

YENİ BİR KANAT ÖN YAPISAL PROGRAMI

Süha Özgür Dinçer

Tasarım ve Geliştirme Müdürlüğü, TAI, Türkiye Havacılık ve Uzay Sanayii, 06936, Ankara

Yavuz Yaman

Havacılık Mühendisliği Bölümü, ODTÜ, 06531, Ankara

ÖZ

Uçak tasarım sürecinin erken safhalarında yapısal analiz yapabilme amacı ile bir yazılım paketi geliştirilmiştir. Paket hızlı ilk boyutlandırma çalışması yapacak ve bir uçağın sonlu elemanlar modeli oluşturulmadan önce kanat yapısal elemanlarının boyutlarını olabildiğince kesin olarak elde etmekte kullanılacaktır. Paket iki ana parçadan oluşmaktadır. İlk parça sonlu elemanlar modelini oluşturmak, ikinci parça ise yapısal analiz yapmak içindir. Programın ilk kısmı, kanadın dış geometri ve yapısal elemanlarının boyutsal bilgilerine göre kanadı modeller. Bu kısımda, ayrıca, programın ikinci parçası tarafından kullanılacak bazı veri dosyaları da oluşturulur. Programın ikinci kısmı, eleman kuvvetleri, düğüm noktası kuvvetleri, kayma gerilmeleri gibi bilgilerin olduğu sonlu elemanlar analizi sonuçlarını alır. Bu verileri işledikten sonra, buruşma (crippling), kolon ve plak burkulması (buckling) ve nervür eğilmesi (bending) analizlerini yapar. Bu çalışmada geliştirilen program tanıtılmakta, lonjeron başlıkları ve perdelerine ait olan sonuçlar gösterilmektedir.

ABSTRACT

A software package, which is to be used at the early design stages of an aircraft for structural analysis purpose, has been developed. The package will perform a rapid first sizing and will be used to obtain as precise as possible structural element dimensions before building the global finite element model of an aircraft. The package has two parts. The first one is for the development of finite element modelling and the other one is for structural analysis. The first part models the aircraft wing according to the wing external geometry and the structural elements dimension data. During this stage, the required data files for the second stage are also created. The second part takes the output of the first part, the element forces, grid point forces, and shear stresses of the finite element analysis. After processing those raw output data, the program performs analysis like crippling, column (stringer) and plate combined buckling and rib bending analysis. This study outlines the developed program and gives the results related to the spar cap and webs.

1. GİRİŞ

Uçak yapısal tasarım süreci, kavramsal tasarım aşamasından nihai konfigürasyonun belirlenmesi aşamasına kadar pek çok yapısal değişiklik içerir. Ancak, son boyutların belirlenip prototip çizimlerinin yayınlanmasının ardından temel yapısal elemanların boyutlarında değişikliğe gidilmesi arzu edilen bir durum değildir. Bu nedenden ötürü, kavramsal tasarım esnasında ve öncül tasarımın erken safhalarında yapısal elemanların boyutlarının ileride mümkün olduğunca az değişikliğe uğrayacak şekilde belirlenmesi son derece önemlidir. Çünkü, haddinden fazla ağırlık ya da yeterli dayanımdan yoksunluk gibi problemlerle sonuçlanacak yanlış boyut tahminleri daha sonraki tasarım fazlarının maliyetlerinin yükselmesine neden olur. Bu gerçekten hareketle, dünya uçak sanayii, maliyetleri ve adam/saat işçilikleri düşürmek ve proje takvimindeki gecikmeleri en aza indirmek için çeşitli karmaşıklık seviyelerindeki yazılımları yaklaşık otuz yıldan bu yana geliştirmektedir. Bu tip yazılımlardan, literatürde de yer alan birisi ELAPS'tır [1]. ELAPS kavramsal tasarım aşamasında, detaylı uçak geometrilerinin metalik yada kompozit malzemeler kullanılarak modellenmesine, yapısal olmayan ağırlıkların model üzerinde tanımlanmasına ve bu modellerin yapısal analizlerinin yapılıp, kütle özelliklerinin çıkarılmasına yarar. British Aerospace tarafından geliştirilen bir paket olan, GTA-KBDT [2] ise, kargo ve yolcu uçaklarının kanatlarının yapısal analiz ve optimizasyonunda, MSC\NASTRAN ile etkileşimli bir şekilde, kullanılan bir başka pakettir. CASA analiz mühendislerinin geliştirdiği ALACA [3] yazılımı kavramsal tasarımda yararlanılan, statik gerilme, yorulma ve çarpınma (flutter) analizlerini ve bu analizlerle ilişkili olarak optimizasyonu yapabilen bir başka yazılımdır.

WPSAC (Wing Preliminary Structural Analysis Code, Kanat Öncül Yapısal Analiz Yazılımı) da, yukarıda bahsedilen bu programlarla bazı benzerlikler gösteren bir başka programdır. Program TAI Yapısal Analiz bölümünde, kavramsal ve ilk tasarım aşamalarında kullanılmak üzere geliştirilmiştir. WPSAC'ın ana amacı kanat yapısal elemanlarının boyutlarını mümkün olduğunca nihai boyutlarına yakın olarak belirlemeye yardım etmektir. Bunu, çok farklı konfigürasyonları kolay ve hızlı bir biçimde analiz ederek sağlar. Paket şu andaki hali ile bir otomatik boyutlandırma veya eniyileştirme yapmamakla birlikte, bu konuda bazı çalışmalar düşünülmektedir. Program sadece, verilen girdilerle analizi yapmakta ve emniyet paylarını elde etmektedir. Bulunan emniyet paylarını inceledikten sonra gerekli iyileştirmeleri yapmak kullanıcının sorumluluğundadır.

Program iki parçadan oluşmaktadır. İlk parça kanadın sonlu elemanlar ile modellenmesinden sorumludur. WPFEMC (Wing Preliminary Finite Element Modeling Code, Kanat Öncül Sonlu Elemanlar ile Modelleme Yazılımı) ismindeki bu parça, verilen geometri bilgileri ve malzeme verilerine göre sonlu elemanlar modelini oluşturur ve hazırlanan yükleri uygular. Program çok farklı kanat geometrilerini modelleyebilir. Herhangi ok, dihedral ve konum açılı bir kanat, kullanıcının verdiği kanat kesiti şekli ile istenen lonjeron, takviye çitası ve nervür sayısına göre modellenebilir.

Modelin oluşturulması ve MSC\NASTRAN çözücüsü ile çözülmesini takiben, paketin ikinci ana parçası devreye girer. Çözüm sonrası MSC\NASTRAN tarafından bulunan element yükleri, WPSTAC (Wing Preliminary STress Analysis Code, Kanat Öncül Gerilme Analizi Yazılımı) tarafından MSC\NASTRAN çıktı dosyasından alınır ve bilinen klasik gerilme analizi metodları ile yapısal elemanların gerilme analizleri yapılır. Plak, takviye çitası,

perçinler arası burkulma, kesit alan buruşması, nervür bükülmesi ve nervür kayma gerilmesi programın yaptığı analizlerdir. Fakat istendiği takdirde, program yazılırken, modülerite üzerinde en çok durulan konulardan biri olduğu için, daha başka analizler de eklenebilir.

Paket genel olarak bir çok kabiliyete sahip olduğu gibi, bir takım kısıtlara da sahiptir. Bu kısıtlara örnek vermek gerekirse; şu an için hücum kenarındaki yüksek kaldırma yüzeyleri ile kontrol yüzeyleri modellenememektedir. Takviye çıtaları kanat açıklığı boyunca devam etmekte, sonlandırma yapılamamaktadır. Kanat kaplamasının kalınlığı iki nervür arasında değişken verilememektedir.

2. KANAT YAPILARININ MODELLENMESİ

Modelleme yaklaşımının kanat yapısal elemanlarının gerilme analizinin sonuçları üzerinde önemli etkisi vardır. Bu yaklaşımlarda, kullanılacak sonlu eleman tiplerinin seçimi modellenmenin ilk adımıdır. Kanat elemanlarının, yapısal davranışlarına bağlı olarak, bazı gerçeklerden uzak sonuçlarla karşılaşmamak için uygun sonlu eleman tipleri seçilmelidir. Bu sebepten ötürü, çalışmanın bu kısmında, kanat yapılarının modellenmesinde yaygın olarak kullanılan sonlu eleman tipleri açıklanmış ve bu elemanların seçiminde kullanılan kriterler tartışılmıştır.

2.1. Lonjeron Başlıkları

Kanat lonjeron başlıkları MSC\NASTRAN'ın bar ya da rod elemanları ile modellenebilir. Programın modelleme kısmında ise lonjeron başlıklarının eğilme kapasitesine sahip olduğu iddiasından hareketle, eksenel yük, burulma ve eğilme momenti taşıyan bar elemanlar kullanılmıştır. Bu tercih sonlu elemanlar modellenmesindeki serbestlik derecesi uyumsuzluğu gibi matematiksel bazı problemleri halletme açısından faydalıdır fakat fazladan bazı kesit alan özelliklerinin hesaplanmasını gerektirir.

2.2. Lonjeron Perdeleri ve Nervürler

Lonjeron perdeleri ve nervürler, yapı içindeki yerleri ve görevleri gereği asıl olarak kayma gerilmeleri taşırlar. Bundan dolayı, hemen hemen tüm uçak şirketlerinin, konvansiyonel kanatların modellenmesinde kullandıkları kayma plağı (shear panel) elemanları WPFEMC programı tarafından da söz konusu kanat parçalarının modellenmesinde kullanılır.

2.3. Kanat Kaplaması

Kanat kaplamasının modellenmesinde ise uçak şirketleri birbirlerinden farklı yollar izlemektedirler. Yüzeyde ve yüzeye dik (In plane and out of plane) tüm yük ve momentleri taşıyan kabuk, sadece yüzeydeki yükleri ve kayma gerilmelerini taşıyan zar, yalnızca kayma gerilmesi taşıyan taşıyan kayma plağı elemanlarının her üçü de, aynı kalınlıktaki kaplamalar için farklı şirketler tarafından kullanılmaktadır. Bu tercihler şirketlerin izledikleri gerilme analiz yaklaşımlarıyla ilgili olduğu kadar, rod yada bar tercihindeki sebeplere benzer sebeplerle de ilgilidir. Bazı şirketler kanadı kayma plağı ile modellenmenin daha güvenli sonuçlar vermesi sebebi ile kayma plağını tercih ederler. Bu seçeneğin bir başka avantajlı yanı ise gerilme analizi sırasında yapılacak hesaplama yükünü azaltmasıdır. Öte yandan kayma plağı kullanmak, modelleme sırasında ilave bir yük getirmektedir. Bunun nedeni bu elemanların çekme yada basma taşıma kabiliyetinin bulunmamasından ötürü kenarlarına bu yönlerdeki katılığı sağlayacak şekilde rod elemanlar koyma gerekliliğidir. Bu da, eğer bu işlemi otomatik olarak yapan bir rutin yoksa, modelleme sırasında fazladan bir yük gerektiren

bir yaklaşımdır. Tüm bunların yanısıra, bu üç elemandan hangisinin seçileceği analizi yapılacak olan uçak tipine de bağlıdır. WPFEMC konvansiyonel tipli kanatların modellenmesi için geliştirildiğinden ve bu kısımda bahsedilen sebeplerden hareketle, bu çalışmada kaplamanın modellenmesinde kayma plağı seçilmiştir.

2.4. Takviye Çıtaları, Nervür Flanşları ve Takviyeler

Lokalize eğilme momentlerin önemli olmadığı ve asıl olarak aksel yük taşıyan yapıların modellenmesi sürecinde havacılık endüstrisi rod elemanları kullanır. Bu kategoriye giren, takviye çıtaları, nervür başlıkları ve takviye parçaları WPFEMC tarafından da, sadece aksel yük ve burulma taşıyan rod elemanlar ile modellenmiştir.

3. KANAT YAPILARININ GERİLME ANALİZİ

Uçak global sonlu elemanlar modelinin, bir önceki kısımda bahsedilen kriterler altında seyrek ağ örgüsü (coarse mesh) kullanılarak modellenmesi uçak şirketlerince halen daha tercih edilen bir yoldur. Seyrek ağ örgülü modelleri kullanmanın ana sebebi gerekli adam gücünü ve dolayısıyla hesaplama zamanını azaltmaktır. Öte yandan gerçek yapının tamamını hiçbir zaman için doğru olarak simüle etmenin imkanı olmadığından modelleme mümkün olduğunca az sonlu eleman ile yapılmakta ve bu modellemenin sonucu yapılan sonlu elemanlar analizinden sadece iç yükler alınmaktadır. Detay gerilme analizleri bu iç yüklerin gerçek geometrilere aktarılmasının ardından klsaik gerilme analizi metodları ile yapılır. Bu yaklaşımın bir diğer avantajı ise aynı model ile, sonlu elemanlar analizinin sonuçlarının kullanılarak, hem statik gerilme hem de kararlılık analizinin yapılmasının mümkün olmasıdır.

WPSAC ın ikinci kısmı olan WPSTAC sonlu elemanlar modelinin çalıştırılıp sonuçların alınmasından sonra gerçek geometriye bağlı olarak detay gerilme analizlerinin yapılmasından ve emniyet paylarının bulunmasından sorumludur.

Program MSC\NASTRAN çıktı dosyasından eleman yüklerini alır, elemanlar üzerindeki gerçek gerilmeleri ve elemanların izin verilebilir maksimum gerilmelerini kaynak [4] teki yöntemlerle hesaplar ve emniyet paylarını bulur. Çalışmanın bu kısmında WPSTAC tarafından kullanılan analiz yöntemleri tanıtılmıştır.

3.1. Lonjeron Başlıkları

Lonjeron başlıklarının üzerine etkiyen toplam yük düğüm noktası kuvvet denge verileri (grid point force balance data) yardımıyla hesaplanır. Belirlenmiş bir istasyondaki lonjeron başlığının düğümüne sağ yada sol tarafındaki elemanlardan gelen aksel kuvvetlerin ve kanat veter eksenine etrafındaki momentlerin toplamı alınır. Toplam aksel yük ve moment kullanılarak, başlıkların üzerindeki gerilmeler hesaplanır. Çekme altındaki başlıklar için malzeme kopma gerilmesi maksimum izin verilebilir gerilme iken; baskı altındaki başlıklar için kritik gerilme kesit alan buruşması gerilmesidir.

Kesit alan buruşması gerilmelerinin hesabında WPSTAC iki değişik metod kullanabilmektedir. Bunlardan ilki Gerard yöntemidir [4]. Bu metodda alan yaklaşımı kullanılır ve üç farklı kesit alan için üç değişik amprik denklem mevcuttur.

Tüp profiller, L profiller, çok köşeli kesitler ve takviyeli panel kesitler için;

$$F_{cs} / F_{cy} = 0.56 \left[(gt^2 / A) (E / F_{cy})^{1/2} \right]^{0.85} \quad (1)$$

Plaklar, T, artı ve H kesitler için;

$$F_{cs} / F_{cy} = 0.67 \left[(gt^2 / A) (E / F_{cy})^{1/2} \right]^{0.40} \quad (2)$$

İki köşeli kesitler, Z, J ve C kesitler için;

$$F_{cs} / F_{cy} = 3.2 \left[(t^2 / A) (E / F_{cy})^{1/3} \right]^{0.75} \quad (3)$$

Denklemler (1), (2) ve (3) te görülen g sayısı kesiti oluşturan flanş sayısı ile kesiti L profillere bölmek için gereken kesim sayısının toplamıdır. En fazla +-%10 hata getirdiği test sonuçları ile bulunmuştur.

İkinci metod ise Modified Needham olarak adlandırılır [5]. Bu methodda kesiti oluşturan parça sayısı gözönüne alınmakta ve kesit köşe kıvrımları yokmuş gibi idealize edilmektedir. Parça uzunluklarının kalınlıklarına oranı ve parçaların sınır şartları önemli parametrelerdir. Bu yöntemle ait denklemler aşağıda verildiği gibidir.

$$F_{CS,i} = \frac{\sqrt{F_{CY} E_C C_1}}{\left(\frac{b_i}{10 * C_2 * t_i} \right)^{C_3}} \quad (4)$$

Denklem (4) teki C1 ve C3 malzemeye bağlı katsayılar iken, C2 katsayısı hem malzeme tipine hem de sınır şartlarına göre değişir.

$$F_{CS} = \frac{\sum_i b_i t_i F_{CS,i}}{\sum_i b_i t_i} \quad (5)$$

3.2. Lonjeron Perdeleri

Lonjeron perdeleri için, maksimum kayma gerilmeleri MSC\NASTRAN çıktı dosyasından okunur ve bunlar kayma burkulması kritik gerilmeleri (shear buckling critical stress) ile karşılaştırılırlar. Baskı altında, WPSTAC tarafından izin verilebilir maksimum gerilme, kayma burkulma gerilmesidir.

3.3. Kanat Kaplamaları

Kanat kaplamalarının üzerinde birleşik yük durumu mevcuttur. Kaplama üzerinde, her durumda hem kayma gerilmesi, hem de aksenal basma ya da çekme gerilmesi bulunur. WPSTAC kayma gerilmelerini direk olarak MSC\NASTRAN çıktı dosyasından alırken, paneller üzerindeki aksenal gerilmeleri, panellerin her iki yanındaki takviye çitalarının üzerindeki yükleri kullanarak hesaplar. Birleştirilmiş yük durumundaki kaplama için kritik

gerilme analizinin de birleştirilmiş olması gerekir. Yine detayları kaynak [4] de açıklanan birleştirilmiş burkulma analizi 6 numaralı denklemler yardımı ile yapılır.

6a numaralı denklem etkileşim denklemi olarak bilinir ve denklemin sol tarafındaki sayının birden büyük olduğu durumlarda burkulma olur.

$$R_L + R_S^2 = 1.0 \quad (6a)$$

$$F_{cr} = \eta KE \left(\frac{t}{b} \right)^2 \quad (6b)$$

$$R_L = \frac{f_c}{F_{CR,C}} \quad (6c)$$

$$R_S = \frac{f_s}{F_{CR,S}} \quad (6d)$$

Birleştirilmiş burkulma emniyet payı aşağıdaki denklem yardımıyla bulunur [4].

$$M.S. = \left(\frac{2}{R_L + \sqrt{R_L^2 + 4R_S^2}} \right) - 1 \quad (7)$$

3.4. Takviye Çıtaları

Rod eleman olarak modellenen takviye çıtalarının element eksenel yükleri yine WPSTAC tarafından MSC\NASTRAN çıktı dosyasından alınır. Gerçek kesit alan hesaplanır ve takviye çıtaları üzerindeki gerilmeler bulunur. Baskı altındaki takviye çıtaları için kritik olan kesit alan buruşması ile etkileşim halinde bulunan kolon burkulmasıdır. Kolon burkulması gerilme hesabı iteratif bir hesaplamadır. İterasyon kolon burkulma gerilmesinin kesit alan buruşma gerilmesine eşit alınması ile başlar. Etkin plak uzunluğu denklem (8) vasıtası ile hesaplanır. Bunu takiben yeni kesit alan özellikleri bu etkin kaplama ile beraber olarak belirlenir. Yeni kolon burkulma gerilmesi denklem (9) ile bulunur ve bu adımlar kolon burkulma gerilmesi bir değere yakınsayana kadar tekrarlanır.

$$w = 1.7t \sqrt{E / F_{cs}} \quad (8)$$

$$F_c = F_{cs} - \frac{F_{cs}^2}{4\pi^2 E} (L / \rho)^2 \quad (9)$$

3.5. Nervürler

Nervürler, gerilme analizi açısından bağlandıkları lonjeronlara göre farklı sınır değerlerine sahip kirişler olarak düşünülürler. Hücum kenarı nervürleri WPSTAC tarafından ön lonjerona iliştirilmiş ankastre kirişler olarak idealize edilirler. Lonjeron arası nervürler ise her iki uçlarından lonjeronlara tutturulmuş kiriş olarak alınırlar. WPSTAC nervürler üzerindeki düğüm noktalarına nervürlerden gelen yükleri düğüm noktası kuvvet denge verilerinden hesaplar ve bu yükleri kullanarak eğilme momenti ve kesme kuvveti diagramlarını elde eder; ardından da nervürlerin üzerindeki maksimum gerilmeleri hesaplar.

Nervürlerle ilgili ikinci analiz kayma burkulması analizidir. Bu analiz de lonjeron perde analizine tamamiyle benzer olarak yapılır.

4. İŞGÖRMEZLİK MODLARI VE KULLANILAN KRİTERLER

Kanat yapısal elemanlarının işgörmezlik modları elemanların üzerindeki yüklemeye ve elemanların geometrisine bağlıdır. Pozitif maksimum g yük durumu için kanadın üst kısmı her zaman için baskı altında iken alt kısım çekme altındadır. İzin verilebilir maksimum gerilmeler elemanların basma yada çekme altında olmasına göre değişir. Bundan dolayı kanadın alt ve üst kesimindeki elemanlar için farklı işgörmezlik modları uygulanır. Elemanların tipleri de işgörmezlik modlarının seçimini etkileyen ikinci kriterdir. Bu çalışmada, statik gerilme analizinde baskı işgörmezlik modları daha kritik olduğundan dolayı, basma altındaki elemanların işgörmezlik modları gösterilmiştir.

4.1. Baskı Altındaki Elemanların İşgörmezlik Modları

Lonjeron Başlıkları: Kesit alan buruşması en kritik işgörmezlik modudur. Lonjeron başlıkları hem lonjeron perdesine, hem de kaplamaya tutuşturulduklarından dolayı kesit alan buruşması olasılığı global eğilmeden daha fazladır.

Lonjeron Perdeleri: Lonjeron perdeleri genellikle çok ince plaklardır ve kayma gerilmesi altındadırlar. Kayma burkulması bunlar için en kritik işgörmezlik modudur.

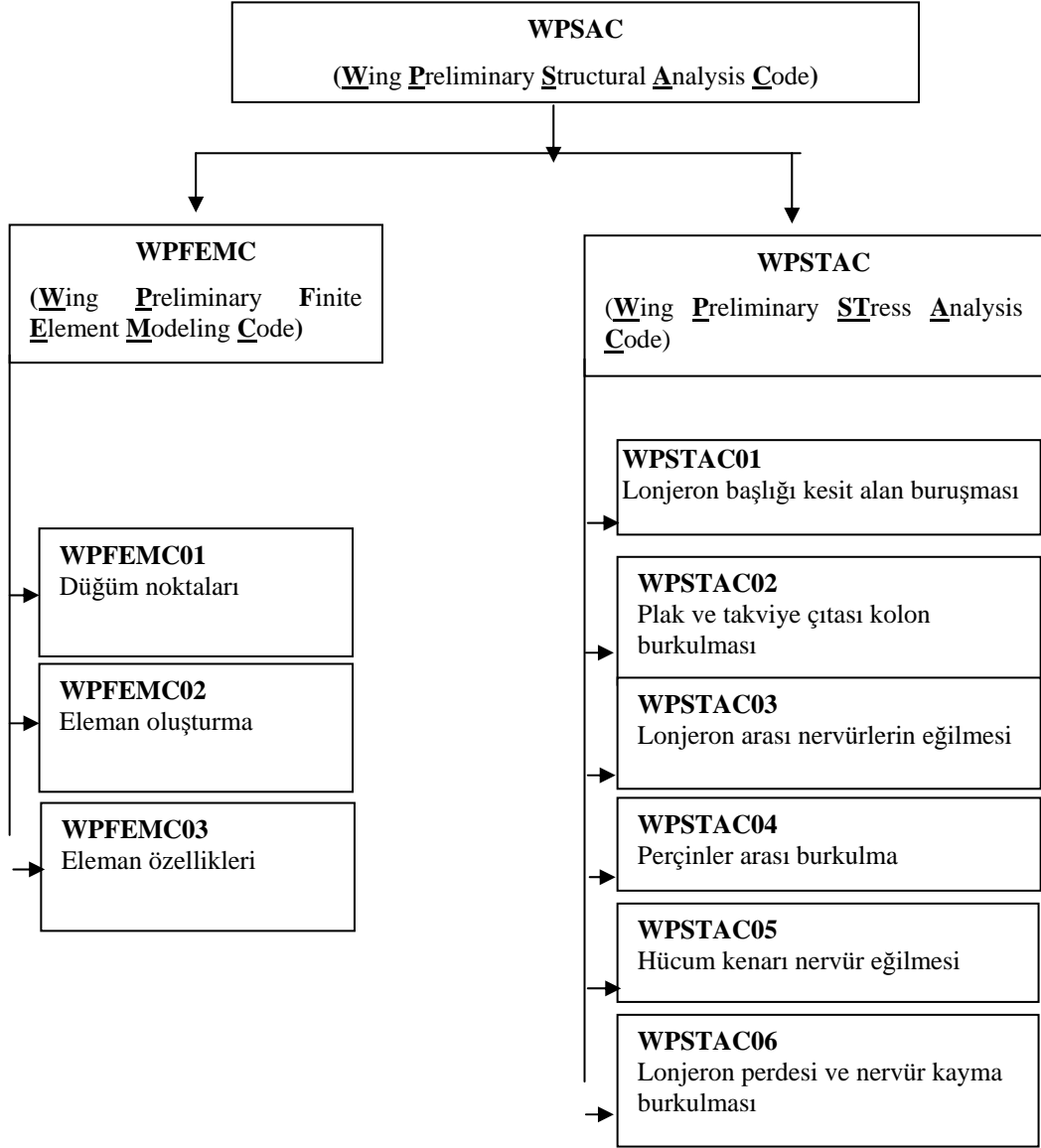
Takviye Çıtalari: Takviye çıtalari kesit alan açısından lonjeron başlıklarına benzerler fakat yerleşim yerleri, sınır şartları ve görevleri gereği kolon burkulma gerilmeleri bu elemanlar için daha kritiktir.

Kanat Kaplamaları: Kanat kaplamaları hem düzlemsel hem de kesme yüklerine tabidirler. Kanat kaplamaları da ince plaklar oldukları için, birleştirilmiş plak burkulması bu elemanlar açısından kritiktir.

5. GELİŞTİRİLEN PAKETİN GENEL YAPISI

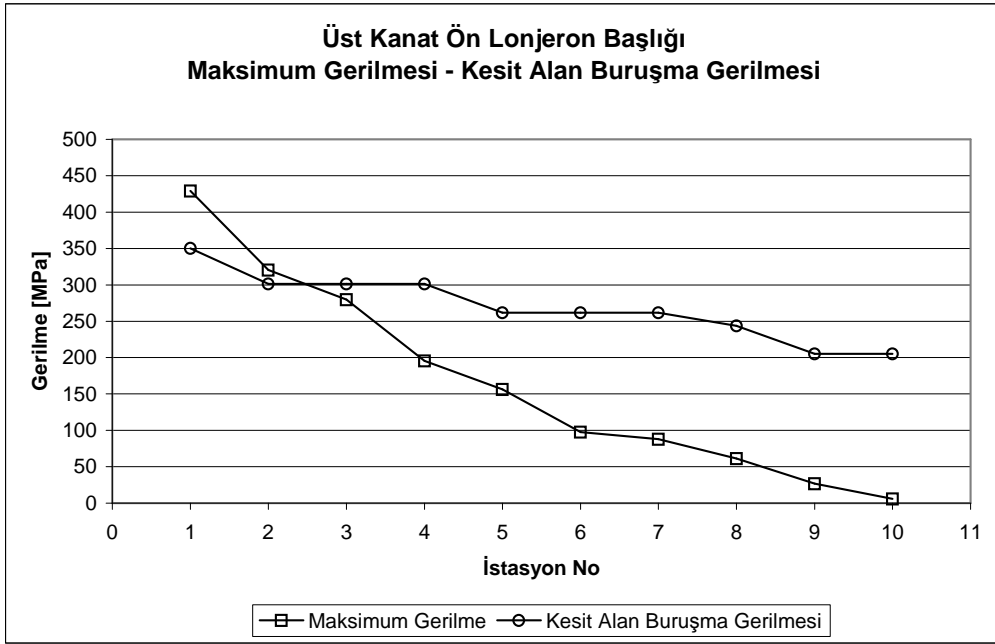
Paket daha önce de bahsedildiği üzere iki ana izlenceden oluşur. WPFEMC olarak adlandırılmış ilk parçanın görevi verilen girdilere göre sonlu elemanlar modelini oluşturmaktır. Program düğüm noktalarının yerlerini belirler, düğüm noktalarını ve elemanları yaratır. Model için gerekli eleman özelliklerini hesaplar. Verilen yükleri modele uygular. Daha sonra MSC\NASTRAN programı çalıştırılır ve hazırlanan model çözülür. Ardından ikinci kısım gerilme analizlerini yapar.

Her iki ana parça birbirlerinden bağımsız kodlardan oluşur. Bunun nedeni programın kontrol edilebilirliğini sağlamak ve programı modüler yapmaktır. Bu sayede ileride gerekebilecek muhtemel eklemeler mümkün olduğunca kolaylıkla yapılabilecektir. Paketin genel mimarisi ve herbir izlence tarafından yapılan işlemler Şekil 1 de verilmiştir.

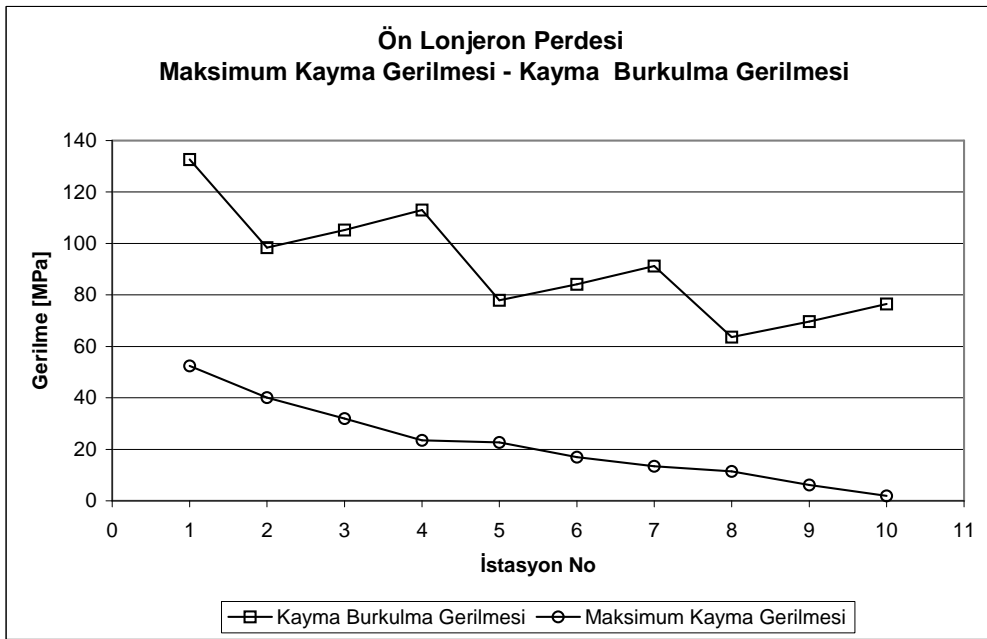


Şekil 1 WPSAC Paket Programı Genel Mimarisi

Şekiller 2 ve 3 te WPSAC ile yapılan analizlerden ikisine ait sonuçlar verilmiştir. Analizi yapılan kanat 2 lonjeronlu, 3 takviye çitalı ve 11 nervürlüdür. 5 m. yarı kanat açıklığına, 1.5 m. veter uzunluğuna sahiptir. Kanat üzerindeki toplam dış yük 5.4 g dir. Ön lonjeron başlıkları sırt sırta vermiş L-profillerdir. Şekil 2 kanadın üst tarafındaki ön lonjeron başlıklarının üzerindeki maksimum gerilme ile başlıkların kesit alan buruşması gerilme değerlerini gösterirken; Şekil 3, ön lonjeron perdesi maksimum kayma ve kayma-burkulma gerilmelerini göstermektedir.



Şekil 2 Üst Kanat Ön Lonjeron Başlığı Maksimum ve Kesit Alan Buruşma Gerilmeleri



Şekil 3 Ön Lonjeron Perdesi Maksimum Kayma ve Kayma Burkulma Gerilmesi

6. SONUÇ

WPSAC paketinin ana amacı, tasarımın erken aşamalarında kanat yapısal elemanlarının ilk boyutlandırmasının olabildiğince hatasız olarak yapılmasını sağlamaktır.

Uçakların bazı kısımlarında, tasarım öncesi tahmin edilen ağırlıkların aşılması yada negatif güvenilirlik katsayılarının elde edilmesi gibi problemler olabilmektedir. Bu gibi durumlarda temel tasarım değişikliklerine gidilmekte ve global sonlu elemanlar modelinin yenilenmesi kaçınılmaz hale gelmektedir. WPSAC benzeri bir programa, bu bahsedilen durumlara sebep

olan muhtemel yeniden tasarım işlerini en aza indirmek ve yeterli olarak yapılamayan ilk yoğun analiz çalışmalarını daha verimli ve hızlı bir hale getirmek için ihtiyaç duyulmuştur. WPSAC, TAI Tasarım ve Mühendislik Geliştirme Müdürlüğü, Yapısal Analiz grubunda, TAI de kullanılan modelleme ve gerilme analizi teknikleri esas alınarak geliştirilmiştir. Sonlu elemanlar modellemesi ve analizi ile detay gerilme analizi tekniklerinin gücünü birleştiren yetenekli bir yazılımdır. Bu yazılım halen, eski metodlara göre çok daha hızlı ve doğru ilk boyutlandırma çalışmalarında kullanılmaktadır. Yazılımın bir optimizasyon modülü ile beraber çalıştırılmak üzere yeniden düzenlenmesi yakın zaman için düşünülen projelerden birisidir.

SİMGELER

b	Plak kısa kenarı (mm)
f_C	Uygulanmış basma yada çekme gerilmesi(MPa)
f_S	Uygulanmış kayma gerilmesi (MPa)
t	Kalınlık (mm)
w	Etkin plak uzunluğu (mm)
A	Kesit alan (mm ²)
E	Elastik modül (MPa)
F_C	Kolon kritik gerilmesi (MPa)
$F_{CR,C}$	Baskı burkulması kritik gerilimi (MPa)
$F_{CR,S}$	Kayma burkulması kritik gerilimi (MPa)
F_{CS}	Kesit alan buruşma gerilimi (MPa)
F_{cy}	Baskı akma gerilmesi (MPa)
F_{ty}	Çekme akma gerilmesi (MPa)
K_C	Baskı burkulma katsayısı
K_S	Kesme burkulma katsayısı
L	Eşdeğer kolon uzunluğu (mm)
MS	Emniyet payı
R_L	Eksenel direk gerilme – baskı burkulma gerilmesi oranı
R_S	Kayma gerilmesi – kayma burkulma gerilmesi oranı
η	Plastisite azaltım faktörü
ρ	Radius of gyration (mm)

KAYNAKLAR

- [1] Giles G.L., (1995) "Equivalent Plate Modeling for Conceptual Design of Aircraft Wing Structures", Proceedings of the 1st AIAA Aircraft Engineering, Technology and Operations Congress, Los Angeles, CA, AIAA Paper No. 95-3945.
- [2] Rondeau, D., Soumilas, K.(1999) "The primary structure of commercial transport aircraft wings: Rapid generation of finite element models using knowledge-based methods", Proceedings of the 1999 Aerospace Users' Conference.
- [3] Morell, M.A., Huertas, M. and Gomez J.C.(1996) "A Simplified Approach to the Multidisciplinary Design Optimization For Large Aircraft Structures", 82nd Meeting of the AGARD SMP, on "Integrated Airframe Design Technology"
- [4] Bruhn, E.F.(1973) Analysis and Design of Flight Vehicle Structures, Tri-State Offset Company, Cincinnati
- [5] Dinçer, S.Ö. (2000) "Development of a Wing Preliminary Structural Analysis Code", Y.Lisans Tezi, Havacılık Mühendisliği Bölümü, ODTÜ