

OPTIMIZACIJA KOMPOZITNIH STRUKTURA SA ASPEKTA MINIMALNE MASE I ZADOVOLJENJE KRITERIJUMA GUBITKA STABILNOSTI

OPTIMAL DESIGN METHOD FOR WEIGHT MINIMIZATION OF COMPOSITE STRUCTURES WITH STABILITY CONSTRAINTS

Prof. dr Stevan Maksimović i Mr Katarina Maksimović
Vojnotehnički institut, Katanićeva 15, Beograd



REZIME:

Rad je usmeren na razvoj numeričkog metoda za optimizaciju višeslojnih kompozitnih struktura sa aspekta minimalne mase. Minimalna masa kompozitne strukture obezbeđena je uz zadovoljenje ograničenja u pogledu: krutosti, inicijalnog loma pojedinih slojeva i gubitka elastične stabilnosti panela. Za tu svrhu korišćen je algoritam iz domena Nelinearnog Matematičkog Programiranja (NMP) koji je pogodan za zadovoljavanje nelinearnih ograničenja. Primenljivost prezentovane procedure ilustrovana je numeričkim primerima.

Ključne reči: Optimizacija, Minimalna masa, Višeslojni paneli, Ograničenja inicijalnog otkaza, Gubitak elastične stabilnosti, Nelinearni optimizatori.

ABSTRACT:

The paper focuses to develop computation method for minimum weight design of layered composite structures. The formulation includes stiffness, strength and elastic stability requirements as constraints. The optimization algorithm employed is based on the quadratic extended interior penalty function, which leads to a sequence of unconstrained minimization problem that can be solved by using a modified Newton method. The efficiency of computation method is illustrated with numerical examples.

Key words: Optimization, Minimal weight, Layered panels, Initial failure constraints, Stability constraints, Nonlinear Mathematical Optimization Algorithms.

1. UVOD

Primena kompozitnih materijala kod avionskih konstrukcija, kosmičkih a danas i u nizu drugih konstrukcija vezana je za njihove dobre performanse. Ovi materijali se odlikuju visokom čvrstoćom i krutošću što je preduslov za minimizaciju mase. Osnovna prednost kompozitnih materijala je mogućnost njihovog modeliranja, odnosno slaganja na način da se može podešavati krutost i karakteristike čvrstoće u skladu sa opterećenjima. Da bi se maksimalno iskoristile dobre osobine kompozitnih materijala i obezbedila minimalna masa neophodno je koristiti odgovarajuće metode optimizacije. Predmet optimizacije, u ovom istraživanju usmeren je na minimizaciju mase višeslojnih kompozitnih panela. Ovi paneli reprezentuju polja oplata: krila, trupa i repova aviona i na istim se ilustruje procedura numeričke optimizacije. Kada se radi o avionskim konstrukcijama kao osnovna ograničenja koja mora da se zadovolje su: aeroelastičnost i flater, inicijalni lom u slojevima, gubitak stabilnosti i tehnološka ograničenja¹⁻³.

Za analizu naponskih stanja u kompozitnom panelu mogu se koristiti analitičke metode ili MKE. Kada se radi velikim strukturalnim problemima, poput avionskog krila, MKE je najpogodnija⁶ za određivanje naponskih stanja u panelima krila. U osnovi oplata avionskog krila mogu da se predstave sistemom panela za koje se odredi naponsko stanje primenom MKE dok se analize inicijalnih otkaza u pojedinim slojevima kao i gubitak stabilnosti vrši primenom analitičkih metoda. Kombinovanje MKE za proračun naponskih stanja i analitičkih metoda za analize lokalne čvrstoće i gubitka stabilnosti predstavlja pogodan model za višestepeni pristup optimizacije^{1,2}. Kao projektne promenljive su: debljine slojeva i njihovi uglovi orijentacije. Za razmatrani problem optimizacije ograničenja su izrazito nelinearnog karaktera. Za tu svrhu potrebno je prilagoditi i odgovarajući optimizacioni algoritam^{5,6}. Zbog sistematičnosti i poređenja rezultata optimizacije uključena su i ograničenja sa aspekta čvrstoće slojeva.

2. FORMULACIJA OPTIMIZACIONOG PROBLEMA

Uopšte, uloga optimizacione procedure je da odredi vektor projektnih promenljivih X_i , koji će minimizirati objekt funkcije $W(X_i)$, a koji je definisan kao funkcija vektora projektnih promenljivih X ,

$$W(X) = f(X_1, X_2, \dots, X_m) \quad (2.1)$$

uz zadovoljenje ograničenja oblika

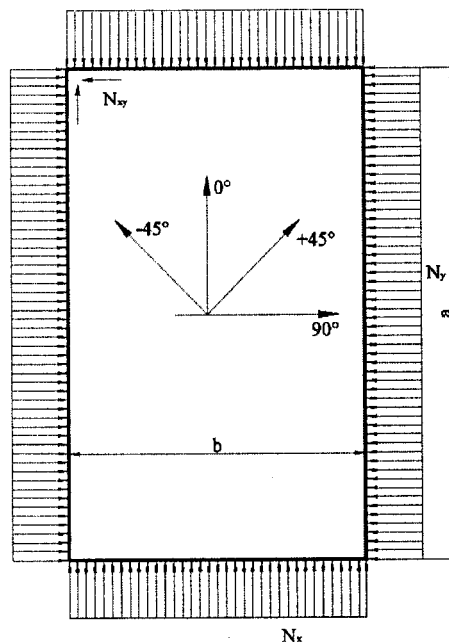
$$G_j(X) \leq 0, \quad 0 \leq j \leq m \quad (2.2)$$

Vektor X sadrži m projektnih promenljivih i zavisi od tipa optimizacionog problema. Kada se radi o konstrukcijama od kompozitnih materijala, uglovi orijentacije ortotropnih slojeva, θ_i , kao i same debljine, t_i , pojedinih slojeva u okviru sekvence slaganja su od primarnog uticaja na masu strukture. Ograničenja oblika (2.2) mogu se razdvojiti u dva tipa i to: tipa nejednakosti i jednakosti kako se najčešće uključuju optimizacione algoritme zasnovane na gradijentnim metodama.

Precizno, debljine pojedinih slojeva, t_i , sa odgovarajućim uglovima orijentacije, θ_i , predstavljaju osnovne projektne promenljive. Kada se radi o avionskim konstrukcijama, kompozitni panel je reprezent opterećenog polja oplata krila ili pak repova avionskih konstrukcija izrađenih od kompozitnih materijala. Za kompozitni panel, opterećen kombinovanim opterećenjem, N_x , N_y i N_{xy} , Sl. 2.1., funkcija cilja, odnosno njena masa definisana je u obliku:

$$W = ab \sum_{i=1}^n \rho_i \cdot t_i \rightarrow \min \quad (2.3)$$

gde su: t_i -debljine pojedinih slojeva sa odgovarajućim uglovima usmerenja pravca vlakana, θ_i ; N – ukupan broj slojeva panela, a i b – dimenzije panela. Pri praktičnom projektovanju avionskih, a i ni za drugih aerokosmotehničkih konstrukcija, koriste se sledeći uglovi orijentacije: 0° , 90° i $\pm 45^\circ$. Svakako treba istaći da se pri projektovanju vrši simetrično slaganje slojeva u odnosu na neutralnu ravan kompozitnog panela.



Sl. 2.1 Kompozitni panel opterećen kombinovanim opterećenjem

Znači, debljine slojeva sa pomenutim uglovima orijentacije, pod dejstvom većeg broja slučajeva opterećenja, uz zadovoljenje zahteva čvrstoće i gubitka stabilnosti panela kao i tehnoloških ograničenja je predmet optimizacije.

Za ovu svrhu korišćen je algoritam pogodan za optimizaciju sa izrazito nelinearnim ograničenjima kakvi se javljaju kod analize gubitka stabilnosti i inicijalnog loma pojedinih slojeva. Da bi se izbegla linearizacija ograničenja korišćen je modifikovani SUMT^{7,8} algoritam. Osnova ovog algoritma bazira na transformaciji optimizacionog problema (2.1) sa ograničenjima (2.2) na sekvence neograničenog minimizacionog problema oblika

pri čemu se vrši minimizacija promenljive

$$\Phi^{(p)}(X, r_p) = W(X) + r_p \sum_{q \in Q} H_q^{(p)}(X) \quad (2.4)$$

$$H_q^{(p)}(t) = \begin{cases} \frac{1}{h_q^{(p)}(t)} & ; \quad h_q^{(p)}(t) \geq \epsilon \\ \frac{1}{\epsilon} \left[\frac{(h_q^{(p)}(t))^2}{\epsilon^2} - 3 \left[\frac{h_q^{(p)}(t)}{\epsilon} \right] + 3 \right] & ; \quad (h_q^{(p)}(t))^2 \leq \epsilon \end{cases}$$

$\Phi^{(p)}$ u

odnosu na promenljivu X . Detalji o efikasnosti ovog optimizera dati su u softverskom paketu "PANEL-OPT"⁷.

3. ANALIZA GUBITKA STABILNOSTI

U okviru ovog rada se razmatra posebno samo ograničenje u pogledu gubitka elastične stabilnosti. Ograničenja u pogledu inicijalnog loma pojedinih

slojeva laminata detaljno su opisana u referencama^{5,6}. Analiza gubitka stabilnosti višeslojnog kompozitnog panela, Sl. 2.1, može se opisati diferencijalnom jednačinom

$$D_{11} \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} + 2(D_{12} + 2D_{66}) \frac{\partial^4 w}{\partial x^2 \partial y^2} + D_{22} \frac{\partial^4 w}{\partial y^4} = \lambda_k \left(N_{xk} \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + N_{yk} \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + N_{xyk} \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} \right) \quad (3.1)$$

gde su: N_{xk} , N_{yk} i N_{xyk} komponente opterećenja (po jedinici dužine), λ_k – faktor (koeficijent) opterećenja pri kome se javlja gubitak stabilnosti za k -ti slučaj opterećenja panela, D_{11} , D_{22} , D_{66} predstavljaju koeficijente krutosti na savijanje višeslojnog kompozitnog panela.

Pri biaksijalnom opterećenju, gde bar jedna komponenta, N_x ili N_y , ima karakter pritiska, može se javiti gubitak stabilnosti panela sa m i n talasa u pravcima osa x i y , respektivno, kada koeficijent opterećenja postane $\lambda_n^{(m,n)}$,

$$\frac{\lambda_n^{(m,n)}}{\pi^2} = \frac{D_{11} \cdot \left(\frac{m}{a}\right)^4 + 2 \cdot (D_{12} + 2 \cdot D_{66}) \cdot \left(\frac{m}{a}\right)^2 \cdot \left(\frac{n}{b}\right)^2 + D_{22} \cdot \left(\frac{n}{b}\right)^4}{\left(\frac{m}{a}\right)^2 \cdot N_x + \left(\frac{n}{b}\right)^2 \cdot N_y} \quad (3.2)$$

Par (m, n) , koji daje najmanju vrednost $\lambda_n^{(m,n)}$, predstavlja kritičan koeficijent opterećenja pri kome se javlja gubitak stabilnosti, $\lambda_{c,b}$, zavisi od uslova opterećenja, ukupnog broja slojeva, karakteristika materijala i odnosa dimenzija razmatranog panela.

Za slučaj panela opterećenog na smicanje, N_{xy} , koeficijent opterećenja pri kome se javlja gubitak stabilnosti, λ_s , dat je kao funkcija promenljive Γ :

$$\lambda_s = \frac{4 \cdot \beta_1 \cdot (D_{11} \cdot D_{22})^{3/4}}{b^2 \cdot N_{xy}}, \text{ za } 1 \leq \Gamma \leq \infty \quad (3.3)$$

$$\lambda_s = \frac{4 \cdot \beta_1 \cdot \sqrt{D_{22} \cdot (D_{12} + 2 \cdot D_{66})}}{b^2 \cdot N_{xy}}, \text{ za } 0 \leq \Gamma \leq 1$$

$$\text{gde je } \Gamma = \frac{\sqrt{D_{11} \cdot D_{22}}}{D_{11} + 2 \cdot D_{66}} \quad (3.4)$$

Koeficijent β_1 koji se koristi za određivanje gubitka stabilnosti definisan je u Tabeli 1.

Tabela 1: Koeficijent β_1 za određivanje gubitka stabilnosti pri opterećenju na smicanje

Γ	β_1
0.0	11.71
0.2	11.80
0.5	12.20
1.0	13.17
2.0	10.80
3.0	9.95
5.0	9.25
10.0	8.70
20.0	8.40
40.0	8.25
∞	8.13

Za slučaj kombinovanog opterećenja panela, Sl.2.1, odnosno pri normalnim komponentama opterećenja, N_x , N_y i smičućoj komponenti N_{xy} , za analizu gubitka stabilnosti koristi se interaktivna formula:

$$\frac{1}{\lambda_c^{(m,n)}} = \frac{1}{\lambda_n^{(m,n)}} + \frac{1}{\lambda_s^2} \quad (3.5)$$

gde su $\lambda_n^{(m,n)}$ i λ_s amplitude kritičnog opterećenja pod dejstvom normalnih i smičućih komponenti opterećenja, respektivno. Kombinovani faktor opterećenja pri kome se javlja gubitak stabilnosti, $\lambda_c^{(m,n)}$ je uvek znatno kritičniji u odnosu na $\lambda_n^{(m,n)}$. Uslov da se ne javi gubitak stabilnosti panela je:

$$\lambda_c^{(m,n)} > 1 \quad (3.6)$$

Kao faktor opterećenja λ pri kome se javlja gubitak stabilnosti panela uzima se minimalna vrednost od dva napred definisana faktora opterećenja

$$\lambda = \min \{ \lambda_s, \lambda_c^{(m,n)} \} \quad (3.7)$$

Za optimizaciju kompozitnog panela potrebno je izvršiti maksimizaciju faktora opterećenja pri kome se javlja gubitak stabilnosti za ukupan broj slojeva (0^0 , $\pm 45^0$, 90^0) problem optimizacije se može iskazati kao:

Za izabrana tri ugla orijentacije slojeva (0^0 , $\pm 45^0$, 90^0) pod dejstvom kombinovanih opterećenja (više slučajeva opterećenja istovremeno) potrebno je odrediti ukupan broj slojeva sa orijentacijom (0^0 , $\pm 45^0$, 90^0).

4. NUMERIČKI PRIMERI

U cilju verifikacije napred izloženog modela optimizacije kompozitnog panela razmatran je problem minimizacije mase uz zadovoljenje ograničenja u pogledu gubitka elastične stabilnosti. Dimenzije panela su: $a=20$ i $b=10$, materijal HT-S/4617. Pored zahteva ograničenja u pogledu gubitka elastične stabilnosti, pri optimizaciji panela su uključena i ograničenja sa aspekta lomne čvrstoće laminata - kriterijum Tsai-Wu. Detaljnije o ovom tipu ograničenja može se naći u referencama 5 i 6.

Tabela 2: Slučajevi opterećenja panela

Slučaj opt. (k)	N_{xk}	N_{yk}	N_{zk}
1	8000.	0.	4000.
2	0.	8000.	4000.
3	0.	4000.	-2000.

Tabela 3: Rezultati optimizacije kompozitnog panela

i	θ_i	t_i	Ref. 8	Prezent. rešenje
1	0	0.071486	0.030352	0.030284
2	+45°	0.071486	0.089772	0.089694
3	-45°	0.071486	0.089772	0.089694
4	90°	0.071486	0.030362	0.030284
	Σt_i	0.285943	0.240286	0.239956

U Tabeli 3 dati su rezultati optimizacije kompozitnog panela opterećenog sa tri slučaja opterećenja. Dobijene konačne vrednosti debljina pojedinih slojeva posle optimizacije su u potpunosti saglasnosti sa rezultatima iz reference 8. Dobijeni rezultati optimizacije kompozitnog panela ukazuju da se isti može efikasno koristiti za

optimizaciju struktura tipa krila koje se u osnovi sastoji od većeg broja panela tipa razmatranog u ovom radu. Pored optimizacije panela sa aspekta gubitka elastične stabilnosti za jednu sekvencu slaganja razmatran je i problem optimizacije panela sa uključivanjem uticaja raspoložive sekvence slaganja na minimalnu masu. Kompletni rezultati ove analize dati su u Dodatku 1.

DODATAK 1: Uticaj raspoložive sekvence slaganja na optimizaciju panela

U okviru ovog primera razmatran je uticaj raspoložive sekvence slaganja na minimizaciju mase strukture uz zadovoljenje ograničenja u pogledu elastične stabilnosti. U osnovi ovde je razmatran problem biaksijalno opterećenog panela pri čemu su debljine slojeva tretirane kao projektne promenljive. Međutim, uglovi orijentacije u okviru sekvence slaganja će biti različiti. Upravo uticaj ovih raspoloživih uglova orijentacije slojeva je predmet istraživanja na minimizaciju mase. Geometrijske karakteristike i opterećenje panela su:

$$a = 300 \text{ mm}$$

$$b = 50 \text{ mm}$$

$$N_x = -15 \text{ daN/mm}$$

$$N_y = -5 \text{ daN/mm}$$

$$N_{xy} = 0$$

Tehnološka ograničenja: $t_{\min} = 0.125 \text{ mm}$ i $t_{\max} = 5 \text{ mm}$. Inicijalna debljina svih slojeva sa kojima je započeta optimizacija je $t=0.5 \text{ mm}$. Materijal kompozitnog panela je CFC (T300/5208):

$$E_{11} = 14200 \text{ daN/mm}^2$$

$$E_{22} = 850 \text{ daN/mm}^2$$

$$G_{12} = 590 \text{ daN/mm}^2$$

$$\nu_{12} = 0.32$$

$$\rho = 0.0000015 \text{ kg/mm}^3$$

$$\epsilon_{1e} = \epsilon_{1c} = \epsilon_{2e} = \epsilon_{2c} = \epsilon_{12} = 1$$

Tabela A1: Uticaj raspoložive sekvence slaganja u panelu na minimalnu masu W_{opt}

Sekvence slaganja	Uslovljenost slaganja	W_{opt}	t_0°	t_{90}°	t_{45}°	t_{-45}°	t_{45}°	t_{-45}°	t_{30}°	λ
[45/-45/0/90] _s	$t_{45}^\circ = t_{-45}^\circ$	0.190	0.125	0.980	0.153					0.999
[45/-45/0] _s	$t_{45}^\circ = t_{-45}^\circ$	0.202	0.535		0.480					1.000
[0/90/45/-45] _s		0.194	0.125	0.249	0.195	0.867				0.998
[45/-45/45/-45] _s		0.194			0.153	0.125	0.168	0.988		0.999
[30/-30/0/90] _s	$t_{30}^\circ = t_{-30}^\circ$	0.198	0.125	1.090					0.125	1.000
[0/90] _s		0.211	0.125	1.430						0.999

Dobijeni rezultati ukazuju da raspoloživa sekvencu slaganja [45/-45/0/90]_s obezbeđuje minimalnu masu strukture gde su bila uključena ograničenja sa aspekta gubitka stabilnosti. Ovo je ujedno i potvrda što se ova sekvencu slaganja slojeva koristi redovno u praktičnom

projektovanju konstrukcija od kompozitnih materijala. Iz tabele A se takođe može uočiti da su ograničenja praktično u potpunosti zadovoljena što se iskazuje preko vrednosti $\lambda (=1)$.

5. ZAKLJUČAK

Istraživanja u okviru rada bila su usmerena na razvoj pogodnog metoda za optimizaciju višeslojnog kompozitnog panela pod dejstvom kombinovanog opterećenja u ravni panela. Predmet optimizacije primarno je bio minimizacija mase uz zadovoljenje ograničenja sa aspekta gubitka elastične stabilnosti. Međutim, zbog sistematičnosti u optimizacionu proceduru su uključena i ograničenja sa aspekta lomne čvrstoće slojeva za šta je korišćen Tsai-Wu kriterijum inicijalnog loma. Važno je istaći da se oplate strukture krila aviona izrađenih od kompozitnih materijala mogu podeliti u panele. Stoga definisanje ograničenja sa aspekta gubitka stabilnosti ima značajnu ulogu u procesu minimizacije mase kompozitnog panela. Prezentovani model minimizacije strukture kompozitnog panela pod dejstvom ograničenja sa aspekta gubitka elastične stabilnosti može se efikasno koristiti pri optimalnom dimenzionisanju tankozidnih višeslojnih kompozitnih struktura.

6. LITERATURA

1. Maksimović, S., Zeljković, V., Multilevel optimization Approach Applied to Aircraft Nose Wheel Design, Proceeding of 3rd


WCSMO world congress of Structural and Multi-disciplinary Optimization, May 17-21, 1999, Buffalo, USA.

2. Haftka, R.T., Automated Procedure for Design of Wing Structures to Satisfy Strength and Flutter Requirements, AIAA Journal, Vol. 9, No. 8, 1971
3. Sobieszczanski-Sobieski, J. and Haftka, R.T., Multidisciplinary aerospace design optimization: survey of recent development, Structural Optimization, 14, p 1-23, 1997.
4. Maksimovic, S., Ruzic, D., Maksimovic, K., An improved 4-node shell finite element used in postbuckling and failure analysis, LUXFEM – 1st International Conference on Finite Element for Process, Luxembourg, Luxembourg City, 13-14.11.2003.
5. Maksimovic, S., Optimum Design of Composite Structures, Composite Structures 3, Ed. I. H. Marshall, Elsevier Applied Science, London, 1985
6. Maksimović, S., Some Computational and Experimental Aspects of Optimal Design Process of Composite Structures, Int. J. Composite Structures, Vol. 17, pp 237-258, 1990.
7. Maksimović, S. i Mladenović, J., "PANEL-OPT": Softverski paket za analizu i kompozitnog panela, Raport VTI, 2003.
8. Smith, L.A., Farshi, B., Optimum laminate design for strength and stiffness, IJNME, Vol. 7, 519-536, 1973.

Tehničko Razvojni Centar TRCpro

Preradoviceva 31, Petrovaradin
Tel/Fax: 021-433824, 021-433774
Web strana: www.trcpro.co.yu
Email adresa: office@trcpro.co.yu

Vaganje i doziranje u industriji
Eksperiment. mehanika
Merenja u industriji i monitoring
Razvoj i primena softvera
Obuka konsalting marketing
Vibracije i dijagnostika
Obezbeđenje kvaliteta po ISO 9001
Program za automobilsku industriju



Oprema za merenje buke i vibracija:

- Senzori (kontaktni, beskontaktni)
- On-line sistemi za neprekidni monitoring na odgovornim postrojenjima - turbine
- Offline sistemi – data kolektori, ostala oprema i softver
- Opremu za lasersko dovođenje u osu, kontrolu ravnosti, paralelnosti itd.
- Oprema za detekciju curenja i udaraca na cevovodima
- Opremu za detekciju hitaca iz snajperskog oružja na bazi merenja zvuka

Usluge:

- Usluge dijagnostike stanja rotacionih masina
- Rekonstrukciju i osavremenjivanje mašina za balansiranje
- Detekciju dotrajalosti pokretnih delova (ležajeva, prenosnika...)
- Otkrivanje debalansa, krivih vratila, nesaosnosti ...
- Usluge uravnotežavanje-balansiranje rotirajućih elemenata i još mnogo toga

Obuku:

- [kola dijagnostike i namenska obuka osoblja
- Paket za samostalno ovladavanje dijagnostikom firme MOBIUS

Zastupništva:

