

Materijali i tehnologije proizvodnje

Konstrukcija i tehnologija proizvodnje letelica

Aleksandar Grbović & Jelena Svorcan & Miloš Petrašinović

2019/2020.



Sadržaj

Uvod

Procesi proizvodnje i obrade

Legure aluminijuma

Čelici

Titanijumske legure

Kompozitni materijali

Buduće konstrukcije?



Uvod – 1/4

- Konstrukcija letelice mora biti sposobna da zadovolji sve polazne (performantne, strukturne, itd) zahteve.
- Takođe, mora obezbediti bezbedan i pouzdan rad tokom svog radnog veka.
- Iz tih razloga, čak i u prvim fazama konceptualnog dizajna potrebno je posvetiti pažnju:
 - ▶ materijalima koji će biti korišćeni,
 - ▶ njihovoj ceni, dostupnosti i mehaničkim svojstvima,
 - ▶ mogućnostima njihove obrade, spajanja, međusobnog uticaja.
- Iako dobar odabir materijala ne garantuje uspešnost letelice, loš odabir definitivno podrazumeva njen neuspeh!



Uvod – 2/4

Pri odabiru, najčešće se vodi računa o:

- specifičnoj težini,
- nabavnoj ceni, dostupnosti, ceni ispitivanja i sertifikacije,
- mehaničkim karakteristikama,
- otpornosti na koroziju, zamor, habanje,
- električnim svojstvima, kompatibilnošću sa drugim materijalima,
- termičkim svojstvima,
- proizvodnim procesima,
- mogućnostima reparacije,
- ...



Uvod – 3/4

Za izradu strukturalnih elemenata lakih letelica uglavnom se koristi:

- drvo – najstarije, jeftino, lako obradivo, zadovoljavajućih karakteristika,
- čelici za najodgovornije noseće elemente,
- legure na bazi aluminijuma – mala gustina, relativno laka obrada, otpornost na koroziju,
- kompoziti – kombinacija dva ili više materijala,
- plastične mase – mala gustina, otpornost na koroziju, vodu, kiseline, ne provode struju, izolatori,
- guma – pneumatici, instalacije za podmazivanje i hlađenje, amortizeri.



Uvod – 4/4

Pretvaranje jedinica:

- [psi] \rightarrow [MPa] – množiti sa 0.00689475728,
- [lb_f/in³] \rightarrow [g/cm³] – množiti sa 27.679905,
- 1 [ksi] = 1000 [psi].



Procesi proizvodnje i obrade – 1/4

Najčešće se primenjuje:

- livenje (aluminijuma i čelika – ne za odgovorne delove),
- (livenje iz kalupa za višekratnu upotrebu),
- obrada plastičnim deformisanjem:
 - ▶ savijanje limova u cilju povećanja krutosti,
 - ▶ izvlačenje profila,
 - ▶ kovanje (kritičnih elemenata),
 - ▶ (sabijanje),
- rezanje (skidanje materijala),
- aditivne proizvodne tehnike (3D štampanje),
- spajanje (zakivcima, vijčanom vezom, zavarivanje).



Procesi proizvodnje i obrade – 3/4

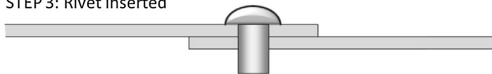
STEP 1: Sheets aligned



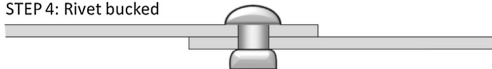
STEP 2: Sheets drilled and edges deburred



STEP 3: Rivet inserted



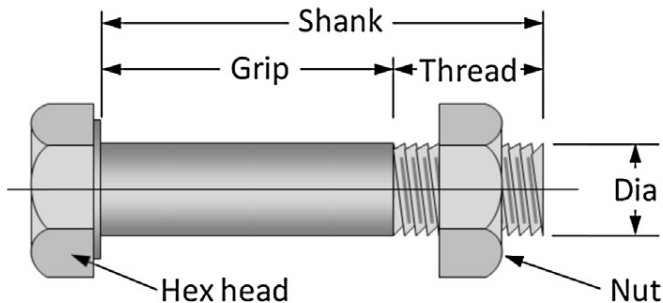
STEP 4: Rivet bucked



Slika: Spajanje 2 aluminijumska lima zakivkom



Procesi proizvodnje i obrade – 4/4



Slika: Obeležavanje vijka; čvršća, ali skuplja veza



Legure aluminijuma – 2/11

- Približno 65-70% letelica opšte avijacije su od aluminijuma.
- Najzastupljeniji: 2024, 6061, 7075.
- Obeležavanje brojevima i slovima u zavisnosti od sastava i završne obrade.
- Npr. 2024-T3:
 - ▶ 2 – bakar osnovni legirajući element,
 - ▶ 0 – modifikacije osnovne legure ili granice nečistoća (uglavnom 0 u vazduhoplovstvu),
 - ▶ T3 – termička obrada.
- Standardne debljine listova: 0.30mm, 0.41mm, 0.51mm, 0.64mm, 0.81mm, 1.02mm, 1.30mm, 1.63mm, 1.83mm, 2.06mm, 2.31mm, 2.59mm, 3.18mm, 3.96mm, 4.78mm, 6.35mm.



Legure aluminijuma – 3/11

| Wrought Alloys | | Cast Alloys | |
|----------------|-------------------------|-------------|--|
| Alloy Group | Major Alloying Elements | Alloy Group | Major Alloying Elements |
| 1XXX | 99.00% minimum aluminum | 1XX.0 | 99.00% minimum aluminum |
| 2XXX | Copper | 2XX.0 | Copper |
| 3XXX | Manganese | 3XX.0 | Silicon with added copper and/or magnesium |
| 4XXX | Silicon | 4XX.0 | Silicon |
| 5XXX | Magnesium | 5XX.0 | Magnesium |
| 6XXX | Magnesium and silicon | 6XX.0 | Unused series |
| 7XXX | Zinc | 7XX.0 | Zinc |
| 8XXX | Other elements | 8XX.0 | Tin |
| 9XXX | Unused series | 9XX.0 | Other elements |

Reproduced from Table 3.1 of MIL-HDBK-5J [2].

| Temper | Temper Description |
|--------|---|
| F | Fabricated. Indicates that no special control over thermal conditions or strain-hardening is employed. |
| O | Annealed. Used with wrought products that are annealed to obtain the lowest strength temper, and to cast products which are annealed to improve ductility and dimensional stability. The O may be followed by a digit other than zero. |
| H | Strain-hardened (wrought products only). Applies to products which have their strength increased by strain-hardening, with or without supplementary thermal treatments to produce some reduction in strength. The H is always followed by two or more digits. |
| W | Solution heat-treated. An unstable temper applicable only to alloys which spontaneously age at room temperature after solution heat treatment. This designation is specific only when the period of natural aging is indicated: for example, W ½ hr. |
| T | Thermally treated to produce stable tempers other than F, O, or H. Applies to products which are thermally treated, with or without supplementary strain-hardening, to produce stable tempers. The T is always followed by one or more digits. |

Reproduced from Table 3.1.2 of MIL-HDBK-5J [2].



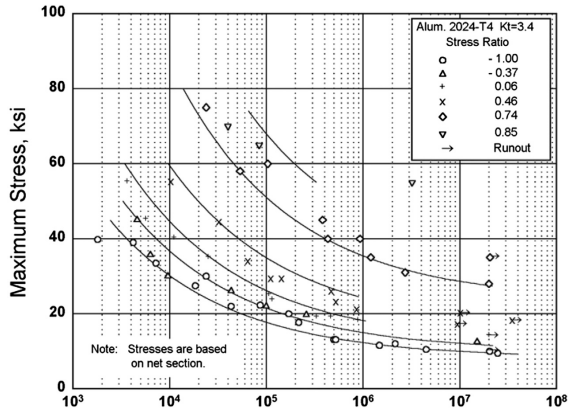
Legure aluminijuma – 4/11

Osnovne mane/ograničenja legura aluminijuma:

- nedostatak jasne (određene) dinamičke čvrstoće – zamorni lom,
- podložnost koroziji kada su izloženi visokim naponima (istovremeni mehanički i elektrohemijski uticaji) – naponska korozija (stress corrosion),
- galvanska korozija do koje dolazi na spojevima aluminijuma i čelika.



Legure aluminijuma – 5/11



Legure aluminijuma – 7/11

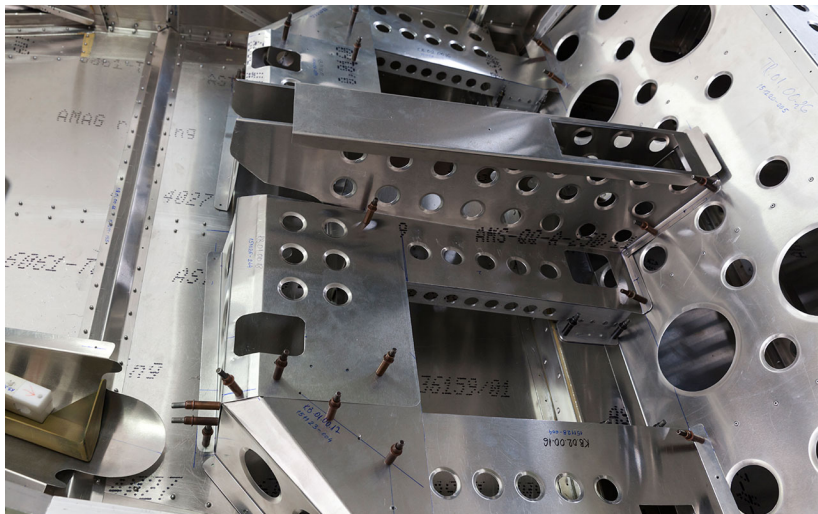
| Aluminum Alloy | Typical Application |
|------------------|---|
| 2024-T3, 2024-T4 | Used for high-strength tension application such as wing, fuselage, and tail structure. Has good fracture toughness ^a , slow crack growth, and good fatigue life compared to other aluminum alloys [5, p. 102]. |
| 6061-T6 | Used for resilient secondary structures such as access panels, piston engine baffles, cockpit instrument panels, etc. |
| 7075-T6, T651 | Used for high-stress applications similar to those of the 2024. It is stronger than 2024, but has lower fracture toughness and fatigue resistance. |

Slika: Najčešća primena



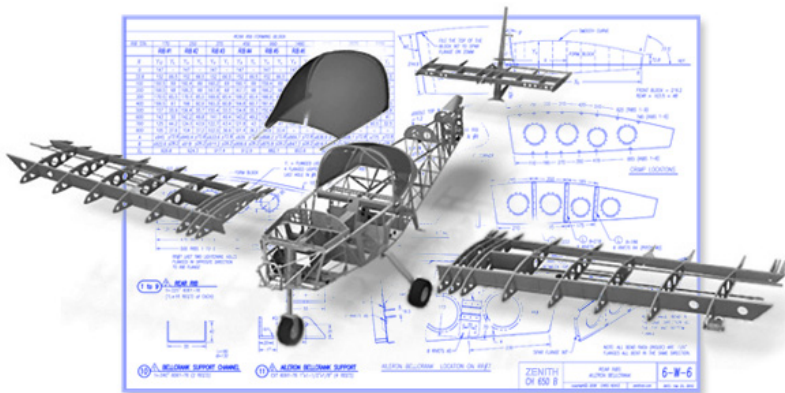


Slika: AeroEastEurope d.o.o, Jagodina – proizvodnja



Slika: AeroEastEurope d.o.o, Jagodina – proizvodnja

Legure aluminijuma – 11/11



Slika: Zenith Aircraft CH 650 – delovi



Čelici – 1/3

Najpogodniji za najodgovornije noseće elemente usled:

- velike statičke i dinamičke čvrstoće,
- visokih modula elastičnosti,
- velike tvrdoće,
- velike čvrstoće,
- otpornosti na udarna opterećenja,
- ...

Moguće obrade rezanjem i deformacijom u toplom i hladnom stanju.



Čelici – 2/3

- Usled odličnih mehaničkih karakteristika, primenjuju se kod najopterećenijih delova kao što su:
 - ▶ staljni organi,
 - ▶ motorski nosač,
 - ▶ rešetkasti trup,
 - ▶ odgovorni spojevi, itd.
- Legirajući elementi:
 - ▶ nikl Ni,
 - ▶ vanadijum V,
 - ▶ kobalt Co,
 - ▶ hrom Cr,
 - ▶ magnezijum Mg,
 - ▶ molibden Mo,
 - ▶ ugljenik C,...



Čelici – 3/3

| Description | Density | Tensile Modulus | Shear Modulus | Poisson Ratio | Yield Tensile | Ultimate Tensile | Ultimate Shear | Ultimate Bearing $e/D = 1.5$ |
|--|----------------------------------|--------------------|--------------------|---------------|---------------|------------------|----------------|------------------------------|
| Symbol | ρ | E | G | μ | F_{ty} | F_{tu} | F_{su} | F_{bru} |
| Units | lb _f /in ³ | ksi | ksi | | ksi | ksi | ksi | ksi |
| AISI 1025 sheet, strip, and plate | 0.284 | 29.0×10^3 | 11.0×10^3 | 0.32 | 36 | 55 | 35 | 90* |
| AISI 4130 ($t \leq 0.188''$) sheet Normalized, stress-relieved | 0.283 | 29.0×10^3 | 11.0×10^3 | 0.32 | 75 | 95 | 57 | 200* |
| AISI 4130 ($t > 0.188''$) sheet Normalized, stress-relieved | 0.283 | 29.0×10^3 | 11.0×10^3 | 0.32 | 70 | 90 | 54 | 190* |
| AISI 4130 ($t \leq 0.188''$) tubing Quenched and tempered | 0.283 | 29.0×10^3 | 11.0×10^3 | 0.32 | 100 | 125 | 75 | 146 175* |
| AISI 4340 Bar, forging, tubing | 0.283 | 29.0×10^3 | 11.0×10^3 | 0.32 | 217 | 260 | 156 | 347 440* |
| 300M | 0.283 | 29.0×10^3 | 11.0×10^3 | 0.32 | 220 | 270 | 162 | 414 506* |

* For $e/D = 2.0$

Reproduced from MIL-HDBK-5J.

Slika: Mehaničke karakteristike čelika



Titanijumske legure – 1/3

- Odličan izbor kada je potrebna visoka čvrstoća i manja gustina.
- Ostalo: nizak koeficijent termalne ekspanzije, zadovoljavajuća tvrdoća, otpornost na oksidaciju, viša tačka topljenja od čelika.
- Zastupljen u prirodi, ali skup za ekstrakciju.
- Koristi se kod elemenata motora i konstrukcije vazduhoplova.
- Prva velika upotreba na avionu SR-71.
- I danas, uglavnom za posebne namene, ne toliko za opštu avijaciju.



Titanijumske legure – 2/3

| Description | Density | Tensile Modulus | Shear Modulus | Poisson Ratio | Yield Tensile | Ultimate Tensile | Ultimate Shear | Ultimate Bearing $e/D = 1.5$ |
|--|--------------------|--------------------|-------------------|---------------|---------------|------------------|----------------|------------------------------|
| Symbol | ρ | E | G | μ | F_{ty} | F_{tu} | F_{su} | F_{bru} |
| Units | lb/in ³ | ksi | ksi | | ksi | ksi | ksi | ksi |
| Pure Ti (sheet, plate) CP-1 (AMS 4901) | 0.165 | 15.5×10^3 | 6.5×10^3 | — | 70 | 80 | 42 | 120 |
| Ti-6Al-4V, $t \leq 0.1875$, B-Basis | 0.160 | 16.0×10^3 | 6.2×10^3 | 0.31 | 131 | 139 | 90 | 221 |
| Ti-6Al-4V, $0.1875 < t \leq 2.000$, B-Basis | 0.160 | 16.0×10^3 | 6.2×10^3 | 0.31 | 125 | 135 | 84 | 214 |

Reproduced from MIL-HDBK-5J.

Slika: Mehaničke karakteristike titanijumskih legura



Titanijumske legure – 3/3



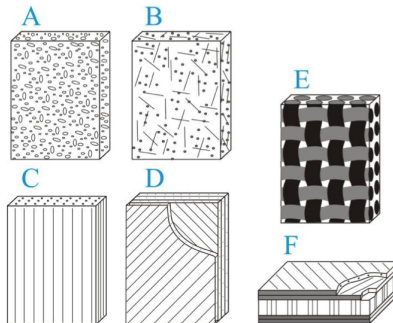
Kompozitni materijali – 1/25

Uvod

- Definicija: Materijali koji su dobijeni sjedinjavanjem dva ili više materijala različitih mehaničkih svojstava u neraskidivu (bez razaranja) vezu.
- Poseduju značajno različite strukturne, termalne, itd. osobine u odnosu na polazne komponente.
- Sreću se u veoma raznovrsnim oblicima: armirani beton u građevini, laminati i sendvič paneli u vazduhoplovstvu.
- Savremeni kompoziti uglavnom se sastoje od dve komponente:
 - ▶ ojačivač ili armirajući materijal, ispuna, punilac (čvršći, noseći),
 - ▶ matrica.



- A. composites reinforced by particles;
- B. composites reinforced by chopped strands;
- C. unidirectional composites;
- D. laminates;
- E. fabric reinforced plastics;
- F. honeycomb composite structure;



Slika: Podela kompozitnih materijala



Kompozitni materijali – 5/25

Prednosti kompozita

- Zadovoljavajuća čvrstoća,
- Mala masa,
- Sloboda pri dizajnu,
- Mogućnost izrade složenih geometrija,
- Glatkost površina,
- Električna otpornost,
- Geometrijska postojanost,
- Otpornost na koroziju.

Brojne upotrebe: u brodogradnji, vazduhoplovstvu, autoindustriji, . . .



Kompozitni materijali – 6/25

Mane kompozita

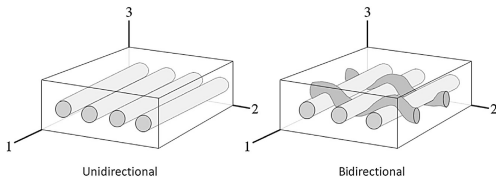
- Toksičnost matrica,
- Pravilno čuvanje i vek trajanja komponenata,
- Promenljivost mehaničkih osobina,
- Delaminacija (odvajanje slojeva),
- Otkaz bez naročitog upozorenja (iznenadni otkazi),
- Potreba završne obrade spoljašnje površine nakon tretiranja,
- Osetljivost na visoke temperature i udare groma,
- Nedostatak iskustva i znanja.



Kompozitni materijali – 7/25

Laminirani kompozitni materijali

- Kod najodgovornijih i najopterećenijih struktura koriste se isključivo kompozitni materijali sa dugim vlaknima.
- Slojevi laminata sastoje se od vlakana i matrice.
- U sloju, vlakna mogu biti poslagana u jednom pravcu (unidirekciono) ili u dva upravna pravca (bidirekciono).
- Više slojeva iste orijentacije čini laminu, a više lamina laminat.



Kompozitni materijali – 8/25

Smole (Matrice)

- Vezivna i oblikujuća komponenta kompozita.
- Veza (dodirna površina) matrice i vlakana omogućava prenos opterećenja.
- Materijali matrica:
 - ▶ metalne – najčešće legure Al, Mg, Ti ili Ni,
 - ▶ nemetalne – keramika i polimeri.
- Razlozi za najčešću upotrebu polimernih matrica:
 - ▶ usavršena tehnologija proizvodnje,
 - ▶ smanjeni troškovi,
 - ▶ mogućnost ostvarivanja većeg udela vlakana u kompozitu.
- Drugo: mala gustina, nelinearna relacija napon-deformacija, dobra obradivost, dobra prigušna svojstva, nemogućnost zavarivanja.



Kompozitni materijali – 9/25

Polimerne matrice

- U zavisnosti od ponašanja pri zagrevanju, polimerne matrice delimo na termoplastične i termostabilne (termoreaktivne).
- Termoplastični sa na sobnoj temperaturi nalaze u čvrstom stanju, sa zagrevanjem omekšavaju do tečnog stanja, a hlađenjem se opet prvide u čvrsto stanje.
- Termostabilni se na nižim temperaturama ne nalaze u čvrstom stanju, već sa povećanjem temperature očvršćavaju.
- Kod kompozita sa termoreaktivnim matricama proces proizvodnje počinje impregnacijom (postavljanjem matrice i vlakana u određenom odnosu u kalup).
- Sledi proces polimerizacije (tretiranja) na određenoj temperaturi/pritisku (u pećima – autoklavovima).



Kompozitni materijali – 10/25

Termostabilne matrice

- Ovaj proces je dosta razrađen, mada zavisi od komponenata.
- Može se sprovoditi “ručno” pojedinačnim ređanjem slojeva vlakana i smole – “mokri postupak”.
- Komercijalno su dostupni i preimpregnirani slojevi koji u sebi već sadrže vlakna i smole u određenom odnosu (efikasniji i ponovljiviji “suvi” postupak).
- Najčešće primenjivane smole:
 - ▶ epoksi (veća cena, manje skupljanje, najzastupljenije u vazduhoplovstvu),
 - ▶ poliesterske (niža cena, bolje kvašenje vlakana, otrovne),
 - ▶ poliamidne (radna temperatura oko 300°),
 - ▶ fenolne (samo suv postupak, dobre za složeno zakrivljene površine).



Kompozitni materijali – 11/25

Vlakna

- Prirodna i sintetička.
- Sintetička:
 - ▶ organska – najlon, poliester, polipropilen, aramid,
 - ▶ neorganska – staklo, ugljenik, bor, aluminijum-oksidi, silicijum-karbid.
- Prečnik niti oko 10 μm . Broj niti u vlaknu i do nekoliko stotina hiljada.
- Dostupna namotana na kalemove, ili u obliku mata (sečenjem vlakana), traka, platana ili 3D tkanja.



Kompozitni materijali – 12/25

Vlakna

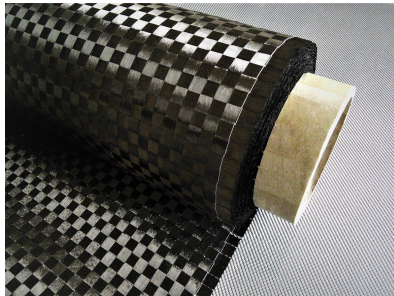
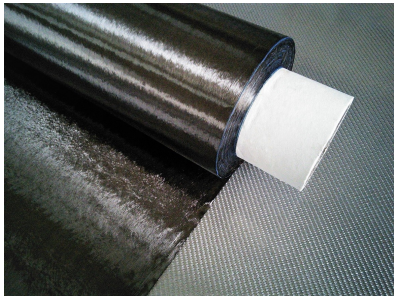
Ugljenična:

- izuzetne mehaničke karakteristike (visoka krutost, čvrstoća, mali koeficijent termalne ekspanzije),
- mala gustina,
- za strukturno odgovorne komponente,
- uglavnom u kombinaciji sa epoksi i poliamidnim smolama.

Staklena:

- jeftina, laka proizvodnja,
- mala gustina,
- podela na “E” (najslabijih karakteristika), “S” i “R”.





Slika: Karbonska platna





Slika: Primer karbonske, repne površine malog беспilotnog helikoptera



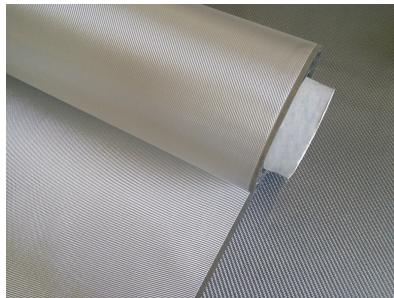
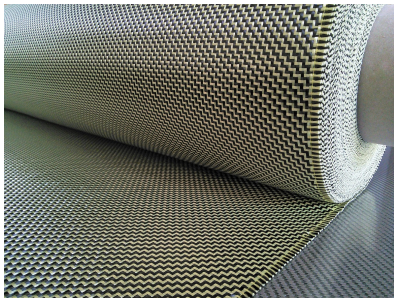
Slika: Staklena platna





Slika: Aramidna platna





Slika: Kombinacije – karbonskih i aramidnih vlakana; staklenih i aluminijumskih vlakana



Kompozitni materijali – 18/25

Vlakna

| Description | Density | Tensile Modulus | Shear Modulus | Poisson Ratio | Yield Tensile | Ultimate Tensile | Ultimate Shear |
|----------------------|----------------------------------|----------------------|----------------------|---------------|---------------|------------------|----------------|
| Symbol | ρ | E | G | μ | F_{ty} | F_{tu} | F_{su} |
| Units | lb _f /in ³ | ×10 ³ ksi | ×10 ³ ksi | | ksi | ksi | ksi |
| Epoxy (resin) | 0.046 | ≈ 0.6 | ≈ 0.23 | ≈ 0.34 | — | — | — |
| Polyester (resin) | 0.042 | ≈ 0.47 | ≈ 0.17 | ≈ 0.38 | — | — | — |
| Vinylester (resin) | 0.046 | ≈ 0.5 | ≈ 0.17 | ≈ 0.38 | — | — | — |
| E-glass | 0.094 | ≈ 10 | ≈ 4 | ≈ 0.2 | No yield | ≈ 27 | — |
| S-glass | 0.092 | ≈ 7 | ≈ 0.6 | ≈ 0.26 | No yield | ≈ 50 to 90 | 10 to 12 |
| High-modulus carbon | 0.072 | ≈ 53 | ≈ 2.7 | ≈ 0.2 | No yield | ≈ 190 | — |
| High-strength carbon | 0.065 | ≈ 35 | ≈ 3.6 | ≈ 0.3 | No yield | ≈ 320 | — |
| Boron | 0.090 | ≈ 170 | ≈ 26 | ≈ 0.35 | No yield | — | — |
| Aramid (Kevlar) | 0.052 | ≈ 18 | ≈ 4 | ≈ 0.36 | No yield | ≈ 40 | — |

Slika: Mehaničke karakteristike



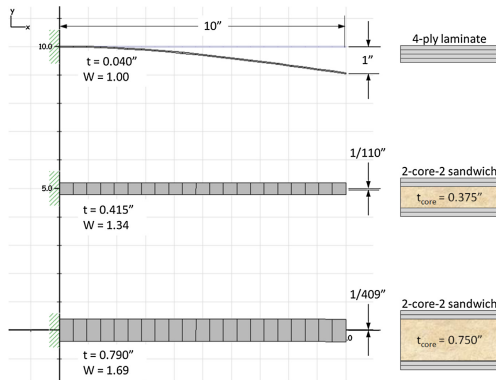
Kompozitni materijali – 19/25

Sendvič konstrukcije

- Unutrašnje jezgro (penasta plastika, saće, itd) + spoljašnji slojevi laminata.
- Povećanje krutosti.
- Slab otpor na lokalna koncentrična opterećenja.
- Često se primenjuje kod velikih krila zbog uštede, jednostavnosti, glatke površine, manje mase.



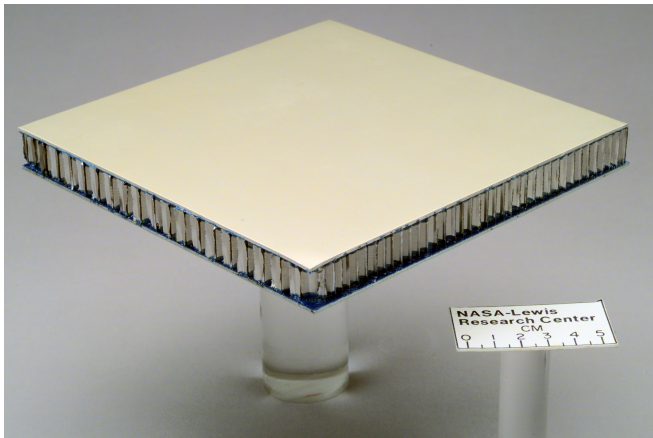
Kompozitni materijali – 20/25



Slika: Pomeranje kompozitnih struktura pri istom opterećenju



Kompozitni materijali – 21/25

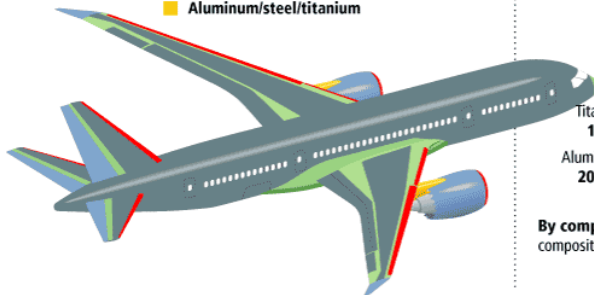


Slika: Primer sendvič panela

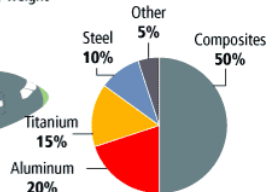


Kompozitni materijali – 22/25

Materials used in 787 body



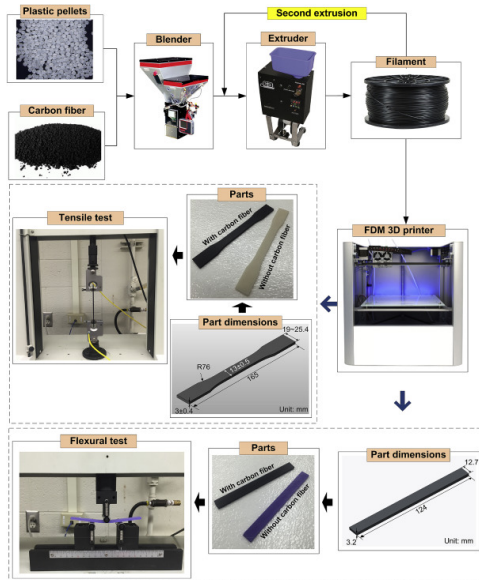
Total materials used By weight



By comparison, the 777 uses 12 percent composites and 50 percent aluminum.

Slika: Zastupljenost materijala u avionu Boeing 787

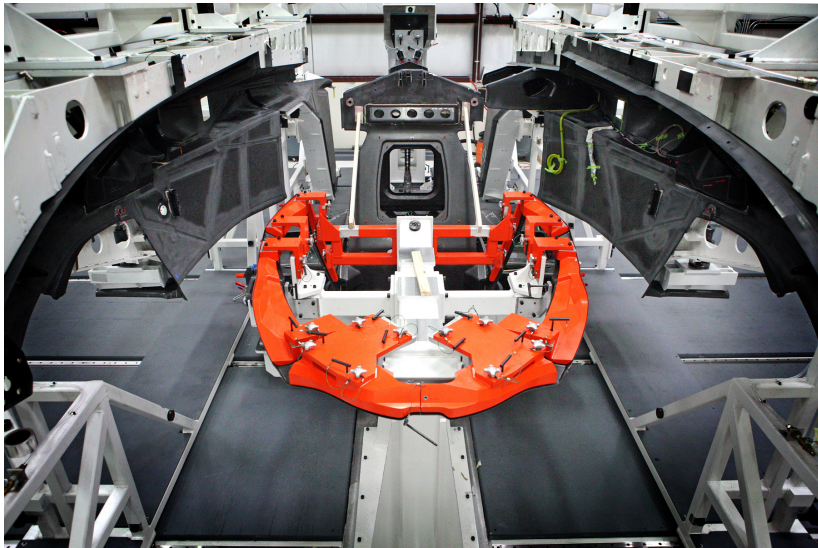




Slika: Testiranje kompozitnih epruveta



Slika: ICON A5 – kompozitna amfibija



Slika: ICON A5 – pozicioniranje trupa

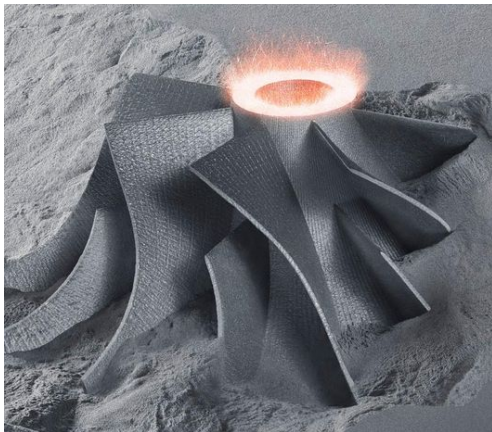
Sadašnjost

Najzastupljenije proizvodne tehnologije u vazduhoplovstvu danas:

- Aditivna proizvodna tehnologija (3D štampanje) – laserom iz praha, topljenjem materijala, itd,
- Kompozitni materijali,
- Automatizacija proizvodnje; upotreba robota u proveru, bušenju, spajanju, zavarivanju, zaptivanju, zakivanju, farbanju, itd; povećanje bezbednosti na radu; smanjenje otpada,
- Lasersko zavarivanje – brzo i precizno.



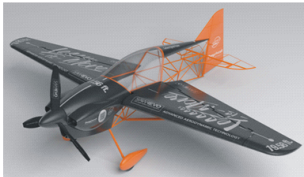
Sadašnjost



Slika: Laserom iz praha – “Powder-bed laser printing”



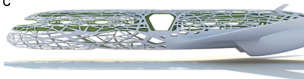
a



b



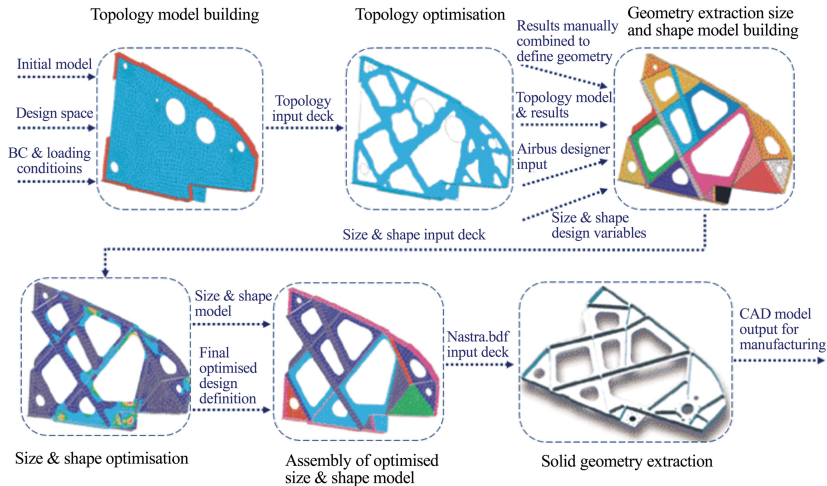
c



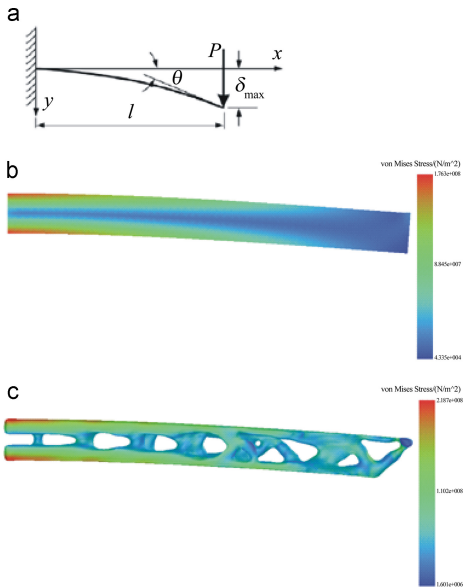
d



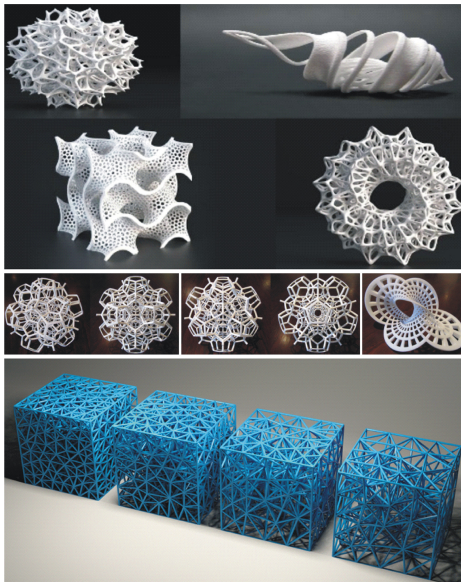
Slika: Olakšane, “mrežaste” konstrukcije



Slika: Optimizacija elemenata strukture



Slika: Složena, “olakšana” geometrija u prostoru



Slika: Izrazito složena geometrija, ogromna projektantska sloboda u dizajnu



Slika: Mogući izgled buduće Airbus-ove kabine

