EASA CS-23' E UYGUN HAVA ARACI ANA İNİŞ TAKIMI ANA DİKMESİ TOPOLOJİ ENİYİLEMESİ

Niyazi TANLAK* Türk Havacılık Uzay Sanayii Teknopark Istanbul Ofisi, Istanbul

ÖZET

Bu çalışma Avrupa Havacılık Güvenliği Ajansı (EASA) 23 numaralı Sertifikasyon Spesifikasyonlarına (CS-23) uygun olan bir uçağın ana iniş takımı ana dikmesinin topoloji eniyilemesi yaklaşımı ile mimimum ağırlık ile maksimum katılık elde edilmesini amaçlar. İlgili uçak, bir burun ve iki ana iniş takımından oluştuğu düşünülmüştür. Tüm iniş takımları oleo-pnömatik şok emicilere sahiptir. Bu amaç için Solid Isotropic Material Panelization (SIMP) metodu ile şirket-içi topoloji optimizasyon kodu geliştirilmiştir. Sonuçlar önemli iyileştirmeye ulaşıldığını göstermektedir.

GIRİŞ

Ana dikme (AD), iniş takımındaki tüm parçaların ona bağlı olması nedeniyle iniş takımı (İT) sistemlerinin omurgasıdır. Başka bir değişle, AD'nin refahı, iniş takımındaki diğer alt sistemlerin refahıdır. Bu nedenle, tasarımına azami dikkat gösterilmelidir. Tasarım süreci yinelemeli bir doğaya sahiptir. Tasarıma topoloji optimizasyonu ile başlamak, bu süreci hızlandırır.

Literatürde iniş takımları ile ilgili çok sayıda çalışma bulunmaktadır. Iniş takımlarının tasarımına ilişkin genel kurallar, kitaplarının tümümde Conway [Conway, 1958], Pazmany [Pazmany, 1986], Currey [Currey, 1988], Roskam [Roskam, 1989] tarafından ayrıntılı olarak verilmiştir. Raymer [Raymer, 1992] ise kitabının bir bölümünde iniş takımlarını ele aldı.

Pritchard [Pritchard, 2001], şimi(yalpa) ve fren kaynaklı titreşimler üzerine bir literatür taraması gerçekleştirdi. Kruger ve Morandini [Kruger ve Morandini, 2011], iniş takımı dinamiklerinin sayısal simülasyonunu inceledi. Munjulury *et al.* [Munjulury vd., 2017], farklı iniş takımı tasarımlarının moment ve kesme kuvveti diyagramlarını çizdi ve farklı iniş takımlarının ağırlığını tahmin etti. Wong *et al.* [Wong vd., 2017], iniş takımının bağımlı-bağlantı (slave-link) mekanizmasına eşdeğer statik yük yöntemi kullanarak topoloji optimizasyonu uyguladı. Georgieva ve Serbezov [Georgieva ve Serbezov, 2017], orta büyüklükteki bir yolcu uçağı için uçak yer dinamiklerinin sayısal

^{*}Dr., E-posta: niyazi.tanlak@tai.com.tr

simülasyonu için Matlab/Simulink ortamında 3 serbestlik derecesine sahip bir matematik model geliştirdi.

YÖNTEM

Problem Tanımı

Bu çalışmada, EASA CS-23 [CS2, 2009] (Normal, Yardımcı, Akrobasi ve Banliyö kategori uçakları) akrobasi, normal kategorisine uyan hayali bir uçağın iniş takımları ele alınmıştır. Uçağın maksimum kalkış ağırlığının 4000 kg olduğu varsayılır. İniş takımları için birçok farklı amortisör tasarımı vardır. Bu tasarımlardan oleo-pnömatik amortisör sistemi günümüz uçakları için yaygın olarak kullanılmaktadır. Bu nedenle AD, tek etkili oleo-pnömatik amortisör için optimize edilmiştir. Çalışmanın temel amacı, AD parçasının yumuşaklığını (Yani sertliği en üst düzeye çıkarmak için) en aza indirmektir. Matematiksel olarak, optimizasyon problemi aşağıdaki gibi tanımlanabilir:

$$\begin{array}{ll} \stackrel{Min}{\boldsymbol{\rho}} : & C(\boldsymbol{\rho}) = \iint_{V} \sigma_{ij} \varepsilon_{ij} dV = \boldsymbol{U}^{T} \boldsymbol{K} \boldsymbol{U} \\ \text{Tabi olarak:} & 1) \; V_{target}(\boldsymbol{\rho}) = \sum_{1}^{N} \rho_{e} v_{e} = fV_{0} \; (0 < f < 1 \; \text{olmak üzere}) \\ & 2) \; \boldsymbol{\rho} = \{ \rho_{e} \mid \rho_{e} \; \forall e = 1, \dots, N \; \& \; \rho_{min} \leq \rho_{e} \leq 1 \} \\ & 3) \; V = \{ (x, y, z) \mid (x, y, z) \in f(x, y, z) \} \\ & 4) \; \boldsymbol{K} \boldsymbol{U} = \boldsymbol{F} \end{array}$$

$$(1)$$

burada C gerinme enerjisi (uyumluluk); ρ , eleman göreli yoğunluklarının vektörüdür; V, AD'nin hacmidir; σ_{ij} gerilim tensörü, ε_{ij} gerinme tensörüdür; U sırasıyla küresel yer değiştirme vektörüdür; K küresel katılık matrisidir. V_{target} tasarımcı tarafından atanan hedef birimdir; ρ_e e elemanının göreli yoğunluğudur; v_e , e elemanının hacmidir; V_0 , tasarım alanının başlangıç hacmidir. N, sonlu elemanların sayısıdır; ρ_{min} , izin verilen minimum görece yoğunluktur. (x, y, z), doğrusal koordinat sistemindeki noktaların koordinatlarıdır, f(x, y, z), AD'nin tasarım uzayının sınırını tanımlayan fonsiyondur (Bkz. Şekil 1); ve F küresel kuvvet vektörüdür.



Şekil 1: Topoloji eniyilemesi tasarım uzayı.

Sonlu Elamanlar Modeli

AD'yi tasarlamak için tasarımcı, parçadaki stres alanını bilmek zorundadır. Bu amaçla, uygun bir sonlu eleman modelleme yaklaşımının benimsenmesi esastır. Ancak bundan sonra, bir parça, fazla tasarım veya az tasarım olmadan tasarlanabilir. Birincisi gerekenden daha ağır bir iniş takımına yol açarken, ikincisi felakete yol açabilir.

Ana dikme, 41072 ikinci dereceden tetrahedral katı sonlu elemanlar (C3D10) ve 62241 düğümleri ile örülmüştür. Şekil 1 'de gösterildiği gibi, ana dikme bir aktüatör, bir piston, bir tork bağlantısı ve bir tekerlek merkezi ile monte edilir. Piston, eğleyici, teker mili ve teker-piston arası parçaları ise rijit kiriş elemanları ile modellenmiştir. Söz konusu kiriş elemenalarının AD' ye bağlantısının modellenmesinde ise kısıtlar kullanılmıştır. Piston için iki yatak vardır. Piston hareket ettikçe, üst yatak hareket ederken, alltaki sabit kalır. Uçak bağlantısı için ön ve arka olmak üzere iki, eyleyici için bir tane ve tork bağlantı arayüzü için bir tane bağlantı kısıtlaması vardır. Kısıtlar, Abaqus jargonuna göre "Continuum distributing coupling" kısıtı kullanılarak modellenmiştir. Kısıtlı serbestlik dereceleri Tablo 1'de her bir kısıtın yerel koordinatına göre verilmiştir.

Kısıt İsmi	U1	U2	U3	UR1	UR2	UR3
Arka Uçak Bağlantısı	\checkmark	\checkmark	\checkmark		\checkmark	\checkmark
Ön Uçak Bağlantısı	\checkmark	\checkmark	\checkmark		\checkmark	\checkmark
Eyleyici	\checkmark	\checkmark	\checkmark		\checkmark	\checkmark
Tork-Bağlantısı	\checkmark	\checkmark	\checkmark	\checkmark		\checkmark
Üst Piston	\checkmark	\checkmark	\checkmark	\checkmark	\checkmark	
Alt Piston	\checkmark	\checkmark	\checkmark	\checkmark	\checkmark	

Tablo 1: Etkin (\checkmark) kısıt tablosu.

<u>Yükler:</u> Iniş takımı 3 tip yüklemeye maruz kalır: Dikey yükler; sürükleme yükleri ve yanal yükler. En kritik dikey yük, inişin gerçekleştiği zaman meydana gelir. Arka / ileri yönlerde en kritik sürtünme yükleri, yavaşlama ve hızlanmanın gerçekleştiği zaman oluşur. Ayrıca, en kritik yanal yükler, taksi sırasında her yönde dönme işlemleri sırasında meydana gelir. İşte bu yükler, CS 23.475 ve 485 esas alınarak hesaplanmıştır (Bkz. Şekil 2). Değerler uygun üst değere yuvarlanmıştır.



Şekil 2: Sol kanat altındaki ana iniş takımına etki eden yükler.

Topoloji Eniyilemesi

Topoloji Optimizasyonu, malzemeyi, yüklerin ve sınır koşullarının uygulandığı kabul edilebilir bir tasarım uzayı içinde dağıtan bir araçtır. Topoloji optimizasyonunda katı alanlar, delikler gibi ek kısıtlamalar da uygulanabilir. 1904'te Michell [Michell, 1904] topoloji optimizasyonunu başlattı. O andan itibaren yeni topoloji optimizasyonu yaklaşımları tanıtıldı. Günümüzde, en yaygın kullanılan topoloji optimizasyon yaklaşımı, Penalizasyonlu (SIMP) Katı İzotropik Malzeme metodudur [Bendsoe, 1989, Bendsoe, 1995]. Bu çalışmada, ilgili metod yazar tarafından şirket-içi kod geliştirilek uygulanmıştır.

UYGULAMALAR

Python betiği, sonlu eleman analizini tekrarlayıcı bir şekilde yürütüp ve sonuçlar ışığında göreceli yoğunluğu güncellemektedir. Cezalandırma kuvvet katsayısı p = 3 olarak alınmış ve filtreleme uygulanmamıştır. Bu durum için sonuçlar, Şekil 3 'da gösterilmiştir. AD'nin gerinme enerjisi topoloji optimizasyonu adımları boyunca değişimi Şekil 4 'da gösterilmiştir.



Şekil 3: Topoloji optimizasyonu sonucu ortaya çıkan tasarım.

Şekil 5, İT'nin silindir ekseni boyunca 25mm aralıklarla topoloji eniyilemesi sonucunun eksene dik düzlemdeki kesitin değişimini göstermektedir. Sol taraf yere en yakın olduğu bölüm sağ taraf ise uçağa en yakın olduğu taraftır. Silindirin önünde ve arkasında iki adet kiriş ortaya çıkmıştır. Bu kirişler uçak bağlantı noktasından başlayarak eylecisi arayüzünün altında birleşir. AD, x-yönündeki kuvvetlerden ötürü M_y ve y-yönündeki kuvvetlerden ötürü de M_x momentlerine maruz kalır. Ayrıca yine burulma yüklerine maruz kalır. Bu sebepten ötürü söz konusu bu iki kirişin C-kesitine sahip olduğu görülmektedir.



Şekil 4: Uyumluluğun topoloji eniyilemesi aşamaları oyunca değişimi.



Şekil 5: Silindir ekseni boyunca ana dikme kesit değişimi.

SONUÇ

5 farklı yükleme durumu ayrı ayrı ele alınarak topoloji eniyilemesi yapılmıştır. Uçak bağlantı noktalarından başlayarak eğleyici arayüzünün altında silindir ile buluşan iki büyük kirişe sahip bir tasarım ortaya çıkmıştır. Topoloji eniyilemesi AD'nin gerinme enerjisini oldukça düşürmüştür. Bir sonraki adımda, topoloji eniyilemesi sonuçları baz alınarak şekil eniyilemesi yapılması öngörülmüştür.

Kaynaklar

- [CS2, 2009] (2009). Certification Specifications for Normal, Utility, Aerobatic, and Commuter Category Aeroplanes (CS23). European Aviation Safety Agency, amendment 1 edition.
- [Bendsoe, 1989] Bendsoe, M. (1989). Optimal shape design as a material distribution problem. *Structural Optimization*, 1:193–202.
- [Bendsoe, 1995] Bendsoe, M. (1995). Optimization of Structural Topology, Shape and Material. Springer-Verlag, New York.
- [Conway, 1958] Conway, H. (1958). Landing Gear Design. Chapman & Hall, London.
- [Currey, 1988] Currey, N. S. (1988). Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practices. AIAA Education Series.
- [Georgieva ve Serbezov, 2017] Georgieva, H. ve Serbezov, V. (2017). Mathematical model of aircraft ground dynamics. In 2017 International Conference on Military Technologies (ICMT).
- [Kruger ve Morandini, 2011] Kruger, W. R. ve Morandini, M. (2011). Recent developments at the numerical simulation of landing gear dynamics. *CEAS Aeronaut J*, 1:55–68.
- [Michell, 1904] Michell, A. (1904). The limits of economy of material in frame-structures. *Philosophical Magazine*.

- [Munjulury vd., 2017] Munjulury, R., Berry, P., Coca, D. B., Prat, A.P., ve Krus, P. (2017). Analytical weight estimation of landing gear designs. *Journal of Aerospace Engineering*, sayfa 1–14.
- [Pazmany, 1986] Pazmany, L. (1986). Landing Gear Design for Light Aircraft, vol. 1. Pazmany Aircraft Corp, San Diego.
- [Pritchard, 2001] Pritchard, J. (2001). Overview of landing gear dynamics. *JOURNAL OF AIRCRAFT*.
- [Raymer, 1992] Raymer, D. P. (1992). Aircraft Design: A Conceptual Approach. AIAA EDUCATION SERIES, 2nd edition.
- [Roskam, 1989] Roskam, J. (1989). Airplane Design, Part IV: Layout Design of Landing Gear and Systems. Darcoporation, Lawrence, KS, USA.
- [Wong vd., 2017] Wong, J., Ryan, L., ve Kim, I. Y. (2017). Design optimization of aircraft landing gear assembly under dynamic loading. *Structural and Multidisciplinary Optimization*.