

2. Экспериментальная проверка достоверности результатов теоретических и экспериментальных исследований течения металла при вальцовке (прокатке) заготовок при их объемном деформировании в очаге деформации подтвердили, что разработанный метод позволяет раскрыть картину перемещения металла как для установившегося (деформация при постоянном обжатии) так и неустановившегося (деформация с нарастающим или убывающим обжатием) процессов горячего деформирования, определить неравномерность деформации в зависимости от соотношения геометрических форм калибра и деформируемой заготовки, найти область возможной концентрации напряжений.

УДК 629.73.002.02

Трофимов В. А.¹, Лавренко И. Г.¹, Василевский Е. Т.¹, Антонюк С. Л.¹, Моляр А. Г.²

¹ГП "АНТК им. О. К. Антонова". Украина, Киев.

²ИМФ им. В. Г. Курдюмова. Украина, Киев

ОСОБЕННОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ВЫСОКОПРОЧНЫХ КОНСТРУКЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ В САМОЛЕТНЫХ КОНСТРУКЦИЯХ ИЗДЕЛИЙ АН

Анотація

Проаналізовані особливості і результати використання високоміцких матеріалів у елементах конструкцій літаків сімейства "Антонов". Приведені дослідження деяких причин непрогнозованого руйнування силових деталей з високоміцких матеріалів в експлуатації. Сформульовані підходи щодо вибору конструкційних матеріалів.

Abstract

The features and results of application of high-strength materials for structure elements of "Antonov" aircrafts were analyzed. The researches of some reason concerning non-predictable failure of critical loaded parts made of high-strength materials during service life were adduced. The approaches for choosing the structure materials were stated.

Важным этапом процесса создания самолета, наряду с определением аэродинамических, компоновочных, кинематических и силовых параметров, является выбор конструкционных материалов для силовых элементов конструкций. От этого решения в значительной мере зависят такие важнейшие характеристики как жесткость, ресурс, трудоемкость в изготовлении и на этапе эксплуатации.

Современные тенденции обеспечить эксплуатационную надежность самолета в течение 25–50 тыс. полетов или 45–100 тыс. часов на протяжении 30–40 лет, повышение интенсивности эксплуатации, стремление снизить затраты при обслуживании, возрастающая стоимость создания новых самолетов обуславливают усиление требований к их долговечности и ресурсу.

Литература

1. Скрыбин С. А. Исследование, разработка и внедрение процесса вальцовки заготовок из алюминиевых сплавов. – Дисс. канд. техн. наук: 05.16.05. – М. – 1978. – 216 с.

2. Скрыбин С. А., Скрыбин К. С. Теоретическое решение объемной задачи по исследованию течения металла при деформации заготовок в калибрах // Вестник НТУУ "Киевский политехнический институт". – 2003. – №44. – С. 56–60.

Ресурс самолета определяется главным образом сопротивлением конструкции усталости, коррозионному воздействию и износу отдельных элементов. Следует отметить, что сопротивление усталости в ряде случаев обуславливается сопротивляемостью коррозии, ибо усталостное разрушение может начаться от очагов коррозионного поражения или фреттинга.

Стремление к повышению весовой отдачи приводит к применению в конструкции самолета материалов повышенной прочности (таких как титановые сплавы, стали и основного материала самолетостроения – высокопрочных алюминиевых сплавов). В свою очередь это может привести к снижению относительных и даже абсолютных усталостных характеристик конструкции, так как высокопрочные материалы более чувствительны к концентраторам напряжений и различного рода производственным и эксплуатационным воздействиям.

Известно, что с ростом уровня прочности предел выносливости материалов растет в меньшей степени. При наличии геометрических концентраторов напряжений, покрытий и измененного поверхностного слоя предел выносливости с ростом прочности материала снижается по своему абсолютному значению. Особенно сильно на предел выносливости влияют коррозионные повреждения.

При выборе материала для той или иной конструкции в первую очередь необходимо исходить из обеспечения механической прочности и жесткости при наименьшей массе, т.е. обеспечения максимальной весовой эффективности материала. Поэтому, для получения хорошей весовой эффективности в сочетании с длительным ресурсом работы и надежностью в эксплуатации конструкционные материалы должны обладать комплексом необходимых характеристик: высокой прочностью, хорошей коррозионной

стойкостью, высоким сопротивлением повторным нагрузкам и малой скоростью развития трещины усталости. При этом, наряду с воспринимаемыми нагрузками, во многих случаях определяющими факторами при выборе материала выступают эксплуатационная среда и рабочие температуры.

Планер самолета делится на несколько основных элементов: шасси, крыло, оперение, фюзеляж, системы. Каждый из этих элементов воспринимает свои характерные нагрузки, которые в первую очередь и определяют выбор материала для их изготовления.

Анализ условий работы деталей в авиационных конструкциях показывает, что $\approx 35\%$ деталей работают в условиях чистой усталости, $\approx 45\%$ – при сочетании статических и повторных нагрузок, причем действие статических нагрузок в сочетании с влиянием коррозионной среды в ряде случаев вызывает разрушение деталей от коррозии под напряжением. В то же время причиной отказов реже всего является недостаток статической прочности. Применение в конструкции высокопрочных материалов, позволяющих снизить массу, а зачастую и улучшить компоновку таких агрегатов, как шасси и управление, как правило, исключают такие отказы.

Поэтому выбор материалов для конструкций, работающих на усталость, в первую очередь должен основываться на анализе их способности сопротивляться воздействию эксплуатационных нагрузок, как в отсутствие, так и в присутствии повреждений, в том числе трещин, с учетом влияния среды, температуры и т.д.

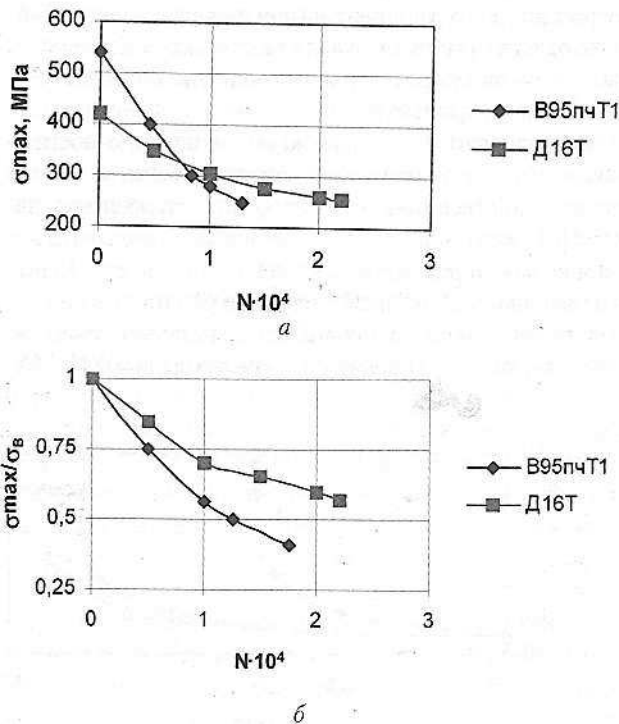


Рис. 1. Влияние прочности алюминиевых сплавов Д16Т ($\sigma_B = 420$ МПа) и В95пчТ1 ($\sigma_B = 540$ МПа) на сопротивление усталости в малоцикловой области [1]: а – абсолютная выносливость; б – относительная выносливость

Для современных пассажирских самолетов максимальные эксплуатационные перегрузки устанавливаются на уровне $n = 2,5 \dots 3,0$, что при коэффициенте безопасности $f = 1,5$ приводит к расчетным перегрузкам $nf = 3,8 \dots 4,5$.

В области малоцикловой усталости влияние прочности алюминиевых сплавов на сопротивление усталости представлено на рис. 1. Видно, что, начиная с наработки $n = 8 \cdot 10^3$ циклов, долговечность сплава Д16Т ($\sigma_B = 420$ МПа) выше долговечности сплава В95пчТ1 ($\sigma_B = 540$ МПа). При одном и том же относительном уровне нагружения ($\sigma_{max}/\sigma_B = const$) долговечность сплава Д16Т существенно превышает долговечность сплава В95пчТ1.

Кроме того, более прочные материалы обладают не только относительно меньшим сопротивлением усталости, но и большей чувствительностью к концентрации напряжений (рис. 2). Материал оказывается приемлемым для работы в конструкции на этапе до возникновения усталостного повреждения, если величина коэффициента выносливости или ограниченной усталости (с учетом фактической концентрации напряжений в конструкции) на принятой базе будет не меньше величины, обратной расчетному коэффициенту перегрузки:

$$K \geq 1/(nf),$$

где n – максимальная эксплуатационная перегрузка; f – коэффициент запаса по статической прочности. Например, если в регулярном сечении эффективный коэффициент концентрации напряжений $K\sigma = 1$, $(nf) = 4,0$, а максимальное напряжение выдерживаемое сплавом Д16Т без плакированного слоя при отнулевом растяжении на базе испытаний 10^6 циклов $\sigma_{max} = 180$ МПа при прочности материала $\sigma_B = 420$ МПа, то $K = 180/420 > 1/(nf)$.

При наличии отверстий $\sigma_{max} = 110$ МПа и $K = 110/420 = 0,26 > 1/(nf)$. В тоже время для случая использования сплава В95пчТ1 при наличии отверстий $\sigma_{max} = 100$ МПа, $\sigma_B = 540$ МПа, $K = 100/540 = 0,19 < 1/(nf)$. Сплав В95пчТ1 неприемлем для обеспечения требуемого ресурса.

Изменение термообработки сплава В95пч Т1 на Т2 или Т3 тоже окажется недостаточным для работы его в растянутой зоне при переменных нагрузках, так как при

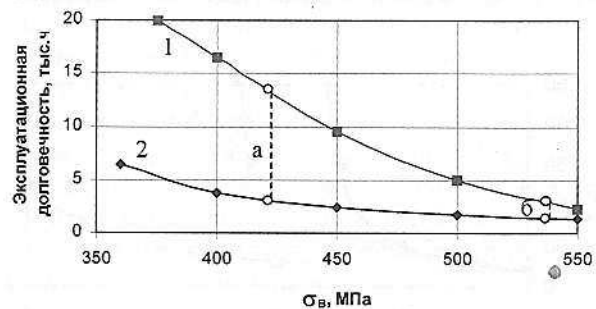


Рис. 2. Влияние прочности алюминиевых сплавов на эксплуатационную долговечность в зависимости от концентрации напряжений [1]: а – Д16Т ($\sigma_B = 420$ МПа); б – В95пчТ1 ($\sigma_B = 540$ МПа); 1 – $\alpha_c = 2,4$; 2 – $\alpha_c = 4$

$N = 106$ циклов, $\sigma_{\max} = 110$ МПа, а $\sigma_B = 480$ МПа, $K = 110/480 = 0,23 < 1/(nf)$.

Если величина единичной нагрузки не должна превышать σ^H , то ее уже трудно выдержать даже для сплава средней прочности Д16Т. Однако на меньшей базе испытаний, необходимой для обеспечения ресурса ($N=10^6$ циклов), величина σ^H возрастает на 10...20 МПа, что оказывается достаточным для применения сплава Д16Т в качестве материала конструкции, работающего на повторные нагрузки в условиях растяжения.

Аналогично, при обеспечении меньшего ресурса сплавы В95пчТ2 (Т3) могут оказаться приемлемыми для работы в области повторных нагрузок.

В случае применения титанового сплава ВТ6 с уровнем прочности $\sigma_B = 900$ МПа величина σ_{\max} для полосы с отверстием на базе испытаний 10^6 циклов составляет 240 МПа, тогда $K = 240/900 = 0,266 [1/(nf)]$, что приемлемо для обеспечения ресурса, с точки зрения сопротивления усталости, на этапе возникновения повреждений.

Конструкционный материал также должен выбираться применительно к эксплуатации при ресурсе с безопасным повреждением. При этом рассматриваются два основных параметра: скорость распространения трещины и критическая величина интенсивности напряжений в основании трещины (K_{Ic}) при объемном напряженном состоянии (плоской деформации). Третьим параметром, который также следует принимать во внимание, является предельный коэффициент интенсивности напряжений в условиях коррозионного воздействия, вызывающего коррозию под напряжением (K_{Isc}).

Характер развития усталостных трещин в листовых образцах представлен на рис. 3 [2]. На нем представлены кривые роста трещин на образцах при отнулевом растяжении с максимальным напряжением цикла $\sigma_{\max} = 100$ МПа.

Видно, что медленнее всего распространяется трещина в естественно состаренном материале Д16Т и наиболее быстро – в сплаве В95пчТ1. В то же время сама термообработка существенно влияет на способность материала сопротивляться развитию трещины. Режимы старения (Т2 и Т3), снижающие предел прочности высокопрочного сплава до $\sigma_B = 500$ и 480 МПа соответственно, существенно повышают способность материала

сопротивляться развитию трещин. При этом, следует также учитывать, что скорость развития трещины в одном и том же материале существенно зависит от уровня нагружения.

Из рис. 3 можно увидеть, что при $\sigma_{\max} = 100$ МПа, трещина в листах из сплава Д16Т на участке равномерного развития растет примерно в 10 раз медленнее, чем в листе из сплава В95пчТ1. Поэтому при наличии в материале дефектов, являющихся источником усталостных трещин, ресурс конструкций также определяется остаточной прочностью материала, т.е. прочностью материала перед критическим размером повреждения. Фактическая остаточная прочность листа из сплава Д16Т составляет 45% исходной (200 МПа), а листа из сплава В95пчТ1 – 36% исходной (198 МПа), т.е. будет примерно одинаковой. При этом в связи с тем, что по статическим свойствам удельная прочность сплава В95пчТ1 больше, чем сплава Д16Т примерно на 29%, а скорость развития трещин – на порядок выше, конструкция из сплава Д16Т будет обладать ресурсом, большим примерно в 7 раз, чем конструкция из сплава В95пчТ1.

Таким образом, надежность проектируемой конструкции характеризуется скоростью развития трещины в зависимости от уровня действующего напряжения, выражаемого в размах коэффициента интенсивности напряжений, критических значений этого коэффициента (K_C и K_{Ic}), критической длины трещины, при которой происходит разрушение и, наконец, величиной остаточной прочности. При этом необходимо отметить, что скорость распространения трещины может уменьшаться или возрастать, а коэффициент интенсивности напряжений уменьшается с ростом прочности материалов. У алюминиевых сплавов скорость роста трещины снижается с уменьшением прочности.

Вернувшись к формулировке остаточной прочности и зная, что она находится в обратной зависимости от длины критической трещины, по графику, представленному на рис. 4 [3], можно определить величину последней отношением вязкости разрушения к пределу прочности. Ясно, что материалы Д16Т и ВТ6 надежно работают в конструкции при повреждениях, сохраняя высокую прочность в то время как сплав В95пчТ1 и, особенно сталь 40ХН2МА

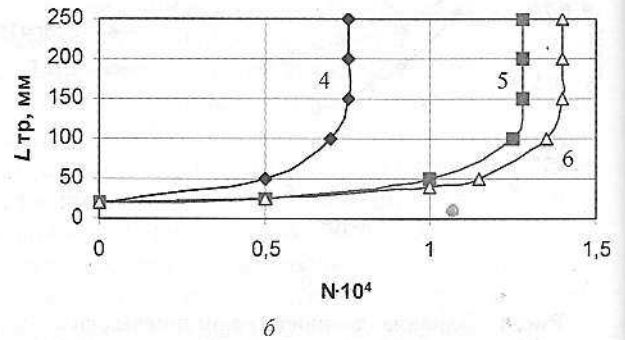
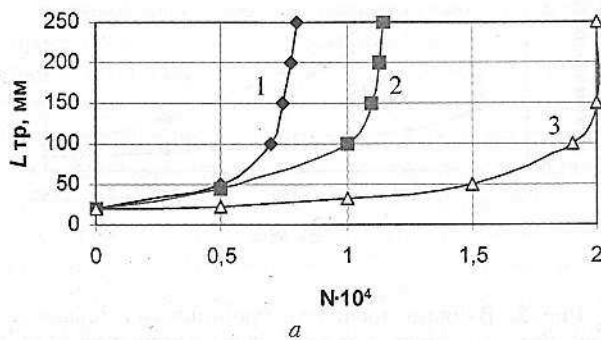


Рис. 3. Влияние центральной трещины в листах из алюминиевых сплавов, естественно и искусственно состаренных (а), и влияние режимов искусственного старения на скорость развития трещины сплава В95пчТ1 (б):

1 - В95пчТ1; 2 - АК4-1Т1; 3 - Д16Т; 4 - Т1; 5 - Т2; 6 - Т3

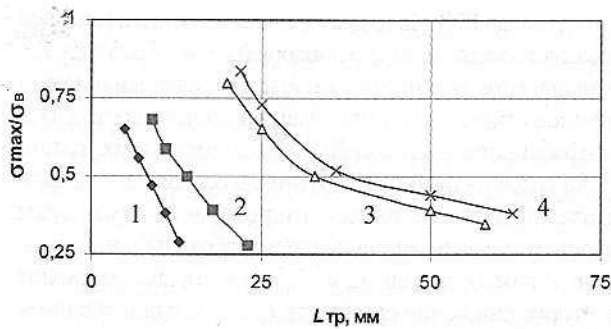


Рис. 4. Разрушение материалов в зависимости от уровня нагруженности и вязкости разрушения [3]:
1 – сталь 40ХН2МА; 2 – алюминиевый сплав В95пчТ1; 3 – титановый сплав ВТ6; 4 – алюминиевый сплав Д16Т

совершенно не пригодны для работы при повреждении, ибо критическая длина трещины у них составляет несколько мм, и остаточная прочность при этом весьма низка. Таким образом, значение остаточной прочности определяется условиями разрушения материала в устье трещины, и она тем больше, чем больше отношение вязкости K_{IC} разрушения к пределу прочности σ_B , фактически даже в малой степени не завися от самой прочности материала.

Ниже приведены данные по отношению K_{IC} / σ_B :

| | |
|---------------------------|-----------------------|
| Сталь 40ХН2МА | 1 мм ^{1/2} |
| Алюминиевый сплав В95пчТ1 | 1,2 мм ^{1/2} |
| Титановый сплав ВТ6 | 3,0 мм ^{1/2} |
| Алюминиевый сплав Д16Т | 3,5 мм ^{1/2} |

Но так как скорость развития трещины зависит от ΔK , а эксплуатационные условия нагружения рассчитываются прежде всего по статической прочности материала, более прочный материал подвергается нагружению более высокой интенсивности. Поэтому остаточная прочность, в первую очередь, определяется вязкостью разрушения материала, т.е. его способностью сопротивляться долому, и определяется по графикам (см. рис. 4) для конкретных материалов, размеров и видов полуфабрикатов.

Материал должен надежно работать также в условиях воздействия активных сред, вызывающих коррозионное растрескивание (коррозию под напряжением) и ускоряющих развитие трещины. Активная среда ускоряет рост трещин в алюминиевых сплавах. В титановых сплавах скорость распространения трещин также существенно возрастает, если при этом действует коррозионно-активная среда. Вязкость разрушения в условиях, вызывающих коррозию под напряжением, также снижается по сравнению с обычными условиями и обозначается как K_{ISCC} (предельный коэффициент интенсивности напряжений для условий коррозионного растрескивания под напряжением). Приемлемым материалом для использования в самолетах с высокими требованиями по ресурсу в части сопротивления его коррозионному растрескиванию под напряжением является материал, имеющий соотношение $K_{ISCC}/K_{IC} > 0,5$.

На основании анализа экспериментальных работ, испытаний и имеющегося опыта эксплуатации можно

сделать общее заключение, что материалы с большой статической прочностью (но не выше некоторого определенного уровня, т.е. стали с прочностью $\sigma_B > 1300-1400$ МПа, алюминиевые сплавы с прочностью $\sigma_B > 450-500$ МПа) несущественно увеличивают свое сопротивление усталости в отсутствие концентраторов напряжений и сохраняют его на постоянном уровне при наличии концентраторов напряжений. Относительное же значение сопротивления усталости с ростом статической прочности постоянно падает, что является основной причиной увеличения числа усталостных разрушений конструкции.

Надежность и долговечность работы материала в конструкции не определяется однозначно механическими свойствами, а зависит от способности материала сопротивляться распространению трещины, которая характеризуется показателями конструкционной прочности K_{IC} , $a_{T\sigma}$ и от устойчивости против коррозионного растрескивания (K_{ISCC}).

Все узлы самолета, кроме статических, подвержены высоким знакопеременным нагрузкам. Долговечность при этом обеспечивается как усталостной прочностью материала, так и конструктивными решениями и исполнением. Увеличение статической прочности во многих случаях не сопровождается соответствующим увеличением усталостной прочности. Это относится особенно к сложным узлам с неравномерным распределением напряжений, поскольку, как отмечалось, чувствительность материалов к концентрации напряжений в целом возрастает вместе с увеличением прочности и предела текучести, чему также способствуют различного рода надрезы, отверстия, заклепочные и болтовые соединения и т.п. Увеличение размеров и сечений деталей самолета дополнительно влияет на увеличение чувствительности сплавов к коррозионному растрескиванию (SCC) в поперечном направлении. Для успешного применения высокопрочных материалов необходимо проектировать узлы таким образом, чтобы по возможности добиться максимально одинакового распределения напряжения.

Изложенные особенности потребовали рассмотрения новых подходов в выборе материалов для самолетостроения, которые могут быть сформулированы следующим образом: минимальный вес конструкции, обеспечиваемый оптимальными конструктивно-технологическими решениями, правильным расчетом действующих напряжений и рациональным выбором материалов с наибольшей удельной прочностью; большой срок эксплуатации (30000 и более летных часов), обеспечиваемый высокой усталостной прочностью и коррозионной стойкостью конструкции и материалов; высокий уровень безопасности, обеспечиваемый большой остаточной прочностью конструкции при ее частичном повреждении и малой интенсивностью распространения трещин. Как видно, особенность этих подходов заключается в необходимости сочетания "взаимоисключающих" требований. Например, повышение усталостной долговечности и коррозионной стойкости представляло бы сложную задачу, так как вело бы к

повышению веса конструкции. При этом, снижению весовой эффективности уделяется особое внимание, что противоречило бы увеличению веса, создаваемому повышением усталостной долговечности и коррозионной стойкости. Определяющим же для выбора материала конструкции является анализ условий ее работы.

Крыло воспринимает все нагрузки, как от веса самолета, так и ветровые от воздействия возмущений воздуха. Причем, в полете крыло работает так, что верхняя поверхность в основном находится в сжатом состоянии, а нижняя – в растянутом. Исходя из этого, верхняя часть крыла делается из высокопрочного алюминиевого сплава типа В95пчТ2 (1973Т2), который обладает максимальной удельной прочностью, а нижняя – из дюралюминия Д16чТ (1163Т, 1161Т), имеющего более высокие характеристики усталостной долговечности (см. рис. 3).

Детали, работающие на растяжение, нижняя поверхность крыла и профили разбега должны быть изготовлены из сплавов, которые статически менее прочны, но при имеющихся концентрациях напряжения, как было показано, лучше работают на повторные нагрузки, чем более прочные сплавы.

Использование для обшивок крыла и стрингеров в конструкции улучшенных высокопрочных сплавов в виде плит и пресованных полуфабрикатов позволило снизить вес конструкции за счет улучшения удельных характеристик на 5–12% (вязкости разрушения, предела текучести при сжатии). Эти сплавы имеют ту же систему легирования, но в них изменен объем упрочняющих элементов, более строго контролируется содержание примесей, улучшены процессы прокатки, экструзии и термообработки.

Передние кромки крыла и оперения, поскольку являются обогреваемыми, изготавливают из жаропрочных алюминиевых сплавов типа АД37, АК4-1. Рули управления самолетом, исходя из условий максимальной жесткости, делают из композиционных материалов. Оперение – из дюралюминия, а в новейших самолетах – цельная интегральная конструкция из композитов. Из полимерных композитов также делают обтекатели шасси.

Фюзеляж традиционно изготавливается из алюминиевых сплавов – обшивки и продольный силовой набор из сплава Д16Т (1163Т), а поперечный силовой набор из высокопрочных сплавов В93пчТ3 (1933Т3). Удельные нагрузки на фюзеляже, кроме центральной части, не значительны. Некоторые элементы конструкции силового отсека фюзеляжа испытывают высокие, но сравнительно редко повторяющиеся нагрузки от крыла при болтанках и от шасси при рулежке и посадке, и частые, но сравнительно низкие нагрузки, при нормальной эксплуатации.

Важным этапом в проектировании и создании широкофюзеляжных транспортных самолетов явилось использование монолитных конструкций из высокопрочных алюминиевых сплавов. Впервые такие сборно-монолитные конструкции из алюминиевых сплавов были применены в самолете Ан-22. При этом использовались сплавы Д16 и В95 для пресованных изделий и новый на то время

(1960 г.) сплав В93. На то время для алюминиевых сплавов существовало два вида упрочняющей термообработки Т – закалка и естественное старение и Т1 – закалка и искусственное старение (на максимальную прочность). Все полуфабрикаты из сплава Д16 применялись в состоянии Т, а из сплавов цинковой группы, в состоянии Т1. Как показал опыт эксплуатации это не было оптимальным решением, и в дальнейшем были разработаны, т.н. смягчающие режимы старения Т2 и Т3, при которых происходит некоторое снижение прочности сплавов с повышением устойчивости против коррозионного растрескивания.

Для большинства транспортных самолетов стабильна общая схема компоновки: высокое расположение крыла и установка в этой зоне фюзеляжа основного шасси. Образуется нагруженное поперечное сечение фюзеляжа, через которое происходит уравнивание сил при посадке и замыкаются нагрузки от крыла и шасси. Стремление получить наименьшее поперечное сечение наружного контура фюзеляжа при максимальном использовании внутренних размеров по всей длине грузовой кабины приводит к необходимости получить на этом и других силовых участках фюзеляжа минимальных строительных высот для размещения конструкции. Аналогичное место имеется в зоне порога грузовой кабины почти на всех транспортных самолетах, где ширина грузовой кабины по линии пола должна быть максимальной, а наружный контур фюзеляжа поджат для обеспечения посадочных углов.

Широкое применение высокопрочных алюминиевых сплавов в виде сборно-монолитных конструкций из пресованных и штампованных полуфабрикатов обеспечило: снижение веса конструкции; значительное повышение усталостной прочности и надежности; резкое сокращение количества деталей и крепежа; снижение веса крыла и центроплана, в том числе за счет уменьшения количества герметика для герметизации кессонов; значительное повышение жесткости и выносливости конструкции в результате сокращения количества мест соединений и концентраторов напряжений; повышение герметичности топливных кессонов, благодаря сокращению количества продольных швов; сокращение количества деталей и количества крепежных деталей, включая классные болты.

На самолете Ан-124 впервые были применены для крыла пресованные панели с законцовками из сплавов 1161Т и 1973Т2, а в силовой зоне фюзеляжа применены катаные плиты и пресованные панели из сплава Д16Т. На самолете Ан-225 "Мрия" верхняя и нижняя обшивки центроплана изготовлены из катаных плит соответственно из сплавов 1973Т2 и 1161Т, а в обшивке фюзеляжа использованы катаные плиты из сплава 1973Т2 и листы из сплава В95пчТ2. На самолете Ан-70 верхняя и нижняя обшивки крыла и центроплана изготовлены из пресованных панелей с законцовками и полос из сплавов 1973Т2 и 1161Т соответственно.

Пресованные полуфабрикаты из сплава 1161 (типа Д16оч с добавкой циркония) по свойствам статической прочности близки, а по ресурсным характеристикам превосходят катаные плиты. Применение для пресован-

ных панелей из сплава 1161Т низкотемпературной термомеханической обработки путем дополнительной операции растяжения позволило бы получить еще более высокий комплекс свойств.

Горячештампованные детали на всех самолетах изготовлены из сплава 1933(В93пч)Т3. Ковочный высокопрочный сплав 1933 вытесняет другие ковочные сплавы из самолетных конструкций, что объясняется высокими и стабильными характеристиками (табл. 1).

До настоящего времени для крыльев используется сплав В95пч, однако накоплен опыт по применению более прочного сплава В96ц3. Наряду с высокой прочностью сплав В96ц3 показывает обнадеживающие результаты по эксплуатационным характеристикам, поэтому возможно его применение взамен сплава В95 в виде профилей, прессованных панелей и плит. Кроме того, разработан новый высокопрочный сплав В95оч с добавкой циркония для прессованных, катанных и штампованных полуфабрикатов. Новый ковочный сплав В95очТ3 обладает более высокой статической прочностью, но при этом показывает более низкую прокаливаемость, что не позволяет изготавливать из него массивные штамповки, типичные для транспортных самолетов. Оптимальными свойствами обладает сплав В93оч с добавкой циркония (1933).

С целью дальнейшего повышения весовой отдачи изделий авиационной техники при обеспечении ресурса до 50 тыс. полетов и 100 тыс. часов проводятся исследования по получению сплавов системы Al-Li, обладающих повышенной удельной жесткостью, пониженной плотностью и не уступающих по комплексу прочностных и ресурсных свойств сплавам Д16Т и В95пчТ2. Это дает 6–7% выигрыша в весе по сравнению со сплавом Д16Т. Однако, неуверенность в стабильности свойств после длительного воздействия умеренно-повышенных температур сдерживают их применение.

В алюминий-литиевом сплаве 1420Т1 [5], разработанном и рекомендованном к применению вместо сплава Д16Т, дефекты структуры в виде увеличенной толщины крупнокристаллического ободка и выделений частиц $\text{O}1 \text{ мкм}$, предположительно представляющих собой фазу $\text{S}(\text{MgLiAl}_2)$ на границах зерен крупнокристаллического ободка, отрицательно сказались на коррозионных свойствах этого материала. Обладая более высокой удельной статической прочностью (на 10% выше, чем у Д16Т), этот

сплав был применен для изготовления стрингеров обшивки фюзеляжа самолетов Ан-124 (100), Ан-72, Ан-74. Он оказался очень чувствительным к любым напряжениям растяжения, в том числе, и вызванным деформированием при изготовлении, монтаже и ударной клепкой. Первые разрушения стрингеров выявились уже через 8–10 лет эксплуатации при налетах 1000 полетов. Для сравнения, стрингеры из материала Д16Т и Д16чТ на самолетах Ан-12, Ан-24 и др. эксплуатируются без трещин 30–40 лет при налетах 35000–40000 пол. Отмечены случаи разрушения стрингеров в регулярном сечении. Разрушение происходит по механизму коррозионного растрескивания [6].

Перспективными для применения в самолетных конструкциях могут быть композиционные материалы на алюминиевой основе, армированные волокнами бора, угля, SiC и др. Значительный интерес в качестве обшивочного материала самолетов представляют волокнисто-металлические слоистые материалы СИАЛ. Материал состоит из чередующихся тонких листов алюминиевых сплавов и прослоек клеевого препрега со стеклянными высокопрочными высокомодульными волокнами. Эти материалы отличаются высокой удельной прочностью и жесткостью, удовлетворительной коррозионной стойкостью, хорошей технологичностью. Особенно следует отметить чрезвычайно низкую скорость развития трещины в этих материалах. Образцы из материала СИАЛ показали лучшее сопротивление усталости, чем любой другой алюминиевый сплав. Высокая стойкость к росту усталостной трещины этого материала связана со свойствами стекловолкна, а высокая сопротивляемость повреждениям, в т.ч. возникновению усталостных трещин – со свойствами листа из алюминиевых сплавов. Хотя этот материал и дороже алюминиевых сплавов, экономия в весе делает разницу стоимости незначительной.

То применение высокопрочных алюминиевых сплавов и полуфабрикатов из них для изготовления самолетных конструкций, в т.ч. монолитных, позволило сформулировать, с учетом мирового опыта, основные требования по повышению их конструкционной прочности и коррозионной стойкости, что позволило в последующих конструкциях повысить эффективность применения алюминиевых сплавов.

Отличительной особенностью самолетов семейства "АН" является возможность их эксплуатации на

Свойства кованных полуфабрикатов из сплава 1933

Таблица 1

| Сплав | Ориентация образцов | σ_B , МПа | $\sigma_{0,2}$, МПа | δ , % | K_{1C} , МПа·м ^{1/2} | МЦУ, тыс. циклов ($\sigma_n=157 \text{ МПа}$, $K_t=2,6$; $R=0,1$) | СРТУ, мкм/цикл, $\Delta K=18,6$; МПа·м ^{1/2} | Сопротивление коррозионному растрескиванию, σ_B , МПа |
|---------|---------------------|------------------|----------------------|--------------|---------------------------------|---|--|--|
| 1933Т2 | Д | 490 | 441 | 7 | 39 | 145 | 2,2 | 171,5 |
| | В | 461 | 432 | 3 | 25 | – | – | – |
| 1933Т3 | Д | 441 | 383 | 8 | 43,5 | 130 | 1,0 | 245 |
| | В | 412 | 383 | 3 | 24,8 | – | – | – |
| 1933Т22 | Д | 520 | 451 | 8 | 37 | 180 | 2,2 | 171,5 |
| | В | 500 | 431 | 4 | 22 | – | – | – |

грунтовых аэродромах, что накладывает особые требования к жесткости и прочности конструкции шасси. Для сверхтяжелых самолетов серьезной проблемой является требование максимальной маневренности при передвижении по аэродрому. Выполняется оно благодаря многоопорным шасси, передающим большие концентрированные динамические нагрузки с колес на узлы планера самолета, причем габаритные размеры силовых конструкций и вес деталей жестко лимитируются. В связи с этим все детали шасси расчетные и изготавливаются из высокопрочных материалов.

Традиционным материалом для изготовления основных узлов шасси является высокопрочная конструкционная сталь 30ХГСН2МА-ВД, которая наряду со значительным пределом прочности $\sigma_B = 1700-1900$ МПа, высоким значением удельной прочности ($\sigma_B/\rho = 20,6$) имеет повышенную выносливость. Учитывая длительный срок эксплуатации деталей узлов шасси максимальные (экстремальные) эксплуатационные напряжения в деталях из указанной стали составляют $\sigma_B \approx 850$ МПа.



Рис. 5. Очаг зарождения коррозионной трещины крестовины рамы тележки опоры шасси самолета АН-12, x 500

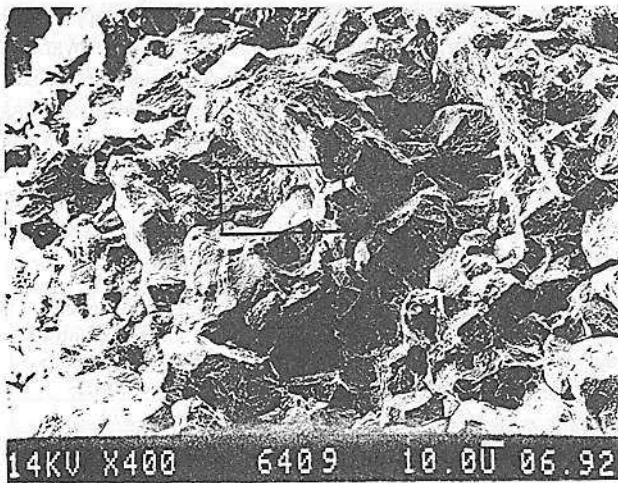


Рис. 6. Микрофрактографические особенности межзеренного коррозионного механизма, x 400

Тем не менее, при эксплуатации самолетов в течение ≈ 15 лет, не смотря на незначительные напряжения, имели место случаи разрушения деталей по коррозионному механизму (межзеренное хрупкое разрушение) и смешанному коррозионно-усталостному механизму. Характерно, что зарождение трещины и ее рост по механизму коррозии под напряжением происходит в зонах максимального воздействия коррозионной среды (застойные зоны), которые не обязательно совпадают с максимальными действующими напряжениями. Например, очаг зарождения коррозионной трещины крестовины рамы тележки опоры шасси самолета АН-12 образовался на внутренней поверхности цилиндра (рис. 5), где было скопление конденсата, хотя действующие напряжения работающей на изгиб детали гораздо выше на наружной поверхности. Разрушение указанной детали происходило по межзеренному коррозионному механизму (рис. 6) с переходом на вязкий ямочный дол (рис. 7). Признаков усталости в изломе не обнаружено, что свидетельствует о преобладающем влиянии коррозионного фактора на разрушение детали.

В эксплуатации также выявлены случаи разрушения деталей по смешанному коррозионно-усталостному механизму [4]. Характерной особенностью таких разрушений является смена механизма с коррозионного на усталостный, или наоборот, в зависимости от эксплуатационных факторов, а также наличия технологических нарушений в процессе изготовления деталей. В частности, если на поверхности деталей в зоне разрушения присутствует обезуглероженный слой (рис. 8), то, как правило, начало разрушения идет по коррозионному межзеренному механизму (рис. 9), что связано с ослаблением границ бывших аустенитных зерен (рис. 10). Дальнейшее подрастание трещины идет, как правило, по усталостному механизму (рис. 11). При отсутствии на поверхности обезуглероженного слоя зарождение трещины и первоначальный ее рост происходит по усталостному механизму. А дальнейшее подрастание после достижения критической длины происходит по коррозионному механизму под действием постоянных

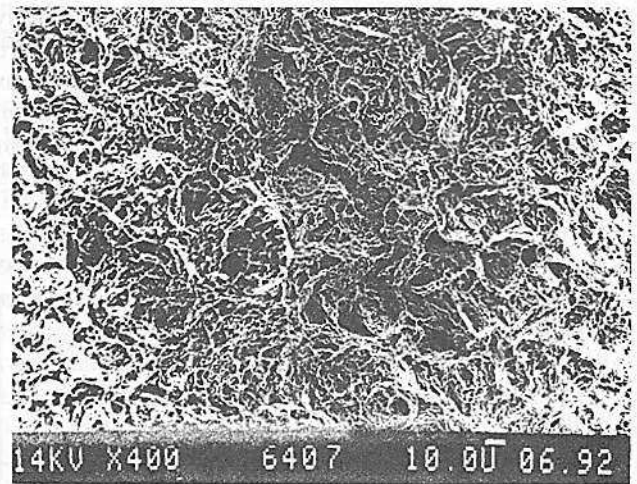


Рис. 7. Вязкий ямочный дол, x 400



Рис. 8. Обезуглероженный слой, x 1500

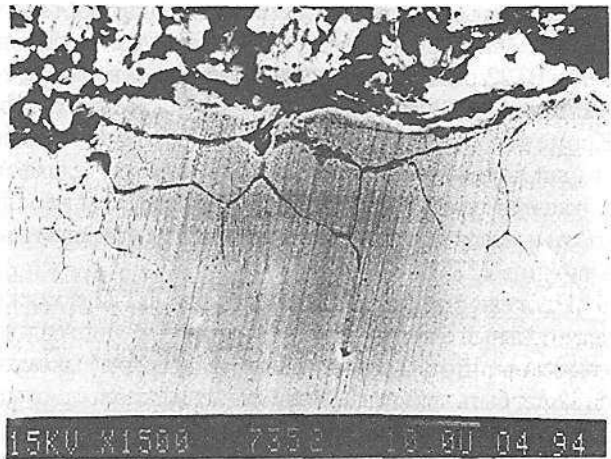


Рис. 10. Сетка межзеренных трещин на не травленном микрошлифе металлографического образца, на наружной поверхности траверсы, x 1500

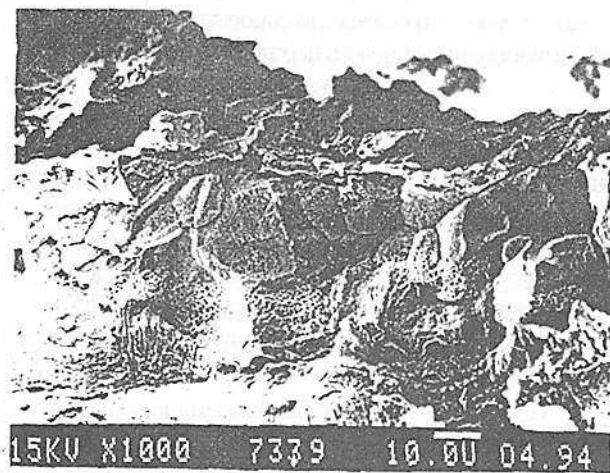


Рис. 9. Межзеренный микрорельеф разрушения, x 1000



Рис. 11. Места зарождения трещин и разрушения на наружной поверхности траверсы, x 10

стояночных напряжений и коррозионно-активной среды. Долго детали во всех случаях ямочный вязкий.

Указанные факторы свидетельствуют, что высокопрочная конструкционная сталь 30ХГСН2МА-ВД в термоупрочненном состоянии работает на пределе своих возможностей, не обладая запасом пластичности, чувствительна к наличию поверхностных дефектов, имеет низкую коррозионную стойкость и не является лучшим материалом для нагруженных узлов с длительным сроком эксплуатации.

Уместно упомянуть о типичной природе разрушения стрингеров из алюминиевого сплава с высокой удельной прочностью марки 1420 о чем было отмечено выше.

Поскольку преждевременное разрушение связано в основном с состоянием поверхности и действием коррозионной среды то вызывает естественный интерес использование для нагруженных элементов конструкций, материалов, обладающих повышенной коррозионной стойкостью и вязкостью разрушения.

В этом направлении на АНТК "Антонов" были проведены работы по исследованию мартенситно-старееющих сталей типа ВКС-170 и высокопрочных титановых сплавов.

Мартенситно-старееющая сталь ВКС-170 при равной прочности со сталью 30ХГСН2МА-ВД обладает гораздо большим сопротивлением коррозионному растрескиванию ($K_{1SCC\ 30XГCН2МА-ВД} = 35-40\ \text{кгс/мм}^{3/2}$; $K_{1SCC\ ВКС-170} = 210-220\ \text{кгс/мм}^{3/2}$), вязкостью разрушения ($K_{1C\ 30XГCН2МА-ВД} = 250-280\ \text{кгс/мм}^{3/2}$; $K_{1C\ ВКС-170} = 370-500\ \text{кгс/мм}^{3/2}$) и пороговым напряжением при коррозионном растрескивании ($\sigma_{КР\ 30XГCН2МА-ВД} = 70\ \text{кгс/мм}^2$; $\sigma_{КР\ ВКС-170} = 145\ \text{кгс/мм}^2$), что делает ее весьма перспективной для нагруженных узлов шасси требующих наряду с высокой прочностью большой модуль упругости (жесткость). На новом перспективном самолете из стали ВКС-170 изготовлено ряд деталей шасси. Другим примером использования стали ВКС-170, могут быть некоторые детали узлов механизации крыла, которые работают в зоне атмосферного воздействия и подвержены высоким контактными нагрузкам. С технологической точки зрения, преимуществом этого типа сталей является то, что их можно подвергать механической обработке в закаленном (мягком) состоянии обычными режущими инструментами, а для достижения требуемого уровня механических характеристик выполнять последующее старение готовых деталей. На стали марки 30ХГСН2МА-ВД, для обеспечения окончательных размеров требуется шлифование в термоупрочненном состоянии. Следует подчеркнуть, что мартенситно-старееющие стали, благодаря своей природе, имеют физический запас прочности, что определило их выбор для нагруженных деталей.

Интересным материалом для изготовления узлов шасси являются высокопрочные титановые сплавы, в частности сплав ВТ22, обладающий очень высокой удельной прочностью ($\sigma_b/\rho = 26$) и отличной коррозионной стойкостью. Кроме того, сплав ВТ22 сваривается всеми видами сварки, термоупрочняется закалкой на воздухе, имеет хорошее сочетание прочности и пластичности. Химический состав и механические свойства сплава ВТ22 представлены в таблице 2 [7].

Проведенные исследования сплава ВТ22, а также значительный опыт эксплуатации деталей из этого сплава показывают, что при условии решения двух основных задач он может быть применен для изготовления шасси самолета в полном объеме.

Первая задача заключается в обеспечении стабильных характеристик долговечности. Опыт эксплуатации и ресурсных испытаний показал прямую зависимость характеристик долговечности от структурного состояния сплава особенно для массивных полуфабрикатов, каковыми являются детали шасси. Традиционно изготавливаемые на молотах шассийные штамповки из сплава ВТ22 имеют микроструктуру с β -превращенным зерном и грубой оторочкой α -фазы по границам бывшего β -зерна (рис. 12, а). Такая структура, образовавшаяся при замедленном охлаждении с температуры деформации, чувствительна к поверхностным дефектам, что приводит к снижению усталостных характеристик [8]. Чтобы избежать формирования подобной структуры полуфабрикаты необходимо изготавливать на гидропрессах в $(\alpha+\beta)$ -области. В этом случае получает-

ся структура, представленная на рис. 12, б, которая обладает преимуществами перед β -превращенной структурой как по комплексу прочностных и пластических свойств, так и по усталостным характеристикам, что связано с отсутствием ослабления границ зерен.

Вторая задача касается повышения триботехнических характеристик титановых сплавов для обеспечения работоспособности узлов трения.

Эта задача может быть решена путем нанесения износостойких покрытий газотермическими способами, т.к. электрохимические покрытия на титановых сплавах или не технологичны, или имеют низкие эксплуатационные свойства. Диффузионные покрытия, в связи с химической активностью титана, охрупчивают детали.

Для обеспечения работоспособности узлов трения шасси АНТК "Антонов" разработано несколько технологий нанесения плазменных и ионно-плазменных покрытий на титановые сплавы. Это позволило спроектировать почти цельное титановое шасси нового перспективного самолета.

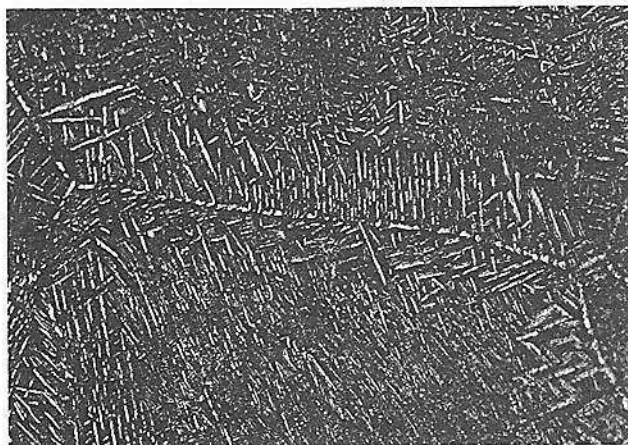
Выводы

1. Для применения в конструкциях самолётов материал выбирают, исходя из его механических и теплофизических свойств, коррозионной стойкости и плотности. Особое внимание при этом обращают на его весовую эффективность, которая в общем случае определяется удельной прочностью σ_b/ρ и удельной жесткостью E/ρ .

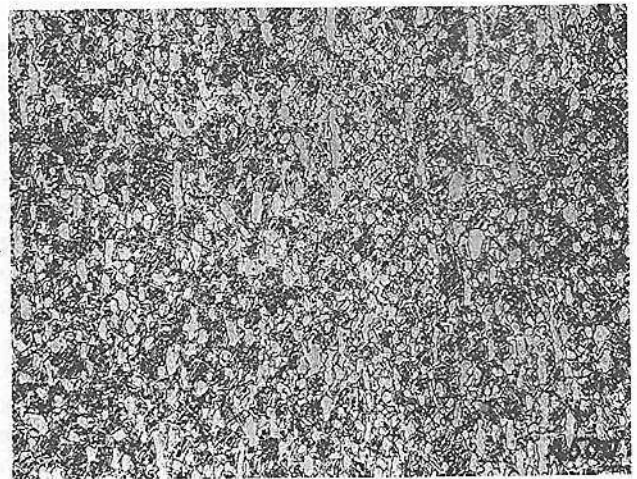
2. Основными применяемыми материалами для изготовления планера самолетов семейства "АН" являются

Таблица 2

| Сплав | Химический состав, % мас. | | | | | Механические свойства | | | |
|-------|---------------------------|---------|---------|---------|---------|-----------------------|--------------|------------|-----------------------------|
| | Al | Mo | V | Fe | Cr | σ_b , МПа | δ , % | ψ , % | a_n , кгс/см ² |
| ВТ22 | 4,4-5,9 | 4,0-5,5 | 4,0-5,5 | 0,5-1,5 | 0,5-2,0 | 1100-1250 | 8 | 25 | 3 |



а



б

Рис. 12. Структура сплава ВТ22, x 500:
а - β -превращенное зерно и грубая оторочка α -фазы по границам исходного β -зерна;
б - бимодальная $(\alpha+\beta)$ -структура

среднепрочные алюминиевые сплавы системы Al-Cu-Mg-Mn, результаты многолетних исследований и опыт эксплуатации которых показал их высокую эффективность с точки зрения сопротивления усталости в условиях циклического растяжения и низкой скорости роста трещины усталости. В элементах конструкции самолетов, которые преимущественно работают в сжатом состоянии, находят широкое применение высокопрочные сплавы системы Al-Zn-Mg-Cu.

3. Необходимость повышения эффективности современных пассажирских и транспортных самолетов вызывает потребность в новых более совершенных материалах для деталей планера. Ведутся работы по улучшению применяемых, разработке и применению новых алюминиевых сплавов, а также материала СИАЛ, который обладает более высокой стойкостью и сопротивляемостью к повреждениям и значительно меньшими скоростями роста трещин усталости, при удовлетворительной коррозионной стойкости.

4. Перспективными материалами для высоконагруженных деталей и узлов самолетов, в т.ч. шасси, с длительным ресурсом являются высокопрочные свариваемые титановые сплавы и высокопрочные мартенситно-старееющие стали.

5. Материалы, применяемые для планера самолета, должны обладать достаточно высокой прочностью, иметь хорошие усталостные характеристики, высокую коррозионную стойкость, хорошее сопротивление повреждениям. Применение высокопрочных материалов позволяет снизить вес конструкций, во многих случаях повысить надежность и долговечность элементов конструкций за счет высоких эксплуатационных характеристик, отвечающих требованиям и условиям эксплуатации, использовать новые

технологические решения, например, сварку деталей и узлов планера самолетов, сверхпластичную формовку и др. технологические решения.

Литература

1. Л. Д. Брондз. Технология и обеспечение ресурса самолетов. - М.: Машиностроение, 1986. - 184 с., ил.
2. Вигдорчик С.А. Технологические основы проектирования и конструирования самолетов (конспект лекций). М.: МАИ, ч. 1, 1974. 139 с.; ч. 2, 1975. 129 с.; ч. 3, 1976. 106 с.
3. Петерсон Р. Коэффициенты концентрации напряжений. - М.: Мир, 1977. - 302 с.
4. В. А. Трофимов, А. Г. Моляр. Некоторые причины разрушений силовых деталей шасси из высокопрочных сталей на самолетах АН. ФХММ, №3 - 2002. С. 107-109.
5. Фридляндер И. Н. Алюминиевые деформируемые конструкционные сплавы. М.: Металлургия. - 1979. - 208 с.
6. Аболихина Е. В., Моляр А. Г. Коррозия самолетных конструкций из алюминиевых сплавов. ФХММ, №6. - 2003. - С. 106-110.
7. Титановые и магниевые сплавы / Справочник "Авиационные материалы". Том 5. - М.: ОНТИ ВИАМ. - 1975.
8. Features of application of high-strength materials for units of the landing gear of aircrafts "AN" / V.A. Trofimov, A. G. Molyar // Proceeding of the NATO Advanced Research Workshop on Metallic Materials with High Structural Efficiency, Kyiv, Ukraine, 7-13 September, 2003. P. 279-284.

УДК 621.791.75.01

Жданов Л. А.

Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт». Украина, Киев

МЕТАЛЛУРГИЧЕСКОЕ ВЛИЯНИЕ ШЛАКОВ С ПОВЫШЕННЫМ СОДЕРЖАНИЕМ ОКСИДОВ ТИТАНА И МАГНИЯ НА МЕТАЛЛ ШВА ПРИ ЭЛЕКТРОДУГОВОЙ СВАРКЕ ПОД ФЛЮСОМ (СИСТЕМА $TiO_2-SiO_2-Al_2O_3-MgO$)

Анотація

Структурний аналіз розплавів шлаків, що відносяться до системи $TiO_2-SiO_2-Al_2O_3-MgO$, проведений на основі іонної теорії показав можливість прогнозування вмісту кисню в металі шва в залежності від складу шлаку при зварюванні під флюсом. Встановлено, що окислювальна здатність оксиду титана в шлаку залежить від концентрації оксиду кремнію. Отримано експериментальні залежності концентрації кисню в металі шва від вмісту в ньому кремнію та марганцю. Встановлено, що кисень у металі шва знаходиться у виді неметалічних включень на основі оксидів кремнію. Запропоновано гіпотезу, відповідно до якої між парціальним тиском кисню в газовій фазі і кінце-

вому вмісті кисню в металі шва існує пряма залежність. Установлено, що формування хімічного складу металу шва відбувається під впливом газової, металевої та шлакової складової реакційної зони зварювання.

Abstract

The structure analysis of melts of scorias concerning to system $TiO_2-SiO_2-Al_2O_3-MgO$, lead on a base of the ionic theory, has shown an opportunity of forecasting of the contents of oxygen in metal of a juncture in dependence on a slag analysis at a welding under flux. It is established, that the oxidation power of oxide of titanium in scoria depends on concentration of a silicon oxide. Experimental dependences of concentrations of