

Utjecaj dozrijevanja na svojstva aluminijske legure

Vragović, Borna

Undergraduate thesis / Završni rad

2023

Degree Grantor / Ustanova koja je dodijelila akademski / stručni stupanj: **University of Zagreb, Faculty of Mechanical Engineering and Naval Architecture / Sveučilište u Zagrebu, Fakultet strojarstva i brodogradnje**

Permanent link / Trajna poveznica: <https://um.nsk.hr/um:nbn:hr:235:925415>

Rights / Prava: [In copyright](#) / [Zaštićeno autorskim pravom](#).

Download date / Datum preuzimanja: **2025-02-04**

Repository / Repozitorij:

[Repository of Faculty of Mechanical Engineering and Naval Architecture University of Zagreb](#)



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

ZAVRŠNI RAD

Borna Vragović

Zagreb, 2023.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

ZAVRŠNI RAD

Mentori:

Prof. dr. sc. Danko Čorić, dipl. ing.

Student:

Borna Vragović

Zagreb, 2023.

Izjavljujem da sam ovaj rad izradio samostalno koristeći znanja stečena tijekom studija i navedenu literaturu.

Zahvaljujem se mentoru prof.dr.sc. Danku Ćoriću na prenesenom znanju, pomoći i susretljivosti tijekom izrade ovog rada. Isto tako zahvaljujem se asistentu mag.ing.mech. Tomislavu Rodingeru na bezrezervnoj pomoći oko provođenja eksperimentalnog dijela te samog pisanja rada.

Posebno se zahvaljujem svojoj obitelji i prijateljima na podršci i razumijevanju tijekom studija. A moja najveća zahvala ide upravo Omici i dedi Miri na beskrajnoj i bezrezervnoj podršci, molitvama i uspomenama. Od srca im hvala!

Borna Vragović



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE
Središnje povjerenstvo za završne i diplomске ispite
Povjerenstvo za završne i diplomске ispite studija zrakoplovstva



Sveučilište u Zagrebu Fakultet strojarstva i brodogradnje	
Datum	Prilog
Klasa: 602 - 04 / 23 - 6 / 1	
Ur.broj: 15 - 1703 - 23 -	

ZAVRŠNI ZADATAK

Student: **Borna Vragović** JMBAG: **0035218134**

Naslov rada na hrvatskom jeziku: **Utjecaj dozrijevanja na svojstva aluminijske legure**

Naslov rada na engleskom jeziku: **Aging effect on the properties of aluminium alloy**

Opis zadatka:

Aluminijske legure su važan konstrukcijski materijal u zrakoplovstvu. To je materijal koji tradicionalno prevladava u konstrukcijama putničkih i vojnih zrakoplova. Svojstva aluminijskih materijala mogu varirati u širokom rasponu kao rezultat kemijskog sastava i mikrostrukturnog stanja na koje je moguće utjecati toplinskom obradom. Postupkom dozrijevanja rastopno žarene legure moguće je ostvariti veću čvrstoću i proizvesti Al-leguru čvrstoće poput mnogih čelika.

U radu je potrebno načiniti sljedeće:

1. Navesti najvažnije prednosti aluminijskih legura za primjene u zrakoplovstvu.
2. Opisati osnovne skupine legura za gnječenje s posebnim osvrtom na legure serije 2XXX, 7XXX i 8XXX.
3. Opisati postupke očvršćuće metalnih materijala s naglaskom na precipitacijsko očvršćuće.
4. Navesti primjere primjene aluminijskih legura u zrakoplovstvu.
5. Provesti toplinsko očvršćivanje uzoraka pri različitim temperaturno-vremenskim režimima dozrijevanja.
6. Ispitati tvrdoću toplinski obrađenih uzoraka.
7. Analizirati dobivene rezultate i donijeti odgovarajuće zaključke.

U radu je potrebno navesti korištenu literaturu i eventualno dobivenu pomoć.

Zadatak zadan:

30. 11. 2022.

Zadatak zadan:

Prof. dr. sc. Danko Čorić

Datum predaje rada:

1. rok: 20. 2. 2023.
2. rok (izvanredni): 10. 7. 2023.
3. rok: 18. 9. 2023.

Predviđeni datumi obrane:

1. rok: 27. 2. – 3. 3. 2023.
2. rok (izvanredni): 14. 7. 2023.
3. rok: 25. 9. – 29. 9. 2023.

Predsjednik Povjerenstva:

Prof. dr. sc. Milan Vrdoljak

SADRŽAJ

SADRŽAJ.....	I
POPIS SLIKA.....	III
POPIS TABLICA.....	V
POPIS OZNAKA.....	VI
POPIS KRATICA.....	VII
SAŽETAK.....	VIII
SUMMARY.....	IX
1. UVOD.....	1
1.1. Zahtjevi na materijal za primjenu u zrakoplovstvu.....	4
1.2. Svojstva materijala.....	5
1.2.1. Gustoća.....	5
1.2.2. Čvrstoća.....	5
1.2.3. Tvrdoća.....	6
1.2.4. Krutost.....	6
1.2.5. Dinamička izdržljivost.....	6
1.2.6. Lomna žilavost.....	8
1.2.7. Otpornost na koroziju.....	9
1.2.8. Mehanička otpornost pri povišenim i visokim temperaturama- otpornost puzanju.....	9
1.2.9. Specifična čvrstoća i specifična krutost.....	10
1.2.10. Sigurnost.....	10
1.2.11. Duktilnost.....	10
1.2.12. Elastičnost.....	10
1.2.13. Taljivost.....	10
2. PRIMJENA ALUMINIJEVIH LEGURA U ZRAKOPLOVSTVU.....	11
2.1. Materijali u zrakoplovstvu.....	11
2.2. Aluminiij i njegove legure.....	14
2.3. Aluminijeve legure u zrakoplovstvu.....	19
3. OSNOVNE SKUPINE ALUMINIJEVIH LEGURA ZA GNJEČENJE U ZRAKOPLOVSTVU.....	22
3.1. Legure serije 2xxx – durali.....	23
3.1.1. 2024 (Al-Cu-Mg-Mn).....	24
3.1.2. 2014 (Al-Cu-Mg-Si-Mn).....	24
3.1.3. 2049 (Al-Cu-Li-Ag-Mg-Zr).....	25
3.1.4. 2090 (Al-Cu-Li-Zr).....	26
3.2. Legure serije 7xxx – konstruktali.....	27
3.2.1. 7050 (Al-Zn-Mg-Cu-Zr).....	27
3.2.2. 7075 (Al-Zn-Mg-Cu-Cr).....	28
3.2.3. 7178 (Al-Zn-Mg-Cu-Cr).....	29
3.3. Legure serije 8xxx – legure aluminiija i litija.....	30

4. OČVRŠĆIVANJE ALUMINIJEVIH LEGURA.....	32
4.1. Očvršnuće hladnom deformacijom	33
4.2. Precipitacijsko očvršnuće.....	34
5. PRIMJERI PRIMJENE ALUMINIJEVIH LEGURA U ZRAKOPLOVSTVU	40
6. EKSPERIMENTALNI DIO	46
6.1. Nabavka uzoraka i analiza kemijskog sastava	46
6.2. Rezanje i priprema uzorka	49
6.3. Rastvorno žarenje.....	49
6.4. Proces dozrijevanja uzorka.....	52
6.5. Priprema uzoraka i mjerenje tvrdoće	54
6.5.1. Obrada površine uzorka i ulijevanje u polimernu masu	54
6.5.2. Mjerenje tvrdoće	55
7. ZAKLJUČAK.....	65
LITERATURA.....	66
PRILOG.....	69

POPIS SLIKA

Slika 1.	Motor braće Wright iz 1903. izrađen od aluminijske legure AlCu9 [2].....	1
Slika 2.	Nadzvučni putnički avion Concorde sa aluminijskom oplatom [3].....	2
Slika 3.	Svemirske letjelice Lunar Module Eagle (a) i Orion (b) [5].....	3
Slika 4.	Wöhlerove krivulje različitih metalnih materijala [7].....	7
Slika 5.	Wöhlerova krivulja ponašanja različitih materijala pri dinamičkom opterećenju [7].....	7
Slika 6.	Utjecaj faktora intenziteta naprezanja na brzinu širenja pukotine [7]	8
Slika 7.	Podjela zrakoplova [10]	12
Slika 8.	Osnovna građa zrakoplova [11]	13
Slika 9.	Gustoće nekih metala [14]	14
Slika 10.	Shematski prikaz podjele aluminijske i njegovih legura [14]	15
Slika 11.	Povijesni razvoj nekih aluminijskih legura za gnječanje i njihova primjena u zrakoplovstvu [19]	21
Slika 12.	Plošno centrirana kubična (FCC) kristalna rešetka aluminijske [26].....	33
Slika 13.	Prikaz općeg dijagrama stanja i postupka precipitacijskog očvršćivanja [7].....	35
Slika 14.	Tipovi precipitata [7]	36
Slika 15.	Ovisnost čvrstoće o temperaturi i vremenu dozrijevanja [7]	38
Slika 16.	Razne izvedbe ramenjače krila ovisno o materijalu i opterećenju [10]	40
Slika 17.	Primjena pojedinih konstruktala u zrakoplovnim konstrukcijama [19].....	43
Slika 18.	Primjena Al-legura u zrakoplovu Airbus A380-800 [19].....	44
Slika 19.	Helikopter Westland-Augusta EH-101 [19]	45
Slika 20.	Uzorci aluminijske legure u polaznom stanju	46
Slika 21.	XRF uređaj Olympus Delta Professional.....	47
Slika 22.	Princip rada XRF uređaja [33]	48
Slika 23.	Izrezani i označeni uzorci	49
Slika 24.	Ternarni dijagram stanja Al-Cu-Zn za temperaturu 550°C [34].....	50
Slika 25.	Labaratorijska elektrootporna peć.....	51
Slika 26.	Uzorci nakon rastvornog žarenja i gašenja u vodi	52
Slika 27.	Uzorci spremni za mjerenje tvrdoće	54
Slika 28.	Uređaj za brušenje Buehler, Phoenix alpha-grinder/polisher	55
Slika 29.	Prikaz mjerenja tvrdoće Vickersovom metodom [35]	56
Slika 30.	Tvrdomjer ZwickRoellMaterialprüfung	57

Slika 31.	Otisak penetratora pod mikroskopom	58
Slika 32.	Vrijednosti tvrdoće uzoraka HV1 dozrijevanih na 110°C pri različitom trajanju dozrijevanja	60
Slika 33.	Vrijednosti tvrdoće uzoraka HV1 dozrijevanih na 160°C pri različitom trajanju dozrijevanja	61
Slika 34.	Vrijednosti tvrdoće uzoraka HV1 dozrijevanih na 210 °C pri različitom trajanju dozrijevanja	61
Slika 35.	Ovisnost tvrdoće o vremenu dozrijevanja za temperaturu 110°C	62
Slika 36.	Ovisnost tvrdoće o vremenu dozrijevanja za temperaturu 160°C	62
Slika 37.	Ovisnost tvrdoće o vremenu dozrijevanja za temperaturu 210°C	63
Slika 38.	Usporeba izmjerenih tvrdoća uzoraka s različitim parametrima toplinske obrade.....	63

POPIS TABLICA

Tablica 1.	Označivanje gnječanih aluminijskih legura prema američkom načinu označavanja [7]	17
Tablica 2.	Mehanička svojstva durala i konstruktala [7]	22
Tablica 3.	Mehanička svojstva aluminijske legure 2014 [7]	24
Tablica 4.	Fizikalna svojstva aluminijske legure 2014 [7]	24
Tablica 5.	Mehanička svojstva legure 2049 [7]	25
Tablica 6.	Fizikalna svojstva legure 2049 [7]	25
Tablica 7.	Mehanička svojstva legure 2090 [7]	26
Tablica 8.	Fizikalna svojstva legure 2090 [7]	26
Tablica 9.	Mehanička svojstva legure 7050 [7]	27
Tablica 10.	Fizikalna svojstva legure 7050 [7]	28
Tablica 11.	Mehanička svojstva legure 7075 [7]	28
Tablica 12.	Fizikalna svojstva legure 7075 [7]	29
Tablica 13.	Mehanička svojstva legure 7178 [7]	29
Tablica 14.	Fizikalna svojstva legure 7178 [7]	30
Tablica 15.	Podjela gnječanih aluminijskih legura sukladno načinu očvršnuća [7]	32
Tablica 16.	Kemijski sastav Al legure prema masenom udjelu, %	49
Tablica 17.	Parametri toplinske obrade uzoraka	53
Tablica 18.	Rezultati mjerenja tvrdoće	59
Tablica 19.	Rezultati svih mjerenja tvrdoće	69

POPIS OZNAKA

a	mm	vrijednost skale
b	mm	konstanta skale
c	m/s	brzina svjetlosti
d	m	promjer
d_{sr}	m	srednja vrijednost promjera
E	MPa	modul elastičnosti
F	N	sila
H	J·s	Planckova konstanta
HB	-	tvrdoća po Brinellu
HV	-	tvrdoća po Vickersu
K	MPa·m ^{1/2}	faktor intenzivnosti naprezanja
K_{IC}	MPa·m ^{1/2}	lomna žilavost
m	kg	masa
R_d	MPa	dinamička izdržljivost
R_e	MPa	granica razvlačenja
R_m	MPa	vlačna čvrstoća
$R_{p0,2}$	MPa	konvencionalna granica razvlačenja
$R_{m/t/9}$	MPa	statička izdržljivost
$R_{pe/t/9}$	MPa	granica puzanja
r_{max}	%	maksimalna topivost legirajućeg elementa
r_s	%	topivost legirajućeg elementa
S	m ²	površina
t	s, min	vrijeme
δ	kg/m ³	gustoća
λ	m	valna duljina

POPIS KRATICA

ASTM	Američko društvo za ispitivanje i materijale (engl. <i>American Society for Testing and Materials</i>)
AFNOR	Francuska organizacija za standardizaciju (franc. <i>Association Française de Normalisation</i>)
DIN	Njemački institut za standardizaciju (njem. <i>Deutsches Institut für Normung</i>)
EN	Europski standard (engl. <i>European Norm</i>)
FCC	Plošno centrirana kubična kristalna rešetka
HRN	Hrvatski zavod za norme
IACS	Međunarodni standard žarenog bakra (engl. <i>International Annealed Copper Standard</i>)
XRF	Rendgenska fluorescencijska spektrometrija

SAŽETAK

Aluminijeva svestranost, omjer čvrstoće i gustoće te otpornost na koroziju čine ga temeljnim materijalom u zrakoplovstvu. Od oblikovanja nosivih komponenata zrakoplova do poboljšanja provođenja topline i održavanja sigurnosti u električnim sustavima, aluminij i njegove legure i dan danas ostaju nezamjenjive u suvremenoj zrakoplovnoj industriji, pridonoseći dizajnu i radu sigurnih i učinkovitih zrakoplova.

Ovaj završni rad sastoji se od teorijskog i eksperimentalnog dijela. U teorijskom dijelu opisana je primjena aluminija i aluminijevih legura kroz povijest, navedene su osnovne skupine aluminijevih legura i opisana njihova svojstva kao i njihova primjena u raznim konstrukcijskim dijelovima zrakoplova. Također su navedeni i detaljno opisani mehanizmi očvršnuća metalnih materijala s naglaskom na aluminijeve legure.

U eksperimentalnom dijelu rada provedeno je toplinsko očvršćivanje uzoraka aluminijeve legure u različitim temperaturno-vremenskim režimima. Uzorci su nabavljeni iz „Croatia Airlines“ u obliku lima, gdje se inače koriste kod reparacije i održavanja dijelova zrakoplova. Nakon procesa toplinske obrade, mjerena je tvrdoća uzoraka i kasnije je napravljena analiza utjecaja temperaturno-vremenskih parametara na svojstva legure.

Ključne riječi: aluminij; zrakoplovstvo; precipitacijsko očvršnuće; tvrdoća

SUMMARY

The versatility of aluminum, its strength-to-density ratio, and corrosion resistance make it a fundamental material in aviation industry. From shaping structural components of aircraft to improving heat conductivity and maintaining safety in electrical systems, aluminum and aluminum alloys remain indispensable in modern aviation, contributing to the design and operation of safe and efficient aircraft.

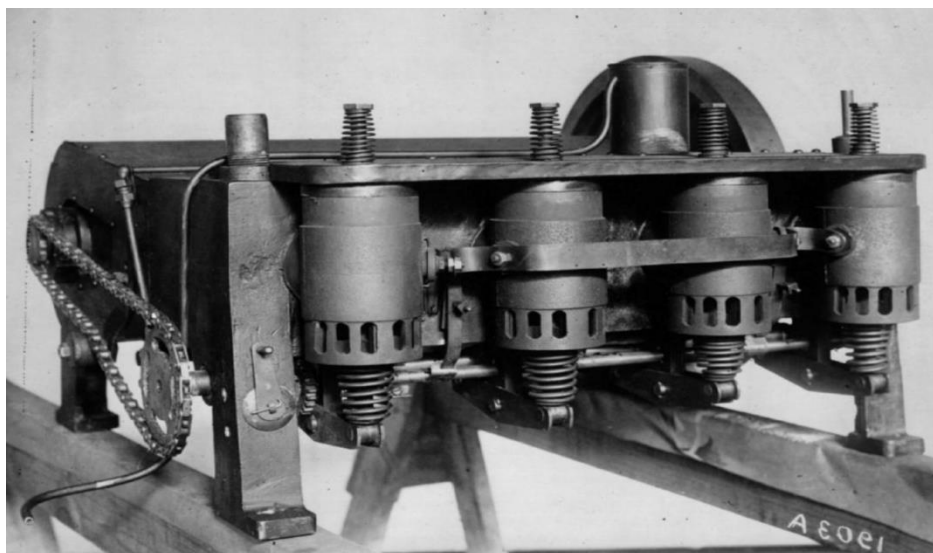
This thesis consists of a theoretical and experimental part. In the theoretical section, the application of aluminum and aluminum alloys throughout history is discussed. Basic groups of aluminum alloys are listed, and their properties are described, along with their applications in various structural parts of aircraft. Mechanisms of material strengthening, with a focus on aluminum alloys, are also outlined in detail.

In the experimental section of the thesis, heat treatment processes were carried out on samples of aluminum alloy under different temperature and time regimes. The samples were obtained from "Croatia Airlines" in the form of sheets, typically used for the repair and maintenance of aircraft components. After the heat treatment process, the hardness of the samples was measured, and analysis of the influence of temperature-time parameters on the alloy's properties was conducted.

Keywords: aluminum; aircraft engineering; precipitation hardening; hardness

1. UVOD

Od motora do propelera, okvira trupa do spremnika goriva, aluminijske legure su u zrakoplovnoj industriji neizbježne. Komercijalni i obrambeni zrakoplovi, helikopteri i svemirske letjelice, u svima se koriste aluminij i njegove brojne legure zbog dobre otpornosti na koroziju te visokog omjera čvrstoće i mase. Aluminijske legure mogu imati čvrstoću podjednaku čvrstoći čelika uz prednost niže gustoće, otpornosti na niskim temperaturama te otpornosti na koroziju. Aluminij ima gustoću približnu trećini gustoće čelika, što omogućuje zrakoplovu da nosi veću masu i/ili da postane učinkovitiji u potrošnji goriva [1]. Povijest aluminija u zrakoplovnoj industriji seže daleko u prošlost, čak štoviše, Braća Wright su 17. prosinca 1903. izvela prvi kontrolirani, kontinuirani motorom pogonjeni let sa svojom letjelicom Wright Flyer. U to vrijeme automobilski motori su bili vrlo teški i nisu davali dovoljno snage za postizanje polijetanja, pa su braća Wright izradila poseban motor u kojem je blok cilindra bio izrađen od lagane legure aluminija i bakra oznake AlCu9. Iako je dizajn motora bio pomalo sirov, čak i za svoje vrijeme, ovo je prvi put da je aluminij korišten u konstrukciji motora zrakoplova. Dovršeni motor bio je težak oko 82 kg i razvijao je 12 konjskih snaga pri 1025 okretaja u minuti. [2]



Slika 1. Motor braće Wright iz 1903. izrađen od aluminijske legure AlCu9 [2]

Razdoblje između dva svjetska rata odnosno 1920. i 1930. godine obilježene su brzim industrijskim inovacijama u zrakoplovstvu i to doba je poznato kao „Zlatno doba zrakoplovstva“. Ovu je inovaciju potaknula popularnost „zrakoplovnih utrka“ između Sjedinjenih Američkih Država i Europe. U nastojanju da se naprave što brži i što učinkovitiji avioni, jednokrilci su zamijenili dvokrilce, a okviri od aluminijske legure postali su glavnim izborom za konstrukcije. U današnje vrijeme aluminij se može pronaći u većini zrakoplovnih dijelova te dijelova zrakoplovne konstrukcije a neki od njih su trup, krila, kormilo, sjedala, vrata, podovi, turbine, kokpit i dr. Sami sastav i svojstva legura aluminija su značajno napredovali, te se i u današnje vrijeme razvijaju nove vrste legura s još boljim i značajnijim svojstvima koja pridonose boljoj učinkovitosti i većoj sigurnosti u zrakoplovnoj industriji. Jedan od primjera koji nam ukazuje na izdržljivost i pouzdanost aluminijevih legura je avion Concorde, čija je oplata izrađena od aluminijevih legura, a koji je 27 godina prevozio putnike brzinom dvostruko većom od brzine zvuka. Unatoč vanjskoj temperaturi od -56°C , brzina aviona Concorde bila je dovoljno velika da se aluminijska oplata zagrijavala na 120°C , što bi na kraju rezultiralo produljenjem aviona od nevjerojatnih dvadesetak centimetara. To ukazuje na značajno svojstvo duktilnosti aluminijevih legura. [3]



Slika 2. Nadzvučni putnički avion Concorde sa aluminijskom oplatom [3]

Osim za komercijalno i vojno zrakoplovstvo, aluminijske legure su od samog početka imale ključnu ulogu u istraživanju svemira. Zbog svojih odgovarajućih svojstava, aluminij je korišten za razne misije putovanja u svemir kao što su Sputnik 1, program Apollo, Space-X, te razne druge misije na kojima se i danas radi. Misija putovanja Apolla 11 u kojoj su ljudi po prvi puta spušteni na Mjesec uvelike se oslanjala na aluminij. Svemirska letjelica Lunar Module Eagle (LM-5) koja se koristila za slijetanje na mjesec 1969. godine bila je gotovo u potpunosti izrađena od aluminija, te je koristila aluminijske sačaste prigušivače [4]. U današnje vrijeme i više od pola stoljeća nakon misije Apollo 11, u tijeku su pripreme za novu misiju slijetanja na mjesec s posadom pod nazivom Artemis III. Svemirska letjelica Orion koja će se koristiti za tu misiju dobrim dijelom se sastoji od legure aluminija i litija. Tlačna komora i brojni drugi konstrukcijski elementi letjelice izrađeni su od ove legure što nam ukazuje na važnost primjene aluminijskih legura za svemirske misije i u današnje vrijeme. [5]



Slika 3. Svemirske letjelice Lunar Module Eagle (a) Orion (b) [5]

Budućnost aluminija u zrakoplovstvu je pozitivna. Predviđa se da će se potražnja za aluminijem udvostručiti tijekom sljedećeg desetljeća. Do 2025. godine predviđa se globalna potražnja od 80 milijuna tona aluminija, tako da zrakoplovna industrija već sada nabavlja zalihe recikliranog aluminija kako bi zadovoljila veliku potražnju. [6]

1.1. Zahtjevi na materijal za primjenu u zrakoplovstvu

Od zrakoplovnih materijala očekuje se ispunjenje sljedećih funkcionalnih i eksploatacijskih zahtjeva [7]:

1. mala masa;
2. visoka mehanička otpornost u uvjetima statičkog opterećenja;
3. zadovoljavajuća krutost;
4. otpornost umoru;
5. otpornost na naglo širenje pukotina;
6. korozijska postojanost;
7. mehanička otpornost pri visokim temperaturama (otpornost na puzanje);
8. otpornost na gorenje;
9. apsorpcija buke i vibracija.

Pored temeljnih zahtjeva koji su definirani specifičnim svojstvima materijala, također je nužno razmotriti i izvedene kriterije koji obuhvaćaju različita svojstva:

1. specifična čvrstoća: omjer vlačne čvrstoće (granice razvlačenja) i gustoće materijala;
2. specifična krutost: omjer modula elastičnosti i gustoće;
3. sigurnost: umnožak granice razvlačenja i lomne žilavosti.

Osim funkcionalnih i eksploatacijskih svojstava, za optimalan odabir materijala također su bitna i njegova tehnološka svojstva koja ukazuju na mogućnost obrade ili oblikovanja materijala u određenom tehnološkom procesu (rezljivost, livljivost, sposobnost oblikovanja deformacijom, mogućnost zavarivanja te termička obradljivosti dr.). Na odabir materijala također ima utjecaja njihova dostupnost, cjenovna pristupačnost i danas sve važnija mogućnost recikliranja materijala. Na temelju svih ovih zahtjeva određuju se potrebna svojstva koja materijal mora imati, a njegov se izbor temelji na principu pronalaženja optimuma željenih svojstava. [7]

1.2. Svojstva materijala

Prilikom konstruiranja i održavanja zrakoplova, od iznimne je važnosti uzeti u obzir temeljna svojstva materijala kao što su gustoća, čvrstoća, krutost, dinamička izdržljivost, lomna žilavost, otpornost na koroziju, otpornost na puzanje itd.

1.2.1. *Gustoća*

Gustoća je jedan od ključnih kriterija koje materijali zrakoplova moraju ispunjavati kako bi se postigla minimalna masa komponenata zrakoplova. Ukoliko konstrukcija zrakoplova doprinosi s ukupno 50% njegove mase, preostalih 50% čine korisna nosivost te gorivo i mazivo. Ukoliko se težina konstrukcije smanji za 10%, nosivost zrakoplova će se povećati za 20%, što značajno utječe na isplativost zrakoplovnog transporta. S navedenim smanjenjem mogao bi se prevoziti veći broj ljudi što bi pridonijelo većoj zaradi zbog povećanog broja ljudi koji mogu pristupiti letu tim zrakoplovom. S druge strane, u slučaju da nosivost ostane ista, omogućila bi se znatna ušteda goriva, a samim time i niži operativni troškovi [7]. Korištenjem naprednih lakših materijala radi boljih performansi zrakoplova raste i ekonomski trošak za nabavu, izradu i obradu istih. Shodno tome, teži se korištenju materijala koji pružaju zadovoljavajuća svojstva za zadane potrebe zrakoplova s prihvatljivim omjerom cijene i performansi zrakoplova uz nužan uvjet sigurnosti.

1.2.2. *Čvrstoća*

Čvrstoća je sposobnost materijala da se odupire deformaciji i izdrži naprezanje bez pojave loma. Materijali od kojih su izrađeni dijelovi zrakoplova moraju imati dovoljnu mehaničku čvrstoću da bi mogli podnijeti različita opterećenja tijekom upotrebe. Mehanička izdržljivost pod kontinuiranim opterećenjem određuje se granicom razvlačenja (konvencionalnom granicom tečenja pri visokim temperaturama) i čvrstoćom materijala. Granica razvlačenja je naprezanje koje određuje dopušteno naprezanje dijelova strojeva i konstrukcijskih elemenata tijekom rada s odabranim stupnjem sigurnosti. Bitno je da naprezanje ni u kojem slučaju ne prekorači konvencionalnu (dogovorenu) granicu razvlačenja zbog nastanka plastične (trajne) deformacije i eventualnog loma materijala. Mehanička izdržljivost materijala koji su duktilni (žilavi) izražava se granicom razvlačenja, dok se kod krhkih materijala koristi vlačna čvrstoća. Aluminijski i njegove legure, s gustoćom od svega 2700 kg/m^3 , uz odgovarajuće toplinske postupke očvršću, može imati mehanička i proizvodna svojstva slična čeliku.

[7, 8]

1.2.3. Tvrdoća

Sukladno definiciji, tvrdoća označava otpornost materijala prema prodiru drugog materijala značajno veće tvrdoće. Iako tvrdoća nije precizno definirano mehaničko svojstvo, mjerenje tvrdoće je široko prihvaćeni postupak u ispitivanju mehaničkih svojstava. To je zbog činjenice da tvrdoća ima povezanost s drugim mehaničkim svojstvima, kao što je vlačna čvrstoća, ali i zbog toga što je mjerenje tvrdoće znatno jednostavnije i brže od ispitivanja drugih mehaničkih svojstava. U slučaju metala poput čelika i aluminija, tvrdoća se može povećati putem hladnog oblikovanja ili postupaka toplinskog očvršćivanja. Postoji više metoda mjerenja tvrdoće materijala, a u okviru eksperimentalnog dijela ovog završnog rada korištena je Vickersova metoda. [8]

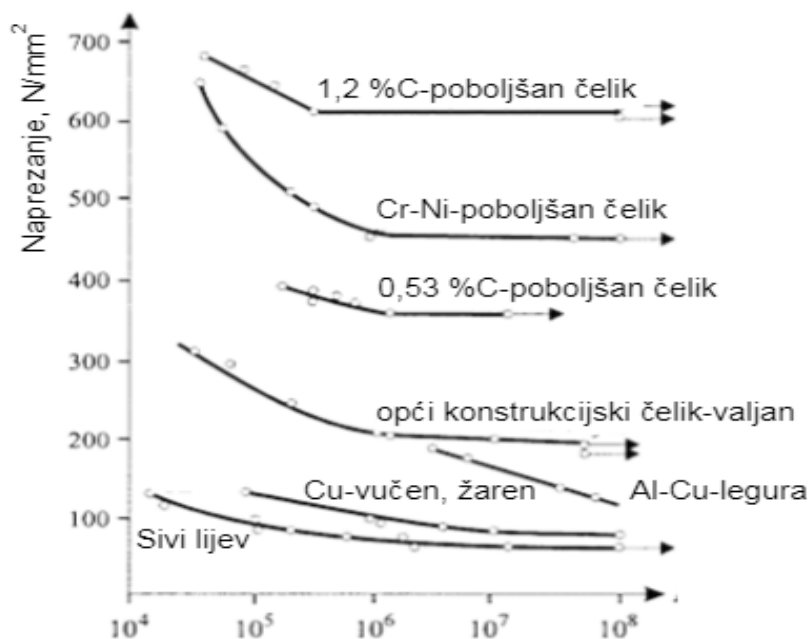
1.2.4. Krutost

Kako bi se spriječilo izvijanje konstrukcijskih komponenata zrakoplova, neophodno je da materijali budu ne samo čvrsti, već i kruti. Krutost materijala određena je Youngovim modulom, poznatim i kao modul elastičnosti. Vrijednost ove konstante izravno proizlazi iz jačine veza među strukturnim elementima unutar kristalne ili amorfne strukture materijala. Kada su veze izuzetno jake, rezultat je visoka vrijednost modula elastičnosti. Što je veza slabija, to je niža vrijednost konstante elastičnosti i shodno tome, materijal će pokazati manju krutost. Metali kao što je čelik imaju vrlo visoku krutost s modulom elastičnosti od 210000 N/mm², dok lake legure aluminija karakterizira niža krutost s modulom elastičnosti od 70000 N/mm². Kao rezultat toga, aluminijske komponente znatno su gipkije (elastičnije) u odnosu na slične konstrukcije izrađene od čelika. [7]

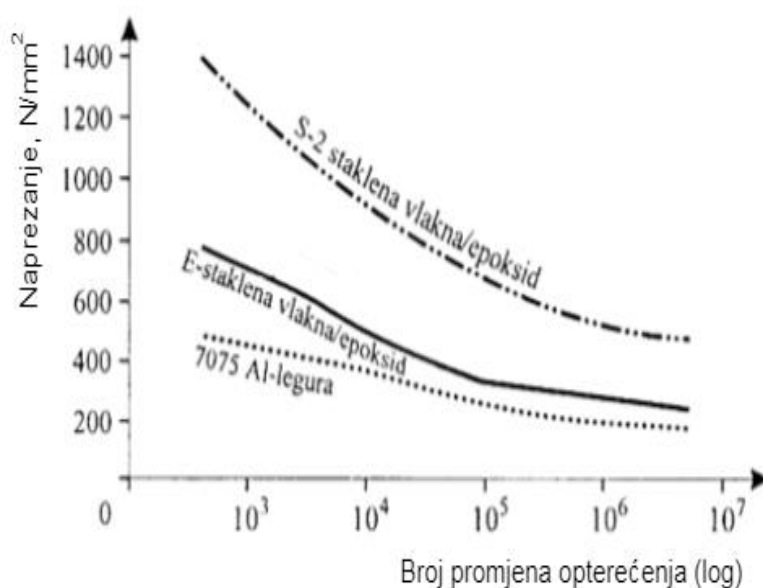
1.2.5. Dinamička izdržljivost

Osim statičkih naprezanja, mnoge komponente zrakoplova također su podložne promjenjivim (dinamičkim) naprezanjima koja se mijenjaju tijekom vremena. Uslijed promjenjivoga opterećenja, kojem je podvrgnuta većina zrakoplovnih dijelova, moguće je da dođe do loma čak i kad je nametnuto naprezanje ispod statičke granice razvlačenja. Proces nastanka početne pukotine i njenog postupnog širenja pod dinamičkim opterećenjem naziva se umorom (zamorom) materijala. Daleko najveći broj oštećenja u zrakoplovstvu uzrokovan je upravo pojavom lomova nastalih uslijed umora materijala, čak 63% svih oštećenja na zrakoplovima. Kako bi se spriječilo oštećenje uslijed umora, materijal se podvrgava ispitivanjima dinamičkim opterećenjem i na taj način se imitiraju eksploatacijski uvjeti. Iz tog se razloga dinamički opterećeni dijelovi moraju dimenzionirati prema vrijednosti dinamičke

izdržljivosti. Dinamička izdržljivost (R_d) je najveće promjenjivo naprezanje koje materijal može izdržati pri teoretski beskonačnom broju ciklusa, a realno pri određenom graničnom broju ciklusa. Dinamička izdržljivost za jedan tip promjenjivog naprezanja može se iščitati iz Wöhlerovog dijagrama koji na osi ordinata ima naznačenu vrijednosti naprezanja, a na apscisi broj ciklusa dinamičkog opterećenja, slike 4 i 5.



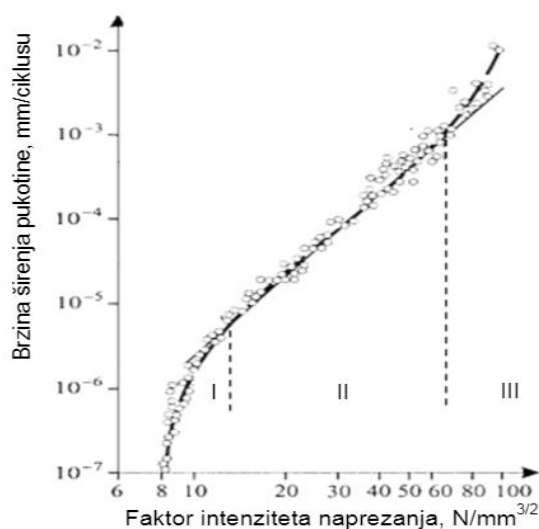
Slika 4. Wöhlerove krivulje različitih metalnih materijala [7]



Slika 5. Wöhlerova krivulja ponašanja različitih materijala pri dinamičkom opterećenju [7]

1.2.6. Lomna žilavost

Materijal za zrakoplovne konstrukcije treba imati sposobnost da se odupre stvaranju i brzom širenju pukotina radi smanjenja mogućnosti nastanka oštećenja i lomova koji mogu dovesti do ozbiljnih nesreća i neželjenog pada zrakoplova. Pukotine i mikrostrukturni nedostaci predstavljaju područja gdje se koncentriraju naprezanja, stvarajući inicijalne pukotine koje se mogu početi širiti. Polje naprezanja oko pukotine karakterizira faktor intenziteta naprezanja označen oznakom K , koji opisuje veličinu naprezanja koje utječe na širenje pukotine. Faktor intenziteta naprezanja označava koliko intenzivno naprezanje raste u blizini vrha pukotine. Lomna žilavost (K_{IC}) nekog materijala predstavlja vrijednost naprezanja pri kojem se pukotina počinje nestabilno širiti u uvjetima ravninskog stanja deformiranja, do čega dolazi kad faktor intenziteta naprezanja dostigne kritičnu vrijednost. Naglo i nestabilno širenje pukotine posebice je opasno zbog izuzetno teškog predviđanja i propagacije loma. Na slici 6 prikazan je efekt faktora intenziteta naprezanja na brzinu širenja pukotine kroz tri različita područja. U području I prevladavaju naprezanja niske vrijednosti oko pukotine s niskom vrijednošću faktora intenziteta naprezanja i u toj fazi pukotina se širi malom brzinom, koja se postupno povećava kako se prelazi u drugu fazu. Pri povećanom faktoru intenziteta naprezanja u području II započinje stabilno širenje pukotine povećanom brzinom s konstantnim napretkom. U području III faktor intenziteta naprezanja doseže kritičnu vrijednost te dolazi do naglog, nestabilnog širenja pukotine velikom brzinom. Brzina rasta pukotine eksponencijalno raste sve do točke loma. [7,8]



Slika 6. Utjecaj faktora intenziteta naprezanja na brzinu širenja pukotine [7]

1.2.7. Otpornost na koroziju

Korozija predstavlja neželjeni proces trošenja metala pod utjecajem kemijskog djelovanja okoline, čime se narušavaju mehanička i fizikalna svojstva konstrukcije. Postoji više oblika korozije, a u zrakoplovstvu su najopasnije napetosna korozija i korozija ljuštenjem. Napetosna korozija predstavlja specifičan oblik selektivne korozije koja se događa zbog istovremenog djelovanja korozivne materije i vlačnog naprezanja koje nastaje djelovanjem vanjskih sila ili zaostalog naprezanja koje nastaje kao rezultat oblikovanja deformiranjem, naglog gašenja ili kao posljedica zavarivanja. Ovaj mehanizam karakterizira korozija u mikrostrukturi materijala koji uvođenjem naprezanja uzrokuje otvaranje granica zrna stvarajući sitne pukotine na površini. Osim napetosne, učestala je i korozija ljuštenjem koja se pojavljuje na površini materijala putem kemijskih reakcija s okolišem. Korozija kreće od vanjskog sloja, ljušti ga te napreduje prema unutrašnjosti gdje nastavlja razarati metal. [7,8]

1.2.8. Mehanička otpornost pri povišenim i visokim temperaturama- otpornost puzanju

Spora deformacija materijala, poznata kao puzanje, javlja se uslijed dugotrajnog opterećenja pri visokim temperaturama. Proces je ireverzibilan i kod materijala s višom temperaturom tališta, započinje tek pri povišenim temperaturama. S povećanjem temperature, granica razvlačenja R_e i vlačna čvrstoća R_m se smanjuju, a istežljivost materijala raste. S obzirom da se smanjuju dinamička izdržljivost i modul elastičnosti, potrebno je voditi pažnju o smanjenu krutosti konstrukcijskih dijelova. Mehanička otpornost konstrukcijskih materijala zrakoplova je iznimno bitna, a neki od dijelova koji su izloženi povišenim temperaturama su oplata, motor i turbina. Mehanička svojstva koja određuju otpornost puzanju obuhvaćaju granicu puzanja $R_{pe/t/9}$ i statičku izdržljivost $R_{m/t/9}$. Granica puzanja označava ono vlačno naprezanje koje pri određenoj povišenoj temperaturi ispitivanja uzrokuje trajnu deformaciju epruvete nakon određenog trajanja ispitivanja. S druge strane, statička izdržljivost predstavlja vlačno naprezanje koje pri nekoj povišenoj temperaturi nakon definiranog vremenskog perioda ispitivanja dovodi do loma epruvete. Puzanje materijala je toplinski aktiviran proces koji se javlja pri temperaturama iznad 0,3 temperature tališta materijala, s time da se temperatura gleda u kelvinima. Zbog niskog tališta, aluminij ima ograničenu primjenu kod dijelova zrakoplova izloženih visokim temperaturama. [7,8]

1.2.9. Specifična čvrstoća i specifična krutost

Izvedena svojstva materijala, specifična čvrstoća i specifična krutost, definirana su u odnosu na gustoću. Za krhke materijale, specifična čvrstoća označava omjer čvrstoće i gustoće, dok se za duktilne materijale koristi omjer granice razvlačenja R_e i gustoće δ . Specifična krutost se određuje omjerom modula elastičnosti (E) i gustoće (δ). S obzirom na zahtjeve da zrakoplovni materijali budu čvrsti i kruti, uz minimalnu masu, visoka specifična čvrstoća i specifična krutost su ključne.

1.2.10. Sigurnost

Zrakoplovni materijali za izradu konstrukcija moraju ispunjavati zahtjeve visoke čvrstoće i otpornosti na plastičnu deformaciju (posebno visoka konvencionalna granica razvlačenja, $R_{p0,2}$) te otpornost na proširenje pukotina (visoka lomna žilavost, K_{IC}). Budući da ova svojstva djeluju obrnuto proporcionalno (visoka granica razvlačenja znači da će biti niska lomna žilavost i obrnuto), sigurnost konstrukcijskog dijela izražava se kao umnožak vrijednosti tih dvaju svojstava ($R_{p0,2} \cdot K_{IC}$). [7]

1.2.11. Duktilnost

Duktilnost predstavlja sposobnost materijala da promijeni svoj oblik (da se savija, rasteže ili izvlači u žicu), odnosno da podnese plastičnu deformaciju bez pojave loma. Što je veću deformaciju materijal sposoban podnijeti bez krhkog loma, to je duktilniji. U zrakoplovstvu su poželjni duktilni metali zbog njihove sposobnosti jednostavnog oblikovanja i otpornosti na lom pod utjecajem udarnog opterećenja. [8]

1.2.12. Elastičnost

Elastičnost je svojstvo materijala da se nakon prestanka djelovanja sile (deformacije) vraća u prvobitno stanje (oblik) bez stvaranja trajne (plastične) deformacije. Elastičnost materijala važna je do granice razvlačenja jer nakon nje materijal ulazi u područje plastičnih deformacija. Tad deformacija ostaje, čime tijelo postaje plastično i gubi elastična svojstva koja je prethodno imalo. Zrakoplovni dijelovi se dimenzioniraju tako da maksimalno opterećenje ne prelazi granicu razvlačenja. [7,8]

1.2.13. Taljivost

Taljenje je promjena faze tvari iz čvrstog u tekuće agregatno stanje, događa se na temperaturi tališta. S druge strane, taljivost je svojstvo metala da se može rastopiti uz dovođenje topline. Temperatura tališta varira ovisno o vrsti materijala, a za aluminij iznosi oko 660 °C. [8]

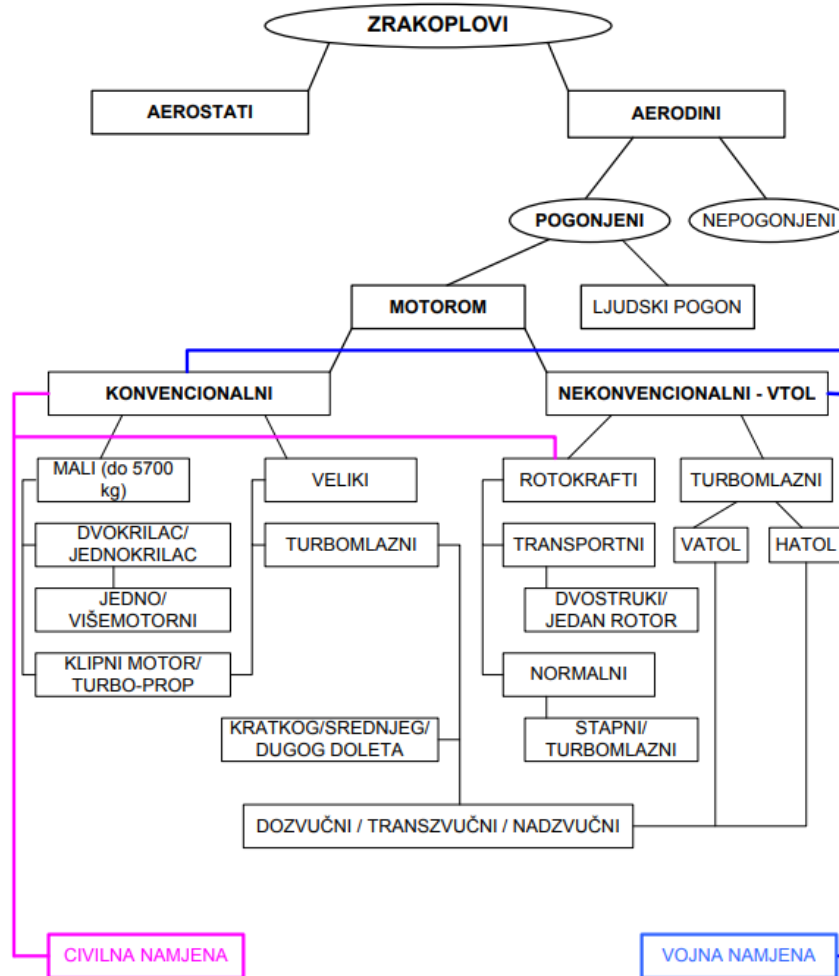
2. PRIMJENA ALUMINIJEVIH LEGURA U ZRAKOPLOVSTVU

2.1. Materijali u zrakoplovstvu

Pojam zračnog prijevoznog sredstva uključuje sve letjelice koje posjeduju sposobnost upravljanja ili kretanja kroz plinoviti medij (zrak). Općenito gledano, zrakoplov predstavlja konstrukciju osmišljenu za održavanje u atmosferi iznad Zemljine površine. Drugim riječima, zrakoplov se definira kao svaki uređaj (ili stroj) koji je sposoban samostalno ostati u zraku, lebdjeti ili se kretati uz pomoć vlastitog pogona [10]. Zrakoplov je stoga vrlo općenit pojam. To je potvrđeno i u hrvatskom Zakonu o zračnom prometu, koji pod zrakoplove ubraja avione, bespilotne zrakoplove, balone, helikoptere, jedrilice i dr. [9]

Razne su mogućnosti za klasifikaciju zrakoplova. Jedan od načina podjele obuhvaća aerostate i aerodine. Aerostati su letjelice koje su lakše od zraka. Održavaju se na određenoj visini gdje istiskuju zrak vlastite mase. To su letjelice čija je ukupna masa manja od mase zraka istog volumena kao sama letjelica, ili čija je težina manja od težine istisnutog zraka jednakoga volumena. Ove letjelice često su poznate kao "statičke leteće naprave".

S druge strane, aerodini su letjelice koje imaju masu veću od zraka. Održavaju se u zraku kroz dinamičku interakciju s okolnim zrakom, što rezultira stvaranjem aerodinamičkih sila. Aerodini su letjelice čija težina premašuje težinu istisnutog zraka. Kako bi ostali u zraku, koriste aerodinamičku nosivu silu (uzgon) koja se suprotstavlja njihovoj vlastitoj težini [10]. Daljnja klasifikacija aerodina moguća je prema različitim karakteristikama, a što je prikazano na slici 7. Postoji mogućnost identificiranja raznih tipova zrakoplova prema vrsti motora, načinu generiranja uzgonske sile, konstrukciji (uključujući broj krila), maksimalnoj poletnoj masi, performansama i drugim obilježjima.



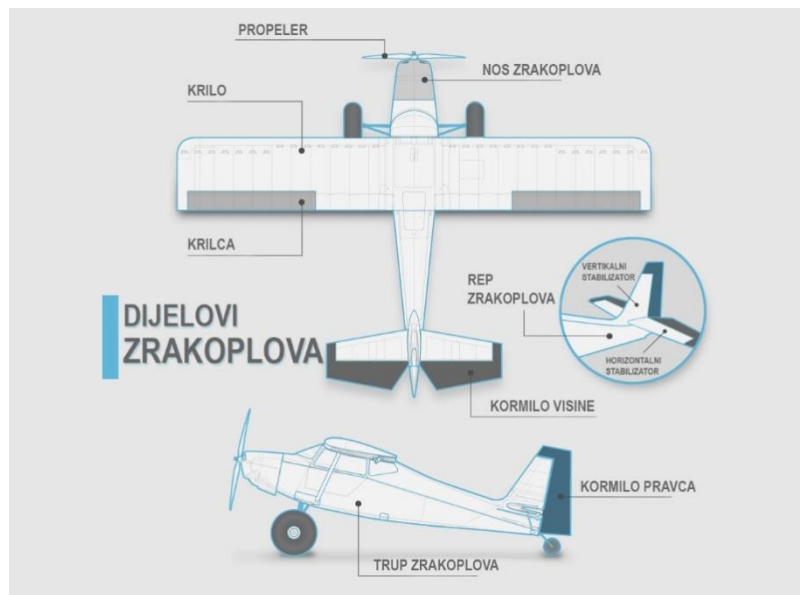
Slika 7. Podjela zrakoplova [10]

Zrakoplovi se često dijele na zrakoplove civilne namjene i zrakoplove vojne namjene. Unutar ovih kategorija opet postoje različite vrste zrakoplova. Među civilne zrakoplove moguće je ubrojiti školske (namijenjene obuci), sportsko-akrobatske, turističke, putničke, teretne te specijalne radne ili gospodarstvene. U vojne modele zrakoplova moguće je ubrojiti školske, lovačke ili borbene, bombardere, oklopne zrakoplove, obrušavače, izviđačke te zrakoplove za višestruku namjenu. [10]

Zrakoplovi različite namjene izrađuju se i od različitih materijala. Ipak, moguće je navesti materijale koji se uobičajeno koriste u konstrukciji zrakoplova. Današnji moderni zrakoplovi sastoje se od mnogo različitih komponenata izrađenih od raznovrsnih materijala - metala, polimera, kompozita, keramike i drugih. Metali, kao što su aluminijske legure iz skupine durala i konstruktalna, najčešće se upotrebljavaju za konstrukciju većeg dijela oplata trupa i krila zrakoplova. Posebno opterećeni dijelovi motora, koji su izloženi mehaničkim i

toplinskim opterećenjima, često su izrađeni od titanovih legura koje posjeduju visoku specifičnu čvrstoću. [7]

Prikaz osnovnih komponenti zrakoplova nalazi se na slici 8.



Slika 8. Osnovna građa zrakoplova [11]

Zbog velikih brzina koje postižu te mase tereta koji nose, današnji su zrakoplovi mehanički i toplinski iznimno opterećene konstrukcije. Poseban problem predstavlja umor materijala uzrokovan naprezanjima koje se pojavljuju periodično, što pak dovodi do toga da se protekom vremena znatno smanjuje čvrstoća materijala. Upravo se zbog tih razloga suvremeni zrakoplovi izrađuju od visokokvalitetnih materijala čija se svojstva strogo kontroliraju.

Uobičajeno se koriste aluminijske legure s legirnim elementima kao što su cink, bakar, magnezij te litij koji je danas sve zastupljeniji u legurama. Za komponente koje su izložene velikim opterećenjima, primjenjuju se različite vrste čelika i titanijevih legura. U slučaju da je dio konstrukcije izložen visokim radnim temperaturama, koriste se nehrđajući čelici ili niklove legure. Zastupljena je i uporaba slojevitih (tzv. sendvič) kompozita jer isti posjeduju malu masu i veliku čvrstoću. Zrakoplovna konstrukcija (slika 8) često se u današnje vrijeme izrađuje od kompozitnih materijala, poput kombinacija ugljičnih, staklenih ili borovih vlakana s polimernim, ugljičnim ili keramičkim matricama. Za smanjenje mase zrakoplova koriste se različita tehnološka i tehnička rješenja. [12]

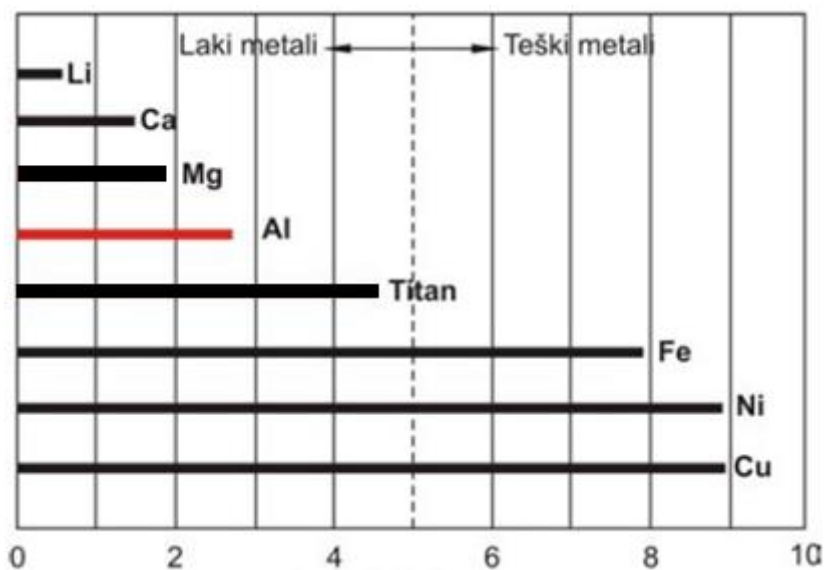
Metalni materijali razvijani su i unaprjeđivani dugi niz godina kako bi se unaprijedile i karakteristike zrakoplova. U zrakoplovnim su konstrukcijama metali i dalje nezamjenjivi, no postoje i primjeri primjene nemetalnih materijala kao što su keramički materijali, polimeri i

kompoziti. Iako prednosti ovih materijala nisu još uvijek u potpunosti iskorištene, daljnjim razvojem i istraživanjima može se očekivati povećanje njihove uloge u konstrukciji i karakteristikama zrakoplova. [7]

2.2. Aluminij i njegove legure

Aluminij je metal koji je uz kisik i silicij najrasprostranjeniji element u Zemljinoj kori, gdje ga ima približno 8% [13]. Međutim, važno je istaknuti kako se aluminij ne nalazi u prirodi kao metal, već kao oksid koji je pomiješan s drugim oksidima (željezo, titan, silicij, vanadij, itd.). Stoga je aluminij kao metal potrebno izolirati iz oksida.

Aluminij pripada grupi lakih metala. U strojarskoj praksi, obično se metalni materijali klasificiraju prema gustoći, što ima ključnu ulogu u određivanju većine njihovih fizikalnih i tehničkih svojstava. Prema određenim izvorima, razgraničenje između lakih i teških metala često se postavlja na gustoću od $3,5 \text{ g/cm}^3$, dok drugi kriteriji definiraju tu granicu na 5 g/cm^3 , kao što to prikazuje slika 9.



Slika 9. Gustoće nekih metala [14]

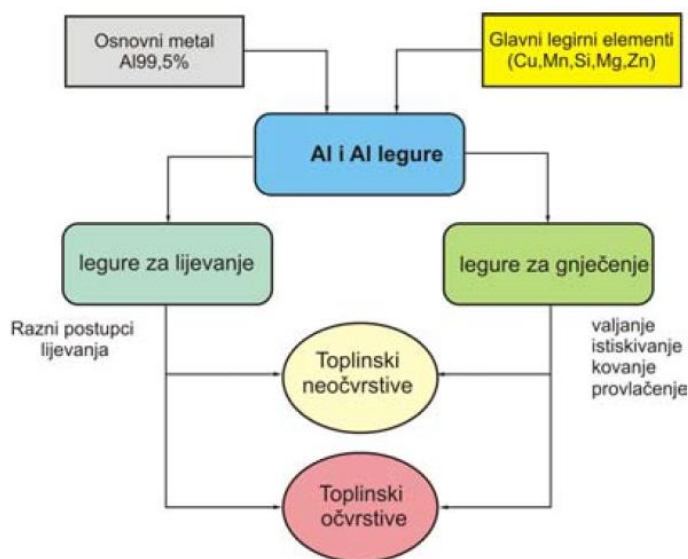
Prema obje granice, aluminij spada u lake metale s gustoćom od $2,7 \text{ g/cm}^3$. Aluminij i njegove legure imaju širok raspon primjena zahvaljujući njihovim raznovrsnim svojstvima i karakteristikama. Npr., koriste se u građevinarstvu, transportu, pakiranju, elektroindustriji, i dr. Najviše se koriste u konstrukcijske svrhe. [10]

Uspion aluminijevih legura kao građevinskog materijala temelji se na njihovim fizikalnim svojstvima, proizvodnim postupcima i tehnološkim karakteristikama. Aluminijeve legure

mogu biti ekonomične, čime postaju konkurentne u situacijama gdje su ključne stavke mala masa, dobra otpornost na koroziju te funkcionalnost konstrukcijskih profila. Aluminiij je približno tri puta lakši od čelika, ima dobra mehanička svojstva pri niskim temperaturama, odlično reflektira svjetlo i toplinu, nije toksičan niti ima negativan utjecaj na okoliš, ima snažnu otpornost na koroziju, nije magnetičan i ne uzrokuje iskrenje pri obradi, i dr. [13]

Legiranje rezultira stvaranjem legura aluminiija, što se provodi s ciljem postizanja određenih fizikalnih, kemijskih ili mehaničkih svojstava. Kroz proces legiranja aluminiija, glavno poboljšanje se postiže u mehaničkim svojstvima kao što su granica razvlačenja, vlačna čvrstoća i tvrdoća, no moguće je također unaprijediti karakteristike kao što su krutost, obradljivost, te ponekad čak i žilavost ili livljivost. [14]

U strojarskoj praksi koriste se brojne legure na bazi aluminiija. Njihove specifičnosti opisane su standardima pojedinih zemalja – u SAD-u ASTM, u Francuskoj AFNOR, u Njemačkoj DIN, u Hrvatskoj HRN, itd. U Europi se primjenjuju Europske norme EN koje su prihvaćene i od strane Hrvatske [14]. Temeljem navedenih standarda moguće je i podijeliti legure aluminiija prema različitim kriterijima (slika 10).



Slika 10. Shematski prikaz podjele aluminiija i njegovih legura [14]

Osnovni kriteriji za podjelu aluminiija i aluminijevih legura obuhvaćaju njihov kemijski sastav, postupke obrade i proizvodnje te načine i rezultate toplinske obrade. Što se tiče kemijskog sastava, na tržištu su dostupne tri glavne kategorije: elektrolitički najčišći aluminiij (99,99% Al), tehnički čisti aluminiij (99,0 – 99,8% Al) te aluminijeve legure. Među ovim skupinama, danas se najviše koriste legure, koje čine više od polovine svih poluproizvoda od

aluminija. Potražnja za aluminijskim legurama je u porastu zbog njihove sposobnosti da zadovolje zahtjeve za visokom kvalitetom te mehaničkim, kemijskim i fizikalnim svojstvima [14]. Prema načinu prerade i izrade proizvoda, aluminijske se legure dijele na one namijenjene gnječenju i one namijenjene lijevanju. Za razdjelnu točku ovih dvaju grupacija legura uobičajeno se uzima maksimalna granica topljivosti legirnih elemenata u kristalnoj rešetki aluminija, što se vidi u faznim dijagramima aluminijskih legura pri višim temperaturama. Legure prilagođene za proces gnječenja moguće je obrađivati postupcima oblikovanja plastičnom deformacijom u hladnom ili toplom stanju. Česti postupci takvog oblikovanja uključuju valjanje, istiskivanje, kovanje, provlačenje, savijanje i duboko vučenje. Za razliku od njih, legure za lijevanje koriste se za stvaranje poluproizvoda kao što su blokovi i trupci, te gotovih proizvoda kao što su odljevci, putem različitih tehnika lijevanja. Posebnost ove skupine legura leži u njihovoj dobroj livljivosti, odnosno sposobnosti prilagodbe obliku kalupnih šupljina i te su prilično otporne na česte greške u lijevanju. Uobičajeni postupci lijevanja legura aluminija obuhvaćaju lijevanje u pijesak, kokilno lijevanje, niskotlačno kokilno lijevanje, lijevanje pod tlakom i centrifugalno lijevanje [14]. Bakar, magnezij, silicij, cink i mangan spadaju u najznačajnije legirne elemente. Oni tvore sljedeće dvokomponentne legirne skupine: Al-Si, Al-Mn, Al-Cu, Al-Mg, Al-Zn. Složenije legure proizlaze iz njihovih kombinacija, uz dodatak drugih legirnih elemenata radi poboljšanja svojstava osnovne legure. Svi legirni elementi potpuno se tope pri visokim temperaturama kad se pomiješaju s tekućim aluminijem. Ipak, njihova topivost u kristalima mješancima matrice aluminija ima ograničenja. Legirni elementi koji se ne mogu potpuno rastopiti u aluminiju stvaraju vlastite faze ili intermetalne spojeve. Specifično, topivost elemenata za legiranje aluminija kao i njihov udio, veličina, oblik i distribucija intermetalnih spojeva, igraju ključnu ulogu u oblikovanju karakteristika aluminijskih materijala. [7]

Aluminij i aluminijske legure moguće je podijeliti i s obzirom na mogućnost toplinske obrade. U skupinu materijala koja nije podložna termičkoj obradi spadaju čisti aluminij te legure aluminija s manganom, silicijem i magnezijem. Navedene legure nije moguće očvrnuti procesom toplinske obrade. Jačina i tvrdoća ovih legura povećava se kroz veće dodatke legirnih elemenata i/ili deformacijom u hladnom stanju. No, kod legura u kojima je bakar primarni legirni element zajedno s magnezijem i silicijem te cinkom, može se postići očvršćivanje procesom toplinske obrade. Međutim, kako bi se to postiglo, nužno je ispuniti i druge uvjete, poput određene temperature i vremena toplinske obrade kako bi se ostvarila

potpuna topivost legirnih elemenata te dovoljne koncentracije navedenih legirnih elemenata. [14]

U zrakoplovstvu se većinom primjenjuju gnječene legure koje općenito posjeduju bolja mehanička svojstva u usporedbi s lijevanim legurama. Ove legure izvedene su iz dvokomponentnih skupina Al-Cu i Al-Zn, a dodatno su očvrsnute postupkom toplinskog procesa koji uključuje postupke rastvornog žarenja i dozrijevanja [7]. Postoje različiti načini označavanja aluminijskih legura, odnosno standardi. Tablica 1 navodi označavanje gnječanih aluminijskih legura prema američkom načinu označavanja.

Tablica 1. Označavanje gnječanih aluminijskih legura prema američkom načinu označavanja [7]

Najzastupljeniji legirni element	Oznaka serije
Bakar (Cu)	2xxx
Mangan (Mn)	3xxx
Silicij (Si)	4xxx
Magnezij (Mg)	5xxx
Magnezij (Mg) i silicij (Si)	6xxx
Cink (Zn)	7xxx
Drugi elementi	8xxx

Konkretnu seriju ili skupinu aluminijskih legura obično definira legirni element s najvećim masenim udjelom. Jedina iznimka je u slučaju serije 6xxx, gdje dominiraju dva legirna elementa; magnezij i silicij. Ako postoji više legirnih elemenata s jednakim udjelima, grupa se određuje prema legirnom elementu koji je naveden prvi u nizu: bakar, mangan, silicij, magnezij, cink. Druga znamenka u oznaci označava modifikaciju legure. Ako je druga znamenka 0, označava originalnu leguru; u protivnom, označava modifikaciju. Zadnje dvije znamenke koriste se za identifikaciju različitih legura unutar iste serije. [7]

Američki sustav označavanja prihvatila je većina zemalja. Jednostavnost tog sustava dovela je i do njegova prihvatanja u Europi, no, Europske norme EN i većina nacionalnih standarda koji su preuzeli ovaj sustav, uz brojčanu oznaku, nude i mogućnost iskazivanja legure u obliku kemijskog simbola.

Uz navedene serije legura u sustavu označavanja koriste se i oznake stanja; one se pišu nakon oznake legura. Osnovna stanja su obilježena velikim slovom, dok se podskupine označavaju pomoću jednog ili dva broja koji slijede neposredno nakon oznake osnovnog stanja. Oznake podskupina ukazuju na poseban redoslijed postupaka kojima se postižu određene kombinacije svojstava. [7]

Osnovna stanja aluminija i njegovih legura mogu biti [13]:

- F – sirovo stanje proizvodnje,
- O – žareno stanje,
- H – očvrsnuto hladnom deformacijom,
- W – rastvorno žareno (homogenizirano),
- T – rastvorno žareno i dozrijevano (precipitacijski očvrsnuto).

Primarno stanje proizvodnje također se naziva i sirovim stanjem. To je stanje u kojem je materijal hladno ili toplo oblikovan ili lijevan, bez posebne regulacije toplinskog procesa ili procesa oblikovanja. Žareno stanje se koristi kod deformiranih poluproizvoda kako bi se smanjila tvrdoća, dok se kod odljevaka primjenjuje radi povećanja duktilnosti i dimenzijske stabilnosti. Hladno deformirano stanje se odnosi na legure koje nisu osjetljive na termičko stvrđnjavanje, a koje su ojačane putem hladnog oblikovanja sa ili bez naknadne termičke obrade, što može rezultirati kasnijim smanjenjem čvrstoće.

Precipitacijsko očvršnuće sastoji se od rastvornog žarenja i očvršnuća pri sobnoj temperaturi tokom više mjeseci ili čak godina ili pri višoj temperaturi u kraćem vremenu. Ovaj postupak se primjenjuje kod legura kao što su 2xxx, 6xxx i 7xxx. Iza slova T slijedi jedan ili više brojeva koji označavaju redoslijed provedenih postupaka [7]:

- T1 - Hlađeno s povišene temperature preoblikovanja i prirodno dozrijevano;
- T2 -Hlađeno s povišene temperature preoblikovanja, hladno oblikovano (deformirano) i prirodno dozrijevano;
- T3 - Rastvorno žareno (homogenizirano), hladno oblikovano i prirodno dozrijevano;
- T4 - Rastvorno žareno i prirodno dozrijevano;
- T5 - Hlađeno s povišene temperature preoblikovanja i umjetno dozrijevano;
- T6 - Rastvorno žareno i umjetno dozrijevano;
- T651 - Rastvorno žareno, oslobođeno zaostalih naprezanja istegnućem na kontroliranu veličinu deformacije i umjetno dozrijevano;

- T7 - Rastvorno žareno i stabilizirano;
- T73 - Rastvorno žareno, umjetno predozrijevano da se postigne najbolja otpornost na napetosnu koroziju;
- T76 - Rastvorno žareno, umjetno predozrijevano da se postigne dobra otpornost na koroziju ljuštenjem;
- T7651 - Rastvorno žareno, oslobođeno zaostalih naprezanja istegnućem za kontroliranu veličinu deformacije i umjetno predozrijevano da se postigne dobra otpornost na koroziju ljuštenjem;
- T8 - Rastvorno žareno, hladno oblikovano i umjetno dozrijevano;
- T9 - Rastvorno žareno, umjetno dozrijevano i hladno oblikovano.

O svim je navedenim i drugim stanjima aluminijske legure nužno obratiti pozornost prilikom upotrebe materijala za zrakoplovnu konstrukciju.

2.3. Aluminijske legure u zrakoplovstvu

Konkurentnost zračnih prijevoznika, potražnja za poboljšanim performansama zrakoplova i pristupačnost (nabava i operativnost) glavni su pokretači razvoja tehnologija koje mogu omogućiti ta poboljšanja. Poboljšanja u tehnologiji motora, aerodinamici, sustavima i strukturnim performansama imaju učinak poboljšanja učinkovitosti zrakoplova i smanjenja troškova goriva. Produljenje intervala pregleda i poboljšanje trajnosti zrakoplova dovode do smanjenih troškova održavanja. Ova poboljšanja performansi moraju biti izvedena po cijeni koja je povoljna za proizvođače i zrakoplovne prijevoznike. Iz perspektive proizvođača zrakoplova, te tehnologije moraju biti lako skalabilne za proizvodnju velikih razmjera i podržavati očekivane stope izgradnje. [15]

Uz građevinarstvo, aluminij i njegove legure najzastupljenije su na tržištu transporta i transportne tehnike. Ne samo to, već se smatra da moderne komercijalne zrakoplovne industrije vjerojatno ne bi uspjele bez upotrebe aluminijskih legura. U zrakoplovnoj se industriji aluminij nalazi u različitim dijelovima zrakoplova: motorima, oblogama, okvirima, podvozju, interijeru, i dr. Aluminij je tako jedan od najčešće korištenih metala za konstrukciju zrakoplova. Aluminijske legure uspijevaju zadovoljiti tražena svojstva te su i danas dominantne u izradi zrakoplova, a osobito zrakoplova civilne namjene. [16]

Osnovne prednosti korištenja aluminija i njegovih legura u zrakoplovstvu su [17]:

- a) Značajno smanjenje težine zrakoplova. Ne samo da to pomaže avionu da ostane u zraku, već ga čini i učinkovitijim u potrošnji goriva te može prevoziti veće količine putnika i tereta.
- b) Čvrstoća aluminija čini ga idealnom zamjenom za teže metale.
- c) Aluminij ima izuzetno dobru otpornost na koroziju; što je važno za održavanje sigurnosti konstrukcije zrakoplova dok leti kroz različita atmosferska okruženja.

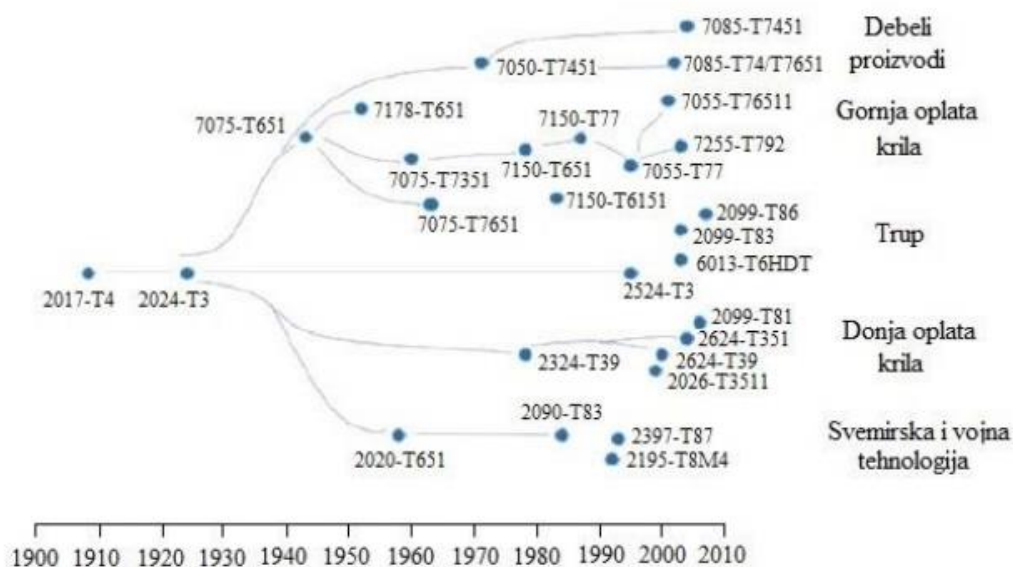
Kao jedan od glavnih nedostataka aluminijskih legura ističe se to što ne može naknadno mijenjati mehanička svojstva, osim kod žarenja koje rezultira mekšanjem materijala. Osim toga, legure aluminija posjeduju nizak modul elastičnosti, nisku toplinsku stabilnost, lošu zavarljivost te osjetljivost na određene specifične oblike korozije. U novije se vrijeme koriste i nemetalni materijali koji zbog svojih vrhunskih specifičnih svojstava pružaju vrlo konkurentnu zamjenu. To pak dovodi do poduzimanja velikih ulaganja u poboljšanje termomehaničkih svojstava aluminijskih legura. Potrebno je poboljšati parametre kao što su gustoća, čvrstoća, modul elastičnosti, otpornost na umor, žilavost i otpornost na koroziju. [18] Prema nekim procjenama, udio aluminija kreće se do 80% mase konstrukcije zrakoplova. Standardni Boeing 747 „Jumbo jet“ sadrži otprilike 75000 kg aluminija. Zahvaljujući neprestanom napretku i razvoju aluminijskih legura i istovremenom korištenju kompozitnih materijala, postignut je značajan napredak u brzini, nosivosti, masi, dimenzijama, sigurnosti i trajnosti zrakoplova. [16]

Veća kvaliteta aluminijskih legura dovodi do smanjenja ukupne mase zrakoplova, što utječe na veći kapacitet prijevoza putnika i tereta, odnosno veće troškovne isplativosti. Legiranjem aluminija može se dostići čvrstoća konstrukcijskog čelika, uz istovremeno zadržavanje manje mase, koja je do tri puta manja nego kod istovjetne čelične konstrukcije. Postupcima očvršćivanja dodatno se poboljšavaju svojstva aluminija za primjenu u zrakoplovstvu.

Bilo koji materijali koji se u zrakoplovstvu primjenjuju zahtijevaju posjedovanje određenih svojstava. Aluminijske legure koje se koriste u zrakoplovstvu moraju imati zadovoljavajuću granicu razvlačenja, vlačnu čvrstoću, tvrdoću, i dr. S obzirom da veći broj aluminijskih legura zadovoljava navedena i druga svojstva, njihova primjena u konstrukciji zrakoplova vrlo je široka. Međutim, valja istaknuti da aluminijske legure posjeduju i neka lošija svojstva i veću

varijabilnost u odnosu na druge materijale, posebno legure namijenjene lijevanju. Zbog toga se u zrakoplovstvu najviše primjenjuju legure za gnječenje.

Od početka razvoja, aluminijske legure za gnječenje značajno su poboljšane. Poboljšanja su rezultat istraživanja i boljeg razumijevanja svojstava, kontrole udjela nečistoća te razvoja različitih tehnika obrade. Slika 11 prikazuje kronološki razvoj nekih aluminijskih legura za gnječenje koje se primjenjuju u zrakoplovstvu te su navedeni neki karakteristični dijelovi koji se izrađuju od njih.



Slika 11. Povijesni razvoj nekih aluminijskih legura za gnječenje i njihova primjena u zrakoplovstvu [19]

Prvi zrakoplov s većim udjelom aluminija početkom 20. stoljeća koristio je jednu leguru. Kako su dizajn zrakoplova i mogućnosti razvoja legura napredovale, proizvodi i svojstva bili su optimizirani za specifične primjene. Napredne aluminijske legure iskorištavaju prednosti sastava legure i parametara obrade kako bi se postigle kombinacije čvrstoće, tolerancije oštećenja i otpornosti na koroziju potrebne za poboljšanje strukturnih performansi. [15]

Daljnijem razvojem novih legura i poboljšanjem njihovih svojstva, širila se i mogućnost uporabe aluminijskih legura u zrakoplovstvu.

3. OSNOVNE SKUPINE ALUMINIJEVIH LEGURA ZA GNJEČENJE U ZRAKOPLOVSTVU

U zrakoplovstvu su u upotrebi različite kategorije aluminijskih legura, no najučestalije su legure serija 2xxx i 7xxx. Ove legure pripadaju grupama durala (serija 2xxx) i konstruktala (serija 7xxx), koje su podložne očvrstnuću postupkom precipitacije. Te dvije vrste aluminijskih legura se razlikuju u svojim mehaničkim svojstvima, tablica 2.

Tablica 2. Mehanička svojstva durala i konstruktala [7]

Vrsta legure	Kemijski sastav	Granica razvlačenja, N/mm ²	Vlačna čvrstoća, N/mm ²	Istezljivost, %
2014-T4 (AlCu4SiMg)	4,4 %Cu; 0,4 %Mg; 0,8 %Si; 0,8 %Mn	290	427	20
2014-T6		414	483	13
2014-T3 platirano Al		276	434	20
2017-T4 (AlCu4MgSi)	4,0 %Cu; 0,6 %Mg; 0,5 %Si; 0,7 %Mn	276	427	22
2024-T4 (AlCu4Mg1)	4,4 %Cu; 1,5 %Mg; 0,6 %Mn	324	469	20
2024-T3		345	483	18
2024-T6		627	676	9
7001-T6 (AlZn7Mg3Cu2)	7,4 %Zn; 3,0 %Mg; 2,4 %Cu	627	676	9
7010-T76 (AlZn6MgCu)	6,2 %Zn; 2,5 %Mg; 1,7 %Cu; 0,14 %Zr	484	544	12
7050-T76	6,2 %Zn; 2,25 %Mg; 2,3 %Cu; 0,1 %Zr	476	545	12
7075-T6 (AlZn5,5MgCu)	5,6 %Zn; 2,5 %Mg; 1,6 %Cu	503	572	11
7079-T6	4,8 %Zn; 3,3 %Mg; 0,6 %Cu; 0,2 %Mn	469	538	14
7150-T651	6,4 %Zn; 2,35 %Mg; 2,2 %Cu; 0,11%Zr	572	607	12
7178-T6	6,8 %Zn; 2,7 %Mg; 2,0 %Cu; 0,3 %Cr	538	607	11

Iz tablice 2 je vidljivo kako unutar različitih serija postoje i različite pojedinačne vrste aluminijskih legura. Neke pojedinačne vrste imaju jednak kemijski sastav, no zato postoje razlike u granici razvlačenja, vlačnoj čvrstoći te istezljivosti.

3.1. Legure serije 2xxx – durali

U ovoj seriji legura bakar je glavni legirni element. Najčešći prateći element je magnezij, stoga je općenito riječ o legurama oblika Al-Cu-Mg [7]. Čvrstoće ovih legura dostižu vrijednosti nelegiranih čelika. Ova serija legura poznatija je pod komercijalnim nazivom 'durali'. Ove legure nemaju dobra antikorozivna svojstva i u pravilu se loše zavaruju elektrolučnim procesima zavarivanja. Na ove legure često se nanosi sloj čistog aluminija kako bi se površina zaštitila od korozije zbog stvaranja tankog sloja aluminijske oksida (Al_2O_3) na površini. Ove legure su široko rasprostranjene u zrakoplovnoj industriji, u proizvodnji oružja i izradi dijelova koji podliježu mehaničkim opterećenjima. Ova skupina legura nudi visoku čvrstoću, a najbolje karakteristike postižu se putem procesa rastvornog žarenja i dozrijevanja (precipitacijom).

Očvršnuće postignuto putem precipitacije značajno je veće nego ono koje dolazi prilikom hladnog oblikovanja, što čini precipitacijski mehanizam ključnim za povećanje čvrstoće ali i tvrdoće ovih legura. Moguće je i kombinirati oba načina očvršnuća, gdje legura prolazi kroz hladno oblikovanje prije ili nakon procesa dozrijevanja, rezultirajući dodatnim poboljšanjem granice razvlačenja i vlačne čvrstoće (na primjer, kod legure 2024 iz prethodne tablice; stanja T3 i T4). Durali također mogu biti ojačani prirodnim dozrijevanjem, ostavljanjem na sobnoj temperaturi u duljem vremenskom periodu [7]. Iako se legure mogu očvršnuti toplinskom obradom, valja naglasiti da naknadno zagrijavanje može izazvati pogoršanje mehaničkih svojstava. [14]

Ovisno o načinu dozrijevanja nakon intenzivnog hlađenja s temperature rastvornog žarenja, mogu se postići bolja ili lošija mehanička svojstva. Tako primjerice legure durala serije 2024 maksimalno očvršnuće ostvaruju dozrijevanjem pri povišenoj temperaturi kada vrijednosti čvrstoće dosežu 480 N/mm^2 . Očvršnuće se može povećati dodatkom magnezija koji ubrzava proces očvršnuća stvaranjem intermetalnih spojeva i time pojačava njegov efekt. [7]

Kao što je spomenuto, aluminijske legure serije durala vrlo su prikladne za konstrukciju zrakoplova, posebno za one dijelove koji zahtijevaju visoku čvrstoću.

3.1.1. 2024 (Al-Cu-Mg-Mn)

Uz Al, Cu i Mg, osnovni legirni element ove legure je i Mn. Kemijski sastav legure je: 3,9 do 5,0 %Cu; 0,5 do 2 %Si; 0,4 do 2 %Mn; 0,2 do 0,8 %Mg; do 0,7 %Fe; do 0,25 %Zn; do 0,15 %Ti; do 0,05 % drugi elementi (pojedinačno) ili do 0,15 % drugi elementi (ukupno); ostatak Al. Najčešća primjena je za elemente trupa zrakoplova, visokopterećene elemente krila, rebra i dijelove koji zahtijevaju dobru čvrstoću i dinamičku izdržljivost. [7]

3.1.2. 2014 (Al-Cu-Mg-Si-Mn)

Uz bakar kao glavni legirni element ove legure, u podjednakom masenom udjelu ove legure kao glavni legirni elementi nalaze se Mn i Si. Kemijski sastav legure je: 0,5 %Mg; 4,4 %Cu; 0,8 %Mn; 0,7 %Fe; 0,8 %Si; ostatak Al. [7]

U tablicama 3 i 4 navedena su mehanička i fizikalna svojstva legure 2014.

Tablica 3. Mehanička svojstva aluminijske legure 2014 [7]

Stanje	Granica razvlačenja N/mm ²	Vlačna čvrstoća N/mm ²	Istezljivost %	Tvrdoća HB	Smična čvrstoća N/mm ²	Dinamička izdržljivost N/mm ²
O	97	186	18	45	125	90
T4	290	427	20	105	260	140
T6	414	483	13	135	240	125

Tablica 4. Fizikalna svojstva aluminijske legure 2014 [7]

Stanje	Koeficijent toplinske vodljivosti pri 20° C W/mK	Električna vodljivost % IACS	Temperatura žarenja °C	Temperatura dozrijevanja °C
O	192	50	413	-
T4	134	34	413	-
T6	155	40	413	160 (18 h)
	Poissonov koeficijent pri 20° C	Modul elastičnosti N/mm ²	Modul smicanja N/mm ²	Gustoća pri 20° C kg/m ³
-	0,33	72400	28000	2800

Svojstva legure 2014 značajno se razlikuju ovisno o tome u kojem se stanju legura nalazi. To vrijedi i za druge vrste legura. Pojedinačna svojstva važna su za praktičnu primjenu legure.

3.1.3. 2049 (Al-Cu-Li-Ag-Mg-Zr)

Uz Cu, ova legura sadrži i Li, Ag, Mg te Zr. Kemijski sastav legure je: 4,5 %Cu; 1,3 %Li; 0,4 %Ag; 0,4 %Mg; 0,14 %Zr; ostatak Al [7]. U tablici 5 nalaze se vrijednosti mehaničkih svojstva ove legure.

Tablica 5. Mehanička svojstva legure 2049 [7]

Stanje	Granica razvlačenja N/mm ²	Vlačna čvrstoća N/mm ²	Istezljivost %
T3	407	529	16,6
T4	438	591	15,7
T6	680	720	3,7
T8	692	713	5,3

Navedena su osnovna mehanička svojstva legure 2049 u četiri različita stanja. U tablici 6 su navedene vrijednosti modula elastičnosti te gustoće legure 2049.

Tablica 6. Fizikalna svojstva legure 2049 [7]

Modul elastičnosti N/mm ²	Gustoća pri 20° C kg/m ³
76000	2700

3.1.4. 2090 (Al-Cu-Li-Zr)

Uz Al i Cu, u ovoj leguri javljaju se i Li te Zr. Kemijski sastav legure je [7]: 2,4 do 3,0 %Cu; 1,9 do 2,6 %Li; 0,08 do 0,15 %Zr; do 0,25 %Mg; do 0,15 %Ti; do 0,12 %Fe; do 0,1 %Si; do 0,1 %Zn; do 0,05 %Mn; do 0,05 %Cr; do 0,05 % drugi elementi (pojedinačno) ili do 0,15 % drugi elementi (ukupno); ostatak Al. U tablicama 7 i 8 prikazana su mehanička i fizikalna svojstva te legure.

Tablica 7. Mehanička svojstva legure 2090 [7]

Stanje	Granica razvlačenja N/mm ²	Vlačna čvrstoća N/mm ²	Istezljivost %
T81	517	550	8
T83	517	550	6
T84	470	525	5

Tablica 8. Fizikalna svojstva legure 2090 [7]

Koeficijent toplinske vodljivosti pri 25 ° C W/mK	Električna vodljivost % IACS	Poissonov koeficijent	Modul elastičnosti N/mm ²	Gustoća pri 20 ° C kg/m ³
84 do 92,3	17 do 19	0,34	76000	2590

Legura u stanjima T81 i T83 pokazuje izrazito slična mehanička svojstva, a razlika se može primjetiti jedino u rastezljivosti. Uz navedena dva stanja, svojstva su također prikazana za stanje T84. Posebnost ove legure ogleda se i u činjenici da ima 8 do 10 % manju gustoću i istodobno 10 % veći modul elastičnosti u usporedbi sa sličnim aluminijskim legurama [7]. Osim navedenih legura ove skupine, u zrakoplovstvu se koriste i 2048 (Al-Cu-Mg-Mn), 2091 (Al-Cu-Mg-Li-Zr) te 2124 (Al-Cu-Mg-Mn).

3.2. Legure serije 7xxx – konstruktali

Glavni legirni element ove skupine je cink; kojeg može biti do 8%. Uz dodatak magnezija nastaje izlučivanje intermetalne faze $MgZn_2$, što legure čini toplinski očvrstivima. Za povećanje čvrstoće ovim se legurama mogu dodavati i drugi elementi kao što su bakar (do 2%) i male količine kroma (do 0,3%). Komercijalni naziv serije 7xxx je „konstruktal“. [14]

Riječ je o toplinski obradljivoj najčvršćoj leguri [20]. Općenito, konstruktali su legure s boljim mehaničkim svojstvima u usporedbi s legurama iz skupina durala. Konstruktali predstavljaju skupinu legura čija je čvrstoća znatno veća od svih ostalih skupina. Međutim, zbog njihove visoke čvrstoće, manje su otporni na napetosnu koroziju, što može uzrokovati pucanje. Kako bi se ovo riješilo, razvijeni su razni termomehanički postupci s ciljem eliminacije osjetljivosti na specifične oblike korozije. Nakon rastvornog žarenja, ove legure mogu biti podvrgnute umjetnom predozrijevanju (stanje T73), radi postizanja što bolje ravnoteže između čvrstoće, lomne žilavosti i korozijske postojanosti. Predispozicije za napetosnu koroziju moguće je smanjiti kontroliranim istezanjem materijala radi smanjenja zaostalih naprezanja. Važno je napomenuti da je ova skupina legura sklonija pojavi i širenju pukotina, za čije smanjenje je potrebno provesti odgovarajuće termomehaničke postupke. [7]

Ova serija legura može se podijeliti na legure s bakrom i na legure bez bakra. Legure s bakrom posjeduju najveće čvrstoće, no imaju loša antikorozijska svojstva, a zavarivati se mogu samo pod posebnim uvjetima. Legure bez bakra nešto su lošije čvrstoće i otpornije su na koroziju u usporedbi s legurama s bakrom. [14]

3.2.1. 7050 (Al-Zn-Mg-Cu-Zr)

Ovo je jedan od primjera aluminijskih legura serije 7xxx s bakrom. Kemijski sastav legure 7050 je [3]: 5,7 do 6,7 %Zn; 1,9 do 2,6 %Mg; 2,0 do 2,6 %Cu; 0,08 do 0,15 %Zr; do 0,15 %Fe; do 0,12 %Si; do 0,1 %Mn; do 0,06 %Ti; do 0,04 %Cr; do 0,05 % drugi elementi (pojedinačno) ili do 0,15 % drugi elementi (ukupno); ostatak Al. Tablice 9 i 10 prikazuju mehanička, odnosno fizikalna svojstva ove legure.

Tablica 9. Mehanička svojstva legure 7050 [7]

Granica razvlačenja N/mm ²	Vlačna čvrstoća N/mm ²	Istezljivost %	Tvrdoća HB	Smična čvrstoća N/mm ²	Dinamička izdržljivost N/mm ²
489	552	11	150	324	180

Tablica 10. Fizikalna svojstva legure 7050 [7]

Koeficijent toplinske vodljivosti pri 25 ° C W/mK	Električna vodljivost % IACS	Poissonov koeficijent	Modul elastičnosti N/mm ²	Modul smicanja N/mm ²	Gustoća pri 20 ° C kg/m ³
154	39,5	0,33	70300	26900	2830

Svojstva se značajno razlikuju od durala. Kao jedan od tipičnih predstavnika skupine 7xxx s bakrom je legura 7075. [14]

3.2.2. 7075 (Al-Zn-Mg-Cu-Cr)

Kemijski sastav legure 7075 je [7]: 5,1 do 6,1 %Zn; 2,1 do 2,9 %Mg; 1,2 do 2,0 %Cu; 0,18 do 0,28 %Cr; do 0,5 %Fe; do 0,4 %Si; do 0,3 %Mn; do 0,2 %Ti; do 0,05 % drugi elementi (pojedinačno) ili do 0,15 % drugi elementi (ukupno); ostatak Al. Naredna tablica prikazuje mehanička svojstva ove legure.

Tablica 11. Mehanička svojstva legure 7075 [7]

Stanje	Granica razvlačenja N/mm ²	Vlačna čvrstoća N/mm ²	Istezljivost %	Tvrdoća HB	Smična čvrstoća N/mm ²	Dinamička izdržljivost N/mm ²
O	103	228	17	60	152	-
T73	434	503	-	-	-	159
T651	462	524	11	150	331	159

Za stanje O nisu dostupni podaci za svojstvo dinamičke izdržljivosti, dok za stanje T73 nisu dostupni podaci o svojstvima istezljivosti, tvrdoće, smične čvrstoće te dinamičke izdržljivosti. U tablici 12 navode se fizikalna svojstva ove legure.

Tablica 12. Fizikalna svojstva legure 7075 [7]

Stanje	Koeficijent toplinske vodljivosti pri 20° C W/mK	Električna vodljivost % IACS	Temperatura žarenja °C	Temperatura dozrijevanja °C
T73	155	38,5	415	106 do 177
T651	130	33	415	120
-	Poissonov koeficijent pri 20° C	Modul elastičnosti N/mm ²	Modul smicanja N/mm ²	Gustoća pri 20° C kg/m ³
	0,33	71000	26900	2800

3.2.3. 7178 (Al-Zn-Mg-Cu-Cr)

Zastupljeni su jednaki kemijski elementi kao i kod prethodna dva primjera legure serije 7xxx. Kemijski sastav ove legure je sljedeći [7]: 6,3 do 7,3 %Zn; 2,4 do 3,1 %Mg; 1,6 do 2,4 %Cu; 0,18 do 0,35 %Cr; do 0,5 %Fe; do 0,4 %Si; do 0,3 %Mn; do 0,2 %Ti; do 0,05 % drugi elementi (pojedinačno) ili do 0,15 % drugi elementi (ukupno); ostatak Al. U tablicama 13 i 14 su navedena mehanička i fizikalna svojstva legure 7178.

Tablica 13. Mehanička svojstva legure 7178 [7]

Stanje	Granica razvlačenja N/mm ²	Vlačna čvrstoća N/mm ²	Istezljivost %	Smična čvrstoća N/mm ²	Tlačna čvrstoća N/mm ²
O	538	607	11	305	530
T73	505	570	11	295	460

Tablica 14. Fizikalna svojstva legure 7178 [7]

Stanje	Koeficijent toplinske vodljivosti pri 20° C W/mK	Električna vodljivost % IACS	Temperatura žarenja °C	Temperatura dozrijevanja °C
T6, T651	127	32	415	121 (24 h)
T76, T7651	152	39	415	121 (24 h)
-	Poissonov koeficijent pri 20° C	Modul elastičnosti N/mm ²	Modul smicanja N/mm ²	Gustoća pri 20° C kg/m ³
	0,33	71700	27500	2830

Poissonov koeficijent približno je jednak kao i kod legure 7075. Od legura bez bakra, kao glavnog predstavnika može se izdvojiti legura 7020 [14]. Još neki od češćih primjera ove serije legura su 7150 (Al-Zn-Mg-Cu-Zr), 7175 (Al-Zn-Mg-Cu-Cr) te 7475 (Al-Zn-Mg-Cu-Cr). [7]

3.3. Legure serije 8xxx – legure aluminija i litija

Osim navedenih, standardizirane su i nove vrste legura [14]. Od 80-tih godina prošlog stoljeća intenzivan je razvoj aluminijskih legura s litijem. Litij je prisutan kao dodatni legirni element, na primjer, kod durala. Međutim, danas postoje i potpuno nove aluminijske legure, poput onih iz serije 8xxx sa sastavom Al-Li-Cu-Mg, gdje litij igra ključnu ulogu kao glavni legirni element. Jedna od takvih legura je legura 8090, a njezin kemijski sastav je: 2,2 do 2,7 %Li; 1,0 do 1,6 %Cu; 0,6 do 1,3 %Mg; 0,04 do 0,16 %Zr; ≤ 0,2 %Si; ≤ 0,3 %Fe; ≤ 0,1 %Mn; ≤ 0,1 %Cr; ≤ 0,25 %Zn; ≤ 0,1 %Ti. [7]

Od čvrstih kemijskih elemenata, upravo litij ima najmanju gustoću: 0,534 g/cm³ [21]. Od otkrića litija 1817. godine, isti je s vremenom postao i strateška sirovina. [22]

S vremenom se litij počeo upotrebljavati i u zrakoplovstvu. Zahvaljujući vrlo maloj gustoći, dodavanje samo 2 do 3 % litija rezultira smanjenjem gustoće legure za 8 do 10 % u odnosu na

konvencionalne aluminijske materijale u zrakoplovstvu. Primjenom legura aluminijske i litija u izradi zrakoplova postiže se značajno smanjenje težine zrakoplovne konstrukcije, što dalje rezultira uštedom goriva ili povećanom nosivošću za istu težinu letjelice. Time se znatno reduciraju operativni troškovi. Legure koje sadrže litij također omogućavaju povećanje modula elastičnosti za čak do 10% što pak dovodi do poboljšanja krutosti zrakoplovnih dijelova. Po pitanju drugih svojstava, legure s litijem imaju sličnosti sa legurama durala i konstruktala [7]. Legure iz serije 8xxx posjeduju veoma visoku oblikovljivost uz izraženu sposobnost za duboko vučenje [23]. Pripadaju skupini legura koje se mogu toplinski očvršnuti. Maksimalna rastvorljivost litija u kristalima mješancima aluminijske je oko 6 % pri temperaturi 600 °C. U primjeni se nalaze aluminijske legure sa sadržajem litija do 4 % koje precipitacijski očvršćuju izlučivanjem čestica intermetalne faze Al_3Li u postupku dozrijevanja.

Precipitati Al_3Li faze koče gibanje dislokacija po granicama zrna i time povećavaju granicu razvlačenja do vrijednosti od 630 N/mm². [7]

Unatoč svim prednostima, legure iz serije 8xxx imaju određene nedostatke u usporedbi s drugim aluminijskim legurama. Posebno su istaknuti nedostaci poput smanjene žilavosti i povećane osjetljivosti na napetosnu koroziju. Žilavost legura serije 8xxx opada tijekom dugotrajne upotrebe pri normalnoj temperaturi ili kratkotrajne izloženosti visokim temperaturama. Smanjenje žilavosti pri normalnim radnim temperaturama može se primijetiti tek nakon više godina korištenja, dok se isto smanjenje žilavosti može očekivati već nakon nekoliko dana izlaganja temperaturama od 120 do 150 °C [7]. Zbog ovoga, primjena ovih legura u izradi nadzvučnih zrakoplova je malo vjerojatna, budući da kod takvih zrakoplova dolazi do intenzivnijeg zagrijavanja konstrukcije.

Porast krhkosti materijala rezultat je akumulacije dislokacija na česticama Al_3Li , što stvara inicijalne pukotine. Također, kao jedan od razloga navodi se prisutnost tekuće faze temeljene na alkalijским elementima (Na, K, Cs, Rb), koji se većinom unose putem litija i difundiraju po granicama zrna, tvoreći ternarni eutektikum Na-K-Cs. Ova tekuća faza ostaje djelomično tekuća čak i pri temperaturi od -78 °C. S obzirom na tekuću prirodu, čak i minimalne količine te faze mogu prekriti velike površine duž granica zrna i tako doprinijeti povećanju krhkosti materijala. Prisutnost vodika također je neželjena jer vodik može difundirati prema granicama zrna, ući u tekući eutektikum i povećati krhkost materijala. [7]. Zbog svojih svojstava, prednosti i nedostataka, legure 8xxx prvenstveno su i namijenjene zrakoplovnoj industriji.

4. OČVRŠĆIVANJE ALUMINIJEVIH LEGURA

U općenitom se smislu aluminij i njegove legure mogu obrađivati na različite načine, npr. lijevanjem, plastičnom deformacijom, spajanjem, strojnom obradom, toplinskom obradom, površinskom obradom, itd. [24]

Kao što je već istaknuto, u zrakoplovstvu se najčešće koriste gnječene aluminijske legure. S obzirom na vrstu, odnosno način očvršnuća, gnječene aluminijske legure mogu se podijeliti na legure kod kojih se očvršćivanje provodi hladnom deformacijom te na one toplinski obradive očvrstljive precipitacijskim mehanizmom. Ta je podjela prikazana u tablici 15.

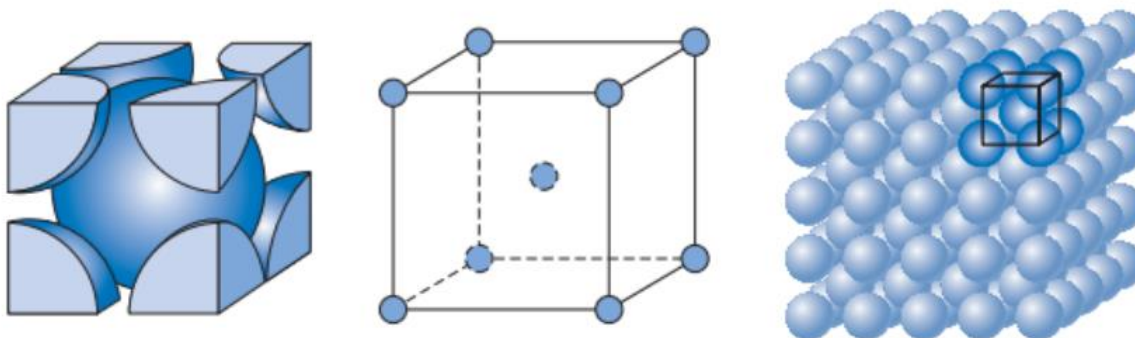
Tablica 15. Podjela gnječanih aluminijskih legura sukladno načinu očvršnuća [7]

Vrsta legure	Oznaka serije	Način očvršnuća
Al-Mn	3xxx	Deformiranjem u hladnom stanju
Al-Si	4xxx	
Al-Mg	5xxx	
Al-Fe	8xxx	
Al-Fe-Ni	8xxx	
Al-Cu	2xxx	Precipitacijom
Al-Cu-Li	2xxx	
Al-Mg-Si	6xxx	
Al-Zn	7xxx	
Al-Zn-Mg	7xxx	
Al-Zn-Mg-Cu	7xxx	
Al-Li-Cu-Mg	8xxx	

Legure unutar serije 8xxx mogu očvrstnuti na oba načina (legura Al-Fe i Al-Fe-Ni deformiranjem u hladnom stanju; legura Al-Li-Cu-Mg precipitacijom). Neke legure tako su sklone očvrstnuću deformiranjem u hladnom stanju, dok su druge sklone precipitacijskom očvrstnuću.

4.1. Očvršnuće hladnom deformacijom

Kod čistog aluminija i određenih legura koje su prikazane u tablici 15, hladnom deformacijom mogu se poboljšati određena svojstva. U pravilu, što je legura mekša, utoliko se lakše hladno deformira [25]. Aluminijske legure koje imaju kubično plošnu centriranu kristalnu rešetku (FCC, slika 12) posebno su sklone očvršnuću putem deformiranja u hladnom stanju.



Slika 12. Plošno centrirana kubična (FCC) kristalna rešetka aluminija [26]

Jačanje materijala deformiranjem u hladnom stanju temelji se na povećanju prisutnosti dislokacija u mikrostrukturi materijala, što usporava gibanje dislokacija i otežava plastično tečenje materijala. Ovaj oblik jačanja može se primijeniti kroz različite postupke, kao što su hladno valjanje, vučenje, prešanje i drugi slični postupci. Svi ovi procesi rezultiraju povećanjem granice razvlačenja, čvrstoće i tvrdoće materijala. Većina aluminijskih legura koje mogu ojačati ovim mehanizmom sadrže mikrostrukturu od čvrstih otopina bez intermetalnih faza, što dodatno doprinosi zadovoljavajućoj duktilnosti. Konačna mehanička svojstva hladno ojačanih aluminijskih legura koje se oblikuju do završnih dimenzija ne mogu se više promijeniti, osim putem postupaka žarenja koji omekšavaju materijal. To je istodobno glavni nedostatak očvršnuća hladnom deformacijom. [7]

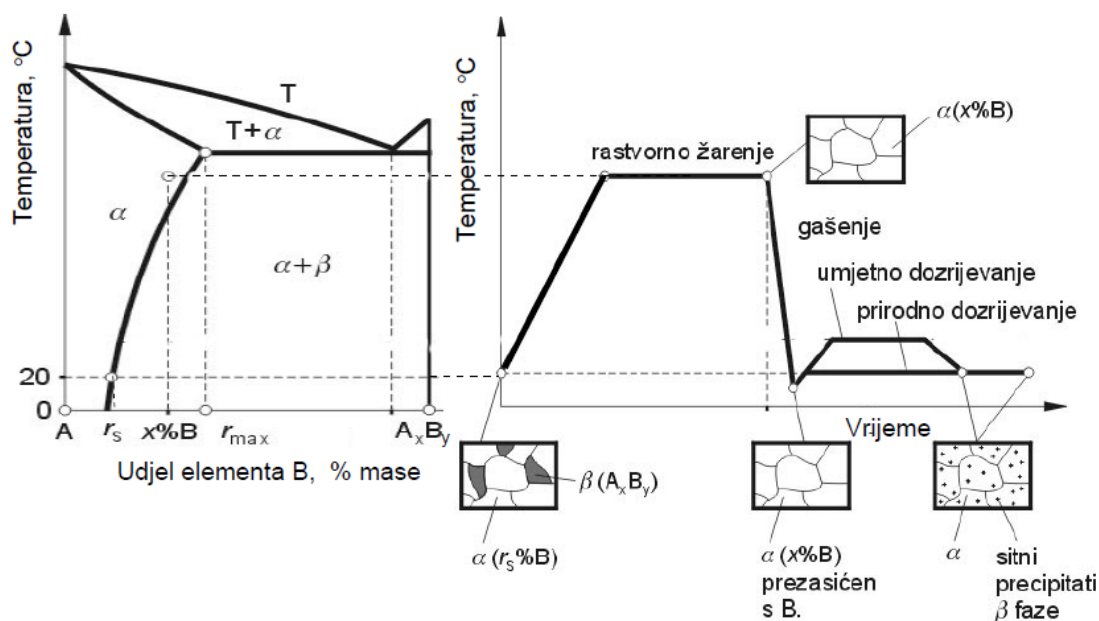
4.2. Precipitacijsko očvršnuće

Povećanje čvrstoće putem precipitacije je često prisutno kod mnogih legura gdje se mijenja topljivost određenih komponenti u osnovnom metalu uslijed promjene temperature. Međutim, najizraženije je primijenjeno u određenim aluminijevim legurama [27]. Prvi put je ovu pojavu primijetio njemački istraživač A. Wilm 1906. godine, kada je primijetio da aluminijska legura s 0,5 % magnezija i 4,5 % bakra, koja je bila brzo hlađena u vodi s temperature od 450 °C, postaje čvršća nakon što duže vrijeme stoji na sobnoj temperaturi. Prva legura s ovim svojstvom dobila je ime "dural" ili "duraluminij" [7]. Nakon što je proizvodnja takve legure postala uspješna, posebna pažnja usmjerena je prema razvoju metoda za povećanje čvrstoće aluminijevih legura, što je bilo ključno za njihovu upotrebu u zrakoplovstvu. [27]

Razvijen je mehanizam očvršnuća kroz proces precipitacije koji se ostvaruje putem rastvornog žarenja i dozrijevanja. On se razlikuje od kaljenja čelika jer ne uključuje alotropske modifikacije kristalne rešetke. Umjesto toga, povećanje čvrstoće i tvrdoće izravno je povezano sa stvaranjem koherentnih precipitata unutar α kristalne rešetke aluminija. Precipitati se stvaraju zbog promjene topljivosti atoma legirnih elemenata unutar α kristala mješanaca.

Za ostvarivanje uspješnog i djelotvornog očvršnuća putem ovog mehanizma, potrebni su određeni preduvjeti koji ovise o svojstvima same legure (slika 13) [7]:

1. Legura mora imati specifičan kemijski sastav kako bi stvorila heterogenu strukturu koja se sastoji od α kristala mješanaca aluminija i kristala druge faze;
2. Maseni udio legirnih elemenata treba biti povišen, ali unutar granice maksimalne topljivosti u α kristalu mješancu (označena kao r_{max}). To omogućuje potpunu apsorpciju stranih atoma putem rastvornog žarenja;
3. Druga faza u početnom stanju treba biti intermetalni spoj (npr. $CuAl_2$, Mg_2Si , Al_2CuMg , Al_3Mg_2 , $MgZn_2$). To omogućuje postupno izlučivanje intermetalnog spoja tokom promjena koje se događaju, ali u koherentnom obliku.



Slika 13. Prikaz općeg dijagrama stanja i postupka precipitacijskog očvršćivanja [7]

Kako bi se proveo postupak očvršćuća putem precipitacije, leguru je potrebno ugrijati do temperature prelaska u homogeno stanje. Nakon toga potrebno ju je zadržati na toj temperaturi dok ne nastupi potpuna homogenizacija, a potom i naglo ohladiti, odnosno gasiti do sobne temperature.

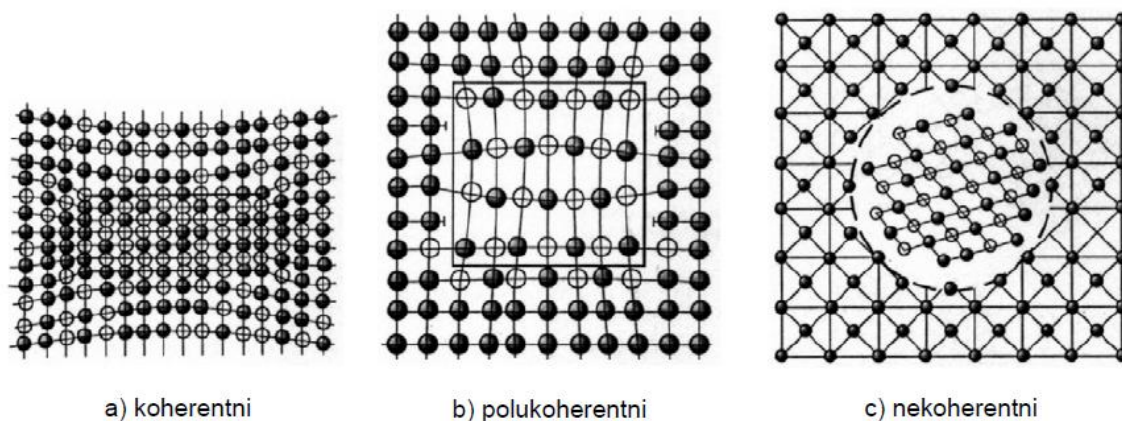
Kada se legura s $X\%$ legirnog elementa B, koja ima početnu strukturu sačinjenu od čestica intermetalnog spoja $\beta(A_xB_y)$ i α kristala mješanaca gdje je otopljeno $r_s\%$ elementa B, zagrije na dovoljno visoku temperaturu, čestice intermetalnog spoja će se apsorbirati u kristalima mješanca aluminijska. Na temperaturi homogenizacije stvara se čvrsta otopina koja se sastoji samo od α kristala mješanca s rastvorenim $X\%$ elementa B. Zasićenje α kristala mješanca s atomima legirnog elementa B i prazninama rezultira izraženom difuzijskom pokretljivošću atoma, potaknutom blizinom solidus linije. [7]

Da bi se osiguralo da legirni element B ostane otopljen u α kristalu mješanca, leguru je potrebno gasiti (hladiti velikom brzinom) s temperature rastvornog žarenja. Time se stvara prezasićena čvrsta otopina. Ako bi legura bila hlađena polako do sobne temperature, postigla bi se ravnoteža na svakoj temperaturi, što bi rezultiralo izlučivanjem čestica intermetalnog spoja kao nekoherentnih precipitata. Takav proces bi ponovno stvorio dvofaznu mikrostrukturu ($\alpha+\beta$), što bi bilo krhko zbog prisutnosti velikih čestica intermetalne faze.

Nakon gašenja s temperature rastvornog žarenja, legura zadržava monofaznu α strukturu, ali u neravnotežnom stanju zbog prezasićenja. To prezasićenje posljedica je većeg udjela elementa

B otopljenog u α čvrstoj otopini nego što je to potrebno za ravnotežnu koncentraciju. Osim toga, α kristal mješanac je prezasićen i prazninama. Za vrijeme ovog stadija legura se lako može oblikovati hladnim postupcima, što je razlog primjene i stavljanja zakovica za spajanje dijelova zrakoplova odmah nakon gašenja s temperature rastvornog žarenja [7]. Spajanje pomoću zakovica tipično je za međusobno spajanje elemenata od duraluminija [10]. Važno je istaknuti da prilikom očvršćivanja precipitacijom zakovice treba oblikovati prije procesa dozrijevanja, jer nakon što proces očvršnuća započne, svaki pokušaj zakivanja naknadno može rezultirati pucanjem zakovice.

Zbog prekomjernog prisustva u α kristalima mješancima, legirni element B ima sklonost izlaska iz čvrste otopine. U početnom stadiju dozrijevanja, atomi elementa B zauzimaju mjesta unutar kristalne rešetke aluminija kako bi formirali jezgre (nukleuse) budućih čestica. Atomi elementa B selektivno se premještaju iz područja s većim naprežanjem rešetke u područja zasićenija prazninama, stvarajući nakupine rastvorenih atoma legirnog elementa unutar rešetke α kristala mješanca. Ove jezgre prisutne su kao koherentni precipitati koji su neprekidno povezani s rešetkom α kristala mješanca [7]. Koherentni precipitati, zajedno s drugim vrstama prikazani su na slici 14.



Slika 14. Tipovi precipitata [7]

Okolnost prisutnosti koherentnih precipitata izaziva deformaciju kristalne rešetke, što uzrokuje unutarnja naprezanja. Ta naprezanja djeluju kao prepreka kretanju dislokacija, što rezultira povećanjem čvrstoće i tvrdoće legure. Paralelno s tim, istezljivost materijala bitno raste jer nema više prisutnosti krhke β faze [7]. Dakle, faze visoke čvrstoće i tvrdoće sprečavaju gibanje dislokacija te tako povećavaju istezljivost, odnosno granicu razvlačenja i vlačnu čvrstoću.

Kako bi se povisile čvrstoća i tvrdoća legure, koriste se prirodno i umjetno dozrijevanje. Prirodno dozrijevanje predstavlja postupak očvršnuća precipitacijom držanjem legure na sobnoj temperaturi nakon rastvornog žarenja. Kod nekih legura prirodno dozrijevanje traje svega nekoliko dana, dok kod drugih taj postupak traje i do nekoliko mjeseci. Nakon gašenja, čvrstoća legura postupno raste dok ne dostigne svoju maksimalnu vrijednost. Postupak precipitacijskog očvršnuća nakon gašenja, koji uključuje držanje legure na sobnoj temperaturi zbog postizanja prirodnog dozrijevanja, može se ubrzati zagrijavanjem gašene legure na povišenu temperaturu, a taj postupak se naziva umjetno dozrijevanje. Za različite legure su i različite temperature i vremena umjetnog dozrijevanja. [27]

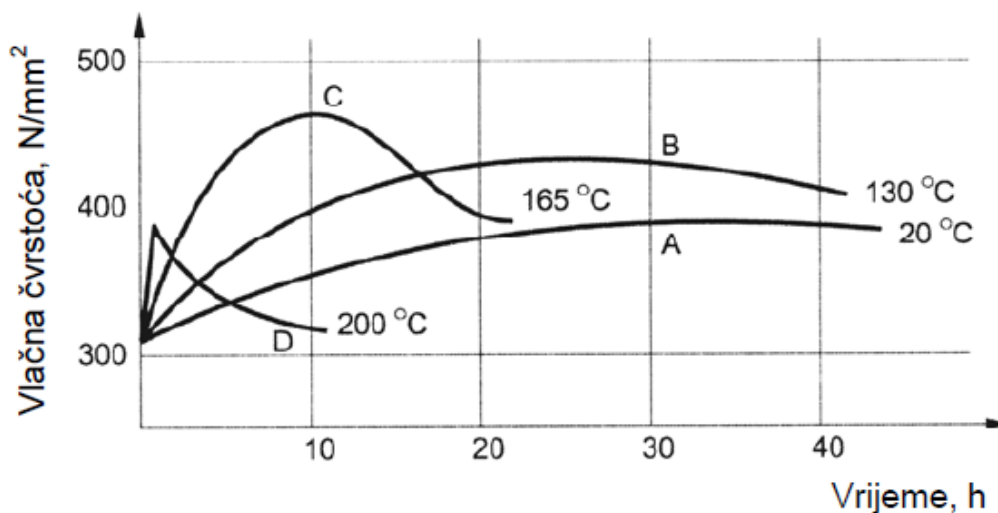
Budući da temelj dozrijevanja leži u procesu difuzije koji se ubrzava povišenjem temperature, umjetnim dozrijevanjem je moguće postići veći porast tvrdoće i čvrstoće legure. Suprotno tome, hlađenjem legure na nisku temperaturu usporavaju se procesi difuzije, čime se onemogućuje dozrijevanje. Na primjer, odmah nakon rastvornog žarenja i brzog hlađenja, zakovice se premještaju u hladnjak na temperaturu od $-15\text{ }^{\circ}\text{C}$ kako bi se spriječilo dozrijevanje. Takve zakovice se čuvaju na hladnom sve do trenutka ugradnje. Zakovice predstavljaju zrakoplovni materijal koji se izrađuje od legure koja prirodno dozrijeva, budući da je nemoguće cijelu zakovanu konstrukciju podvrgnuti precipitacijskom očvršnuću putem umjetnog dozrijevanja u peći. [7]

Kod procesa umjetnog dozrijevanja, legura se brzo zagrijava kroz kratko vremensko razdoblje koje varira od pola sata do nekoliko dana. Ovaj postupak rezultira povećanim brojem koherentnih precipitata uslijed rasta temperature i ubrzanja difuzijskih procesa. Zbog značajnih promjena u kristalnoj rešetci dolazi do djelomičnog prekidanja veze između precipitata i matrice, stvarajući tako polukoherentne precipitate koji su povezani s matricom samo na određenim točkama rešetke. Ovo je ilustrirano na slici 14b. Kao rezultat toga, unutarnja naprezanja se povećavaju, što dodatno usporava gibanje dislokacija. Ovo poboljšava svojstva legure, postiže se maksimalna granica razvlačenja, čvrstoća i tvrdoća, ali se smanjuju istezljivost i otpornost na koroziju. Izlučivanje polukoherentnih precipitata može

se dogoditi samo pri povišenim temperaturama, što nije prisutno prilikom prirodnog dozrijevanja. [7]

Ukoliko se provede zagrijavanje legure na veću temperaturu, ubrzava se difuzija i mikrostruktura legure brzo prelazi u stanje ravnoteže. Kako se proces odvija, koherentne i polukoherentne čestice precipitata postupno prelaze u nekoherentni precipitat, što je prikazano na slici 14c. Ovdje kristalna rešetka matrice i precipitata doživljava promjene, precipitati rastu, a njihov broj se smanjuje. Ovo rezultira smanjenjem čvrstoće i tvrdoće, dok se istovremeno održava niska istezljivost.

Iz navedenog je jasno kako temperatura i vrijeme dozrijevanja imaju značajan utjecaj na svojstva legure. Slika 15 ilustrira utjecaj ovih faktora na vlačnu čvrstoću prethodno rastvorno žarene i gašene aluminijske legure.



Slika 15. Ovisnost čvrstoće o temperaturi i vremenu dozrijevanja [7]

Tijekom prirodnog dozrijevanja na 20 °C, vlačna čvrstoća postepeno raste i postiže vrhunac od otprilike 380 N/mm² nakon otprilike 100 sati dozrijevanja (krivulja A). Umjetnim dozrijevanjem pri temperaturama iznad 100 °C postižu se veće vrijednosti čvrstoće u kraćem vremenskom intervalu (krivulja B). Optimalna obrada legure događa se pri temperaturi od 165 °C tijekom otprilike 10 sati, jer to rezultira najvećim stupnjem očvršnuća. Važno je napomenuti da produženo vrijeme na ovoj temperaturi može rezultirati padom čvrstoće zbog pojave nekoherentnih precipitata (krivulja C).

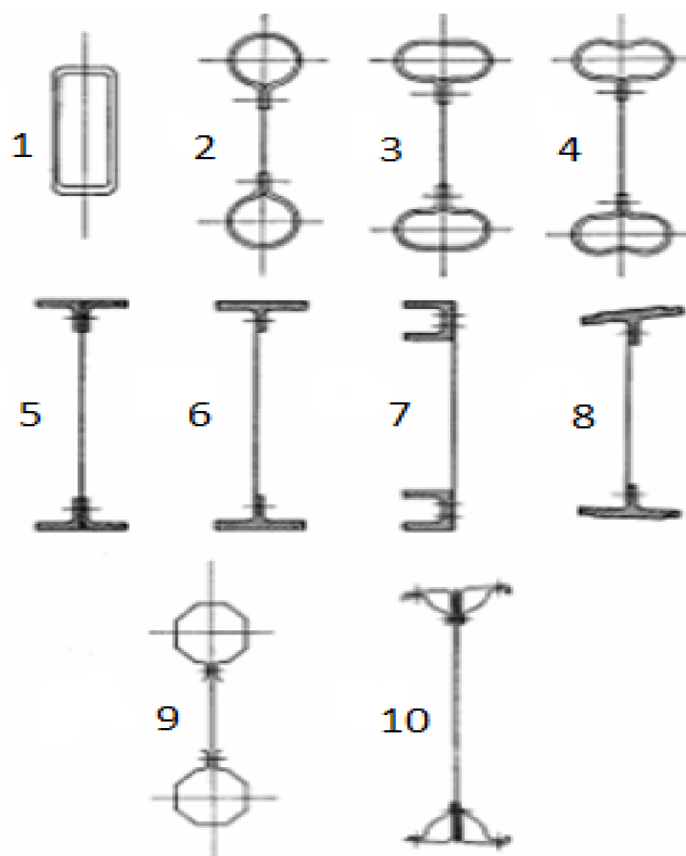
Daljnje povećanje temperature, primjerice na 200 °C, uzrokuje brzu formaciju nekoherentnih precipitata i njihov brzi rast. To dovodi do naglog smanjenja čvrstoće nakon relativno kratkog vremena izlaganja ovoj temperaturi (krivulja D). Precipitacijsko očvršćivanje može se

uspješno primijeniti na legurama s odgovarajućim kemijskim sastavom, kod kojih se topivost legiranih elemenata mijenja s temperaturom. Ovaj postupak posebno se koristi kod legura koje sadrže bakar kao legirni element (gdje dolazi do očvršnuća uslijed precipitacije intermetalnog spoja Al_2Cu), kao i legura s magnezijem i silicijem (Mg_2Si), te cinkom, magnezijem i bakrom ($MgZn_2$ i Al_2CuMg). [7]

Povećanje temperature ubrzava proces precipitacijskog očvršćivanja legure, dok smanjenje temperature ispod sobne usporava taj proces. Ova svojstva omogućavaju kontrolirano planiranje postupka očvršnuća, što je korisno primjerice kod izrade zakovica. Osim kod aluminijskih legura, postupak precipitacijskog očvršćivanja koristi se i kod magnezijevih i titanovih legura, određenih legura bakra i određenih vrsta čelika. [27]

5. PRIMJERI PRIMJENE ALUMINIJEVIH LEGURA U ZRAKOPLOVSTVU

Legure serije 2xxx, poznate kao duraluminijske legure, iznimno su pogodne za dijelove i komponente zrakoplovne konstrukcije koje zahtijevaju visoku specifičnu čvrstoću, kao što su strukturni elementi poput trupa i oplata krila [7]. Legure serije 2xxx sastavni su dijelovi ramenjače krila (slika 16).



Slika 16. Razne izvedbe ramenjače krila ovisno o materijalu i opterećenju [10]

Model 1 predstavlja pravokutnu cijev izrađenu od lagane legure Al-Cu-Mg. Ova ramenjača može biti korištena kao nosiva komponenta za tanko i lagano krilo ili za veću repnu površinu. U ovoj konstrukciji, vertikalne strane koje čine strukturu cijevi su stanjene, dok su horizontalne kraće strane, koje služe kao pojasevi, zadebljane. Modeli 2, 3 i 4 prikazuju tipičan dizajn aluminijskih krila s tkaninom kao oplatom.

Pojasevi su izrađeni iz debljeg lima legure Al-Cu-Mg, dok je struktura ramenjače od istog materijala, ali manje debljine. Pojasevi su povezani s ramenjačom putem zakovica.

Modeli 5, 6, 7 i 8 predstavljaju rješenja ramenjača za moderna brza zrakoplovna krila s čvrstom nosivom oplatom. Pojasevi u ovim modelima su masivniji profili različitih presjeka, izrađeni od Al-Cu-Mg ili Al-Mg-Zn legura. Struktura ramenjače je također od istog materijala i povezana je s pojasevima zakovicama.

Modeli 9 i 10 kombiniraju konstrukciju čeličnih limenih profila za pojaseve i lakih aluminijevih legura za strukturu ramenjače. Model 9 je primjenjiv za krila s tkaninskom oplatom, dok model 10 odgovara krilima s metalnom oplatom. U modelu 10, vanjske površine čeličnih pojaseva točno se poravnavaju ispod limene oplata. [10]

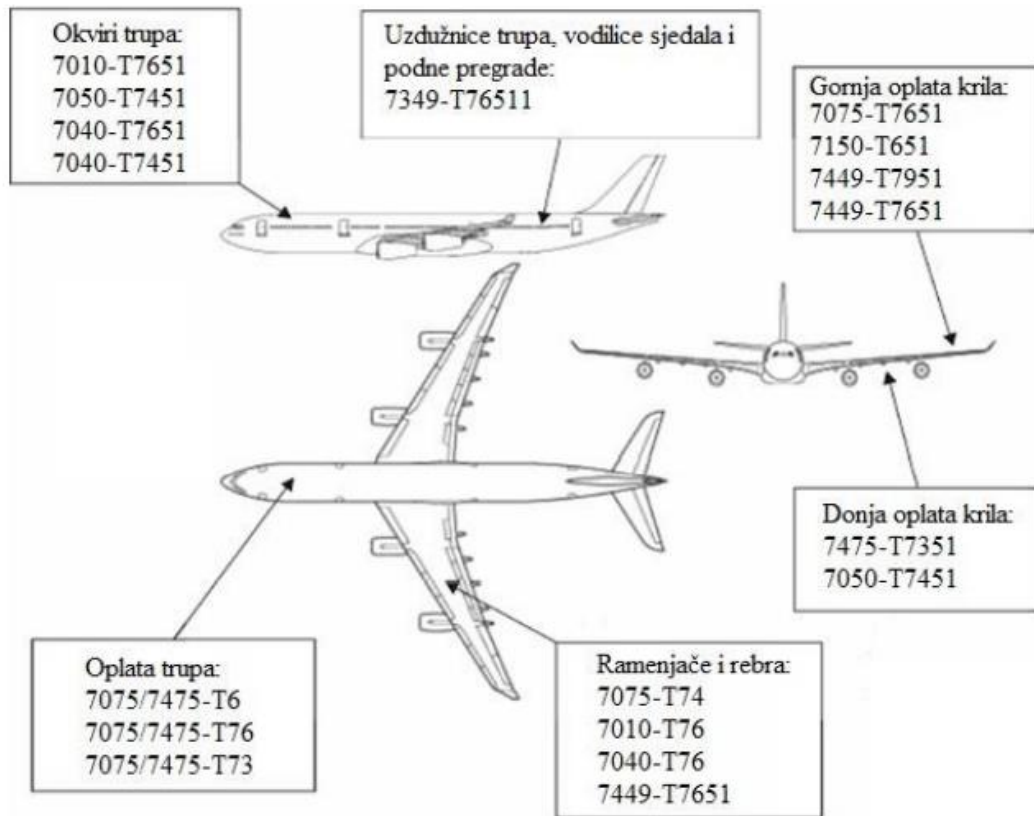
Legura 2014 (Al-Cu-Si-Mn-Mg) se koristi za izradu kotača, nosivih komponenata i drugih dijelova zrakoplova koji su podložni visokim opterećenjima. Također se primjenjuje u konstrukciji potisnih raketa Space Shuttlea i sličnih projekata. Legura 2024 (Al-Cu-Mg-Mn) se koristi za izradu nosivih elemenata trupa zrakoplova, visoko opterećenih dijelova krila, rebara i komponenata koje zahtijevaju dobru čvrstoću i izdržljivost pri dinamičkim uvjetima. Legura 2048 (Al-Cu-Mg-Mn) koristi se za visoko opterećene nosive dijelove. Legura 2049 (Al-Cu-Li-Ag-Mg-Zr) se koristi za zavarivanje spremnika goriva i kisika na Space Shuttleu. Legura 2090 (Al-Cu-Li-Zr) se primjenjuje za ojačavanje podnih greda zrakoplova radi smanjena mase. [7]

Od drugih legura iz serije 2xxx, legura 2017 koristi se za spona te je dostupna u obliku valjanih limova, žica, šipki, itd. Legura 2026 koja se uz aluminij sastoji i od Cu, Mg i Mn također je dostupna u obliku šipki, ali i različitih cijevi i profila. Koristi se za dijelove koji su podložni pucanju tijekom plastičnog oblikovanja, kao i za dijelove kod kojih je potrebna visoka čvrstoća te otpornost na oštećenja (kod proizvoda gdje nije uključeno zavarivanje). Legura 2219 dostupna je u obliku različitih poluproizvoda, a u zrakoplovstvu se koristi za dijelove kojima je potrebna visoka čvrstoća i mehanička otpornost pri povišenim temperaturama. Legura 2297 dostupna je u obliku ploča; odlikuje je srednja čvrstoća i visoka otpornost na umor; posjeduje dobru lomnu žilavost. Također se primjenjuje u uvjetima kod kojih je potrebna visoka izdržljivost i trajnost. Legura 2424 je toplinski obrađiva legura te se može bolje oblikovati od nekih drugih (npr. 2024). Raspoloživa je u obliku prevučenih i neprevučenih limova. Legura 2519 posjeduje dobra svojstva balističke zaštite te veću otpornost na napetosnu koroziju od nekih drugih legura. Legura 2524 odlikuje se velikom duktilnošću i poboljšanom otpornošću na umor u odnosu na druge legure iz iste serije.

Dostupna je u obliku ploča i limova, a mehanički i toplinski se obrađuje na T3 stanje. Koristi se kod konstrukcijskih dijelova zrakoplova koji zahtijevaju dobru otpornost na umor i visoku žilavost te čvrstoću. Legura 2618 dostupna je u obliku otkivaka koji se dobivaju tlačnim ili ručnim kovanjem. Posjeduje vrlo dobra svojstva u širokom rasponu temperatura te se najčešće koristi kod dijelova koji zahtijevaju visoku čvrstoću i mehaničku otpornost u uvjetima povišenih temperatura. [7]

Od legura iz serije 7xxx, legura 7050 (Al-Zn-Mg-Cu-Zr) koristi se za izradu okvira i pregrada trupa zrakoplova, kao i za oplatu krila i ploče deblje od 50 mm. Za komponente konstrukcije koje traže visoku čvrstoću i otpornost na koroziju, često se primjenjuje legura 7075 (Al-Zn-Mg-Cu-Cr). Najčešće se koristi za oplatu krila i ploče debljine do 100 mm. Legura 7175 (Al-Zn-Mg-Cu-Cr) primjenjuje se za nosive dijelove zrakoplova koji moraju zadovoljiti visoke standarde u pogledu čvrstoće, lomne žilavosti i dinamičke izdržljivosti, te biti otporni na napetosnu koroziju. U slučajevima gdje su potrebni zrakoplovni dijelovi s izvanrednom mehaničkom otpornošću pod tlačnim opterećenjima, koristi se legura 7178 (Al-Zn-Mg-Cu-Cr). Za ključne komponente u zrakoplovima visokih performansi, kao što su dijelovi kod kojih se zahtjeva visoka otpornost na lom (kao što su oplata trupa i krila, ramenače i pregrade trupa), koristi se legura 7475 (Al-Zn-Mg-Cu-Cr). [7]

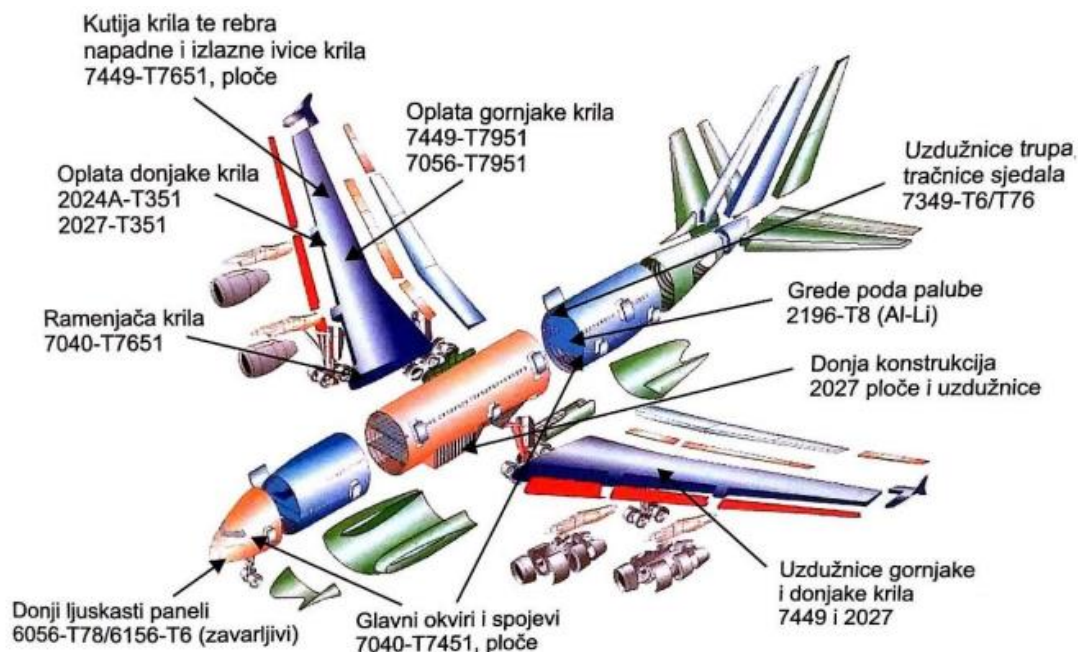
Legure serije 7xxx sklonije su precipitacijskom očvrstnuću od legura serije 2xxx. Mogu se dozrijevati na prirodan i umjetan način, no češće se provodi dozrijevanjena umjetan način jer se prirodnim dozrijevanjem ne postižu tražena svojstva. Umjetnim dozrijevanjem postižu se najveće vrijednosti čvrstoće od svih legura aluminijske. Vrijednost njihove čvrstoće u precipitacijski očvrstnutom stanju mogu dosezati i do 680 N/mm^2 . Uz spomenutu leguru 7175, neke od takvih legura su legure 7010, 7049, 7050 i druge. Primjeri korištenja navedenih legura prikazani su na slici 17.



Slika 17. Primjena pojedinih konstruktala u zrakoplovnim konstrukcijama [19]

Legura 7010 nastala je s ciljem ostvarivanja dobre kombinacije čvrstoće i otpornosti napetosnoj koroziji. Legiranjem aluminijskog cirkonijem postiže se mala osjetljivost na gašenje. Legura 7040 (Al-Mg-Zn-Cu-Zr) ima veću čvrstoću od nekih drugih legura (npr. 7010 i 7050), što je posebno izraženo kod velikih ploča debljine 200 mm. Legure 7050 prikladne su za konstrukcijske dijelove gdje je potrebna čvrstoća, visoka izdržljivost te dobra otpornost na koroziju. Koristi se za rebra, ramenjače te okvir trupa zrakoplova. Legura 7055 (Al-Zn-Mg-Cu-Zr) koristi se u obliku ploča i ekstrudiranih dijelova, a posjeduje veću čvrstoću od legure 7150. Obradom se postiže visoka tlačna čvrstoća te dobra duktilnost. Legura 7150 (Al-Zn-Mg-Cu-Zr) predstavlja drugu generaciju 7050 legura; posjeduje višu čvrstoću za dijelove debljine do 70 mm. Također je dostupna u obliku ploča i ekstrudiranih proizvoda. Upotrebljava se sa svrhom ukrute gornjih panela krila te donjih panela horizontalnog stabilizatora u vojnim i civilnim zrakoplovima; koristi se i za gornju oplatu krila u velikim putničkim zrakoplovima te ukrutu trupa [7]. Legura 7249 razvijena je iz varijante 7149 legure. Ima užu toleranciju kemijskog sastava te manji udio elemenata kao što su Fe, Mn, Si i Ti. [28]

U konstrukciji najvećeg putničkog zrakoplova na svijetu, Airbusa A380-800, oko 60% materijala čine aluminijske legure. Legure koje se koriste za pojedine dijelove zrakoplova Airbus A380-800 prikazane su na slici 18.



Slika 18. Primjena Al-legura u zrakoplovu Airbus A380-800 [19]

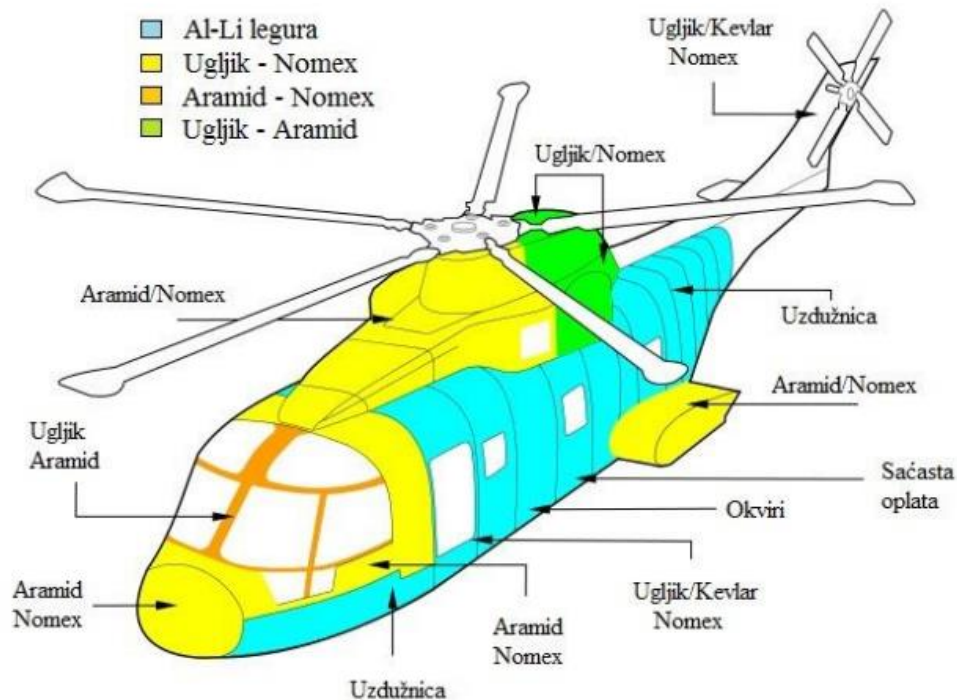
Osim navedenih serija, u zrakoplovstvu se koriste i legure serije 8xxx. Legure serije 8xxx su često korištene za proizvodnju ploča debljine manje od 150 mm, kao i za ekstrudirane dijelove čiji je promjer do 100 mm. Na primjer, legura 8090 primjenjuje se za izradu limova, oplata i otkivka u konstrukciji helikoptera tipa Westland-Agusta EH-101. [29]

Prva značajna primjena precipitacijski očvrnutih legura dogodila se tijekom Prvog svjetskog rata, kada su se takve legure koristile za nosive dijelove zračnih brodova tipa Zeppelin. Tijekom Drugog svjetskog rata, duraluminij je postao masovno korišten za konstrukcijske elemente borbenih zrakoplova. [7]

U zrakoplovstvu se precipitacijski očvrsnute aluminijske legure koriste za izradu cijevi, šipki, limova, traka i dr. [27]. Upotrebljavaju se i legure 8091 te 8093. U tim legurama, kao i kod legure 8090, glavni je legirni element litij. Litij posjeduje značajno nižu gustoću od aluminija te je dobro topljiv, stoga se može dodati u količini kojom se postiže značajno smanjenje gustoće. U pravilu, ove legure imaju oko 10% manju gustoću od drugih aluminijskih legura. Osim toga, posjeduju i veću krutost zbog čega su pogodne za precipitacijsko očvršćivanje.

Njihova otpornost na umor povećava se pri umjerenim naprezanjima. Sva ta svojstva razlog su njihove primjene u zrakoplovstvu. [30]

Primjer primjene Al-Li leguraza helikopter Westland-Agusta prikazan je na slici 19.



Slika 19. Helikopter Westland-Augusta EH-101 [19]

Od drugih legura iz serije 8xxx koriste se i legure 8011, 8006 te 8001. Legura 8011 sastoji se od Al-Fe-Si, te posjeduje više od 1% Fe radi postizanja veće čvrstoće. Primjenjuje se kod folija i zatvarača. Legura 8006 uz aluminij sadrži i željezo i mangan te posjeduje dobru kombinaciju čvrstoće i duktilnosti na sobnoj temperaturi, također s dobrom čvrstoćom i na povišenoj temperaturi [31]. Legura 8001 sastava Al-Ni-Fe koristi se kod dijelova koji zahtijevaju otpornost na koroziju u vodi, pri povišenim tlakovima i temperaturama. [32]

6. EKSPERIMENTALNI DIO

U eksperimentalnom dijelu završnog rada provedeno je precipitacijsko očvrnuće toplinski obradivog uzorka aluminijeve legure, te je analiziran utjecaj vremena i temperature dozrijevanja na postignutu tvrdoću. Uzorci su dozrijevani na različitim temperaturama i u različitom vremenskom periodu radi utvrđivanja režima dozrijevanja koji daje najveću tvrdoću aluminijeve legure.

Eksperimentalni dio sastojao se od:

1. Nabavke uzoraka i analize kemijskog sastava;
2. Rezanja i pripreme uzoraka;
3. Rastvornog žarenja i gašenja svih uzoraka osim jednog koji predstavlja polazno stanje;
4. Provedbe umjetnog dozrijevanja u različitim temperaturno-vremenskim režimima;
5. Mjerenja tvrdoće uzoraka;
6. Analize rezultata i određivanja optimalne temperature i vremena dozrijevanja.

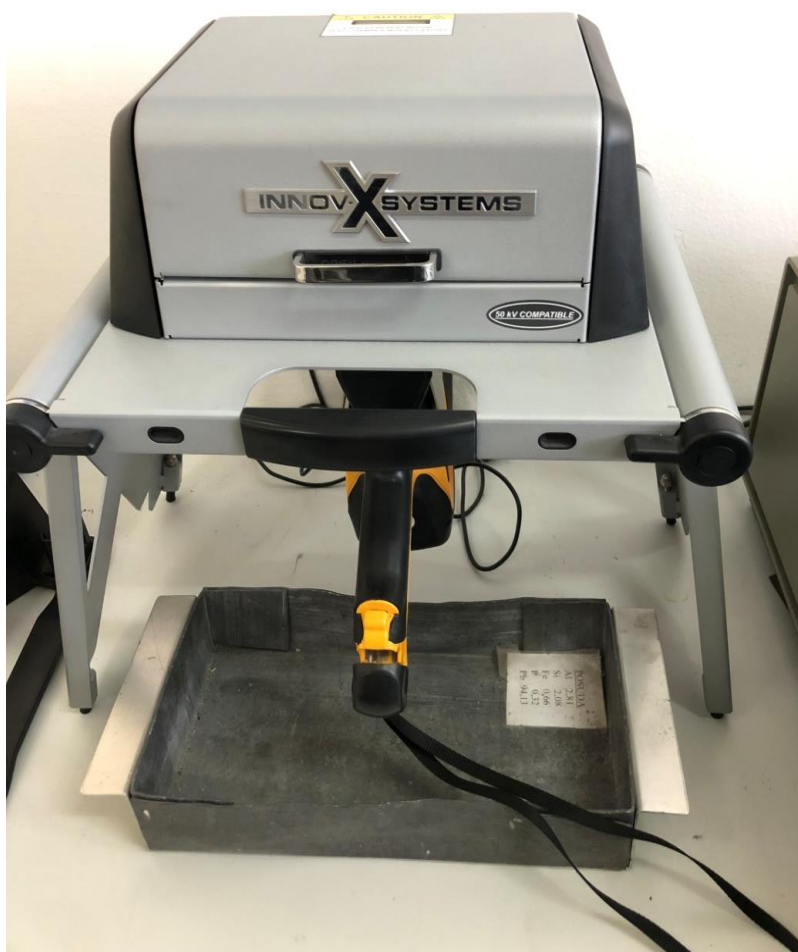
6.1. Nabavka uzoraka i analiza kemijskog sastava

Uzorci aluminijeve legure u obliku lima nabavljeni su iz Croatia Airlines-a, odjela za održavanje zrakoplova i prikazani su na sljedećoj slici.



Slika 20. Uzorci aluminijeve legure u polaznom stanju

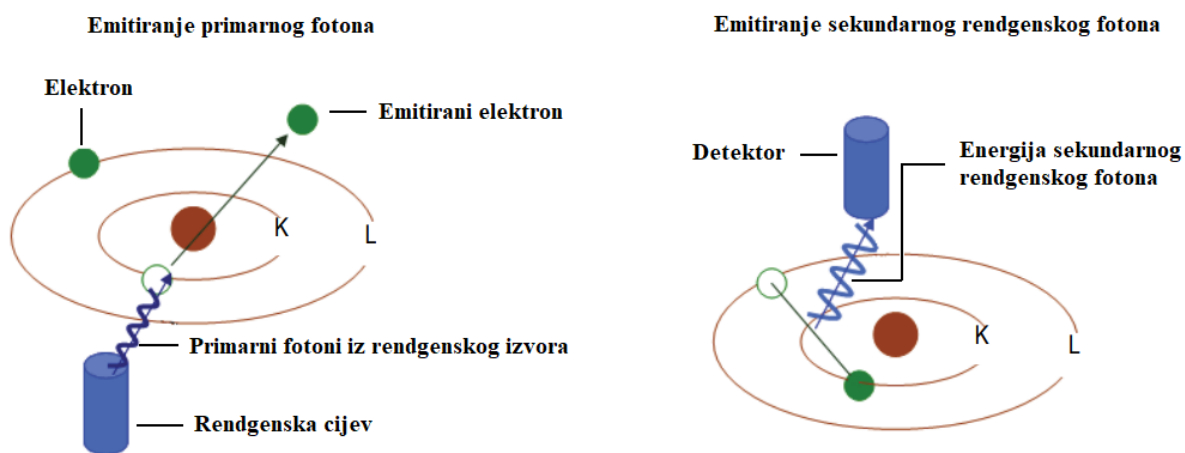
Prije početka pripreme uzoraka za obradu i za određivanje parametara toplinske obrade, nužno je odrediti njihov kemijski sastav. Analiza kemijskog sastava odrađena je na Fakultetu strojarstva i brodogradnje u Laboratoriju za zaštitu materijala. Kemijska analiza uzoraka provedena je nerazornom metodom rendgenske fluorescentne spektrometrije (XRF metodom). Korišten XRF uređaj Delta Professional, proizvođača Olympus Innov-X Systems, prikazan je na slici 21.



Slika 21. XRF uređaj Olympus Delta Professional

XRF spektrometrija određuje elementarni sastav materijala. Ova metoda identificira elemente u tvari i kvantificira količinu tih prisutnih elemenata. Element se definira svojom karakterističnom valnom duljinom rendgenske emisije (λ) ili energijom. Količina prisutnog elementa određuje se mjerenjem intenziteta njegove karakteristične linije. Svi atomi imaju fiksni broj elektrona (negativno naelektriziranih čestica) raspoređenih u orbitalama oko svoje jezgre.

XRF spektrometrija obično se koristi u prve tri elektronske orbitale: K, L i M linije, pri čemu je K najbliža jezgri. Svaka elektronska orbitala odgovara određenoj i različitoj energetskoj razini za određeni element. U XRF spektrometriji, visokoenergetski primarni rendgenski fotoni emitiraju se iz izvora (rendgenska cijev ili radioizotop) i pogađaju uzorak. Primarni fotoni iz rendgenskog izvora imaju dovoljno energije da izbace elektrone iz unutarnjih K ili L orbitala. Kad se to dogodi, atomi postaju nestabilni ioni. Elektroni teže stabilnosti; stoga, elektron iz vanjske orbite (L ili M) prelazi u novo prazno mjesto u unutarnjoj orbiti. Kako elektron iz vanjske orbite prelazi u unutarnji orbitni prostor, emitira se energija poznata kao sekundarni rendgenski foton, a svaki sekundarni rendgenski foton karakterističan je za određeni element i na temelju toga određuje se koji se elementi nalaze unutar promatranog uzorka. Energija emitiranog fluorescentnog rendgenskog fotona određuje se razlikom u energijama između početnih i konačnih orbitala pojedinih prijelaza. To je opisano sljedećom formulom: $Energija = \frac{hc}{\lambda}$ gdje su: h - Planckova konstanta, c - brzina svjetlosti i λ - karakteristična valna duljina fotona. Princip rada uređaja prikazan je na slici 22. [33]



Slika 22. Princip rada XRF uređaja [33]

Analizom uzoraka dobiveno je da se radi o aluminijevoj leguri iz skupine konstruktalna, a konkretno aluminijevoj leguri sa oznakom 7016. Kao što je prethodno navedeno, radi se o toplinski obradljivim najčvršćim legurama (konstruktalima) kojima je glavni legirni element cink.

Dobiveni rezultati kemijskog sastava prikazani su u tablici 16, gdje su legirni elementi prikazani prema postotku ukupnog udjela u aluminijevoj leguri.

Tablica 16. Kemijski sastav Al legure prema masenom udjelu, %

Al	Zn	Cu	Fe	Cr	Pb	Co	Zr	Mo
93,76%	4,71%	0,95%	0,17%	0,10%	0,091%	0,080%	0,0166%	0,0035%

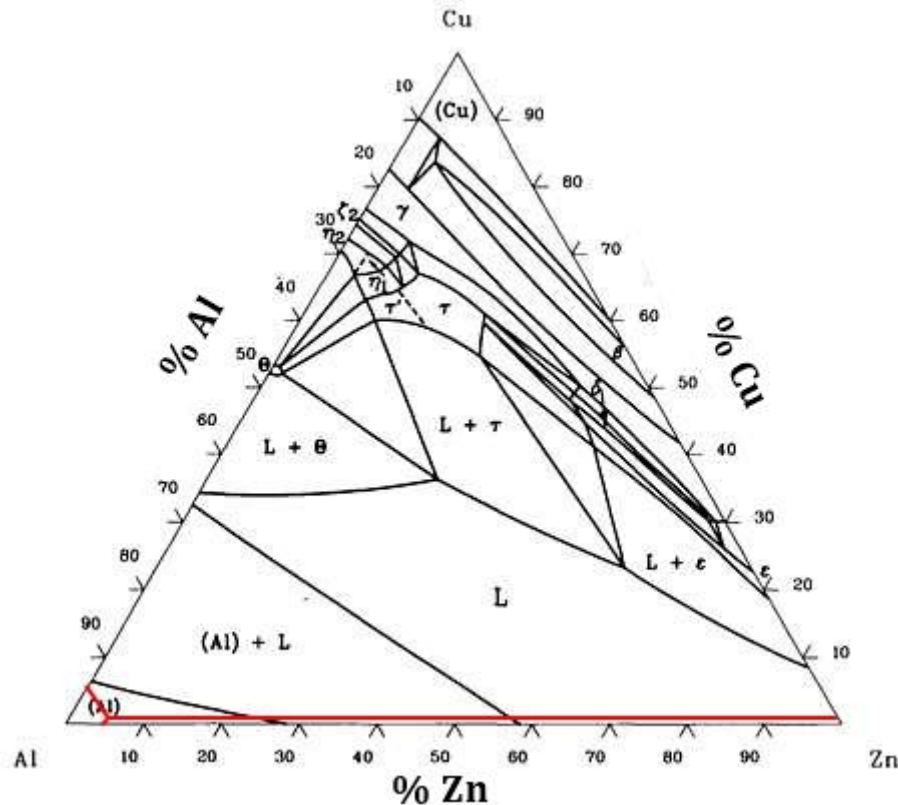
6.2. Rezanje i priprema uzorka

Nakon što je pomoću XRF analize određen kemijski sastav uzoraka i utvrđeno da se radi o aluminijskoj leguri 7016 iz skupine konstruktalna, uzorci su pomoću tračne pile za metal izrezani u sveukupno 21 manji uzorak za korištenje u daljnjem postupku eksperimenta. Uzorci 1-21 su prikladno označeni kako bi se mogli razlikovati tokom provođenja daljnjeg dijela eksperimenta. Slika uzoraka nakon rezanja nalazi se na slici 23.

**Slika 23. Izrezani i označeni uzorci**

6.3. Rastvorno žarenje

Prije provođenja rastvornog žarenja potrebno je odrediti temperaturu rastvornog žarenja uzoraka aluminijske legure. Za određivanje odgovarajuće temperature rastvornog žarenja korišten je ternarni dijagram stanja za legure Al-Cu-Zn. Na slici 24 prikazano je da se legura s udjelima Al, Cu i Zn iz tablice 16 na temperaturi od 550 °C nalazi u monofaznom krutom stanju.



Slika 24. Ternarni dijagram stanja Al-Cu-Zn za temperaturu 550°C [34]

Temperatura rastvornog žarenja s ciljem homogenizacije mora biti iznad krivulje topljivosti u krutom stanju ali nikako ne smije prijeći temperaturu tališta za pripadajuću leguru pa temperatura mora biti ispod solidus linije. U slučaju da uzorak započne s taljenjem, on prestaje bit relevantan za naš eksperiment i više se ne koristi. Još jedna bitna stavka kod odabira temperature je da temperatura bude dovoljno visoka, jer u suprotnom legirni elementi neće biti u potpunosti otopljeni te legura naknadnim postupkom dozrijevanja neće postići svoj potencijalno najbolji iznos čvrstoće. Rastvorno žarenje mora biti dovoljno dugotrajno kako bi legura postigla ravnotežno stanje putem difuzije, što uključuje otapanje čestica intermetalne faze i potpunu apsorpciju stranih atoma u kristalu legure aluminija. S obzirom na sve parametre kod određivanja temperature, prema dijagramu na slici 24 zaključuje se da je za naveden kemijski sastav povoljna temperatura žarenja na 550°C.

Proces rastvornog žarenja proveden je u Laboratoriju za toplinsku obradbu Fakulteta strojarstva i brodogradnje u laboratorijskoj elektrootpornoj peći sa automatskom regulacijom temperature. Elektrootporna peć u kojoj je provedeno žarenje prikazana je na slici 25.



Slika 25. Labaratorijska elektrootporna peč

Prije početka žarenja, peč je zagrijana na željenu temperaturu od 550°C tokom sat i pol vremena kako bi temperatura bila stabilna odnosno konstantnog iznosa u cijeloj peći. Od izrezanih uzoraka numeriranih brojevima 1-21, uzorak pod brojem jedan ostavljen je u osnovnom (sirovom) stanju kakav je i dobiven prvobitno iz odrezanog lima kako bi se mogao usporediti s ostalim uzorcima koji su podvrgnuti žarenju. Uzorci pod brojem 2 i 3 provedeni su kroz proces žarenja, ali nisu dozrijevani radi kasnije usporedbe sa uzorcima koji će biti dozrijevani. S postizanjem odgovarajuće temperature peći, uzorci su stavljeni u peč na žarenje u trajanju od 2h. Nakon završetka žarenja, uzorci su izvađeni iz peći te su gašeni u vodi kako bi se postigla prezasićena čvrsta otopina uz prisilno otapanje legiranih elemenata u α kristilima mješancima. Cilj je postići što veću brzinu gašenja kako bi se postigla najbolja mehanička svojstva za datu leguru. Da bi se izbjegla preuranjena precipitacija, uzorci su gašeni u dovoljnoj količini vode kako bi se izbjegla osjetna promjena temperature vode zbog utjecaja užarenih uzoraka.

Od uzoraka koji su rastvorno žareni, jedino je uzorak broj 2 hlađen na zraku upravo radi usporedne razlike sa uzorcima koji su gašeni u vodi. Na slici 26 prikazani su uzorci nakon provedenog rastvornog žarenja i gašenja u vodi.



Slika 26. Uzorci nakon rastvornog žarenja i gašenja u vodi

6.4. Proces dozrijevanja uzoraka

Očvršćivanje dozrijevanjem, također poznato kao precipitacijsko očvršnuće, je metoda toplinske obrade koja se koristi za povećanje tvrdoće legure. Uključuje izlaganje legure relativno niskoj temperaturi tijekom toplinske obrade, što uzrokuje precipitaciju čestica ili faza legure iz prezasićenog područja. Osnova ovog procesa je difuzija koja se ubrzava sa porastom temperature dozrijevanja. Općenito postoje proces prirodnog i proces umjetnog dozrijevanja legure. Proces prirodnog dozrijevanja provodi se na sobnoj temperaturi, a umjetnog dozrijevanja pri povišenim temperaturama. Na temelju dostupne literature, ali i u okviru ovog eksperimenta za umjetno dozrijevanje korištene su temperature od 110°C, 160°C i 210°C, s time da je za svaku od tih temperatura dozrijevanje provedeno u vremenskom trajanju od 2h, 4h, 6h, 8h, 10h i 12h. Kao što je već navedeno, uzorci 4-21 provedeni su kroz proces umjetnog dozrijevanja, a uzorci 1-3 nisu dozrijevani radi kasnije usporedbe.

Uzorak broj 3 gašen je u vodi i prirodno dozrijevan na sobnoj temperaturi, dok je uzorak broj 2 hlađen zrakom nakon rastvornog žarenja, a uzorak broj jedan ostavljen u osnovnom stanju. Detaljniji i pregledniji podatci o provedenim postupcima navedeni su u tablici 17.

Tablica 17. Parametri toplinske obrade uzoraka

broj uzorka	rastvornožarenje	temperatura dozrijevanja, °C	vrijeme držanja, h	hlađenje
uzorak 1	-	-	-	-
uzorak 2	550 °C / zrak	-	-	-
uzorak 3	550 °C / voda	-	-	-
uzorak 4	550 °C / voda	110	2	zrak
uzorak 5	550 °C / voda	110	4	zrak
uzorak 6	550 °C / voda	110	6	zrak
uzorak 7	550 °C / voda	110	8	zrak
uzorak 8	550 °C / voda	110	10	zrak
uzorak 9	550 °C / voda	110	12	zrak
uzorak 10	550 °C / voda	160	2	zrak
uzorak 11	550 °C / voda	160	4	zrak
uzorak 12	550 °C / voda	160	6	zrak
uzorak 13	550 °C / voda	160	8	zrak
uzorak 14	550 °C / voda	160	10	zrak
uzorak 15	550 °C / voda	160	12	zrak
uzorak 16	550 °C / voda	210	2	zrak
uzorak 17	550 °C / voda	210	4	zrak
uzorak 18	550 °C / voda	210	6	zrak
uzorak 19	550 °C / voda	210	8	zrak
uzorak 20	550 °C / voda	210	10	zrak
uzorak 21	550 °C / voda	210	12	zrak

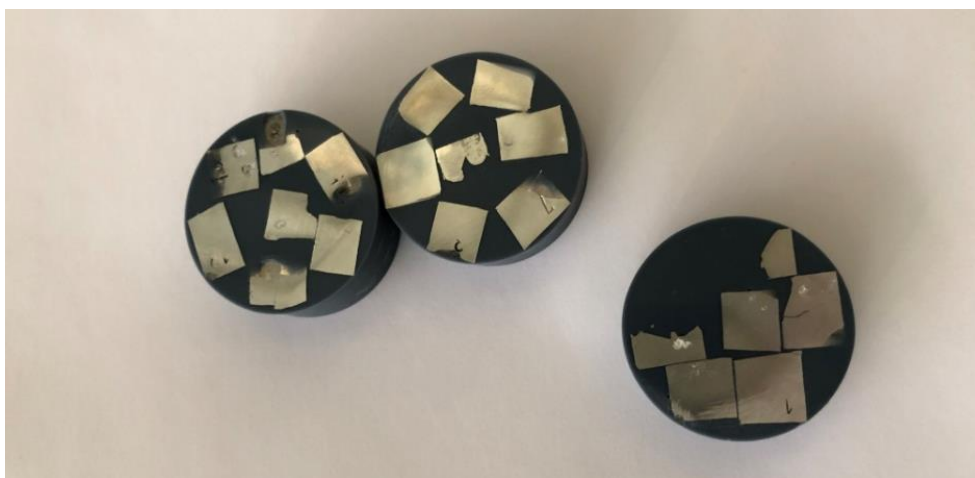
Iz tablice 17 vidljivo je da se za svaku temperaturu dozrijevanja koristilo po 6 uzoraka koji su na navedenoj temperaturi dozrijevani tokom različitog vremenskog perioda radi kasnije usporedbe i određivanja idealnog režima za postizanje najbolje tvrdoće za navedenu leguru.

6.5. Priprema uzoraka i mjerenje tvrdoće

6.5.1. Obrada površine uzorka i ulijevanje u polimernu masu

Nakon postupka rastvornog žarenja i dozrijevanja uzorke je potrebno pripremiti tako što im se površina podvrgava procesu brušenja i poliranja kako bi bila prikladna za mjerenje tvrdoće. Kao što je vidljivo na prethodnoj slici (slika 26), površine uzoraka su nepravilnog oblika što je normalna i karakteristična pojava nakon žarenja i gašenja tankih limova. Takav oblik površine davao bi nam prije svega krive rezultate mjerenja tvrdoće ali i različite rezultate svakim mjerenjem istog uzorka zbog neujednačenosti površine. Kako bi se to izbjeglo i kako bi površina mogla dati valjane vrijednosti tvrdoće, uzorke je potrebno brusiti i polirati.

Prije samog mjerenja tvrdoće, uzeti su obilježeni uzorci te je okolo njih ulivena polimerna masa kako bi se omogućilo jednostavnije rukovanje uzorcima. Za taj postupak korišten je polimerni prah koji se zagrijavao i pod tlakom popunjavao prostor između uzoraka. Za brušenje i poliranje zalivenih uzoraka korišten je uređaj Buehler, Phoenix alpha-grinder/polisher koji se sastoji od rotirajuće ploče podesive brzine vrtnje na koju se stavljaju brusni papiri razne gradacije. Za brusni papir korišten je abraziv od silicijevog karbida (SiC). U početku se krenulo grubljim brusnim papirom sa oznakom P320 kako bi se uklonio sloj neželjene prašine, sloj oksida i plastično deformiranih dijelova uzorka. Redom nakon toga koristili su se brusni papiri sa sve finijom gradacijom odnosno manjim zrnima. Tokom procesa brušenja uzorci su hlađeni vodom kako bi se izbjeglo neželjeno zagrijavanje i kako bi se spriječila transformacija mikrostrukture uzorka. Slika 27 prikazuje uzorke nakon ulijevanja u polimernu masu i brušenja te poliranja, a slika 28 uređaj za brušenje i poliranje.



Slika 27. Uzorci spremni za mjerenje tvrdoće

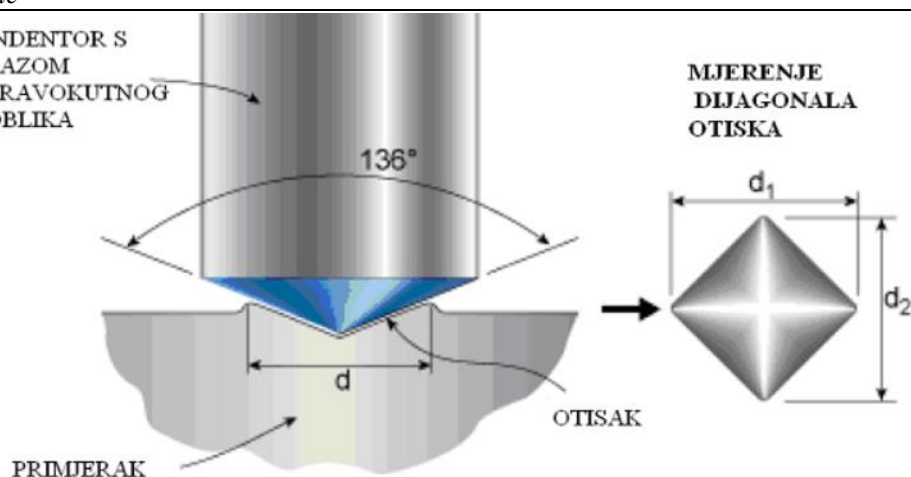


Slika 28. Uređaj za brušenje Buehler, Phoenix alpha-grinder/polisher

6.5.2. Mjerenje tvrdoće

Kao što je već navedeno, nakon toplinske obrade uzoraka te obrade površine, posljednji korak u ovom eksperimentu je mjerenje dobivene tvrdoće. Mjerenje tvrdoće uzoraka napravljeno je Vickersovom metodom koja se temelji na utiskivanju dijamantne četverostrane piramide (penetratora) s vršnim kutom od 136° u materijal uzorka, te mjerenja dijagonala otiska. Kut između stranica četverostrane piramide kod ove metode nije odabran nasumice, već se utiskivanjem penetratora s tim kutem, dobivaju vrijednosti tvrdoće neovisne o primjenjenoj sili, pa se tvrdoća mekih i tvrdih materijala može mjeriti primjenom iste sile, a isto tako se tvrdoća istog materijala može mjeriti s različitim opterećenjima.

Za razliku od Brinell-ove metode i nekih drugih sličnih metoda, ovom metodom se zbog dijamantnog penetratora mogu mjeriti tvrdoće i najtvrdih materijala i s time je uklonjen jedan od glavnih nedostataka ostalih metoda. Prikaz Vickersove metode nalazi se na slici 29.



Slika 29. Prikaz mjerenja tvrdoće Vickersovom metodom [35]

Minimalna debljina uzorka kod ove metode mora iznositi $1,5 \cdot d_{sr}$, (gdje je d_{sr} -srednja vrijednost izmjerenih dijagonala, mm), što odgovara za mjerene uzorke. Oznaka za tvrdoću kod ove metode je HV, a određuje se prema jednadžbi 1:

$$HV = \frac{F}{S} \quad (1)$$

gdje je:

F -primjenjena sila,[N]

S -površina baze piramide otisnute u materijalu,[mm²]

Pomoću mjernog mikroskopa mjere se dijagonale (d_1 , d_2) baze piramide otisnute u materijalu, a tvrdoća se određuje prema jednadžbi 2:

$$HV = \frac{F \cdot 0,189}{d_{sr}^2} \quad (2)$$

gdje je:

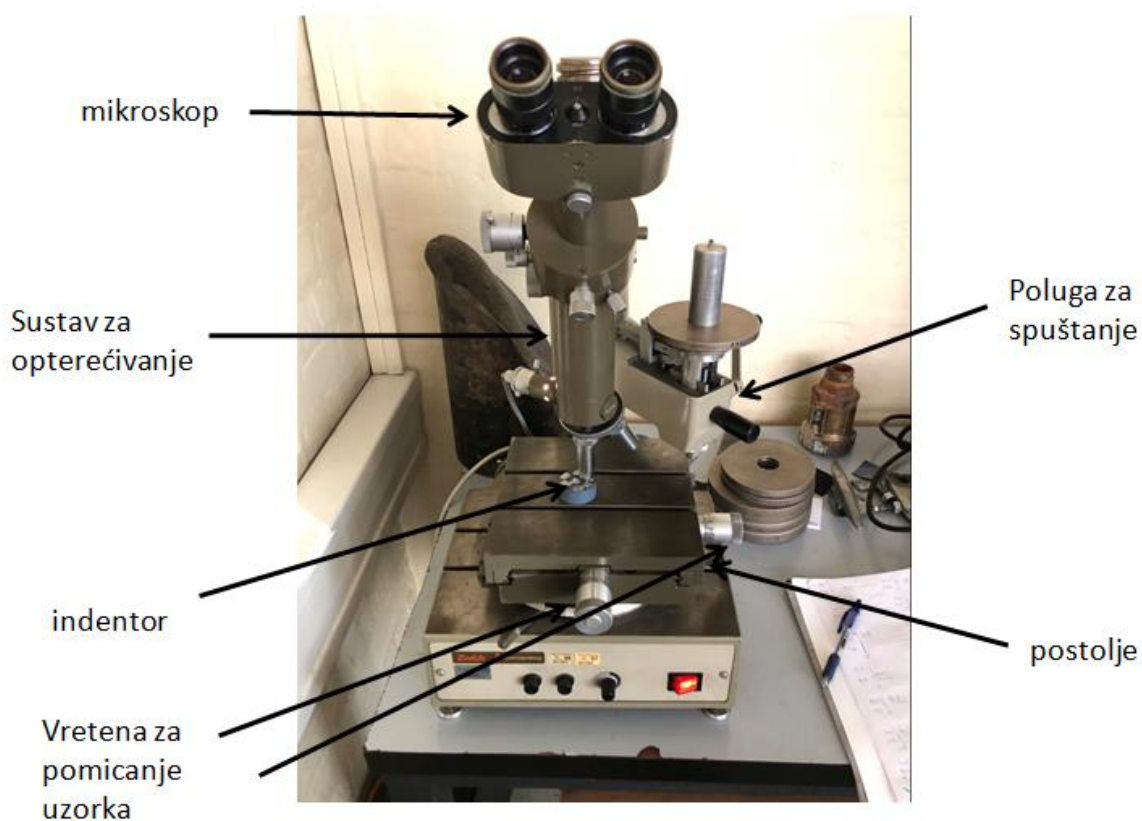
F -primjenjena sila,[N]

d_{sr} -srednja vrijednost dijagonala baze piramide,[mm] , $d_{sr} = \frac{d_1 + d_2}{2}$

Kod Vickersove metode se kao i kod Brinellove metode o tvrdoći zaključuje na osnovi veličine otiska. Primjenjena sila (F) može varirati od 0,098N, pa sve do 981N ovisno o debljini uzorka. U našem slučaju pošto je uzorak tanak, na osnovi literature i drugih zaključaka kao opterećenje je određena sila F iznosa 9,81N, odnosno na tvrdomjer su stavljeni utezi u ukupnom iznosu mase $m = 1$ kg. Svaka metoda mjerenja tvrdoće ima svoje prednosti i nedostatke, pa su tako kod Vickersove metode:

- Prednosti:
 - Tvrdoća neovisna o primjenjenoj sili,
 - Mogućnost mjerenja tvrdoće najtvrdih materijala,
 - Mogućnost mjerenja tvrdoće vrlo tankih uzoraka te čak tvrdoće pojedinih zrna,
 - Dobra mogućnost primjene u znanstveno istraživačkom radu,
 - Vrlo malen otisak pa je i oštećenje površine minimalno.
- Nedostatci:
 - Potreba za finim brušenjem i čišćenjem površine uzorka za mjerenje,
 - Za mjerenje veličine otiska potreban je mjerni mikroskop.

Ispitivanje tvrdoće toplinski obrađenih uzoraka provedeno je na tvrdomjeru proizvođača ZwickRoellMaterialprüfung (slika 30). Osnovni dijelovi ovog tvrdomjera su mehanizam za opterećivanje, mjerni mikroskop, postolje i indentor (penetrator ili utiskivač).



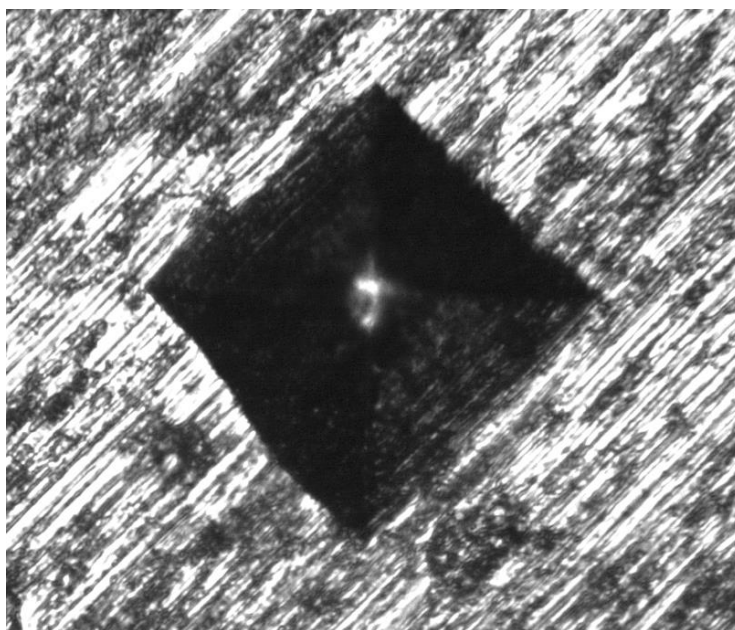
Slika 30. Tvrdomjer ZwickRoellMaterialprüfung

Prethodno toplinski obrađeni uzorci stavljeni su na postolje uređaja. Na uređaj je stavljena masa utega u iznosu od 1kg, kako bi se osiguralo opterećenje u iznosi 9,81N, a što odgovara Vickersovoj metodi HV1. Uzorak se postavlja na željenu poziciju gdje se prvo centriraju pomoću mikroskopa kako bi se odabralo mjesto na kojem se želi izmjeriti tvrdoća. Nakon odabira željenog mjesta, rotacijom gornjeg dijela uređaja prebacuje se mikroskop na lijevu stranu i namješta se indenter iznad uzorka. Povlačenjem poluge, indenter se spušta na uzorak i započinje opterećenje na uzorak koje se ostavlja da djeluje 10 sekundi. Po isteku vremena, poluga se povlači prema gore i indenter se vraća u početni položaj. Kako bi se vidio otisak koji je nastao prodiranjem indentora u uzorak, rotacijom gornjeg dijela uređaja mikroskop se vraća u već unaprijed određenu poziciju koja je odabrana na početku i mjere se duljine dvije međusobno okomite dijagonale otiska. Kod mjerenja je korišteno povećanje objektivu u iznosu 40:1 te su iz tablice povećanja i skala za Zwick Hv tvrdomjer određene vrijednosti kojima se množe očitane vrijednosti a i b kako bi se dobila duljina dijagonale. Faktor za očitane vrijednosti a iznosi 0,025, dok za b iznosi 0,0005. Duljine dijagonala otisaka penetratora određuju se prema jednadžbi 3:

$$d = 0,025 \cdot a + 0,0005 \cdot b, \text{ mm} \quad (3)$$

Nakon izračunavanja dijagonale, prema jednadžbi 2 ili prema tablicama za tvrdoću HV1 izračunava se vrijednost tvrdoće.

Slika otiska penetratora pod mikroskopom prikazana je na slici 31.



Slika 31. Otisak penetratora pod mikroskopom

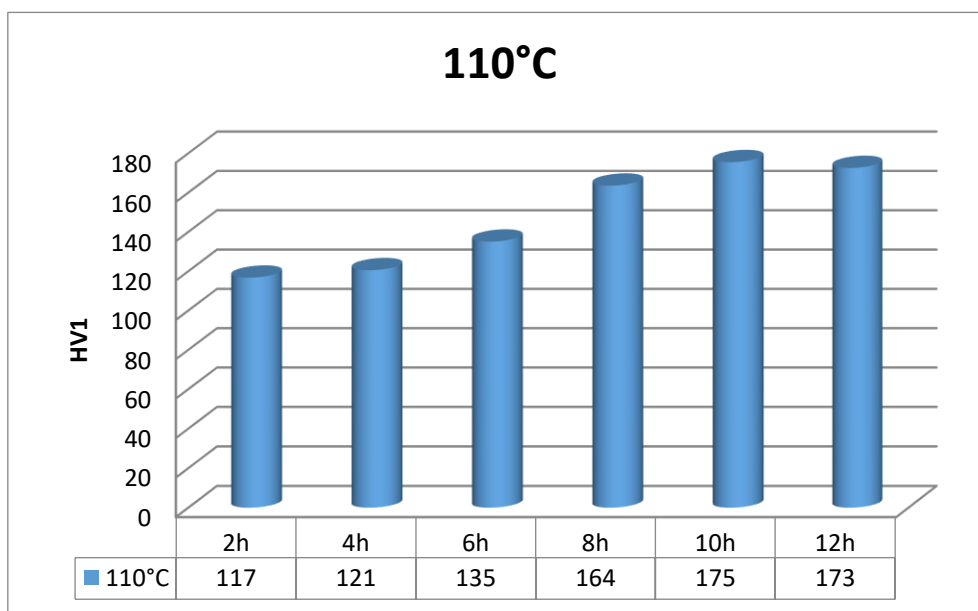
Od sveukupnog broja uzoraka (21), na svakom uzorku tvrdoća je mjerena po 5 puta na različitim mjestima uzorka, a s ciljem određivanja srednje vrijednosti tvrdoće. S obzirom da je rađeno 5 mjerenja po uzorku, lako se može odrediti ako jedno od mjerenja previše odstupa od ostalih. Ako jedno mjerenje previše odstupa od ostalih to ukazuje da je krivo odrađeno i ponavlja se postupak mjerenja. U tablici 18 pregledno su prikazane srednje vrijednosti izmjerenih tvrdoća za svaki uzorak i uz svaki uzorak je napisano kakvi su bili parametri toplinske obrade. U Prilogu su dane vrijednosti svih izmjerenih dijagonala otisaka i tvrdoća uzoraka.

Tablica 18. Rezultati mjerenja tvrdoće

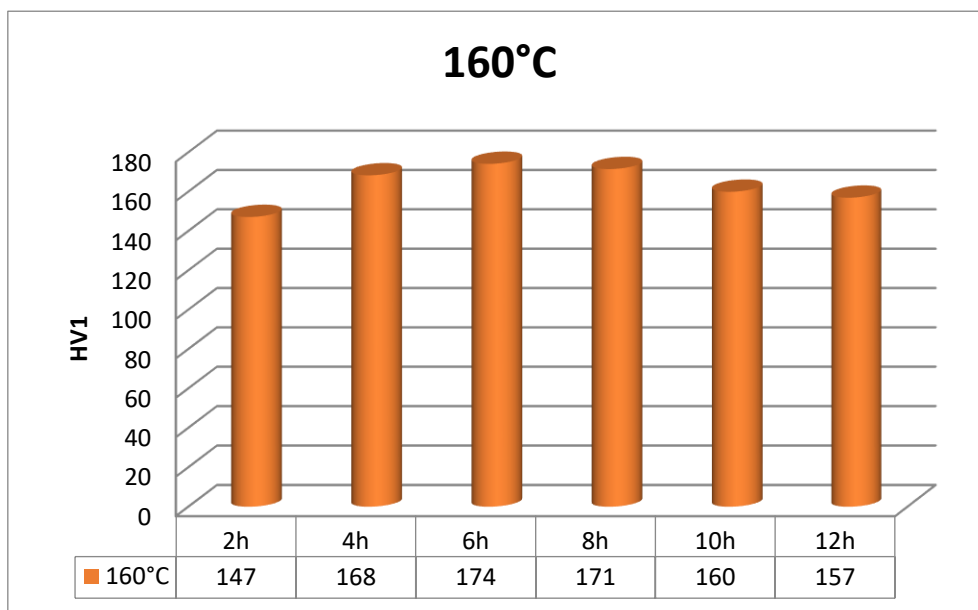
broj uzorka	rastvorno	temperatura	vrijeme	vrijednost
uzorak 1	-	-	-	160
uzorak 2	550 °C / zrak	-	-	114
uzorak 3	550 °C / voda	-	-	120
uzorak 4	550 °C / voda	110	2	117
uzorak 5	550 °C / voda	110	4	121
uzorak 6	550 °C / voda	110	6	135
uzorak 7	550 °C / voda	110	8	164
uzorak 8	550 °C / voda	110	10	175
uzorak 9	550 °C / voda	110	12	173
uzorak 10	550 °C / voda	160	2	147
uzorak 11	550 °C / voda	160	4	168
uzorak 12	550 °C / voda	160	6	174
uzorak 13	550 °C / voda	160	8	171
uzorak 14	550 °C / voda	160	10	160
uzorak 15	550 °C / voda	160	12	157
uzorak 16	550 °C / voda	210	2	110
uzorak 17	550 °C / voda	210	4	113
uzorak 18	550 °C / voda	210	6	114
uzorak 19	550 °C / voda	210	8	118
uzorak 20	550 °C / voda	210	10	119
uzorak 21	550 °C / voda	210	12	133

Iz tablice 18 je vidljivo da je materijal u polaznom stanju (uzorak 1) već prethodno bio očvrstnut nekim od postupaka, na što ukazuje vrlo visoka vrijednost izmjerene tvrdoće, 160 HV1, što je blizu maksimalno postignute tvrdoće od 175 HV1. Nakon rastvornog žarenja i hlađenja na zraku i u vodi (uzorci 2 i 3), izmjerena vrijednost tvrdoće je pala zbog poništavanja očvrstnuća koje je dobiveno precipitacijom.

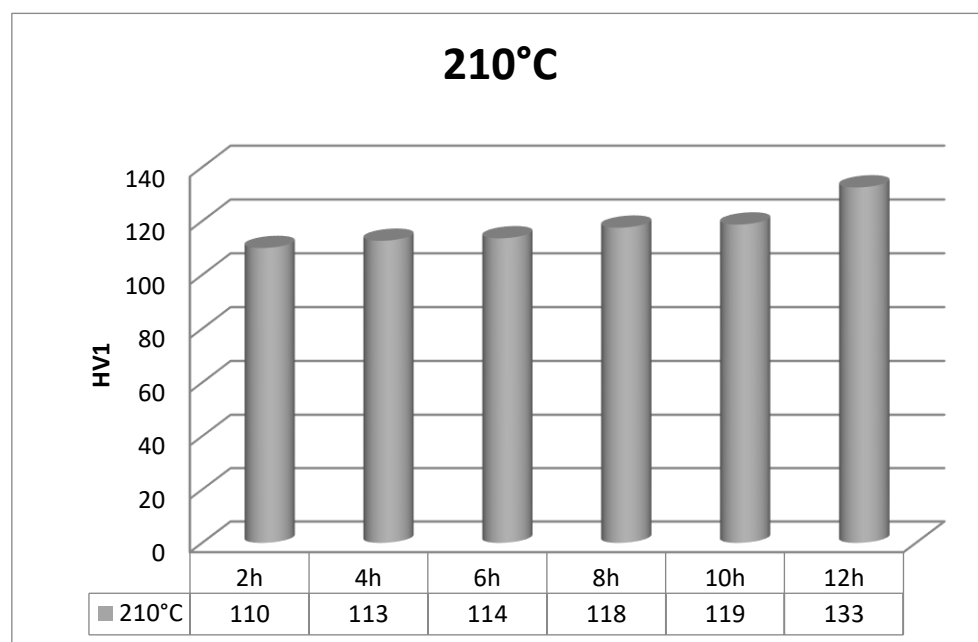
U sljedećim slikama pomoću dijagrama prikazane su izmjerene tvrdoće s obzirom na temperaturu i vrijeme trajanja dozrijevanja. Svi uzorci sa dijagrama rastvorno su žareni na 550°C i gašeni u vodi prije procesa umjetnog dozrijevanja.



Slika 32. Vrijednosti tvrdoće uzoraka HV1 dozrijevanih na 110°C pri različitom trajanju dozrijevanja

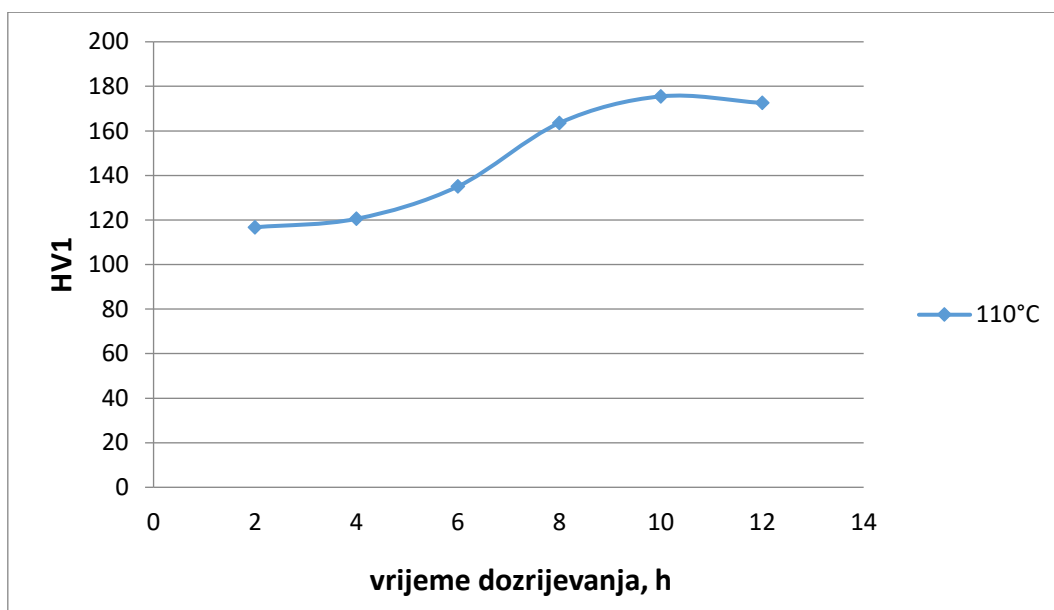


Slika 33. Vrijednosti tvrdoće uzoraka HV1 dozrijevanih na 160°C pri različitom trajanju dozrijevanja

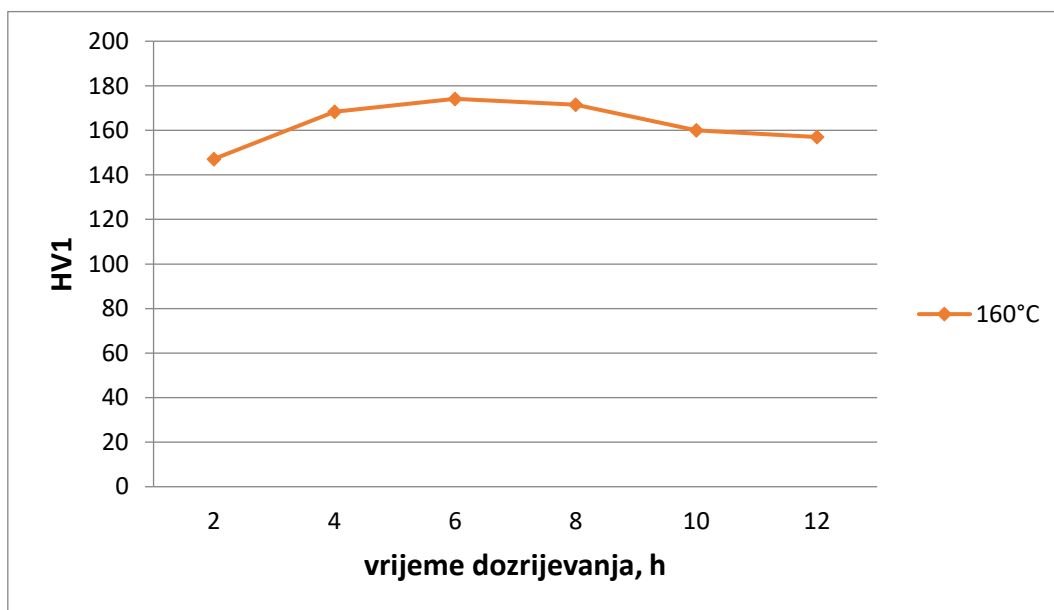


Slika 34. Vrijednosti tvrdoće uzoraka HV1 dozrijevanih na 210 °C pri različitom trajanju dozrijevanja

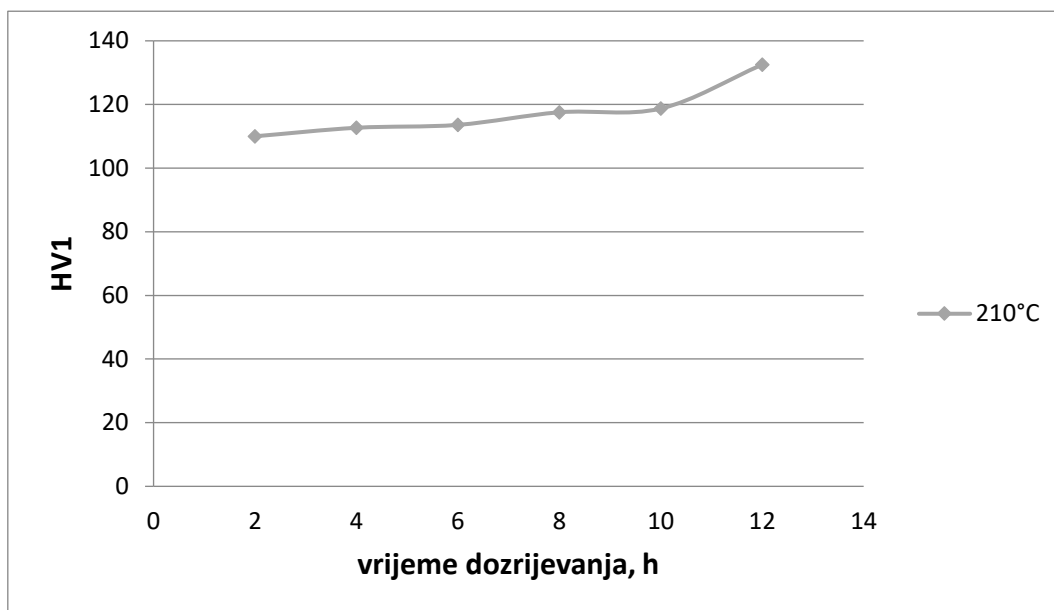
Ovisnost tvrdoće precipitacijski očvršćenih i dozrijevanih uzoraka o vremenu dozrijevanja za različite temperature prikazan je sljedećim slikama.



Slika 35. Ovisnost tvrdoće o vremenu dozrijevanja za temperaturu 110°C

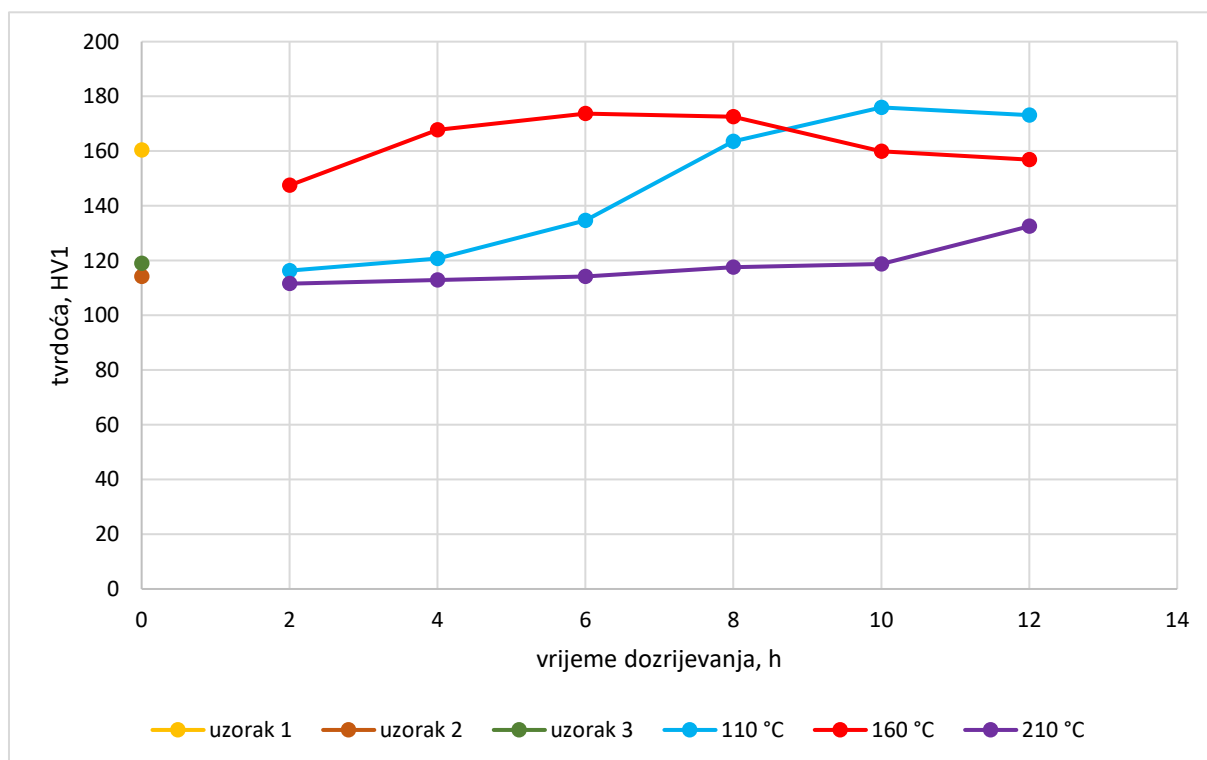


Slika 36. Ovisnost tvrdoće o vremenu dozrijevanja za temperaturu 160°C



Slika 37. Ovisnost tvrdoće o vremenu dozrijevanja za temperaturu 210°C

Prikaz usporedbe iznosa tvrdoće tokom perioda dozrijevanja za sve temperaturno vremenske režime prikazan je dijagramom na slici 38.



Slika 38. Usporeba izmjerenih tvrdoća uzoraka s različitim parametrima toplinske obrade

Na dijagramu na slici 38 prikazane su i izmjerene vrijednosti tvrdoće za polazni uzorak (uzorak 1) te za dva uzorka koji nakon rastvornog žarenja nisu bili podvrgnuti postupku umjetnog dozrijevanja. Za uzorak u polaznom stanju zbog visoke postignute tvrdoće zaključuje se da je bio već prethodno podvrgnut nekom od postupaka očvrnuća. Vidljivo je da je kod uzoraka 2 i 3 izmjerena manja tvrdoća u odnosu na polazno stanje, kao i u odnosu na većinu izmjerenih tvrdoća nakon umjetnog dozrijevanja. To je zbog toga što su se sitni precipitati dobiveni precipitacijskim očvrnućem ponovo vratili u veće čestice intermetalne faze te je dobivena dvofazna mikrostruktura. Od uzoraka koji su umjetno dozrijevani nakon rastvornog žarenja, vidljivo je da je najveća tvrdoća postignuta nakon dozrijevanja pri temperaturi 110 °C u trajanju od 10 sati (175 HV1). Slična vrijednost, 174 HV1 izmjerena je i za uzorak koji je umjetno dozrijevan 6 sati na 160 °C. Kod uzoraka žarenih na 210 °C izmjerene su puno manje vrijednosti tvrdoće u odnosu na uzorke s nižim temperaturama umjetnog dozrijevanja. Budući da s povećanjem temperature umjetnog dozrijevanja tvrdoća vrlo brzo postiže maksimalne vrijednosti te zatim ubrzo naglo pada, mogući razlog je da je kod tih uzoraka maksimalna tvrdoća postignuta u manje od 2 sata te je nakon toga tvrdoća naglo pala na vrijednosti kakve su postignute i nakon rastvornog žarenja bez umjetnog dozrijevanja.

7. ZAKLJUČAK

Cilj ovog završnog rada bio je provesti precipitacijsko očvršnuće i utvrditi kako temperatura i trajanje umjetnog dozrijevanja utječu na tvrdoću uzorka lima koji se koristi u proizvodnji zrakoplova. Nakon kemijske analize uzorka ispostavilo se da pripada skupini aluminijevih legura 7xxx, odnosno skupini konstruktala. Pomoću kemijskog sastava dobivenog XRF analizom uzorka, zaključilo se da se radi o aluminijevoj leguri oznake 7016. Daljnjim procesom toplinske obrade i mjerenjem tvrdoće, te usporedbom dobivenih iznosa tvrdoće vidi se da do najvećeg povećanja tvrdoće uzoraka dolazi umjetnim dozrijevanjem pri temperaturi 110°C u vremenu od 10h dozrijevanja. Pri dužem dozrijevanju od 10h na istoj temperaturi, tvrdoća uzoraka počinje padati. Uzorci 2 i 3 koji su rastvorno žareni i hlađeni na zraku, odnosno u vodi, bez naknadnog umjetnog dozrijevanja, imaju manju tvrdoću u odnosu na osnovno stanje materijala, uzorak 1. Razlog tome je činjenica da je legura u početnom stanju već bila u očvršnutom stanju. Uzorci dozrijevani na temperaturi 160°C najveći iznos tvrdoće dostižu pri dozrijevanju od 6h, čak štoviše, iznos tvrdoće je iznosa gotovo jednak onom najvećem, a ušteda vremena kod dozrijevanja je 4h. Daljnjim protekom vremena dozrijevanja iza 6h, tvrdoća legure linearno pada i više nije interesantna u pogledu postizanja boljeg iznosa tvrdoće. Dozrijevanjem pri temperaturi 210 °C tijekom promatranih vremenskih perioda dozrijevanja, tvrdoća legure je znatno manja nego što je bila u početnom stanju prije toplinske obrade i kao takvo nije postiglo željeni učinak i smatra se neadekvatnim za ovaj eksperiment. Loši rezultati u pogledu povećanja tvrdoće dozrijevanjem pri 210 °C uzrokovani su velikom brzinom difuzijskih procesa te vrlo brzim stvaranjem nekoherentnih precipitata odvojenih od aluminijeve matrice, čime dolazi do deformacije kristalne rešetke i smanjenja unutarnjih napezanja koja spriječavaju gibanje dislokacija što naravno rezultira gubitkom tvrdoće i čvrstoće. Kao zaključak nakon cijelokupnog eksperimenta je važnost kontrole parametara toplinske obrade, a posebice dozrijevanja radi postizanja optimalnog iznosa tvrdoće i čvrstoće.

LITERATURA

- [1] <https://www.thomasnet.com/insights/alloys-take-flight-the-historical-importance-of-aluminum-in-the-aerospace-industry//>, 14.02.2023., (zadnji pristup 20.08.2023.)
- [2] https://www.wrightbrothers.org/Information_Desk/Just_the_Facts/Engines_&_Props/1903_Engine.htm, 14.02.2023., (zadnji pristup 20.08.2023.)
- [3] <https://www.heritageconcorde.com/airframe-materials>, 17.02.2023., (zadnji pristup 20.08.2023.)
- [4] <https://www.aluminum.org/nasa-takes-aluminum-final-frontier>, 24.02.2023., (zadnji pristup 20.08.2023.)
- [5] <https://www.nasa.gov/exploration/systems/orion/index.html>, 24.02.2023., (zadnji pristup 27.08.2023.)
- [6] <https://www.akademiarbaru.com/submit/index.php/araset/article/download/1956/1529>, 04.03.2023., (zadnji pristup 27.08.2023.)
- [7] Ćorić, D.; Filetin, T.: Materijali u zrakoplovstvu, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Zagreb, 2010
- [8] Ivušić, V.; Franz, M.; Španiček, Đ.; Ćurković, L.: Materijali 1, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Zagreb, 2012
- [9] Zakon o zračnom prometu, Narodne novine br. 69/09, 84/11, 54/13, 127/13, 92/14, Zagreb.
- [10] Steiner, S. et. al. Zrakoplovna prijevozna sredstva, Fakultet prometnih znanosti, Zagreb, 2008.
- [11] <https://www.mak-tresnjevka.hr/edukacija/dijelovi-zrakoplova>, 17.05.2023., (zadnji pristup 30.08.2023.)
- [12] <https://www.enciklopedija.hr/natuknica.aspx?ID=67455>, 19.05.2023., (zadnji pristup 30.08.2023.)
- [13] Skejić, D.; Boko, I.; Torić, N.: Aluminijski materijal za suvremene konstrukcije, Građevinar 67 (2015) 11, str. 1075-1085.
- [14] Duplančić, I.; Krnić, N.: Materijali 3, Fakultet elektrotehnike, strojarstva i brodogradnje, Split, 2009.

- [15] <https://www.linkedin.com/pulse/20141128115616-82097713-advanced-aluminum-expected-to-play-greater-role-in-next-gen-aircraft-structures>, 01.06.2023., (zadnji pristup 30.08.2023.)
- [16] Dolić, N.: Metalurgija aluminija, Metalurški fakultet, Sisak, 2015.
- [17] <https://getmetals.com/blog/what-is-aircraft-grade-aluminum>, 14.06.2023., (zadnji pristup 01.09.2023.)
- [18] <https://www.pmctech.org/meaero.html>, 19.06.2023., (zadnji pristup 01.09.2023.)
- [19] Jurišić, A. Utjecaj dozrijevanja na svojstva aluminijeve legure – završni rad, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Zagreb, 2017.
- [20] <http://www.dtzi.hr/upload/pdf/5.%20SEMINAR/1.%20RAD.pdf>, 27.06.2023., (zadnji pristup 03.09.2023.)
- [21] <https://www.enciklopedija.hr/natuknica.aspx?ID=36817>, 04.07.2023., (zadnji pristup 03.09.2023.)
- [22] <https://www.bug.hr/znanost/litij--strateski-metal-buducnosti-11178>, 19.07.2023., (zadnji pristup 04.09.2023.)
- [23] <https://www.impol-tlm.hr/aluminijum/legure-aluminija>, 21.07.2023., (zadnji pristup 04.09.2023.)
- [24] Lehhard, Z.: Metalurgija obojenih metala, Metalurški fakultet Sisak, Sisak, 2020.
- [25] Rešković, S.: Osnove teorije oblikovanja deformiranjem, Metalurški fakultet Sisak, Sisak, 2020.
- [26] https://ag2019-2020.e-ucenje.unipu.hr/pluginfile.php/76953/mod_resource/content/1/2%20Cvrste%20tvari.pdf, 10.08.2023., (zadnji pristup 07.09.2023.)
- [27] Golubić, S.: Tehnički materijali – I. dio: metalni materijali, Veleučilište u Bjelovaru, Bjelovar, 2019.
- [28] Mathers, G.: The Welding of Aluminium and its Alloys, Woodhead Publishing, Sawston, 2002.
- [29] Vručinić, G. Zavarivanje i zavarljivost aluminija i legura. 5 seminar, Pula, 2008.
- [30] <https://www.wixsteel.com/products/aluminum-alloy/8000-series-aluminum-alloy>, 13.08.2023., (zadnji pristup 07.09.2023.)
- [31] <http://www.aluminium-alloys.com/8006-aluminium-alloy/>, 17.08.2023., (zadnji pristup 09.09.2023.)
- [32] <https://www.osti.gov/biblio/4114215>, 20.08.2023., (zadnji pristup 09.09.2023.)

- [33] https://www.911metallurgist.com/C/DELTA_Family--User-Manual-Canadian.pdf,
24.08.2023., (zadnji pristup 11.09.2023.)
- [34] Y.A. Chang, J.P. Neumann, A. Mikula, and D. Goldberg,
PhaseDiagramsandThermodynamicPropertiesofTernaryCopper-Metal Systems,
INCRA Monograph VI, International Copper Research Association, 1979
- [35] <http://proizvodno-strojarstvo.blogspot.com/2011/07/vickersova-metoda-ispitivanja-tvrdoce.html>, 07.09.2023., (zadnji pristup 15.09.2023.)

PRILOG

Tablica 19. Rezultati svih mjerenja tvrdoće

	temp. dozrijevanja	vrijeme dozrijevanja	broj mjerenja	a	b	dijagonala (mm)	tvrdoća	prosječna tvrdoća
UZORAK 1	-/-	-/-	1-1	4	7	0,1035	173	160
			1-2	4	22	0,111	151	
			1-3	4	8	0,104	171	
			1-4	4	18	0,109	156	
			1-5	4	22	0,111	151	
UZORAK 2	-/-	-/-	2-1	4	49	0,1245	120	114
			2-2	5	5	0,1275	114	
			2-3	5	7	0,1285	112	
			2-4	5	3	0,1265	116	
			2-5	5	11	0,1305	109	
UZORAK 3	-/-	-/-	3-1	5	0	0,125	119	120
			3-2	4	47	0,1235	122	
			3-3	5	7	0,1285	112	
			3-4	4	45	0,1225	124	
			3-5	4	46	0,123	123	
UZORAK 4	110 °C	2 h	4-1	4	46	0,123	123	117
			4-2	5	8	0,129	111	
			4-3	5	4	0,127	115	
			4-4	5	5	0,1275	114	
			4-5	4	48	0,124	121	
UZORAK 5	110 °C	4 h	5-1	5	4	0,127	115	121
			5-2	4	42	0,121	127	
			5-3	4	48	0,124	121	
			5-4	4	45	0,1225	124	
			5-5	5	2	0,126	117	
UZORAK 6	110 °C	6 h	6-1	4	36	0,118	133	135
			6-2	4	33	0,1165	137	
			6-3	4	35	0,1175	134	
			6-4	4	30	0,115	140	
			6-5	4	38	0,119	131	
UZORAK 7	110 °C	8 h	7-1	4	16	0,108	159	164
			7-2	4	13	0,1065	164	
			7-3	4	10	0,105	168	
			7-4	4	14	0,107	162	
			7-5	4	12	0,106	165	
UZORAK 8	110 °C	10 h	8-1	4	4	0,102	178	175
			8-2	4	5	0,1025	177	
			8-3	4	7	0,1035	173	
			8-4	4	6	0,103	175	

	temp. dozrijevanja	vrijeme dozrijevanja	broj mjerjenja	a	b	dijagonala (mm)	tvrdoća	prosječna tvrdoća
			8-5	4	6	0,103	175	
UZORAK 9	110 °C	12 h	9-1	4	7	0,1035	173	173
			9-2	4	10	0,105	168	
			9-3	4	4	0,102	178	
			9-4	4	11	0,1055	167	
			9-5	4	5	0,1025	177	
UZORAK 10	160 °C	2 h	10-1	4	27	0,1135	144	147
			10-2	4	26	0,113	145	
			10-3	4	20	0,11	153	
			10-4	4	22	0,111	151	
			10-5	4	28	0,114	143	
UZORAK 11	160 °C	4 h	11-1	4	15	0,1075	160	168
			11-2	4	7	0,1035	173	
			11-3	4	9	0,1045	170	
			11-4	4	11	0,1055	167	
			11-5	4	8	0,104	171	
UZORAK 12	160 °C	6 h	12-1	4	5	0,1025	177	174
			12-2	4	7	0,1035	173	
			12-3	4	8	0,104	171	
			12-4	4	7	0,1035	173	
			12-5	4	5	0,1025	177	
UZORAK 13	160 °C	8 h	13-1	4	9	0,1045	170	171
			13-2	4	6	0,103	175	
			13-3	4	7	0,1035	173	
			13-4	4	8	0,104	171	
			13-5	4	10	0,105	168	
UZORAK 14	160 °C	10 h	14-1	4	17	0,1085	158	160
			14-2	4	19	0,1095	155	
			14-3	4	15	0,1075	160	
			14-4	4	13	0,1065	164	
			14-5	4	13	0,1065	164	
UZORAK 15	160 °C	12 h	15-1	4	8	0,104	171	157
			15-2	4	20	0,11	153	
			15-3	4	18	0,109	156	
			15-4	4	23	0,1115	149	
			15-5	4	19	0,1095	155	
UZORAK 16	210 °C	2 h	16-1	5	14	0,132	106	110
			16-2	5	2	0,126	117	
			16-3	5	8	0,129	111	
			16-4	5	14	0,132	106	
			16-5	5	11	0,1305	109	
UZORAK 17	210 °C	4 h	17-1	5	3	0,1265	116	113
			17-2	5	9	0,1295	111	
			17-3	5	7	0,1285	112	
			17-4	5	8	0,129	111	

	temp. dozrijevanja	vrijeme dozrijevanja	broj mjerjenja	a	b	dijagonala (mm)	tvrdoća	prosječna tvrdoća
			17-5	5	6	0,128	113	
UZORAK 18	210 °C	6 h	18-1	4	45	0,1225	124	114
			18-2	5	20	0,135	102	
			18-3	5	0	0,125	119	
			18-4	5	12	0,131	108	
			18-5	5	3	0,1265	116	
UZORAK 19	210 °C	8 h	19-1	5	6	0,128	113	118
			19-2	4	48	0,124	121	
			19-3	4	43	0,1215	126	
			19-4	5	9	0,1295	111	
			19-5	5	1	0,1255	118	
UZORAK 20	210 °C	10 h	20-1	5	1	0,1255	118	119
			20-2	5	2	0,126	117	
			20-3	4	48	0,124	121	
			20-4	5	3	0,1265	116	
			20-5	4	46	0,123	123	
UZORAK 21	210 °C	12 h	21-1	4	44	0,122	125	133
			21-2	4	37	0,1185	132	
			21-3	4	42	0,121	127	
			21-4	4	32	0,116	138	
			21-5	4	29	0,1145	141	