких магниевых сплавов (АМг5, АМг6) и сплавов Al-Zn-Mg (1915, В92, 1420). Данный сплав широко применяется в клепанных фюзеляжах палубных штурмовиков вертикального взлета ЯК-36, ЯК-38; в виде штамповок в пассажирском самолете ЯК-42; в сварных топливных баках, сварной кабине пилота истребителя МиГ-29М; в конструкциях самолетов Су-27, Ту-204, вертолета Ми-26Т.

Бесспорное преимущество имеется у свариваемых алюминиевых сплавов при создании объектов космической техники. Высокие значения удельной прочности, удельной жесткости материала позволили обеспечить изготовление баков, межбаковых и носовых частей ракеты с высокой продольной устойчивостью. К достоинствам алюминиевых сплавов (например, 2219) следует отнести их работоспособность при криогенных температурах в контакте с жидким кислородом, водородом и гелием. У этих сплавов происходит так называемое криогенное упрочнение, т.е. прочность и пластичность параллельно растут с понижением температуры.

Сплав 1460 принадлежит системе Al-Cu-Li и является более перспективным для проектирования и изготовления баковых конструкций применительно к криогенному типу топлива - сжатому кислороду, водороду или природному газу.

Будущее для баков больших ракет за алюминиево-литиевыми сплавами.

Алюминий-литиевые сплавы достаточно технологичны при литье и последующей деформации. Производство катаных (в т. ч. тонкие листы толщиной до 0,3 мм методом холодной рулонной

прокатки, массивные плиты до 80 мм) полуфабрикатов освоено на ОАО «Каменск-Уральский металлургический завод», являющемся единственным производителем Al-Li сплавов в России.

3.4. Жаропрочные, коррозионностойкие и криогенные сплавы

Сплавы АК4, АК4-1 хорошо деформируются в горячем состоянии. Характеристики механических свойств полуфабрикатов из сплавов позволяют применять их при повышенных температурах. Сплавы отличаются невысокой коррозионной стойкостью, склонны к коррозионному растрескиванию. Детали следует анодировать и защищать лакокрасочными покрытиями. Сплавы удовлетворительно свариваются точечной и роликовой сваркой, хорошо обрабатываются резанием. Жаропрочные ковочные сплавы применяют для изготовления деталей двигателей, работающих при повышенных температурах. Сплав АК4-1 (основной жаропрочный сплав средней прочности $\sigma_b = 420$ МПа; $\sigma_{0,2} = 270$ МПа) применяют в качестве конструкционного материала в машиностроении и самолетостроении. Используется в виде плит, штамповок, листов в конструкциях планера современных самолетов. Например, из АК4-1 изготавливались монолитные фрезерные панели крыла сверхзвукового пассажирского самолета Ту-144. Для уменьшения коробления и поводов закалку деталей сложной конфигурации можно производить в кипящей воде. Микроструктура сплава АК4-1 (штамповка) в закаленном и искусственно состаренном состоянии показана на рис.21.

Жаропрочные алюминиевые сплавы АК2, АК4 и АК4-1 по химическому и фазовому составам близки к сплавам типа дуралюмин. Как и дуралюмины, сплавы АК2, АК4 и АК4 — основаны на системе легирования Al-Cu-Mg, основными упрочняющими фазами при термической обработке служат фазы S-Al₂CuMg и CuAl₂. Сплавы марок АК2, АК4 и АК4-1 отличаются от дуралюминов тем, что в качестве легирующих элементов в значительных количествах содержат железо, никель и кремний. Сплавы АК4 и АК4-1

менее легированы по меди. Эта особенность определяет изменение структуры и свойств при комнатной и повышенных температурах. Сплав АК2 — один из первых жаропрочных сплавов этой группы, долгое время его применяли для деталей авиационных двигателей. В настоящее время в самолетостроении он вытеснен сплавами АК4 и АК4-1. Сплавы АК4 и АК4-1 более жаропрочные, чем сплав АК2. Механические свойства сплавов АК4 и АК4-1 (рис.22) близки. Сплав АК4-1 получили модификацией сплава АК4, в котором кремния содержится в качестве примеси не более 0,35 % или в пределах 0,10–0,25 %.

Сплавы АК4 и АК4-1 отличаются технологическими свойствами. Сплав АК4-1 характеризуется более высокими технологическими свойствами при литье и обработке давлением (ковке, штамповке, прессовании, прокатке), он почти полностью заменяет сплав АК4 для производства поковок и штамповок.

Благодаря избыточному количеству твердых фаз, содержащих железо, никель, сплавы АК2, АК4 и АК4-1 имеют низкий коэффициент трения, а изделия из них характеризуются высокой износостойкостью.

Сплав марки АК4-2 – сплав с повышенной на 10-15 % устойчивостью к распространению трещин, по сравнению со сплавом АК4-1. При этом прочностные характеристики сплавов близки.

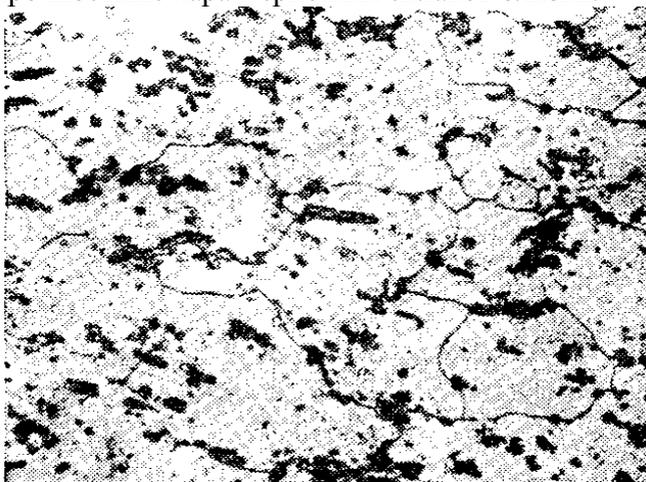


Рис.21. Микроструктура сплава АК4-1 (штамповка) в закаленном и искусственно состаренном состоянии, x250

На рисунке 23 показаны поверхности ликвидуса этой диаграммы, где сплошными линиями очерчены границы поверхностей первичной кристаллизации - алюминиевого раствора (α), CuAl_2 и фаз S (Al_2CuMg), T и β .

На рисунке 24 представлены изотермические разрезы системы, отвечающие 500°C и 20°C .

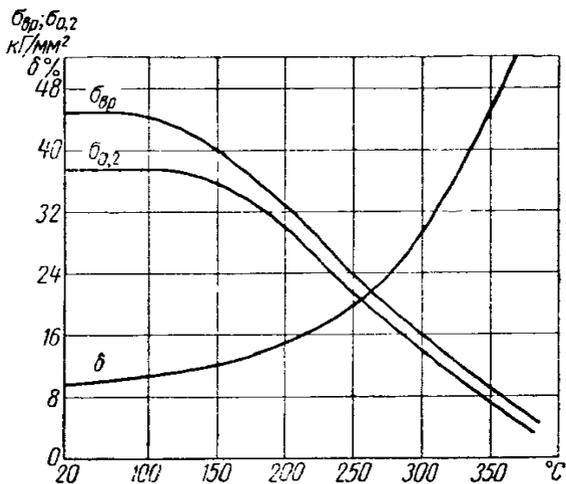


Рис.22. Механические свойства сплава АК4-1 при повышенных температурах (прессованный прут, закалка и искусственное старение); выдержка при температуре испытания 30 мин.

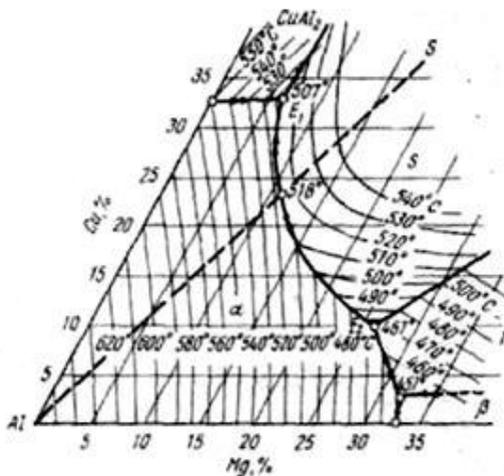


Рис.23. Поверхность ликвидуса системы Al-Cu-Mg

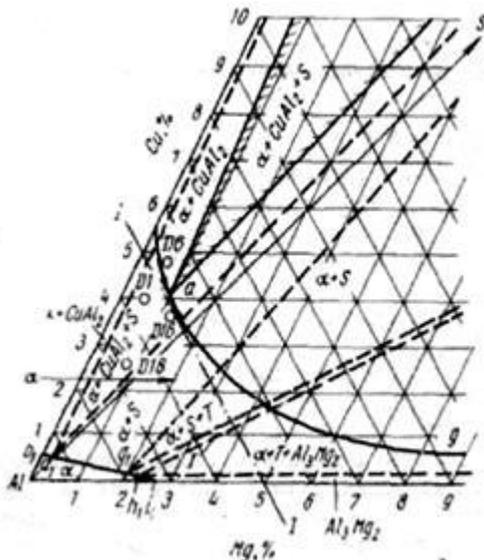


Рис.24. Изотермические разрезы системы Al-Cu-Mg

Согласно изотермическим разрезам тройной диаграммы состояния Al-Cu-Mg с повышением температуры область -твердого раствора сильно расширяется и сплавы при низких температурах,

будучи трехфазными (разрез при 20 °С), становятся при температуре 500 °С гомогенными твердыми растворами. Фазы CuAl_2 и S при этом переходят в твердый раствор. Обе фазы характеризуются высокой твердостью и прочностью, и появление их в сплавах вызывает упрочнение материала. Железосодержащие фазы и марганцовистая фаза остаются нерастворенными.

Сплав Д20 (система Al-Cu-Mn) разработан для деталей турбореактивных двигателей, работающих при температурах до 300-350 °С, а также для сварных деталей и емкостей, работающих кратковременно при температурах 250-300 °С. Микроструктура сплава в термообработанном состоянии представлена на рис.25. прочностные характеристики представлены на рис.26.

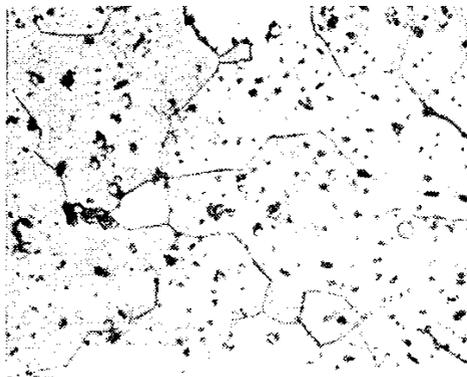


Рис.25. Микроструктура сплава Д20 (прессованная полоса) в закаленном и искусственно состаренном состоянии, x200

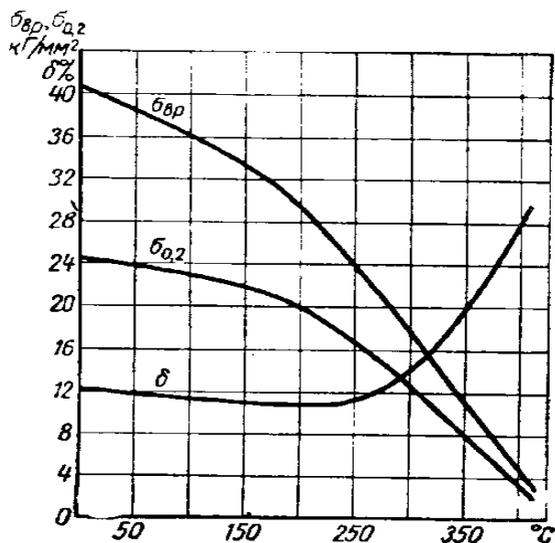


Рис.26. Механические свойства сплава Д20 при повышенных температурах (прессованная полоса) в закаленном и искусственно состаренном состоянии), выдержка при температуре испытания 30 мин.

Сплав 1213 – новый высокопрочный ($\sigma_{\text{в}} \geq 480\text{-}500$ МПа) сплав, легированный серебром, обладающий повышенными жаропрочностью, трещиностойкостью, вязкостью разрушения и сопротивлением усталости. Катанные полуфабрикаты из этого сплава перспективны для создания биметаллических материалов с повышенной температурой эксплуатации. Сплав 1213 применяется для производства деталей авиационной промышленности. Освоено опытно-промышленное производство листов, профилей, штамповок.

Сплав 1577 – сплав, дополнительно легированный скандием. Его прочность в отожженном состоянии близка к прочности закаленного и естественно состаренного сплава марки Д16ч-Т. Прочностные характеристики данного сплава позволяют изготавливать из него сложные по конфигурации детали летательных аппаратов в режиме сверхпластичности.

Сплав 1370Т1 – высокотехнологичный, устойчивый к коррозии, термически упрочняемый сплав с повышенными характеристиками

жаропрочности и технологичности при ХПД. Используется для деталей конструкций на самолете Ан-148 (обшивка, внутренний набор фюзеляжа, гофры носовой части стабилизатора, предкрылков и отклоняемого носка крыла). Сплав используется в виде листов, прессованных профилей, плит. Для него разработаны технологии сварки и холодной деформации

Сплав В-1341-Т – высокотехнологичный, устойчивый к коррозии, свариваемый сплав средней прочности ($\sigma_b = 330$ МПа). Сплав используется в конструкциях ЛА (например, в региональном самолете SSI-100) в виде обшивок, деталей внутреннего набора, крепежных узлов, перегородок, трубопроводов систем жизнеобеспечения, сварных баллонов, работающих в интервале температур от -70 °С до $+150$ °С. Использование тонких листов (до 1,5 мм) в сварных баллонах, работающих под внутренним давлением, вместо листов сплава АМг-4 (до 3 мм), обеспечивает герметичность по основному металлу, снижение массы изделий на 35-40 %.

3.5. Слоистые алюмостеклопластики (СИАЛы) и алюмоорганопластики (АЛОРы)

Металлопластики состоят из чередующихся тонких листов металлических сплавов (алюминиевых или титановых) и слоев полимерных композитов (органо-, угле-или стеклопластиков). Высокие характеристики прочности и вязкости разрушения металлопластиков достигаются благодаря армированию высокопрочными волокнами и использованию компонентов с взаимодополняющими свойствами (металла и полимерного композита, рис.27).

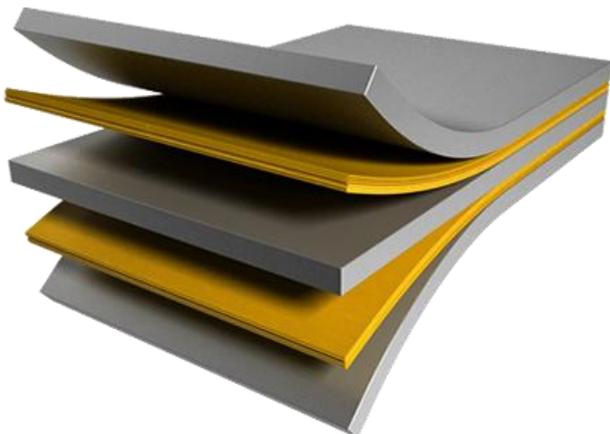


Рис.27. Схема металлополимерного композита

Область применения металлопластиков – элементы конструкций, работающие в условиях усталостного нагружения с повышенными требованиями к надежности и живучести (силовые обшивки планера самолетов, зоны соединения разнородных материалов). Для конструкций из металлопластиков характерны повышенные демпфирующие, звуко- и теплоизоляционные характеристики, ударостойкость, огнестойкость, стойкость к воздействию молнии.

Металлополимерные композиты обеспечивают:

- 1) снижение скорости роста усталостной трещины – в 5–100 раз;
- 2) повышение виброакустической выносливости – в 10 раз;
- 3) снижение массы деталей – на 10–15%.

Для достижения высоких характеристик нового материала АЛОРа (алюмоорганопластика) в качестве полимерного компонента выбраны высокопрочные высокомодульные органопластики (ОП) на основе арамидных и других органических волокон (ОВ), обладающие высокой удельной прочностью и жесткостью при растяжении в сочетании с большой вязкостью разрушения и специфическим взаимодействием между полимерной матрицей и ОВ.

Слоистые алюмостеклопластики СИАЛы – новый перспективный класс конструкционных слоистых гибридных материалов, состоящих из тонких (0,3-0,5 мм) алюминиевых листов и прослоек клевого препрега со стекловолокнами различной структуры арми-

рования в зависимости от назначений деталей (СИАЛ 1-1, СИАЛ 2-1, СИАЛ 3-1).

Материалы отличаются чрезвычайно высоким сопротивлением росту трещины усталости при высокой прочности, пониженной плотности, повышенной пожаростойкости. СИАЛы на базе листов из Al-Li сплава 1441 обладают дополнительно повышенными модулем упругости и теплостойкостью, а также пониженной плотностью.

Прослойки пластика состоят, как правило, из нескольких монослоев однонаправленного клеевого препрега, армированного высокопрочными стеклонаполнителями; расположение и количество монослоев определяется назначением и габаритами детали.

Слоистые материалы обладают уникальным комплексом свойств по сравнению с монолитными алюминиевыми листами: высокой трещиностойкостью (на порядок выше сопротивлением росту трещины усталости $\leq 0,3$ мм/цикл при $\Delta K = 31 \text{ МПа}\sqrt{\text{м}}$), пониженной плотностью на 10–15%, высокой прочностью ($\sigma_B \geq 600$ МПа), а также повышенными пожаростойкостью (1000 °С, 15 мин – без прогорания), ударостойкостью и достаточной коррозионной стойкостью.

СИАЛ на базе листов сплава 1441 используется для молниезащитных элементов обшивки крыла самолета Бе-103 (рис.28). Рекомендуется к применению в качестве обшивок, противопожарных перегородок, облицовок багажно-грузовых отсеков, соединительных лент, поясов безопасности (стопперов), обеспечивающих повышенный ресурс и весовую эффективность перспективных российских конструкций авиационной техники.



Рис.28. Легкий самолет-амфибия Бе-103

АЛОР Д16/41, АЛОР Д16/41Дн – слоистые металлопластики на основе тонких листов алюминиевого сплава и арамидных органо-пластиков. Рекомендованы для изготовления обшивок самолетов, подвергающихся воздействию вибро- и акустических нагрузок (обшивки и нервюры предкрылков, носки кия и стабилизатора и другие детали, рис.29).



Рис.29. Носовая часть крыла самолета Ан-124 с обшивками из АЛОРа Д16/41

Свойства трещиностойких алюмоорганопластиков и алюминиевого сплава Д16ч.-АТ представлены в табл.5.

Таблица 5

Свойства трещиностойких алюмоорганопластиков и алюминиево-го сплава

Значения свойств алюмоорганопластиков

Свойства	Значения свойств алюмоорганопластиков			
	Алор 16/41 (равнопрочный)	Алор 16/41Н (одно- направленный)	Алор на основе арамидных волокон второ- го поколения	Сплав Д16ч.- АТ
Прочность, г/см ³	2,35	2,25	2,2–2,3	2,78
Предел прочности при растяжении, МПа	450	700	1000–1500	415
Предел текучести, МПа	350	500	600–700	275
Модуль упругости при растяжении, ГПа	62	69	70–80	68
Малоцикловая усталость (МЦУ), кцикл, при σ_{max} , МПа:				
160	120	2000	10000	80
280	-	200	-	-
Скорость роста трещины усталос- ти (СРТУ), мм/кцикл ($\Delta K=30$) , МПа $\sqrt{м}$	0,2	0,1	0,01–0,05	5

ТИОР ВТ35/ВК-36 – слоистый материал на основе листов титанового сплава и слоев органопластика, рекомендован для усиления обшивки кессона крыла самолета. Механические свойства титаноорганопластика и титанового сплава представлены в табл.6.

Таблица 6

Механические свойства титаноорганопластика и титанового сплава

Значения свойств материалов

Свойства	Значения свойств материалов	
	титаноорганопластика на основе волокна Армос	сплава ВТ35

Плотность, г/см ³	3,5	4,7
Предел прочности при растяжении, МПа	1500	1250
Модуль упругости при растяжении, ГПа	100	110

ТИГРАН ВТ6/ВК-36 – слоистый материал на основе листов титанового сплава ВТ6ч. И слоев углепластика, рекомендован для усиления обшивки кессона крыла самолета, в качестве переходной зоны соединения деталей и агрегатов из углепластика с металлическим силовым набором. Механические свойства титаноуглепластика и титанового сплава представлены в табл.7.

Таблица 7

Свойства титаноуглепластика и титанового сплава

Свойства	Значения свойств материалов	
	титаноуглепластика	сплава ВТ6ч.
Плотность, г/см ³	3,5	4,5
Предел прочности при растяжении, МПа	830	850 ($\sigma_{0,2}$)
Модуль упругости при растяжении, ГПа	102	110
Предел прочности при сжатии, МПа	800	900 ($\sigma_{0,2}$)
Логарифмический декремент затухания при изгибных колебаниях, %	0,95	0,50

АЛКАР Д16/14-3 – слоистый металлопластик на основе тонких листов алюминиевого сплава (с защитой от коррозии) и слоев углепластика. Область применения – силовые обшивки планера и крыла самолета, в том числе способные к самоадаптации и самоконтролю при эксплуатации. Свойства алюмоуглепластика и алюминиевого сплава представлены в табл.8., микроструктура алюминиевого сплава представлена на рис.30.

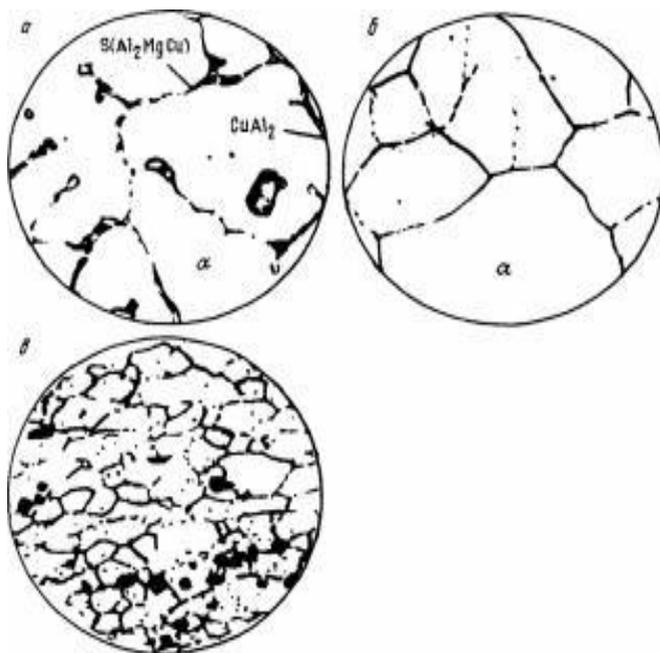


Рис.30. Микроструктура дуралюмина Д16, х 300

На рис.30 представлены микроструктуры дуралюмина Д16 в литом состоянии, после закалки и после закалки и старения.

Таблица 8

Свойства	Свойства алюмоуглепластика и алюминиевого сплава	
	Значения свойств материалов алюмоуглепластика	Значения свойств материалов сплава Д16ч.-АТ
Модуль упругости при растяжении, ГПа	87-93	68
Предел прочности, МПа при растяжении	860-900	410
при сжатии	690-720	410

при межслоевом сдвиге	5,8-6,1	-
Сохранение свойств после выдержки в камере солевого тумана в течение 2 мес, %	98-100	-

3.6. Литейные алюминиевые сплавы

Высокие требования к надежности деталей и конструкций в авиационной и космической технике предполагают применение высококачественных, надежных в эксплуатации деталей, изготовленных из литых заготовок алюминиевых сплавов повышенной чистоты. В конструкциях современных летательных аппаратов применяется до 2000 наименований отливок из литейных алюминиевых сплавов четырех типов: высокотехнологичные, высокопрочные, жаропрочные, коррозионностойкие.

Литейные Al-сплавы используются для изготовления узлов и деталей, обладающих низкой плотностью, высокой удельной прочностью, что позволяет применять отливки взамен штамповок и поковок. Наиболее распространенными являются литейные алюминиевые сплавы марок ВАЛ12, ВАЛ14, ВАЛ16.

Сплав ВАЛ12 (система Al-Zn-Mg-Cu) – высокопрочный сплав, который успешно конкурирует не только с деформируемыми алюминиевыми сплавами, но и с малоуглеродистыми сталями, латунями, бронзами. Данный сплав обладает удовлетворительными литейными свойствами, коррозионной стойкостью, предназначается для изготовления деталей, отвечающим повышенным характеристикам надежно-

сти, прочности, текучести, усталости. При литье в кокиль и жидкой штамповки сплав обладает следующими характеристиками: $\sigma_b = 360-400$ МПа, $\delta \geq 4$ %, рабочей температурой 250°C (длительно) и 300 °С (кратковременно).

Сплав АЛ4МС (системы Al-Si-Cu-Mg) – высокопрочный высокотехнологичный сплав, который обеспечивает при литье в кокиль высокие механические характеристики ($\sigma_b = 360-400$ МПа; $\delta \geq 4$ %), не склонен к образованию трещин, рабочая температура 250 °С. Из него можно отливать детали любыми способами, в том числе прогрессивным способом литья по выжигаемым и газифицируемым моделям.

Сплавы ВАЛ14 и ВАЛ18 (системы Al-Cu-Mn) - жаропрочные сплавы, получаемые литьем в песчаные формы, для высоконагруженных деталей, работающих при температурах 300-500 °С, обладающие следующими характеристиками $\sigma_b = 380-500$ МПа, $\delta = 7,5-10$ %.

Коррозионностойкие сплавы на основе системы Al-Mg (рис.31) имеют достаточно высокий уровень свойств: прочности, пластичности, ударной вязкости, свариваемости, усталостных характеристик, а также обладают коррозионной стойкостью, позволяющей использовать их к деталям гидропланов, работающих в условиях воздействия морской воды и морского тумана.

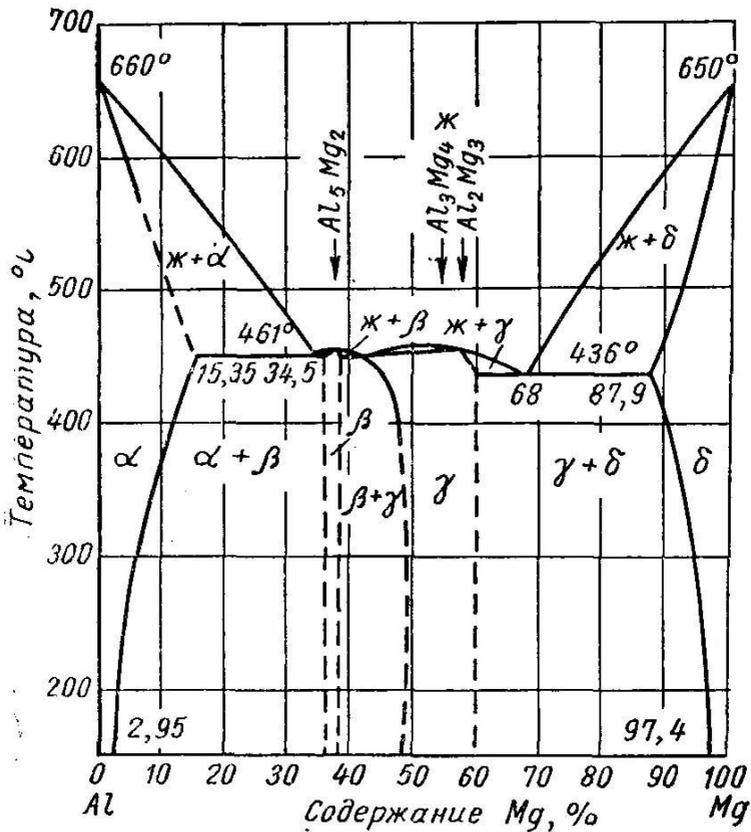


Рис.31. Диаграмма состояния системы Al-Mg

В сварных конструкциях литых и литодеформированных изделиях, работающих в сложных условиях нагружения, при длительной эксплуатации в агрессивных средах применяется сплав ВАЛ16.

Сплав ВАЛ16 (системы Al-Mg) – коррозионностойкий свариваемый сплав, применяющийся при работе в температурном интервале от -70 °С до +140 °С (длительно), до 150 °С (кратковременно).

Сплав ВАЛ20 (системы Al-Cu-Mg) – высокопрочный сплав, предназначенный для литья в песчаные формы фасонных отливок сложной конфигурации деталей внутреннего набора (корпуса, качалки, кронштейны), эксплуатирующиеся при температуре +200 °С

(длительно), +250 °С (кратковременно), механические характеристики $\sigma_b = 420$ МПа, $\delta = 7$ %.

Дальнейшее повышение эксплуатационных характеристик литейных алюминиевых сплавов связано с совершенствованием технологических процессов производства отливок, включая плавку, обработку жидкого металла, а также термическую обработку.

4. КОНСТРУКЦИОННЫЕ И ЖАРОПРОЧНЫЕ ТИТАНОВЫЕ СПЛАВЫ

4.1. Краткая характеристика и классификация титановых сплавов

Титан помог человеку преодолеть звуковой барьер в авиации и выйти в космическое пространство. В ракетостроении и космической технике титан практически незаменим. Титановые сплавы применяли в пилотируемых ракетных комплексах «Восток» и «Союз» (рис.32), беспилотных «Луна», «Марс», «Венера», а также «Энергия» и в орбитальном корабле «Буран».



Рис.32. Ракетный комплекс «Союз»

Авиационная промышленность является основным потребителем титана. В дозвуковых самолетах активно применялся алюминий. Самолеты, работающие на сверхзвуковых скоростях, столкнулись с высокими температурами обшивки, где алюминий не может использоваться из-за низкой жаропрочности. Для выхода из ситуации возникла необходимость в конструкционных материалах, надежно работающих в сложной комбинации силовых и тем-

пературных полей при воздействии агрессивных сред, излучений и высоких давлений. Этим требованиям полностью отвечает титан и его сплавы.

Современные авиалайнеры становятся еще более титаноемкими. Это в первую очередь связано с тем, что в новых самолетах увеличивается доля композиционных материалов, с которыми алюминий активно взаимодействует и корродирует. Титан не подвержен таким процессам, в связи с чем существенно увеличивает ресурс комплектующих изделий.

Существует три основных направления использования титана в авиастроении:

1) для изготовления ответственных высоконагруженных узлов и агрегатов (стойки шасси, силовые элементы, механизации крыла, гидроцилиндры);

2) для изготовления изделий сложной пространственной формы (окантовки люков и дверей, где возможно скопление влаги, обшивки, на которые действует струя продуктов сгорания двигателя, огнеблокирующие противопожарные перегородки, тонкостенные трубопроводы воздушной системы, настил пола грузовой кабины);

3) изготовление различных элементов двигателя.

ВИАМ в сотрудничестве с другими научно-исследовательскими организациями, ОКБ и заводами разработали обширную номенклатуру титановых сплавов различного назначения:

1) свариваемые конструкционные сплавы с высокой технологической пластичностью и средним уровнем прочности ($\sigma_B = 500-900$ МПа);

2) высокопрочные сплавы ($\sigma_B \geq 1000$ МПа);

3) жаропрочные сплавы (рабочая температура от 350°C до 900°C);

4) сплавы для фасонного литья;

5) сплавы со специальными свойствами, используемые для конструкций, работающих в условиях криогенных температур и в особо суровых условиях коррозии.

Достоинством титановых сплавов по сравнению с алюминиевыми и магниевыми сплавами являются более высокие прочность,

жаропрочность при достаточно хорошей пластичности, высокой коррозионной стойкости.

В области конструкционных, в том числе литейных титановых сплавов, задача повышения ресурса и надежности решается созданием нового поколения комплексно легированных сплавов с повышенными характеристиками предела выносливости на 30 % и трещиностойкости на 200 %, при снижении стоимости сплава на 20-30 % за счет полного перехода на отечественное сырье и недефицитные легирующие компоненты.

На текущий момент авиационная промышленность является основным потребителем продукции из титана. Активный прогресс авиационной техники и переход с винтовой авиации на реактивную - существенно ускорило развитие титанового производства, так как по своим физико-механическим свойствам титановые сплавы являются универсальным конструкционным материалом.

Вплоть до конца 60-х годов XX века титан применялся в основном для изготовления газовых турбин двигателей самолетов. В 70-х – 80-х годах титановые сплавы начали широко использоваться для изготовления различных деталей, особенно планерной части самолетов несущей основную нагрузку. Все эти детали почти в 2 раза легче деталей, изготовленных из стали, и гораздо прочней.

4.2. Свариваемые конструкционные сплавы

Следует отметить группу сплавов системы Ti-Al-Mn: BT5-1, BT6, BT20.

Сплав BT20 является разработкой ВИАМ. В этом свариваемом сплаве повышенной прочности ($\sigma_b = 932$ МПа, $\sigma_{0,2} = 834$ МПа) часть α -стабилизатора (алюминия) заменена нейтральным упрочнителем – цирконием, что позволяет сохранить более высокую термическую стабильность и технологическую пластичность. Его используют как в конструкции планера самолетов, так и для изготовления деталей ГТД. Например, в конструкции планера самолета Су-35 (рис.33) из сплава BT20 изготовлено значительное количество дета-

лей и сварных узлов фюзеляжа, крыла и киля. Сплав ВТ20 обладает жаропрочностью до 450 – 500 °С.



Рис.33. Самолет СУ-35

Сплав ВТ23 – высокопрочный свариваемый сплав ($\sigma_b = 1080$ МПа, $\sigma_{0,2} = 1010$ МПа), применяется в монолитных, сварных, паяных конструкциях самолетов, ракет, космических аппаратов. Температура эксплуатации данного сплава от -196 °С до +400 °С. Общая масса деталей, изготовленных из сплава ВТ23 для ракетно–космического комплекса «Энергия-Буран» составляет 6 и 14 тонн соответственно. Это шпангоуты, балки, лонжероны и стыковочные узлы (рис.34). Для этого сплава разработаны технология изготовления разнообразных полуфабрикатов (листов, фольги, ленты, штамповок и поковок) массой до 3,5 т; процессы ВТМО и текстурного упрочнения для изготовления лонжеронов, шпангоутов, балок, силового набора с $\sigma_b = 1100$ МПа (в зависимости от типа деталей и их ресурса), шаровых баллонов с конструкционной прочностью $\sigma_{b,к} = 1300$ МПа. Сплав применяется также в конструкции самолетов Ан-158, Су-31М, Су-29 (рессорные шасси и пружины), в силовых конструкциях космического аппарата «Астрон». В конструкциях гидросамолета Бе-200 применяется для изготовления сварных и

монолитных конструкций, в том числе для изготовления гидроаккумуляторов.



Рис.34. Ракетно-космический комплекс «Энергия—Буран»

Ресурсные и циклические испытания узлов конструкций показали высокую надежность сплава ВТ23 в процессе эксплуатации и его малую чувствительность к колебаниям параметров технологического процесса (термической обработки, механической обработки).

Сплав ВТ23М – высокопрочный свариваемый сплав с более узким диапазоном легирования, чем у сплава ВТ23, отличается высокой стабильностью и повышенным уровнем механических свойств ($\sigma_{\text{в}}=1150$ МПа). Применяется в монолитных, сварных и паяных конструкциях самолетов, ракет и космических аппаратов. Из него изготавливают практически все виды полуфабрикатов. Серийное изготовление фольги 0,08 мм, ленты 0,1 мм, листов 0,6-10 мм свидетельствует о его высокой технологической пластичности. Универсальный комплекснолегированный сплав ВТ23М применяется как для широкой номенклатуры полуфабрикатов, так и для различного типа конструкций. Комплексное легирование данного сплава при уменьшенной концентрации молибдена и ванадия и при отсутствии олова и циркония обеспечивает более низкую стоимость и меньшую плотность материала ($4,57$ г/см³). Примене-

ние данного сплава для изготовления различной по своему назначению номенклатуры деталей из одного вида полуфабрикатов стало возможным благодаря применению технологии высокотемпературной термомеханической обработки и технологии термообработки. Указанные технологии позволяют изменять предел прочности $\sigma_{\text{в}}$ листовых полуфабрикатов толщиной 1,5-3,5 мм от 980 МПа до 1250 МПа. Достоинством сплава является возможность варьирования температур как ВТМО, так и термической обработки в широком интервале без риска снижения оптимальных эксплуатационных характеристик и получения заданного комплекса свойств, обеспечивающих заданный ресурс работы изделия в целом. Сплав ВТ23М – логичное развитие современных высокопрочных титановых сплавов. Это перспективный сплав для применения в новых конструкциях изделий авиационного, ракетостроения и космической техники.

Сплав ВТ43 – высокопрочный сплав ($\sigma_{\text{в}} = 1200-1300$ МПа) свариваемый сплав широкого применения; используется в монолитных, сварных и паяных конструкциях самолетов, ракет и космических аппаратов, изготовленных с использованием различных типов полуфабрикатов, в том числе крупногабаритных (рис.35).



Рис.35. Силовой набор фюзеляжа самолета

Сплав BT22 – свариваемый титановый сплав ($\sigma_b = 1030$ МПа, $\sigma_{0,2} = 950$ МПа) с высокой прокаливаемостью. Микроструктура околошовной зоны сварного соединения представлена на рис.36.

Из него изготавливают крупногабаритные детали внутреннего силового набора, детали и узлы шасси. Сплав широко применяется в конструкциях самолетов Ил-76, Ил-86, Ил-96, Як-42, Бе-200, Ту-204, МиГ-29, Т-50.

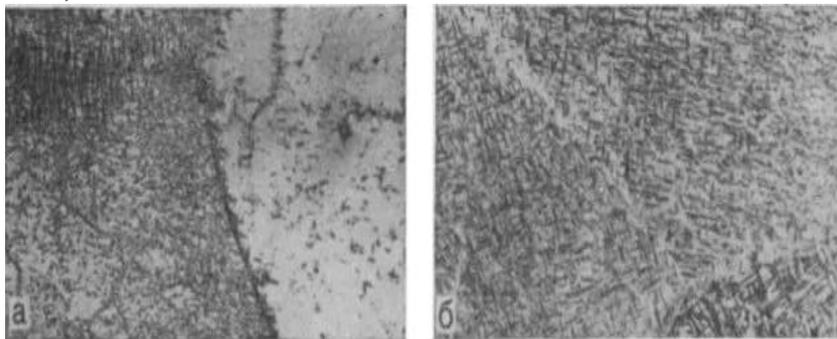


Рис.36. Микроструктура околошовной зоны соединения из сплава BT22 толщиной 60 мм, х400

а) после сварки;

б) после отжига при 750 °С

Сплав BT22M – усовершенствованный свариваемый сплав ($\sigma_b = 1100$ МПа, $\sigma_{0,2} = 1020$ МПа). Используется аналогично сплаву BT22.

Сплав BT22И – высокотехнологичный сплав для изготовления точных штамповок методом изотермического деформирования в условиях сверхпластичности, обеспечивающей изготовление термостойких деталей сложной конфигурации с однородной мелкозернистой структурой, высоким и устойчивым уровнем механических свойств (крышек люков, кронштейнов, панелей и др.).

4.3. Жаропрочные титановые сплавы

Жаропрочность титановых сплавов в сравнении, например, с никелевыми сплавами, невелика, хотя никель имеет более низкую температуру плавления. Это объясняется полиморфизмом титана. При 882,5 °С происходит полиморфное $\alpha \rightarrow \beta$ - превращение. При

этом прочностные характеристики Ti резко снижаются из-за увеличения подвижности атомов. Для получения жаропрочных титановых сплавов используют легирующие элементы, которые повышают температуру полиморфного превращения. Например, алюминий, который кроме повышения абсолютной жаропрочности повышает и удельную, снижая при этом плотность сплава. Диаграмма состояния системы титан-алюминий представлена на рис.37.

При высоком содержании алюминия получают интерметаллидные сплавы, которые по жаропрочности превосходят никелевые сплавы. При этом вредное влияние аллотропического превращения прекращается и основой сплава становится химическое соединение TiAl (γ -фаза), модификации титана исчезают. В сплавах, содержащих меньшее количество алюминия, основой является интерметаллидное соединение Ti_3Al (α_2 - фаза) и модификации титана существуют, но $T_{\text{пл}} > 1100$ °С, что превышает рекомендуемую температуру эксплуатации этого сплава.

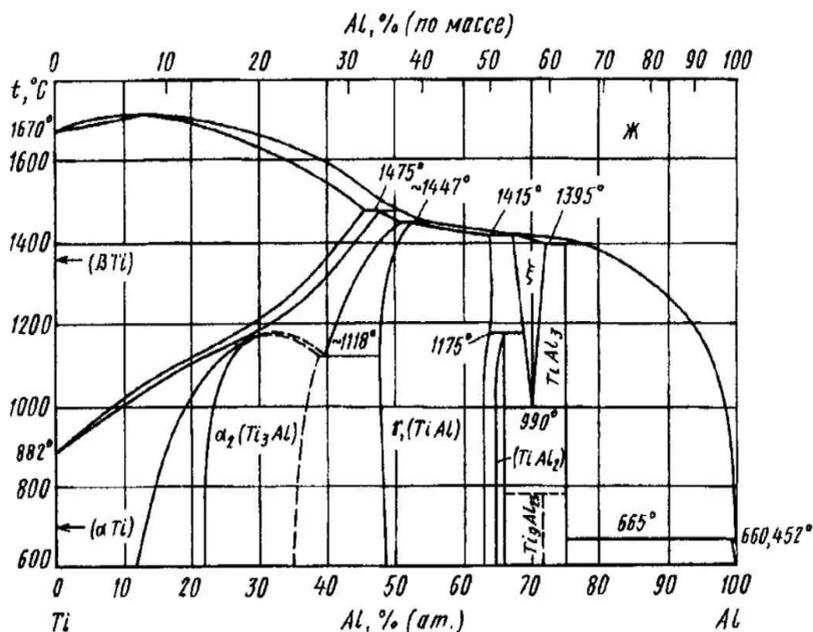


Рис.37. Диаграмма состояния титан – алюминий как основа для разработки жаропрочных титановых сплавов

Теоретические основы для создания жаропрочных титановых сплавов установленные в работах, проведенных в ВИАМ:

- 1) основа сплавов бинарная система титан-алюминий;
- 2) дополнительное легирование элементами типа изоморфных β -стабилизаторов (молибден, ниобий) и нейтральными упрочнителями (олово, цирконий);
- 3) в сложнолегированных сплавах можно использовать и эвтектоидные β -стабилизаторы (например, железо, хром), но с обязательным присутствием достаточного количества изоморфных β -стабилизаторов для блокировки реакции эвтектоидного распада, которая вызывает хрупкость;
- 4) применение микролегирования кремнием и углеродом для дополнительного повышения жаропрочности⁴
- 5) сплавы с высоким содержанием гексагональной модификации α -Ti более жаропрочны, чем сплавы с высоким содержанием кубической модификации β -фазы.

Влияние олова, циркония, алюминия на жаропрочность приведено на рис.38.

Из сплава BT3-1 получают катаные, прессованные и кованные прутки, катаные и прессованные профили, различные поковки и штамповки, полосы, плиты, раскатные кольца, в опытном порядке - трубы. Сплав удовлетворительно сваривается всеми видами сварки, применяемыми для титана. После сварки необходимо проводить отжиг для восстановления пластичности сварного соединения. Изделия из сплава BT3-1 обычно применяют после изотермического отжига, который состоит из нагрева при температурах 870-920 °С и изотермической выдержки при 630-680 °С в течение 2-5 ч с последующим охлаждением на воздухе. После одинарного отжига при температурах 800-850 °С сплав имеет большую прочность, чем после изотермического, но меньшую пластичность и термическую стабильность. Прочностные свойства сплава можно несколько повысить закалкой при 840-900 °С с последующим старением при 500-620 °С в течение 1-4 ч. Сплав BT3-1 используется при изготовлении деталей двигателей, работающих длительное время при температурах до 400 °С.

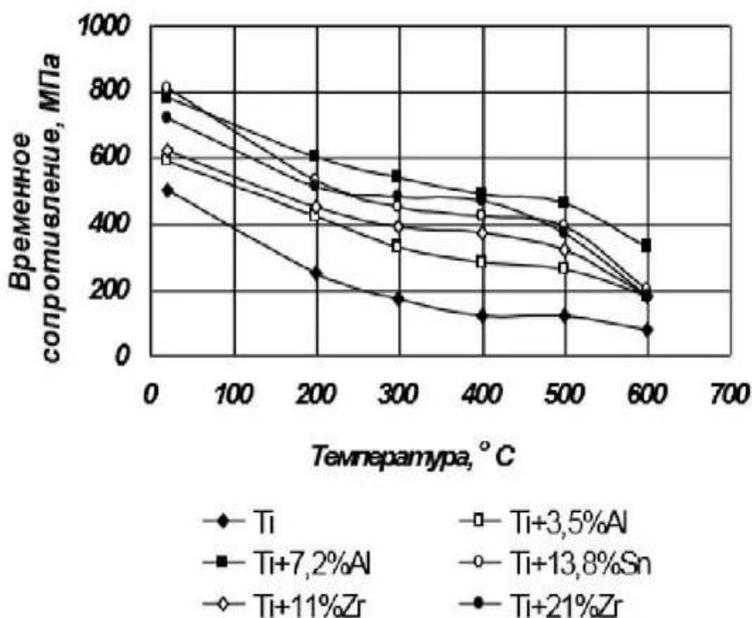


Рис.38. Температурная зависимость прочности бинарных титановых сплавов по сравнению с прочностью титана технической чистоты

В вертолетах титановые сплавы ВТ 3-1 главным образом используются для деталей системы несущего винта и привода, а также системы управления. Из титановых сплавов изготавливают втулки несущего винта, втулки хвостового винта, цапфы, скобы, корпуса осевых шарниров, наконечники лопастей.

Сплав ВТ18ч – листовой конструкционный сплав высокотемпературного (до 600 °С) применения. Прочностные характеристики: $\sigma_B = 1000-1200$ МПа, $\sigma_{0,2} = 950-1150$ МПа. Применяется для изготовления обшивок самолетов, ракет, в конструкциях двигателей.

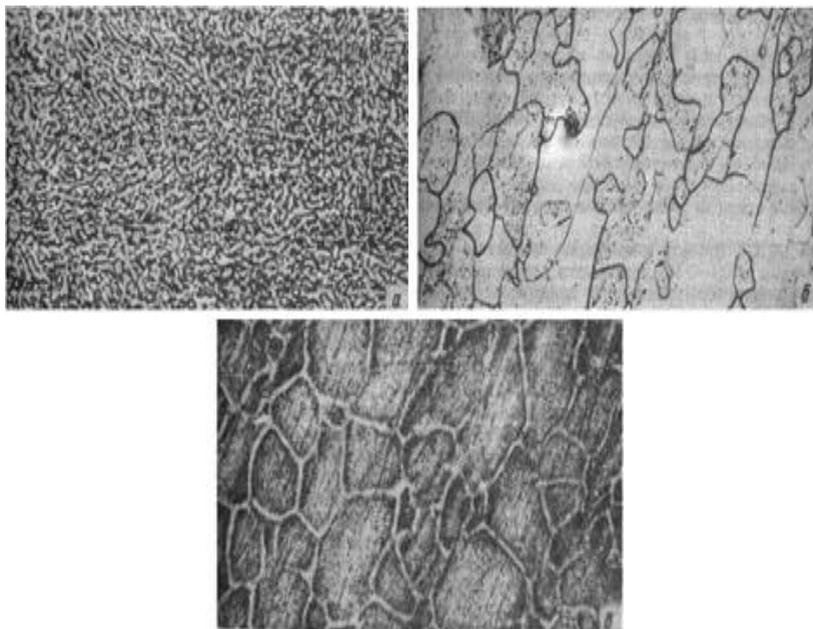


Рис.39. Микроструктура сплава VT3-1, x500

- а) после отжига;
- б) после закалки с 800 °С;
- в) после старения при 480 °С

Сплав VT38 – жаропрочный, жаростойкий пониженной окисляемости сплав с рабочей температурой до 650 °С. Прочностные характеристики: $\sigma_B = 970$ МПа, $\sigma_{0,2} = 530$ МПа при температуре 650 °С. Применяется для изготовления обшивок самолетов, ракет, в конструкциях двигателей.

4.4. Сплавы для фасонного литья

Литейные титановые сплавы отличаются малой склонностью к образованию горячих трещин, линейной усадкой равной 1 %, объемной усадкой - 3 %. Отливки изготавливаются методом фасонного литья в чугунные, стальные, специальные формы.

Литейные титановые сплавы обладают более низкими механическими свойствами, чем деформируемые соответствующей

марки. Упрочняемая термическая обработка к ним не применяется, так как резко снижает пластичность сплавов.

Особенность литейных титановых сплавов заключается в том, что в их структуре отсутствует эвтектика. Эвтектика образуется только в некоторых сплавах, но при таких высоких концентрациях второго компонента, которые значительно превосходят пределы легирования промышленных титановых сплавов. Минимальная концентрация эвтектики наблюдается в системе титан-кремний (рис.40) и соответствует содержанию 8,6 % кремния.

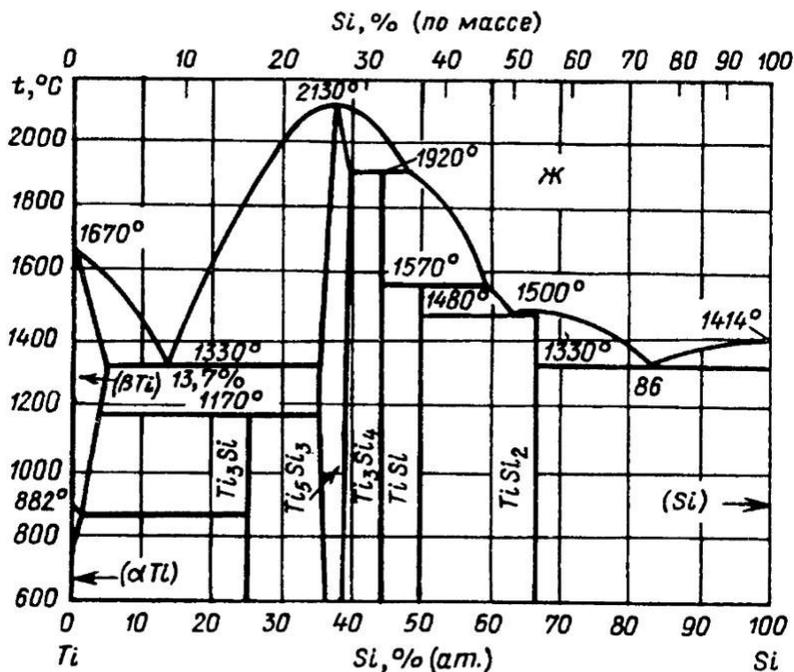


Рис.40. Диаграмма состояния системы титан-кремний

Максимальное содержание кремния в промышленных титановых сплавах не более 0,5 %. Титановые сплавы, основанные на бинарной системе титан-алюминий (рис.37) имеют достаточно высокие литейные свойства из-за узкого интервала кристаллизации (50-80 °C). Дополнительное легирование V, Zr не оказывает значительного влияния на жидкотекучесть (рис.41). Более широкий интервал кристаллизации наблюдается при введении Si, Mo, Nb, W,

Cr, Fe. На рис.42 представлено влияние легирующих элементов на жидкотекучесть титана.

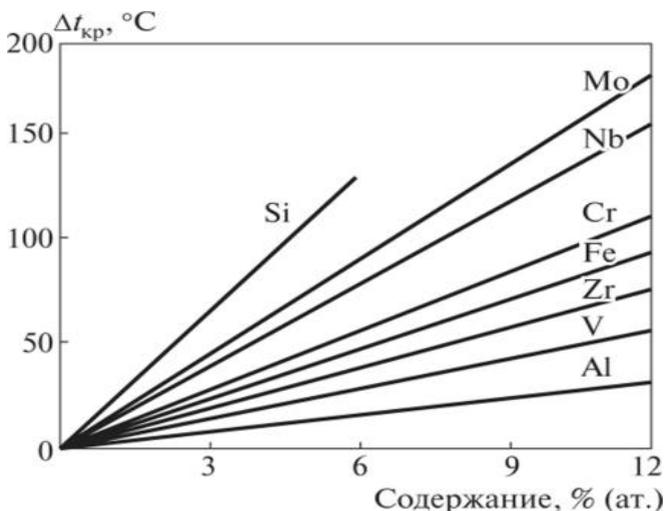


Рис.41. Температурные интервалы кристаллизации двойных сплавов титана с различными элементами

Сплавы ВТ1Л, ВТ5Л, ВТ20Л используются для изготовления высоконагруженных деталей ответственного назначения.

Сплав ВТ6Л рекомендуется для изготовления деталей, работающих до температуры 400 °С. Данный сплав является термоупрочняемым, путем термической обработки (закалка + старение) можно увеличить прочность до 1100 МПа.

Сплав 40Л обладает повышенной прочностью, высоким пределом выносливости. Рекомендуется для использования вместо серийных сплавов ВТ20Л, ВТ6Л в агрегатах планера самолетов и в двигателях для получения различных высокоресурсных деталей и узлов.

Механические характеристики сплавов приведены в табл. 9. Состав и свойства серийно применяемых литейных титановых сплавов приведены в табл. 10. Предельно допустимое содержание примесей в титановых сплавах приведено в табл. 11, Механические свойства при различных температурах и физические свойства сплавов в табл. 12 и 13.

Таблица 9

Сплав	Способ литья	σ_B , МПа	$\sigma_{0,2}$, МПа
BT1Л	По выплавляемым моделям	343	270
BT5Л	По выплавляемым моделям	686	618
BT20Л	Под давлением	932	834
BT6Л	По выплавляемым моделям	834	736
BT40Л	Под давлением	1030	900

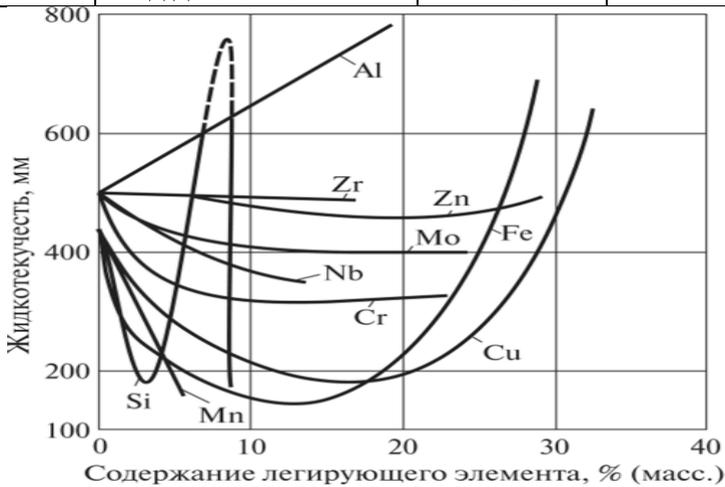


Рис.42. Влияние легирующих элементов на жидкотекучесть титана

Титановые сплавы со специальными свойствами. По своей природе титан не обладает хладноломкостью. При криогенных температурах нелегированный титан является высокопрочным и достаточно пластичным материалом. При переходе к комнатной, а тем более к повышенным температурам, титан необходимо легировать. Повышенное содержание примесей внедрения (углерода, кислорода, азота) и легирование β -стабилизаторами приводит к повышению хладноломкости титана. Для криогенных температур рекомендуют титановые сплавы на основе α -структуры с пониженным содержанием примесей. Наиболее подходящим для ис-

пользования при криогенных температурах является сплав ВТ5-1К. Возможно применение псевдо- α -сплавов, например, сплава ВТ6К.

Термическая обработка титановых сплавов. Применяются следующие виды ТО: отжиг, закалка, старение, а также ХТО (например, азотирование, оксидирование, силицирование). Отжиг применяется для всех титановых сплавов с целью снижения твердости, повышение пластичности, измельчения зерна, устранения структурной неоднородности. Для стабилизации структуры и механических свойств применяется полный отжиг, двойной или изотермический отжиг. Неполный отжиг применяется для снятия внутренних напряжений. Упрочняемая термообработка (закалка и старение), применяется только к титановым сплавам с $(\alpha+\beta)$ -структурой: ВТ6, ВТ8, ВТ9, ВТ14, ВТ22. Из всех видов химико-термической обработки титановых сплавов наибольшее распространение получило азотирование. После азотирования детали обладают хорошими антифрикционными свойствами, повышенным пределом выносливости, коррозионной стойкостью, высокой износостойкостью.

В конструкциях самолетов и вертолетов литые детали из титановых сплавов применяют в воздухозаборниках, мотогондолах, агрегатах, системах управления рулями и других узлах. Для авиадвигателей используют литые заготовки корпусов, крыльчаток, разного рода кронштейнов, различных арматурных деталей. В целом в авиационной промышленности налажено серийное производство из титановых сплавов более 3000 наименований литых деталей различной сложности.

Таблица 10

Химический состав и гарантируемые механические свойства

Марка сплава	Средний химический состав сплава, мас. %	Механические свойства, не менее				
		σ_B , МПа	$\sigma_{0,2}$ МПа	δ , %	ψ , %	a_n , МДж / м ²
ВТ1Л	Технический титан	343	294	10	20	0,49
ТЛ-3	Ti-4,5Al	588	539	8	16	0,4
ВТ5Л	Ti-5,2Al	686	627	6	14	0,3
ВТ20Л	Ti-5,5 Al -2Zr-1Mo-1V	932	823	5	13	0,25
ВТ21Л	Ti-6 Al -5Zr-1V-0,7Mo-0,35Cr-0,2W	981	902	4	8	0,2

BT6Л	Ti-6 Al -4V	882	804	5	12	0,25
BT3-1Л	Ti-6 Al -2,5Mo-1,5Cr-0,2Si-0,5Fe	932	814	4	8	0,25
BT9Л	Ti-6 Al -3,3Mo-1,5Zr-0,3Si	932	855	4	8	0,2
BT14Л	Ti-5 Al -3,5Mo-1,5V-0,3Cr-0,4Fe	883	785	5	12	0,25
BT23Л	Ti-5,5 Al -2Mo-4,5V-1Cr-0,7Fe	990	880	4	8	0,25
BT18УЛ	Ti-6,5Al-4Zr-3Sn-1Nb-0,7Mo-0,2Si	905	821	12	24	0,3
BT35Л	Ti-3 Al -15V-3Cr-3Sn-1,2Zr-1Mo	1110	980	6	16	0,25
ВТЛ1	Ti-5 Al -1Si	835	736	5	12	0,15

Таблица 11

Предельное содержание примесей в литейных титановых сплавах

Марка сплава	C	O ₂	N ₂	H ₂	Fe	Si	Zr	W
	мас. % не более							
BT5Л	0,20	0,20	0,05	0,015	0,35	0,20	0,80	0,20
ТЛ-3	0,15	0,15	0,05	0,015	0,30	0,15	–	–
BT20Л	0,15	0,15	0,05	0,015	0,30	0,15	–	–
BT21Л	0,20	0,20	0,05	0,015	0,35	0,20	0,80	0,20
BT6Л	0,10	0,15	0,05	0,015	0,30	0,15	0,30	0,20
BT3-1Л	0,15	0,18	0,05	0,015	–	–	0,50	0,20
BT9Л	0,15	0,15	0,05	0,015	0,30	–	–	0,20
BT14Л	0,12	0,15	0,05	0,015	0,60	0,15	0,30	0,20
BT1Л	0,20	0,20	0,05	0,015	0,35	0,20	0,80	0,20
BT23Л	0,20	0,20	0,05	0,015	–	0,20	0,80	0,20
BT18УЛ	0,15	0,15	0,05	0,015	0,30	0,15	–	–
BT35Л	0,15	0,15	0,05	0,015	0,30	0,15	–	–
ВТЛ1	0,20	0,20	0,05	0,015	0,35	–	0,80	0,20

Примечание. Сумма прочих примесей – не более 0,3%

Таблица 12

Механические свойства литейных сплавов при различных температурах

Сплав	T, °C	E, МПа	$\sigma_{\text{пл}}$, МПа	$\sigma_{0,2}$, МПа	$\sigma_{\text{в}}$, МПа	δ_{10} , %	δ_5 , %	ψ , %	$a_{\text{н}}$, МДж/м ²	σ_{100} , МПа	$\sigma_{\text{T} / 100}$, МПа	$\sigma_{\text{T} / 500}$, МПа	σ_{-1} , МПа
ВТ5Л	20	115700	539	667	765	6	–	14	0,3	–	–	–	245
	300	103000	245	314	392	8	–	25	–	392	–	–	–
	400	91200	196	245	343	10	–	30	–	343	275	–	–
ВТ6Л	20	112800	637	814	932	–	8	15	0,44	–	–	–	196
	300	93200	392	490	539	–	9	16	–	520	–	–	–
	400	89200	294	441	490	–	9	16	–	461	–	–	–
ВТ3-1	20	111800	618	814	981	5	–	10	0,3	–	–	–	216
	400	–	–	569	716	9	–	18	–	706	461	373	–
	450	90200	343	510	667	10	–	20	–	–	–	–	–
	500	86300	294	490	618	10	–	20	–	–	–	–	–
ВТ9Л	20	111800	618	814	981	5	–	10	0,3	–	–	–	177
	400	–	–	569	716	9	–	18	–	637	490	–	196
	450	90200	343	510	667	10	–	20	–	608	451	–	–
	500	86300	294	490	618	10	–	20	–	490	275	196	177
	550	–	–	–	–	–	–	–	–	343	196	98	–
	600	76500	255	441	559	10	–	40	–	–	–	–	–
ВТ20Л	20	106000	637	834	932	–	8	20	0,4	–	–	–	196
	350	91200	314	481	618	–	10	34	–	588	441	–	–
	500	79400	284	432	550	–	12	35	–	422	157	–	–
ВТ21Л	20	110000	638	863	1030	–	6	12	0,2	–	–	–	196
	400	91200	392	549	657	–	11	20	–	580	426	392	177
	500	86300	324	500	618	–	12	33	–	446	177	–	–

Таблица 13

Физические свойства титана и его сплавов в твердом состоянии

Марка сплава	ρ_{20} , кг/м ³	t, °С ликвидус со- лидус		$\alpha \times 10^6$, К ⁻¹ (°С)	с, кДж/кг×К	λ , Вт/м ×К	$\rho_{20} \times 10^6$ Ом×см
			–				
Титан	4500	1668	–	11,2(0–1668)	0,525(20) 0,592(500) 0,691(1000) 0,698(1500)	13,4(20) 16,3(500) 21,0(1000) 26,8(1500)	61
BT5Л	4410	1640	1600	8,6(20–100) 9,2(20–500) 9,8(20–900)	0,544(100) 0,670(400) 0,754(600)	8,79(25) 13,0(400) 15,5(600)	–
BT6Л	4430	1650	1590	8,3(20–100) 9,5(20–500) 10,0(20–700)	0,543(100) 0,668(400) 0,794(700)	8,8(25) 13,4(400) 17,6(700)	162
BT3-1Л	4430	1620	1560	9,5(20–100) 10,3(20–500)	0,565(100) 0,691(400) 0,795(600)	6,69(25) 12,1(400) 15,1(600)	168,5
BT9Л	4490	1620	1560	7,61(20–100) 9,57(20–500) 10,5(20–800)	–	–	169

5. ПЕРСПЕКТИВНЫЕ СТАЛИ И СПЛАВЫ

5.1. Высокопрочные конструкционные стали с высокой вязкостью разрушения

20ХГСН2МФА – кратковременный предел прочности 1350 МПа. Сталь обладает высокой прокаливаемостью и технологичностью. Хорошо сваривается всеми видами сварки с последующей термообработкой. Применяется для изготовления баллонов высокого давления.

ВКС-6 – кратковременный предел прочности при 20°C составляет 1550 МПа. Работоспособна в интервале температур от -130 до +500°C. Обладает высокой вязкостью разрушения и сопротивлением замедленному хрупкому разрушению в воде.

ВКС-9, ВКС-12 – кратковременный предел прочности 1950–2300 МПа. Обладают высокой степенью надежности, хорошо свариваются электронно-лучевой сваркой с обеспечением прочности сварного соединения после упрочняющей термообработки, равной 0,9 от прочности основного металла. Применяется для изготовления высоконагруженных деталей, в том числе деталей шасси (рис.43). Виды изломов образцов стали ВКС-9 (35ХС2Н3М1ФА) после испытания на ударный изгиб при различных температурах приведены на рис.44.

ВКС-10 – кратковременный предел прочности 1300 МПа. Теплопрочная сталь после цементации имеет твердость 60 HRC, обеспечивает работоспособность длительно – при 450°C и кратковременно – до 550°C с высокой надежностью. Область применения – зубчатые колеса.

ВКС-14 – объемно-упрочняемая износостойкая высокоуглеродистая сталь с твердостью 60 HRC, применяемая без химико-термической обработки, для изготовления средне- и мелкомодульных зубчатых колес, пар трения, инструмента.



Рис.43. Стойки шасси самолета из стали ВКС-9

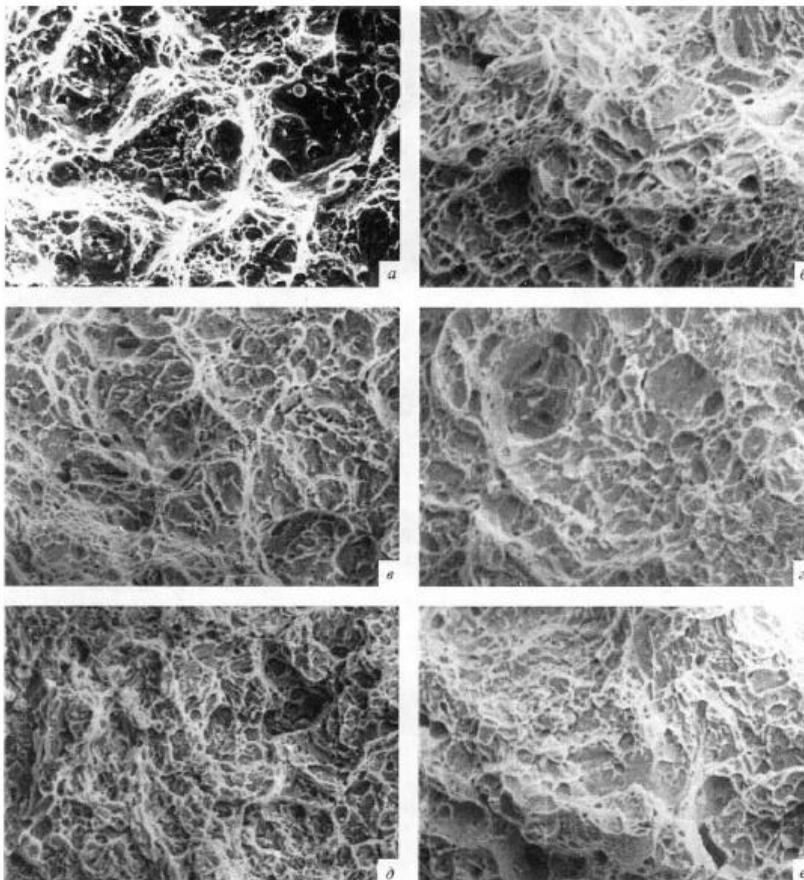


Рис.44. Изломы образцов стали ВКС-9 после испытания на ударный изгиб при различных температурах, $\times 1000$

- а) $t_{\text{исп.}} = 20 \text{ }^{\circ}\text{C}$;
- б) $t_{\text{исп.}} = -40 \text{ }^{\circ}\text{C}$;
- в) $t_{\text{исп.}} = -70 \text{ }^{\circ}\text{C}$;
- г) $t_{\text{исп.}} = -196 \text{ }^{\circ}\text{C}$.

5.2. Коррозионностойкие стали

ЭП817 – кратковременный предел прочности 1350 МПа. Сталь предназначена для изготовления сварных и несварных силовых узлов, длительно работающих при температурах до 300°C во всеклиматических условиях. Сталь не склонна к коррозии под напряжением. Сварные соединения не склонны к межкристаллитной коррозии и коррозии под напряжением. Сталь хорошо сваривается аргоно-дуговой сваркой с присадкой и без присадки, электронно-лучевой сваркой, а также электроконтактными видами сварки. После сварки не требуется последующая термическая обработка.

ВНС-16-1 – кратковременный предел прочности 1275 МПа. Применяется для изготовления сложных паяно-сварных конструкций, работающих до 450°C.

СН-2А, ВНС-5, ВНС-43 – кратковременный предел прочности 1200–1650 МПа. Обладают высокими вязкостью разрушения, трещиностойкостью, хорошо свариваются всеми видами сварки с обеспечением высокой прочности сварных соединений после термической обработки. Применяются для изготовления крепежа и силовых деталей планера.

ВНС-65 – кратковременный предел прочности 1760 МПа. Сталь переходного аустенито-мартенситного класса предназначена для высоконагруженных силовых, в том числе сварных, деталей планера, работающих при температурах от -70 до +200°C во всеклиматических условиях. Сталь не склонна к межкристаллитной коррозии, хорошо сваривается аргоно-дуговой сваркой с присадкой, а также электронно-лучевой сваркой.

СН-3, СН-3ПН – кратковременный предел прочности >1200 МПа. Применяются для обшивки и деталей внутреннего набора планера.

ВНС-73 – кратковременный предел прочности 1375 МПа. Сталь мартенситного класса предназначена для изготов-

ления сварных и несварных силовых деталей самолетов, длительно работающих при температурах от -70 до $+200^{\circ}\text{C}$ во всеклиматических условиях. Сталь хорошо сваривается автоматической аргоно-дуговой сваркой без присадки (неплавящимся электродом) и ручной аргоно-дуговой сваркой с присадкой. После сварки не требуется обязательная термическая обработка. Сталь не склонна к коррозии под напряжением: $\sigma=980$ МПа в условиях камеры солевого тумана (КСТ-35).

ВНС-74 – кратковременный предел прочности 1400–1495 МПа. Сталь мартенситного класса предназначена для изготовления крепежа (рис.45), получаемого холодной высадкой, эксплуатирующегося во всеклиматических условиях при температурах от -70 до $+350^{\circ}\text{C}$. Сталь не склонна к коррозии под напряжением в условиях камеры солевого тумана (КСТ-35) и морском климате при приложенном напряжении $\sigma=980$ МПа. Обладает хорошей способностью к холодной высадке.



Рис. 45. Детали крепежа из стали ВНС-74

ВНС-72 – кратковременный предел прочности 1750 МПа. Обладает повышенной пластичностью, хорошо сваривается аргоно-дуговой и электронно-лучевой сваркой. Сталь предназначена для изготовления крепежных деталей, силовых

деталей планера, в том числе сварных деталей авиационной техники.

ВНС-53 – коррозионноустойчивая сталь с температурой эксплуатации от -70 до $+300^{\circ}\text{C}$, обеспечивает высокую технологичность при изготовлении деталей трубопроводных систем (гибка, раскатка, развальцовка). Трубы из стали ВНС-53 с толщиной стенки от $0,5$ мм по характеристикам прочности и выносливости в 2 раза превосходят серийные трубы из стали 12X18H10T (используется для серийных деталей).

ВНС9-Ш – кратковременный предел прочности не менее 1470 МПа. Сталь применяется в виде ленты различной толщины для высоконагруженных, ответственных деталей: пластины торсионов, муфт (рис.46).



Рис.46. Пластина торсиона вертолета, изготовленная из холоднокатаной ленты стали ВНС9-Ш

Таблица 14

Характеристики коррозии под напряжением при испытании в камере солевого тумана КСТ-35 коррозионностойких сталей

Сплав	Напряжение, МПа	Время до разрушения
ЭП817	980	>2 лет
ВНС-5	980	>1 года
ВНС-43	980	>1 года
ВНС-65	980	>1 года
ВНС-73	980	>0,5 года
ВНС-74	980	>0,5 года
ВНС-72	980	>0,5 года
ВНС-53	Не склонна к коррозии	

5.3. Высокопрочные мартенситостареющие стали

ВКС-170, ВКС-180, ВКС-210, ВКС-240, ВКС-260 – стали высокой надежности и технологичности, упрочняемые низкотемпературным старением, предназначены для изготовления высоконагруженных силовых деталей, крепежа, упругих элементов, инструмента, пресс-форм для литья под давлением для изготовления отливок из алюминиевых и магниевых сплавов. Стали ВКС-170 и ВКС-180 с прочностью не менее 1570 и 1720 МПа соответственно работоспособны в интервале температур от -196 до +450°С и могут быть использованы для валов ГТД. Механические свойства данной группы сталей приведены в табл.15.

Таблица 15

Механические свойства высокопрочных мартенситостареющих сталей

Сталь	$\sigma_B^{20^{\circ}C}$	$\sigma_{0,2}^{20^{\circ}C}$	$\sigma_B^{400^{\circ}C}$	$\sigma_{0,2}^{400^{\circ}C}$	$\sigma_{100}^{400^{\circ}C}$	$\sigma_{0,2/100}^{400^{\circ}C}$
	МПа					
ВКС-170	1570	1520	1300	1200	1000	800
ВКС-180	1720	1600	1400	1350	1000	825
ВКС-210	1950	1850	—	—	—	—
ВКС-240	2200	2100	—	—	—	—
ВКС-260	2500	2400	—	—	—	—

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В учебном пособии кратко рассмотрены характеристики основных групп авиационных материалов. Наибольшее внимание уделено перспективным металлическим материалам нового поколения, отвечающие требованиям, предъявляемым к современным летательным аппаратам. Металлы – основные конструкционные материалы для изделий ракетно-космической техники, их масса в массе сухих изделий составляет более 90 %. Поэтому совершенствование тактико-технических характеристик изделий во многом определяется свойствами применяемых сплавов. За последние годы разработано и в дальнейшем получит новое развитие поколение алюминиевых сплавов, легированных литием и скандием. Замена традиционных сплавов новыми позволит снизить массу узлов изделий РКТ на 10-30 % в зависимости от типа конструкции. Технология получения деталей из новых гранулированных сплавов наряду с возможностью повышения рабочих температур до 850 °С обеспечит снижение массы узлов на 10-30 % (данные ВИАМ).

При разработке космических аппаратов требуются новые материалы, которые должны выдерживать нагрузки космических полетов (высокие температура и давление, вибрационные нагрузки на этапе выведения, низкие температуры космического пространства, глубокий вакуум, радиационное воздействие, микрочастицы) и иметь достаточно низкую удельную массу. В разделе 3 рассмотрены сверхлегкие сплавы системы алюминий – литий нового поколения.

Большой резерв в повышении свойств конструкций РКТ лежит в использовании интерметаллидных соединений. Для разработки жаропрочных конструкционных материалов на основе интерметаллидных соединений наибольший интерес представляют системы титан – алюминий, никель – алюми-

ний, железо – хром – алюминий. В разделе 4 рассмотрены сплавы системы титан – алюминий.

Пособие помогает студенту в освоении специальных дисциплин, изучающих современные технологии и процессы.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Пикунов М.В. *Металловедение* / М.В. Пикунов, А.И. Десипри. М.: *Металлургия*, 1980.- 256 с.

2. Гуляев А.П. *Металловедение: учебник для вузов* / А.П. Гуляев.- 6-е изд., перераб. и доп. – М.: *Металлургия*, 1986. 544 с.

3. Лякишев Н.П. *Диаграммы состояния двойных металлических систем* / Н.П. Лякишев. – М.: *Машиностроение*, 1996.-992 с.

4. Лившиц Б.Г. *Металлография: учебник для студ. металлург. вузов*./ Б.Г. Лившиц. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: *Металлургия*, 1990. – 336 с.

5. Лахтин Ю.М. *Металловедение и термическая обработка металлов: учебник для металлургических специальностей*. / Ю.М. Лахтин. – 3-е изд., перераб. и доп. М.: *Металлургия*, 1983. – 359 с.

6. Пикунов М.В. *Современные проблемы материаловедения и металлургии. Кристаллизационные процессы: учеб. пособие* / Пикунов М.В., Баженов В.Е. – М.: *Издательский Дом МИСиС*, 2016. – 95 с.

7. Зубченко А.С. *Марочник сталей и сплавов* / А.С. Зубченко, М.М. Колосков, В.Т. Долбенко, Ю.В. Каширский и др. – 2-е изд., перераб. и доп.– М.: *Машиностроение*, 2003.– 784 с.

8. Шишков М.М. *СНГ. Марочник сталей и сплавов ведущих промышленных стран мира: справочник* / М.М. Шишков, А.М. Шишков.– 3-е изд., доп.- Донецк: *Юго – Восток*, 2005. – 576 с.

9. Колачев Б.А. Металловедение и термическая обработка цветных металлов и сплавов: учебник для вузов / Б.А. Колачев, В.И. Елагин, В.А. Ливанов.– 3-е изд., перераб. и доп.– М.: МИСИС, 1999. – 416 с.

10. Белецкий В.М. Алюминиевые сплавы. Состав, свойства, технология, применение Справочник / В.М. Белецкий, Г.А. Кривов; Под общ. ред. акад. И.Н. Фридляндера.– Киев: КОМИНТЕХ, 2005.– 365 с.

11. Квасов Ф.И. Промышленные алюминиевые сплавы. Справочное издание / Ф.И. Квасов, И.Н. Фридляндер (ред.).– 2-е изд., перераб. и доп.– М.: Металлургия, 1984.– 528 с.

12. Мондольфо Л.Ф. Структура и свойства алюминиевых сплавов / Л.Ф. Мондольфо.; Пер с англ.– М.: Металлургия, 1979.– 640 с.

13. Хэтч Дж.Е. Алюминий: свойства и физическое металловедение. Справочник / Дж.Е. Хэтч. Пер. с англ.– М.: Металлургия, 1989.– 422 с.

14. Захаров А.М. Диаграммы состояния двойных и тройных систем: учебное пособие для вузов /А.М. Захаров.– М.: Металлургия, 1990.– 240 с.

15. Белов Н.А. Диаграммы состояния тройных и четверных систем: учебное пособие для вузов /Н.А. Белов.– М.: "МИСИС", 2007.– 360 с.

16. Смирягин А.П. Промышленные цветные металлы и сплавы. Справочник / А.П. Смирягин, Н.А. Смирягина, А.В. Белова.– 3-е изд., доп. и перераб.– М.: Металлургия, 1974.– 488 с.

17. Эйдензон М.А. Магний / М.А. Эйдензон; Перев. с англ.– М.: Металлургия, 1969.– 352 с.

18. Эмли Е.Ф. Основы технологии производства и обработки магниевых сплавов / Е.Ф. Эмли; Перев. с англ.– М.: Металлургия, 1972.– 488 с.

19. Портной К.И. Магниевые сплавы. Свойства и технология. Справочник / К.И. Портной, А.Л. Лебедев.– М.: Госу-

дарственное научно-техническое издательство литературы по
черной и цветной металлургии, 1952.– 736 с.

ПРИЛОЖЕНИЕ 1

Выпускаемая и проектируемая авиатехника

1. Военные самолёты

Название	Фото	Тип	Статус	Первый полёт	Разработчики	Производители	Произведено	Примечания
Су-30		Тяжёлый истребитель	Серийное производство		ОКБ Сухого	ИАЗ, КНААЗ	>100	Эксплуатанты: Россия, Белоруссия, Казахстан, Индия, Китай, Алжир, Вьетнам, Венесуэла, Малай-

Су-35		Тяжёлый истребитель	Серийное производство	19.02.2008	ОКБ Сухого	КНА-АЗ	>70	зия и др. Эксплуатанты: Россия, Китай
Су-57		Тяжёлый истребитель	Лётные испытания	29.01.2010	ОКБ Сухого	КНА-АЗ	-	-
МиГ-29СМТ		Лёгкий истребитель	Производство			РСК «МиГ»	>10	-
МиГ-35		Лёгкий истребитель	Лётные испытания			Сокол	-	-
МиГ-41		Истребитель-перехватчик	Разработка			РСК «МиГ»	-	-

Су-34		Фронтальной бомбардировщик	Серийное производство	ОКБ Сухого	НАЗ	>100	Принят на вооружение ВВС России 20.03.2014.
Ту-160 М2		Стратегический бомбардировщик	Разработка		КАЗ	-	-
ПАК ДА		Стратегический бомбардировщик	Разработка	Туполев		-	-
Як-130		Учебно-боевой самолёт	Серийное производство 25.04.1996	ОКБ им. Яковлева	ИАЗ	>130	Эксплуатанты: Россия, Алжир, Банг-

ла-
деш,
Бело-
рус-
сия,
Мьян
ма.

А-100	Самолёт ДРЛО	Лётные испытания	18.1 1.20 17	1	-
-------	--------------	------------------	--------------------	---	---

2. Учебные и легкие самолёты

Название	Фото	Тип	Статус	Первый полёт	Разработчики	Производители	Произведено	Примечания
Як-152		Учебно-тренировочный самолёт	Лётные испытания	29.0 9.20 16	«Иркут»	ИАЗ	-	-

СР-10		Учебно-тренировочный самолёт	Лётные испытания	25.1 2.20 15			1	-
«Корвет»		Самолёт-амфибия	Производство	1986			«Серебряные крылья»	~90
«Цикада»			Производство	1997			«Серебряные крылья»	~20
Ла-8		Самолёт-амфибия	Производство	20.1 1.20 04	Аэро-ро-Волга	Аэро-Волга		>10
Ворку		Самолёт-амфибия	Секторное производство ^[16]		Аэро-ро-Волга	Аэро-Волга		

Л-172		Самолёт-амфибия	Разработка	Авиатех	-	-
Diamond DA42			Серийное производство	Diamond Aircraft Industries	УЗГА	

3. Транспортные самолёты

Название	Фото	Взлётный вес Дальность	Статус	Первый полёт	Разработчики	Производители	Продано	Примечания
Ил-76МД-90А		200 тонн 6500 км	Серийное производство	2012	АК им. Ильюшина	Авиастар-СП		Модификации: Ил-76ГД-90А Ил-78М-90А

Ил-276		70 тонн 7300 км	Разра- ботка	Пла н 2023 год	АК им. Иль- юши- на			-	
Ил-112В		21 тон- на 5200 км	Ис- пыта- ния	Пла н 2019 год	АК им. Иль- юши- на	ВАСО		-	
Бе-200		41 тон- на 3100 км	Про- изво- дство	24.0 9.19 98	ТАНТ К	ТАНТ К	12		Само- лёт- амфи- бия
ПА К ТА			Разра- ботка		АК им. Иль- юши- на			-	Заме- на Ан- 124

4. Пассажирские самолёты

На- зва ние	Фото	Вме- сти- мость Даль- ность	Ста- тус	Пер вый полёт	Разра бот- чики	Про- изво- дители	Про- изве- дено	Экс- плуа- танты
ТВ С- 2ДТ С		12 пасс. 1200 км	Лёт- ные испы- тания	10.0 7.20 17	Сиб- НИА		-	-

L-410 UV P-E20		19 пасс. 1200 км	Серийное производство	2018		УЗГА	5	
Ил-114-300		64 пасс. 6500 км	Сборка первого образца	План 2019 год	АК им. Ильюшина	РСК «МиГ»	-	-
SSJ 100		87..10 8 пасс. 3000.. 4500 км	Серийное производство	19.0 5.20 08	ГСС	КНА-АЗ	>150	Россия, Мексика, Ирландия и др.
МС-21		132..2 11 пасс. 6400 км	Лётные испытания	28.0 5.20 17	«Иркут», ОКБ им. Яковлева	ИАЗ	-	-
Ил-96-300		До 300 пасс. 9800 км	Производство		АК им. Ильюшина	ВАСО		

Ил-96-400М		До 370 пасс. 8700 км	Разра- ботка		ВАСО	-	-
CR 929		230..3 20 пасс. 10..14 тыс. км	Разра- ботка		«ОАК », СОМ АС	-	-
Ту-204		164..2 15 пасс. 4200.. 5920 км	Серий ное про- изво- дство	2.01. 1989	Авиа- стар- СП	86	

5. Вертолёты

На- зва- ние	Фото	Тип	Ста- тус	Пер вый по- лёт	Разра бот- чики	Про- изво- дите- ли	Про- изве- дено	При- меча- ния
Ми-28Н		Удар- ный вер- толёт	Се- рий- ное про- изво- дство	14.1 1.19 96	Завод им. Миля	Рост- вертол	-	Основ- ные экс- плуа- танты: Россия, Ирак.

Ка-52



Ударный вертолёт

Серийное производство

25.06.1997

ОКБ Камова

Прогресс

-

Эксплуатируется в России и Египте.

СБВ

Ударный вертолёт

Разработка

«Вертолёты России»

-

-

Ми-35М



Транспортно-боевой вертолёт

Серийное производство

ОКБ Рост-Миля вертол

>120

Основные эксплуатанты: Россия, Азербайджан, Ирак, Бразилия, Венесуэла, Индонезия.

Ми-26		Тяжёлый транспортный вертолёт	Серийное производство	14.1 2.19 77	Завод им. Миля	Рост-вертол	-	-
Ка-32		Средний вертолёт	Производство			Ку-МАПП	-	-
Ми-38		Средний вертолёт	Серийное производство	22.1 2.20 03	ОКБ Миля	КВЗ	-	Сертифицирован в декабре 2015 года.
Ансат		Лёгкий вертолёт	Серийное производство	17.0 8.19 99	КВЗ	КВЗ	-	-
Ми-8		Многоцелевой вертолёт	Серийное производство			КВЗ, У-УАЗ	-	-

Ка-226		Многоцелевой вертолёт	Серийное производство	04.09.97	Ка-МОВ	Ку-МАПП	-	-
Ка-62		Многоцелевой вертолёт	Лётные испытания	25.05.17			-	-

6. Беспилотные летательные аппараты

Название	Фото	Взлётный вес	Дальность	Статус	Первый полёт	Разработчик	Произведено
Линейка БПЛ А ZAL A-421		1,5..95 кг	2..50 км	Серийное производство		«ZALA AERO GROUP»	
		Время полета	0,5..8 часов				

Т-23
«Эле-
рон»
Т-28
«Эле-
рон-
3»



3,5 кг
50 км
1,5
часа

Серий-
ное
произ-
водство

2003 ЭНИКС > 200

Т-10
«Эле-
рон-
10»



15,5
кг
50 км
2,5
часа

Серий-
ное
произ-
водство

2007 ЭНИКС

Ор-
лан-
10



14 кг
600
км
16 ча-
сов

Серий-
ное
произ-
водство

2010 СТЦ > 1000

Тахи-
он



25 кг
40 км
2 часа

Серий-
ное
произ-
водство

2015 «Ижмаш
— Бес-
пилот-
ные сис-
темы»

До-
зор-
600



720 кг
3500
км
24 ча-
са

Готов к
произ-
водству

2010 Транзас -

Орион		1000 кг 250 км 24 ча- са	Лётные испыта- ния	«Крон- штадт»	-
Альтаир		5 тонн 10000 км 48 ча- сов	Лётные испыта- ния	НПО «ОКБ им. Си- монова»	-
Охотник		20 тонн	Назем- ная от- работка	План 2019 Сухои	-

Организационная структура. Активы российского авиастроения сконцентрированы в двух профильных интегрированных структурах: «Объединённая авиастроительная корпорация» (в неё входят крупнейшие самолётостроительные предприятия) и «Оборонпром» (в неё входят крупнейшие вертолётостроительные и двигателестроительные предприятия). Эти компании включают в себя 214 предприятий и организаций, в том числе 103 — промышленные, 102 — НИИ и ОКБ. Общая численность занятых в российской авиационной промышленности — более 411 тыс. человек.

Крупнейшими научными центрами авиастроения являются:

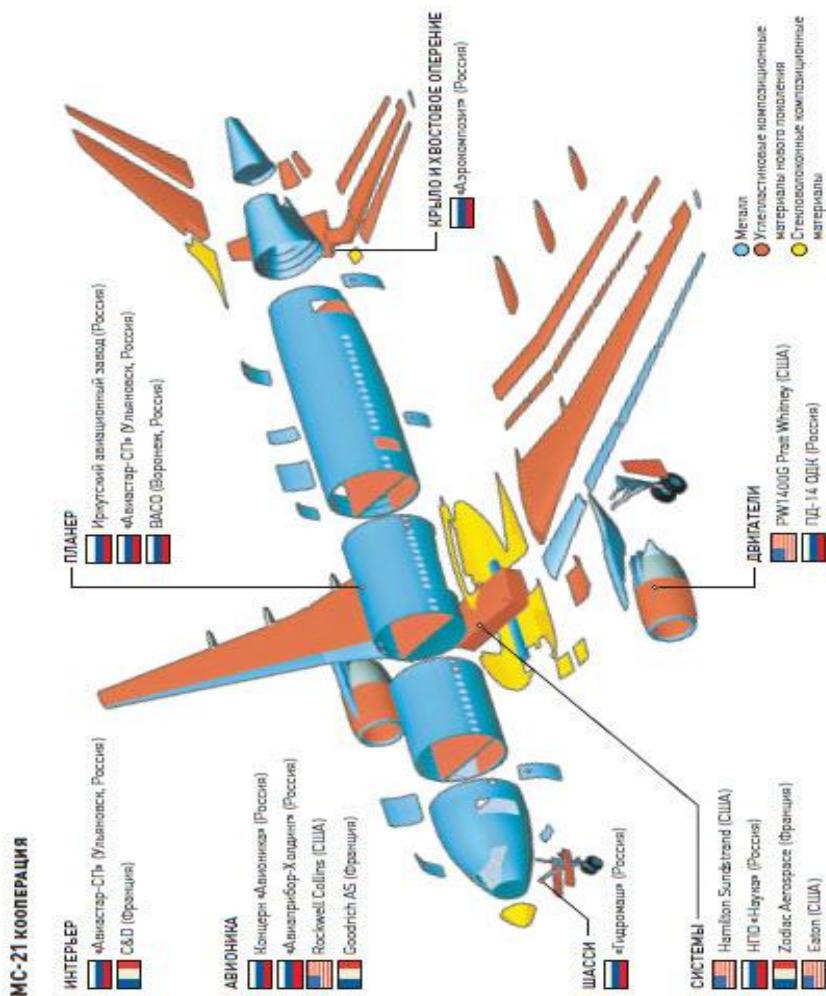
- Центральный аэрогидродинамический институт (ЦАГИ);

- Центральный институт авиационного моторостроения (ЦИАМ);
- Всероссийский институт авиационных материалов (ВИАМ);
- Лётно-исследовательский институт (ЛИИ);
- Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем (ГосНИИАС).
- Национальный институт авиационных технологий (НИАТ);

Основные производственные площадки:

- Комсомольский-на-Амуре авиационный завод (выпуск самолётов Су-30, Су-35, Су-57, Sukhoi Superjet 100)
- Иркутский авиационный завод (выпуск самолётов Су-30, Як-130, Як-152, МС-21)
- Новосибирский авиационный завод (выпуск самолётов Су-34)
- Авиастар-СП (выпуск самолётов Ил-76 и Ту-204)
- Казанский авиационный завод (выпуск самолётов Ту-214)
- Воронежское акционерное самолётостроительное общество (выпуск самолётов Ил-96)
- Таганрогский авиационный научно-технический комплекс (выпуск самолётов Бе-200)
- Роствертол (выпуск вертолётов Ми-28, Ми-35, Ми-26)
- Арсеньевская авиационная компания «Прогресс» (выпуск вертолётов Ка-52)
- Казанский вертолётный завод (выпуск вертолётов серии Ми-8, Ми-38, Ансат)
- Улан-Удэнский авиазавод (выпуск вертолётов серии Ми-8)
- Кумертауское авиационное производственное предприятие (выпуск вертолётов Ка-226, Ка-32, Ка-28, Ка-31)

Примеры конструкционных материалов, применяемых в конструкции МС-21



Материалы, применяемые в конструкции МС-21

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	3
1. ВЛИЯНИЕ ЛЕГИРОВАНИЯ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ СТАЛЕЙ	4
1.1. Взаимодействие легирующих элементов с железом	4
1.2. Влияние элементов на полиморфизм железа	6
1.3. Карбидная фаза в легированных сталях	13
1.4. Влияние легирующих элементов на свойства феррита и аустенита	15
2. ОСНОВНЫЕ ГРУППЫ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИОННЫХ СПЛАВОВ	21
2.1. Краткие характеристики основных авиационных материалов	21
3. ПЕРСПЕКТИВНЫЕ АЛЮМИНИЕВЫЕ СПЛАВЫ	25
3.1. Сверхпрочные и высокопрочные сплавы системы Al–Zn–Mg–Cu	25
3.2. Высокоресурсные сплавы	33
3.3. Сверхлегкие сплавы системы алюминий-литий	35
3.4. Жаропрочные, коррозионностойкие и криогенные сплавы	39
3.5. Слоистые алюмокомпозиты (СИАЛы) и алю- моорганопластики (АЛОРа)	46
3.6. Литейные алюминиевые сплавы	54
4. КОНСТРУКЦИОННЫЕ И ЖАРОПРОЧНЫЕ ТИТАНОВЫЕ СПЛАВЫ	56
4.1. Краткая характеристика и классификация титано- вых сплавов	56
4.2. Свариваемые конструкционные сплавы	58
4.3. Жаропрочные титановые сплавы	63
4.4. Сплавы для фасонного литья	67

5. ПЕРСПЕКТИВНЫЕ СТАЛИ И СПЛАВЫ	76
5.1. Высокопрочные конструкционные стали с высокой вязкостью разрушения	76
5.2. Коррозионностойкие стали	80
5.3. Высокопрочные мартенситостареющие стали	83

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

ПРИЛОЖЕНИЕ 2

ПРИЛОЖЕНИЕ 3

Учебное издание

Миленин Андрей Викторович
Ожерельев Виктор Вадимович
Федорова Елена Николаевна
Юрьева Валентина Александровна

СПЕЦИАЛЬНЫЕ СПЛАВЫ В АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

Компьютерная верстка Е.Н. Федорова

Подписано к изданию _____, 2019.

Объем данных Мб.

**ФГБОУ ВО «Воронежский государственный технический
университет»**

394026 Воронеж, Московский просп., 14
Отдел оперативной полиграфии ВГТУ
394006 Воронеж, ул.20 лет Октября, 84