

SONLU ELEMANLAR YÖNTEMİ VE ANALİTİK YÖNTEMLER KULLANILARAK BULUNAN GERİLMELERİN KARŞILAŞTIRILMASI

Berk Kaplanlioğlu*

TUSAŞ-Türk Havacılık ve Uzay Sanayi AŞ.
bkaplanlioğlu@tai.com.tr

Nihat Gemalmayan

Yrd. Doç. Dr.,
Gazi Üniversitesi,
Makina Mühendisliği Bölümü, Ankara
nihategem@gazi.edu.tr

ÖZ

Detay model, standartlara uygun olarak hazırlandığı ve doğruluğundan emin olunabildiği takdirde, en iyi ve gerçeğe en yakın sonucu veren modelleme yöntemidir. Ancak tüm bir uçağı detaylı modellemek, zaman ve maliyet açısından çok fazla yük getirecek bir durum olduğundan her koşulda kullanılacak bir yöntem değildir.

İlk prototipi yapılan uçaklarda kaba model yaklaşımları kullanılarak daha emniyetli tarafta kalmak tercih edilebilir. Hızlı ve güvenilir boyutlandırma yapmak için kaba model son derece kullanışlıdır. Ayrıca detay model ve kaba model ile gerilme değerleri açısından karşılaştırma yapıldığında değerler arasındaki oransal fark, maksimum %8,68 olarak bulunduğu ve bu farkın radyus geçişi gibi gerilme konsantrasyonunun yüksek olduğu bölgede olduğu düşünüldüğünde, panel üzerindeki gerilme değerlerinin tahmini için kaba model oldukça güvenilir sonuçlar vermektedir.

Bu çalışma sonunda, kaba model kullanılarak analitik yöntemlerle elde edilen sonuçlar belirli ölçüde detay model ile doğrulanmış, hazırlanan analitik metot, bu tip problemlerde kullanılabilir genel bir makro haline getirilmiştir.

Anahtar Kelimeler: Uçak kanadı, kaba model, detay model, sonlu elemanlar yöntemi, yapısal analiz

COMPARISON OF STRESSES FOUND BY FINITE ELEMENT METHOD AND ANALYTICAL METHODS

ABSTRACT

Fine FEM gives the best and most realistic results provided that the model is prepared according to standards and is verified. However, fine FEM of the entire aircraft takes so long time and requires too much effort. Thus it is not preferred to use in every case.

For the first prototype of an aircraft, using coarse FEM approaches can be preferred to be more conservative. The coarse FEM is very useful to perform fast and reliable sizing. Furthermore, estimating stress values on a panel by using coarse FEM proves reliable results considering the maximum difference ratio between fine and coarse model is found as 8,68% due to a fillet which is a high stress concentration region.

Therefore at the end of this study, a macro is written and developed according to analytical method with using analytical result which is verified by the finite element method.

Keywords: Aircraft wing, coarse model, fine model, finite element methods, structural analysis

Geliş tarihi : 29.03.2015

Kabul tarihi : 09.06.2015

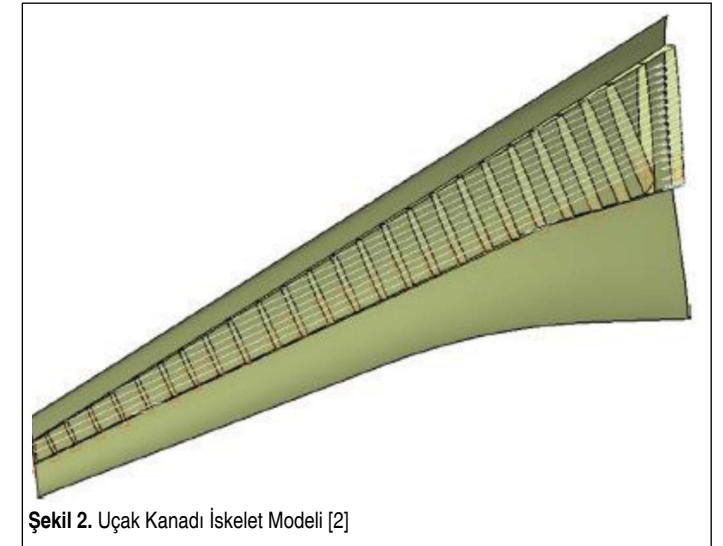
Kaplanlioğlu, B., Gemalmayan, N. 2015. "Sonlu Elemanlar Yöntemi ve Analitik Yöntemler Kullanılarak Bulunan Gerilmelerin Karşılaştırılması," Mühendis ve Makina, cilt 56, sayı 665, s. 62-72.

1. GİRİŞ

Uçak yapıları, bilgisayar analizi gerektiren ve işlem sayısını artıran paneller, destek çubukları, kirişler ve çerçeveler gibi binlerce yapıdan oluşur. Bu tip yapıların analizi için belirli yaklaşımlar doğrultusunda bilgisayar desteğiyle sonlu elemanlar yöntemi kullanılır [1].

Genel olarak böyle bir yapının modellenmesine, eleman sayısı az olan, geometrik detayların basitleştirildiği, fiziksel özelliklerin mümkün olduğunca doğru; ancak ayrıntısız bir biçimde gösterildiği kaba bir model ile başlanır. Bu model çalıştırılarak alınan sonuçlar, yapının genel davranışı hakkında bilgi verdiği gibi, ufak el hesapları ile karşılaştırılarak doğru bir yaklaşım içerisinde olup olmadığı ile ilgili de fikir verir.

Sonlu elemanlar yöntemiyle, uçak kanadının parametrik modellenmesi tekniği ile ilgili Tang Jiapeng ve arkadaşları tarafından yapılmış olan çalışmada, sonlu elemanlar modelleme yöntemlerinin yapılması için gereken zamanın azaltılması amaçlanmıştır. Bu konudaki ana yaklaşımları, uçak kanadının sonlu elemanlar modelini, ilk tasarım aşamasındayken hızlı modelleme tekniği ile oluşturmalarıdır. Çalışmalarında kullandıkları sonlu elemanlar modelleme tekniğinin iş akışı Şekil 1'de verilmiştir. Bu teknik ile yapının iskelet modeli, geometrik ağ örgüsü modeli ve sonlu elemanlar modeli parametrik olarak oluşturulmuştur [2].

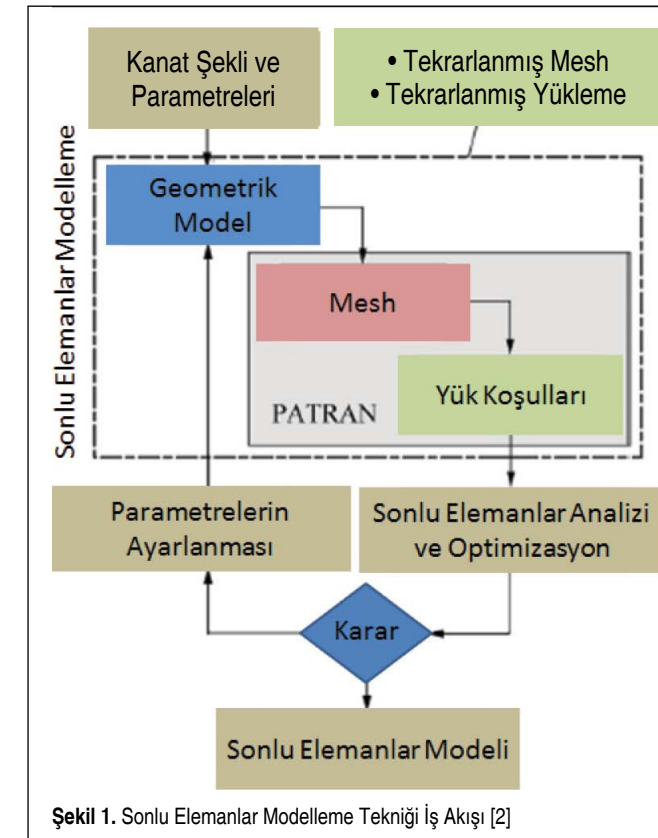


Şekil 2. Uçak Kanadı İskelet Modeli [2]

Geometrik model için CATIA™ programı kullanılmış; daha sonra, PATRAN™ programına yüklenmiştir. Sonlu elemanlar modellemesi, yapının tasarımı, yükleri ile ilişkili döngüsel bir süreçtir. Aynı zamanda kanat yapısının kompleks olmasından dolayı bu döngüsel süreç, yapının tasarımı sırasında hızlı modelleme yapılması yaklaşımını zorlamaktadır. Bu nedenlerden dolayı çalışmalarında, ilk tasarım için CATIA™ programında iskelet modeli oluşturmuşlardır (Şekil 2).

W. Kuntjoro ve arkadaşları, "Süper Elemanlar Kullanılarak Uçak Kanadının Statik Analizi" başlıklı makalede, tipik bir savaş uçağı kanadının süper elemanlar kullanılarak gerilme ve deformasyon analizinin nasıl yapılabileceğini göstermişlerdir. Çalışmada, 3 farklı metot kullanılmış ve karşılaştırılması yapılmıştır. Bu metotlar sırasıyla, teorik ve pratik analiz, konvansiyonel modelleme yöntemleriyle sonlu elemanlar analizi ve süper eleman modellemesiyle sonlu elemanlar analizidir. NASTRAN™ programı kullanılarak kanadın sonlu elemanlar modeli geliştirilmiştir. CQUAD4 ve BAR2 elemanları, kanadın kabuk ve destek çubuklarını oluşturmak için kullanılmıştır. Süper eleman yaklaşımında kanat, süper eleman olarak bilinen 4 alt yapıya bölünmüştür. Kanat yükleri, uçağın 1 g koşuluna göre alınmıştır. Tüm metotlar için sonuçlar verilmiş ve karşılaştırmaları yapılmıştır. Sonuçlarında, geleneksel modelleme ve süper eleman modellemenin çok yakın sonuçlar verdiğini grafiklerle ifade etmişlerdir [3].

Andrew M. Brown ve Richard M. Seugling, plaka radyusunun sonlu elemanlar modellemesinin global tepki analizinde kullanılması başlıklı çalışmalarında, sonlu elemanlar yönteminde radyus modelleme problemi üzerine çalışmışlardır [4]. Sonlu elemanlar yönteminde radyus modellemek için çok sayıda katı (solid) eleman gerekmektedir. Bu sorun bu çalışmada, radyusun tanjant noktalarından bağlı, radyusun mukavemetini ve ağırlığını hassas şekilde veren "köprü" (bridge) elemanlarının geliştirilmesini sağlamıştır. Bu metot, tipik rad-



Şekil 1. Sonlu Elemanlar Modelleme Tekniği İş Akışı [2]

yuslu yapılarda test edilmiş ve katı model kadar hassas sonuçlar verdiği görülmüştür. Çalışmaları kapsamında sundukları tabloları, Matlab™ programına yüklenerek kolay kullanılabilmesi için sayısal denklem haline getirilmiştir. Bu denklem yardımıyla, kullanılacak köprü elemanlarının kalınlıkları ve poisson oranları hesaplanabilmektedir [4].

Bu çalışmada, daha önceden yapılmış olan çalışmalar ışığında, uçak kaba modeli kullanılarak, analitik yöntemler yardımıyla ana kiriş profil gövdesinin gerilme değerleri hesaplanmış ve ana kiriş PATRAN™ programında sonlu elemanlar model doğruluk standartlarına uygun olarak daha detaylı (fine) modellenmiştir. Daha sonra, detay modelde elde edilen sonuçlar kaba model ile karşılaştırılmıştır.

2. SONLU ELEMANLAR YÖNTEMİ İLE MODELLEME

Analiz çalışmalarında kullanılan MSC.PATRAN™, NASTRAN™ gibi sonlu elemanlar programları modelleme tekniği konusunda çok çeşitli alternatifler sunar. Dolayısıyla yapının modelleme tekniği, çalışmanın gereksinimlerine ve hedef olarak seçilen sonuç parametrelerine göre kişiselleştirilerek farklılık gösterebilir.

Genel olarak bir yapının modellenmesine, eleman sayısı az olan, geometrik detayların basitleştirildiği, fiziksel özelliklerin mümkün olduğunca doğru; ancak ayrıntısız bir biçimde gösterildiği kaba bir model ile başlanır. Bu model çalıştırılarak

alınan sonuçlar, yapının genel davranışı hakkında bilgi verdiği gibi, ufak el hesapları ile karşılaştırılarak doğru bir yaklaşım içerisinde olup olmadığı ile ilgili de fikir verir.

Bu aşamadan sonra, yapının daha özel olarak incelenerek ya da daha kritik olarak görülen kısımları, boyutu küçük ve sayısı fazla olan elemanlar ile geometrik detaylara yer verilerek daha gerçeğe yakın bir biçimde modellenenebilir. Bu çalışmada, her iki modelleme şekline de yer verilerek sonuçlar karşılaştırılarak incelenmiştir.

2.1 Kaba Model

Uçak kaba modeli, üçgen (tria), dörtgen (quads) ve bar elemanları kullanılarak oluşturulmuştur. Destek çubukları (stringers), kiriş flanşları (sparcaps), dikmeler (stiffeners) gibi elemanlar eğilme yüklerini değil, basma ve çekme yüklerini taşıyacak şekilde tasarlanırlar. Bu yüzden bu elemanlar, tek boyutlu (1D) bar olarak modellenmiştir (Şekil 3).

Çalışmada, uçak kanadı ana kiriş profil gövdesi ele alınmıştır. Ana kirişin özellikleri Şekil 4'te kaba model ile birlikte verilmiştir.

Uçak ana kirişi; sol kanat, orta kanat ve sağ kanat olmak üzere üç bölüme oluşur. Çalışma kapsamında, uçak kanadı ana kirişi orta kanat kısmının tamamı, sol ve sağ kanattan ise altı

panel incelenecektir. Uçak ana kiriş profil gövdesi kalınlıkları ve panel numaralandırması yukarıdaki şekilde verilmiştir. En kalın panel 4,6 mm, en ince panel 3,1 mm'dir.

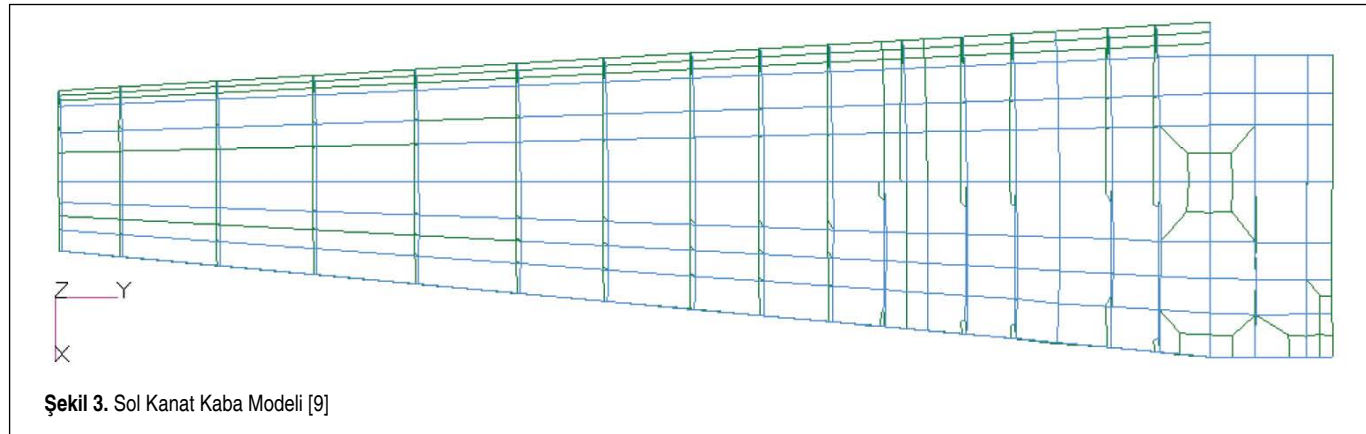
Kiriş malzemesi alüminyum, çinko, magnezyum, bakır ve zirkonyum alaşımı olan 7050 T7451 seçilmiştir. 7050 alaşımındaki bu malzemeler sayesinde yüksek mukavemete, korozyona karşı yüksek dirence ve kırılma için iyi bir tokluğa sahiptir.

Ana kiriş yapısındaki flanşlar ve dikmeler bar olarak modellenmiştir. Bar özellikleri alan ve malzeme seçilerek verilir. Detay modelde flanşlar ve dikmeler, barlar yerine CAD modelden alınan yüzeylerde dörtgen elemanlar kullanılarak modellenmiştir. Kanadın kaba modeli, 4180 eleman ve 2056 düğüm noktasından oluşmaktadır.

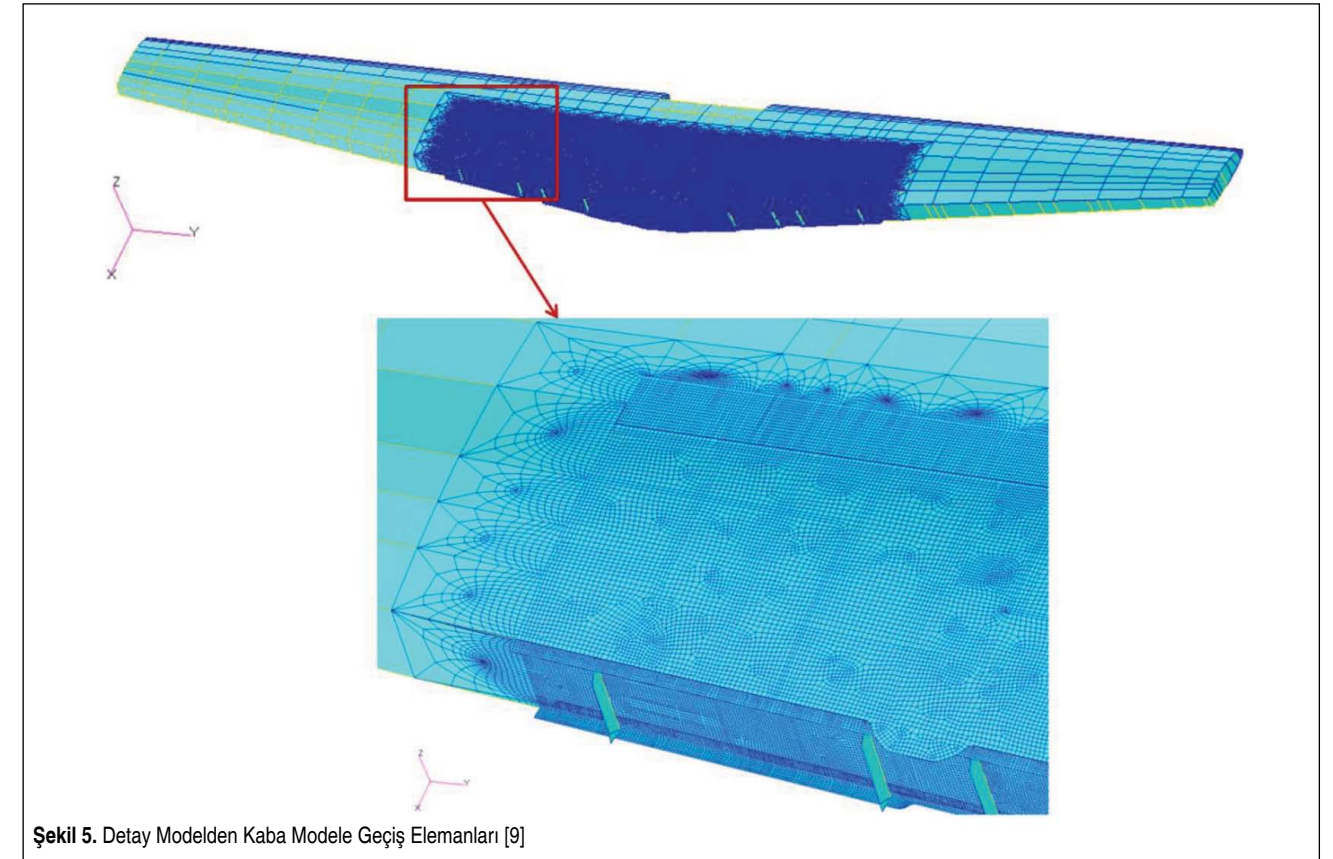
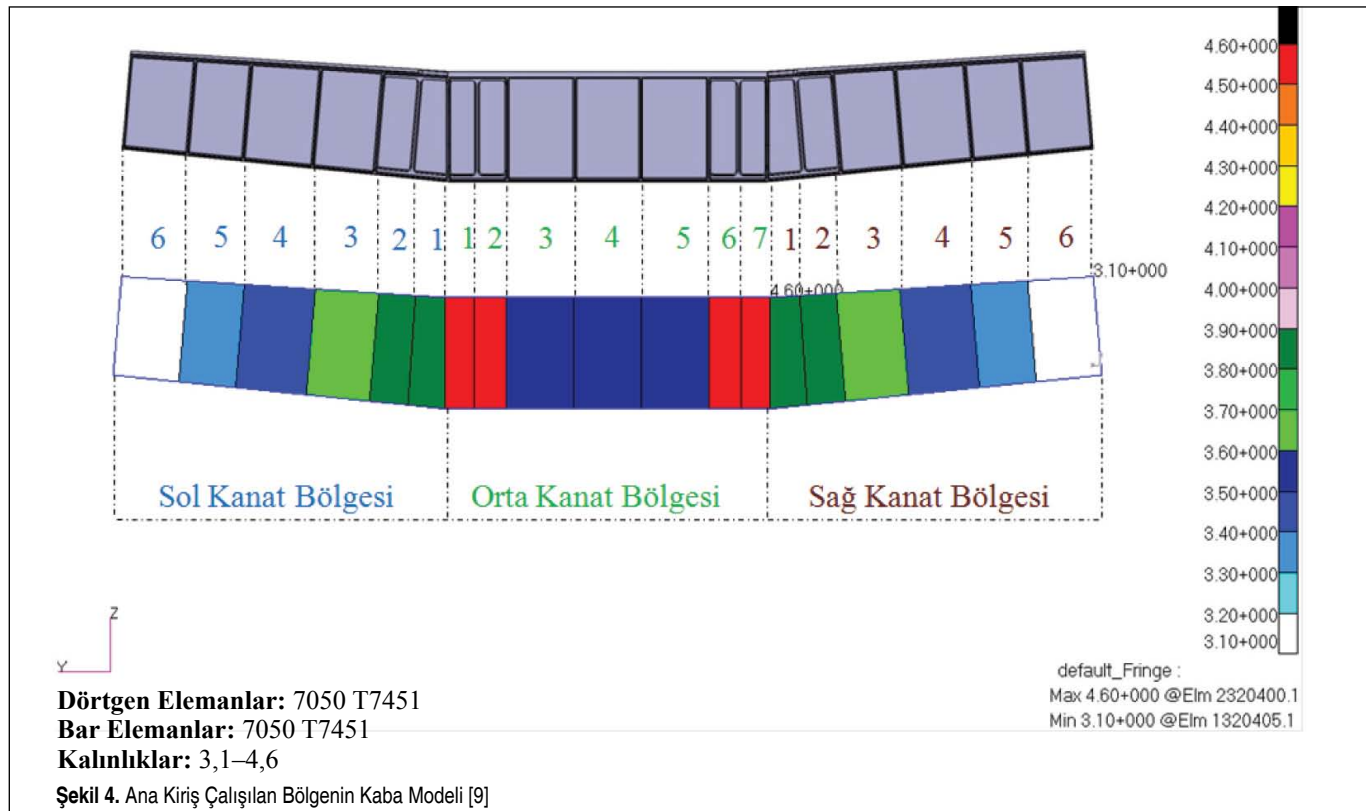
2.2 Detay Model

Kanadın orta bölmesinin ana kirişten, arka kirişe kadar olan kısmı, detay modellenmiştir. Detay modellenen bu kısım, kaba model içine gömülmüştür. Detay model ile kaba model arasındaki arayüzde, detaydan kaba modele doğru geçiş elemanları kullanılmıştır (Şekil 5).

Detay model oluşturulurken kullanılan küçük dörtgen elemanlardan, kaba modelin düğüm noktalarına geçiş sağlamak amacıyla oluşturulmuş ara elemanlar yukarıdaki şekilde verilmiştir.



Şekil 3. Sol Kanat Kaba Modeli [9]



Şekil 5. Detay Modelden Kaba Modele Geçiş Elemanları [9]

Detay model çözdürülürken kullanılan yükler ve sınır koşulları, kaba model çözdürülürken verilmiş olan yükler ve sınır koşulları aynıdır.

Kaba model sonuçlarıyla karşılaştıracağımız bölge olan ana kiriş, kaba modelde flanşları ve dikme elemanları bar kullanılarak modellenirken, detay modelde dörtgen elemanlar kullanılarak modellenmiştir. Ana kirişin detay modeli, 72734 eleman ve 73900 düğüm noktasından oluşmaktadır.

Kullanılan eleman boyutları, yapının geometrisine göre seçilmiştir. İlk olarak, görece yüksek eleman boyutları denenmiş; daha sonra, analiz sonuçları mesh boyutundan bağımsız hale getirilinceye kadar küçültülmüştür. Böylece, eleman boyutu kaynaklı hata oranı minimuma indirilmiştir.

3. YÜKLEME VE SINIR KOŞULLARI

Bu makale kapsamında ilgilenilen bölge, kanadın ana kirişi olduğundan, yalnızca kanat bölümü modellenmiş ve kanat-gövde bağlantı noktalarından tutularak çözdürülmüştür (Şekil 6).

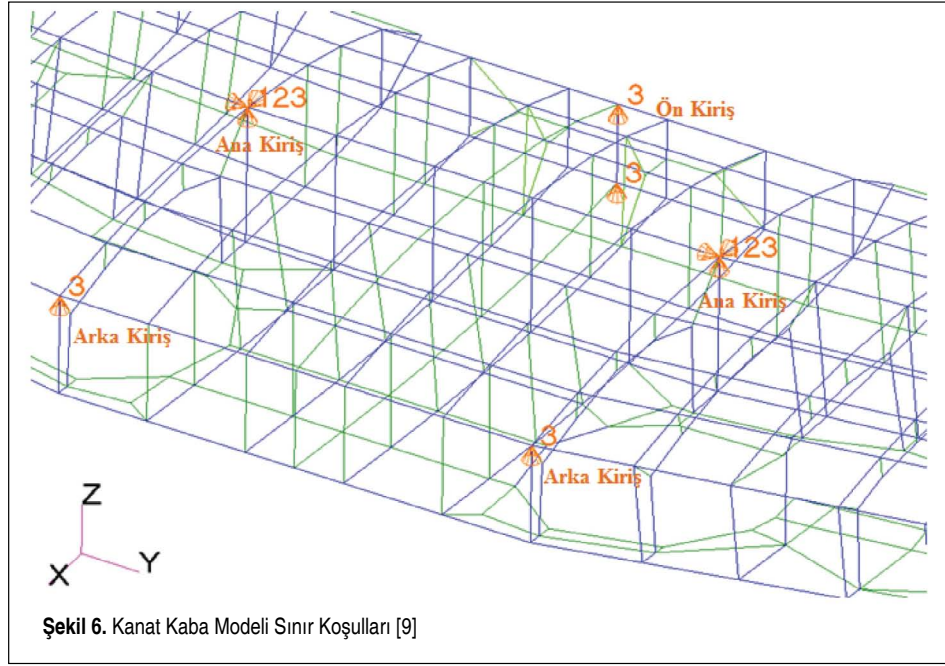
Kanat gövde bağlantısının, kanadın orta bölgesinde yer alacağı ve kanadın üst kabuğundan gövdeye bağlanacağı kabul edilmiştir. Buna göre, ön kiriş ortasından Z yönünde; ana kiriş üzerinde sol ve sağda X, Y ve Z yönlerinde; arka kiriş de yine sol ve sağda olmak üzere, Z yönünde global koordinat sistemine göre tutulmuştur.

Kanat üzerine etkiyen aerodinamik yükler, kanadın hava ile temas ettiği üst ve alt kabuk üzerindeki belirli noktalara dağıtılmıştır. Aerodinamik yükler uygulanırken, orta sıklet bir eğitim uçağının ana kirişi için kritik olan kontrolsüz yunuslama hareketini yaparken maruz kalabileceği yükler kullanılmıştır. Bu yükler, mantıklı olacak şekilde uyarlanmış ve yapıya uygulanmıştır.

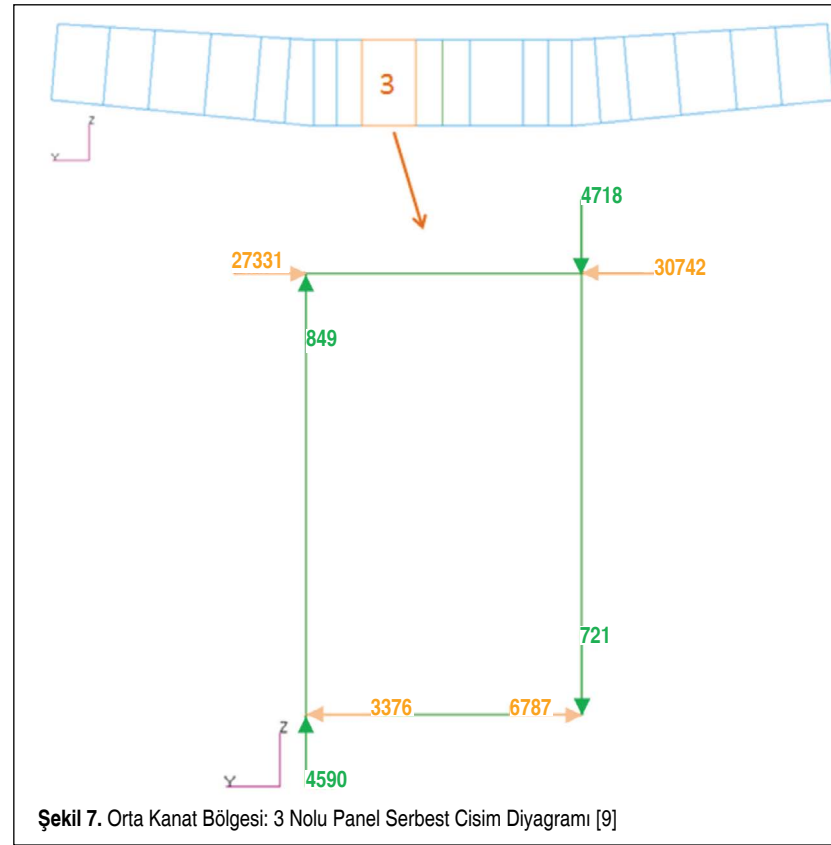
4. ANALİZ

4.1 Kaba Model Kullanılarak Kuvvetlerin Okunması ve Analitik Gerilme Hesabı

Çalışmada, örnek olarak orta kanat bölgesi 3.



Şekil 6. Kanat Kaba Modeli Sınır Koşulları [9]



Şekil 7. Orta Kanat Bölgesi: 3 Nolu Panel Serbest Cisim Diyagramı [9]

paneli ele alınmıştır. Bundan sonraki tüm hesaplamalar, bu panel için yapılacak; diğer paneller için değerler, çizelgeler ile verilecektir. Şekil 7'de, 3. panelin serbest cisim diyagramı gösterilmiştir.

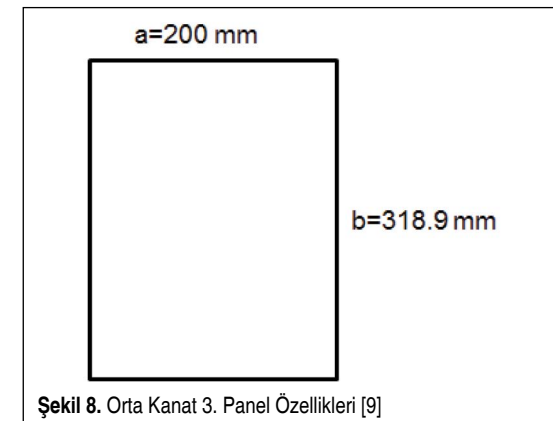
Diğer tüm paneller için okunan yük değerleri panellerin ele-

Tablo 1. Ana Kiriş Profil Gövdesi Yük Değerleri

Ana Kiriş Profil Gövdesi Yük Değerleri (N)										
Ana Kiriş Panelleri	Panel No	Eleman No	Sağ Alt Y-Ekseni	Sol Alt Z-Ekseni	Sol Üst Y-Ekseni	Sağ Üst Z-Ekseni	Sol Alt Y-Ekseni	Sol Üst Z-Ekseni	Sağ Üst Y-Ekseni	Sağ Alt Z-Ekseni
Sol Kanat	1	1320400	29447	-10145	-6524	-11456	24956	6400	-12170	4959
Sol Kanat	2	1320401	29779	-17180	-7483	-17908	17921	17178	-19921	16015
Sol Kanat	3	1320402	33965	-16711	-7093	-16160	13536	17190	-27528	17014
Sol Kanat	4	1320403	33317	-16499	-3183	-16174	10588	16524	-25918	16041
Sol Kanat	5	1320404	29892	-15899	-4572	-15698	11861	15890	-22606	15449
Sol Kanat	6	1320405	29376	-15166	-1589	-14992	8863	15523	-22107	14966
Orta Kanat	1	2320407	26351	6075	-16642	4792	30247	-8418	-12747	-9701
Orta Kanat	2	2320406	24365	5038	-22208	4703	27119	-4312	-19456	-4648
Orta Kanat	3	2320405	3376	721	-30742	849	6787	-4718	-27331	-4590
Orta Kanat	4	2320404	17238	1688	-23811	1438	18050	-897	-22999	-1144
Orta Kanat	5	2320403	17452	724	-23636	977	17821	-457	-23267	-205
Orta Kanat	6	2320402	5687	-2749	-28654	-2883	4615	-1039	-29727	-1173
Orta Kanat	7	2320401	26805	-2132	-20416	-1782	25547	2141	-21672	2491
Orta Kanat	8	2320400	27388	-7962	-16443	-6490	30124	2217	-13707	3689
Sağ Kanat	1	3320400	24469	5542	-11648	6853	29040	-11163	-5903	-9984
Sağ Kanat	2	3320401	17733	15320	-19032	16418	29005	-16925	-7208	-16242
Sağ Kanat	3	3320402	13431	16346	-26498	16531	32955	-15355	-6970	-15865
Sağ Kanat	4	3320403	10551	15388	-24976	15839	32224	-15330	-3296	-15650
Sağ Kanat	5	3320404	11706	14805	-21866	15243	28917	-14924	-4652	-15099
Sağ Kanat	6	3320405	8824	14335	-21382	14848	28369	-14207	-1833	-14391

man numaraları ile birlikte Tablo 1'de gösterilmiştir. İşaretin eksi olması, kuvvetin dışardan düğüm noktasına doğru etki ettiği anlamına gelmektedir.

Bu bölümde, orta kanat bölgesinde, 3 nolu panel üzerindeki gerilme değeri hesaplama metodolojisi örnek olarak gösterilmiştir. Panel geometrisi Şekil 8'de verilmiştir.



Şekil 8. Orta Kanat 3. Panel Özellikleri [9]

a=200 mm
b=318,9 mm
t=3,5 m

Malzeme=7050-T7451Aluminyum

E=71016 MPa

G=26697 MPa

v=0,33

$$I_x = \frac{1}{12}tb^3 = \frac{1}{12}(3.5)(318.9)^3$$

$$I_x = 9458224 \text{ mm}^4$$

Panel 3 için aksel ve kesme kuvvetleri aşağıda hesaplanmıştır.

$$\text{Alt Kenar Aksel Kuvveti} = \frac{3376 + 6787}{2} = 5081,5 \text{ N}$$

$$\text{Üst Kenar Aksel Kuvveti} = \frac{-30742 - 27331}{2} = -29036,5 \text{ N}$$

$$\text{Sol Kenar Eksenel Kuvveti} = \frac{721 - 4718}{2} = -1998,5 \text{ N}$$

$$\text{Sağ Kenar Eksenel Kuvveti} = \frac{849 - 4590}{2} = -1870,5 \text{ N}$$

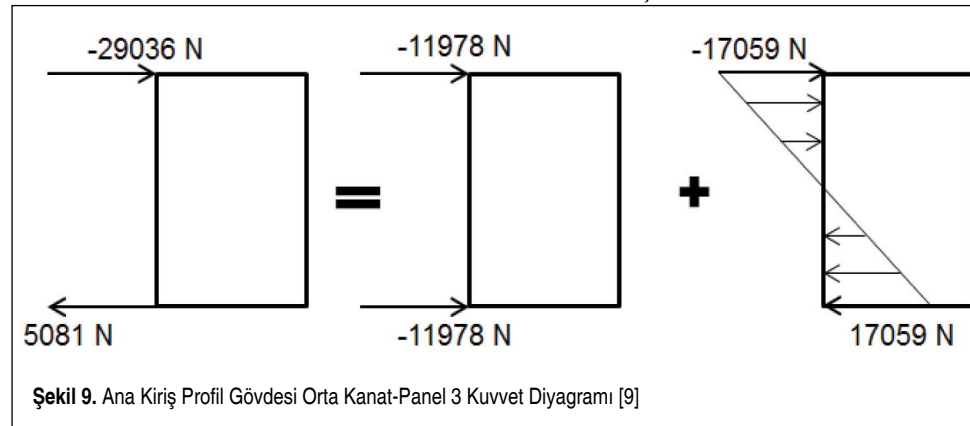
$$\text{Alt Kenar Kesme Kuvveti} = |3376 - 6787| = 3411 \text{ N}$$

$$\text{Üst Kenar Kesme Kuvveti} = |-30742 + 27331| = 3411 \text{ N}$$

$$\text{Sol Kenar Kesme Kuvveti} = |721 + 4718| = 5439 \text{ N}$$

$$\text{Sağ Kenar Kesme Kuvveti} = |849 + 4590| = 5439 \text{ N}$$

Eğilme, basma/çekme gerilme değerlerinin hesaplanabilmesi için alt ve üst kenardaki eksenel kuvvetlerin saf basma/çekme (pure compression) ve eğilme kuvveti (pure bending) olacak şekilde elde edilmesi gereklidir. Bu kuvvetleri elde edebilmek için, panel alt ve üst kenarlarında kuvvet diyagramı çizilir (Şekil 9). Alt ve üst kenardaki bu kuvvetlerden, toplam eksenel kuvveti ve eğilme kuvvetinin hesaplanabileceği denklemler aşağıda verilmiştir [5].



$$\text{Toplam Eksenel Kuvvet} = 5081 - 29036 = -23955 \text{ N}$$

$$\text{Eğilme Kuvveti} = \frac{-29036 - 5081}{2} = -17059 \text{ N}$$

Panel Üzerindeki Gerilmeler:

$$\sigma_a = \frac{F_a}{A} = \frac{\text{Eksenel Kuvvet}}{b \times t} \quad (1)$$

$$\sigma_b = \frac{M \times c}{I_x} = \frac{\text{Eğilme Kuvveti} \times b \times \left(\frac{b}{2}\right)}{I_x} \quad (2)$$

$$\sigma_s = \frac{F_s}{b \times t} = \frac{\text{Kesme Kuvveti}}{\text{Panel Kenar Uzunluğu} \times t} \quad (3)$$

$$\sigma_a = \frac{-23955}{318,9 \times 3,5} = -21,5 \text{ MPa}$$

$$\sigma_b = \frac{-17059 \times 318,9 \times \left(\frac{318,9}{2}\right)}{9458224 \text{ mm}^4} = -91,7 \text{ MPa}$$

$$\sigma_s = \frac{5439}{318,9 \times 3,5} = 4,9 \text{ MPa}$$

Panel Alt ve Üst Kenarındaki Normal Gerilme:

$$\sigma_{\text{üst,alt}} = \frac{F}{A} \pm \frac{M \cdot c}{I} \quad (4)$$

$$\sigma_{\text{üst}} = \text{Eksenel Gerilme} + \text{Eğilme Gerilmesi} \quad (5)$$

$$\sigma_{\text{alt}} = \text{Eksenel Gerilme} - \text{Eğilme Gerilmesi} \quad (6)$$

$$\sigma_{\text{üst}} = -21,5 - 91,7 = -113,2 \text{ MPa (basma)}$$

$$\sigma_{\text{alt}} = -21,5 + 91,7 = 70,2 \text{ MPa (çekme)}$$

Yukarıda gösterilen metot kullanılarak hesaplanan ana kiriş bölgesindeki tüm panellerin gerilme değerleri Tablo 2'de verilmiştir.

4.2 Detay Model Üzerinden Gerilme Değerlerinin Okunması

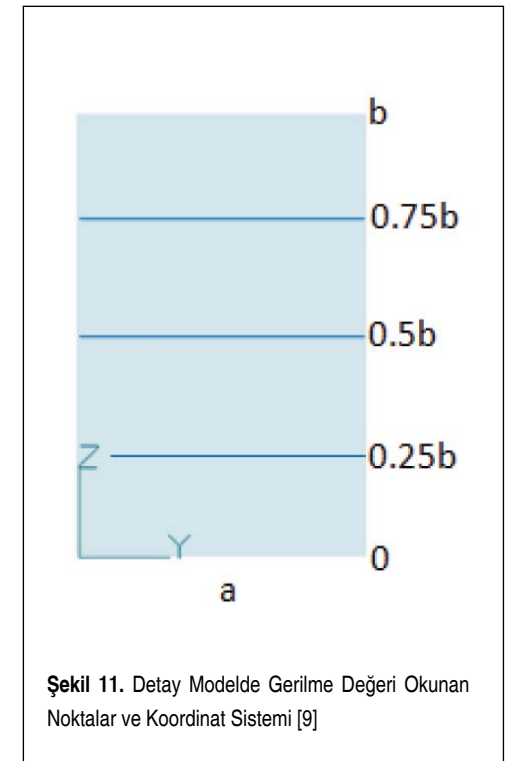
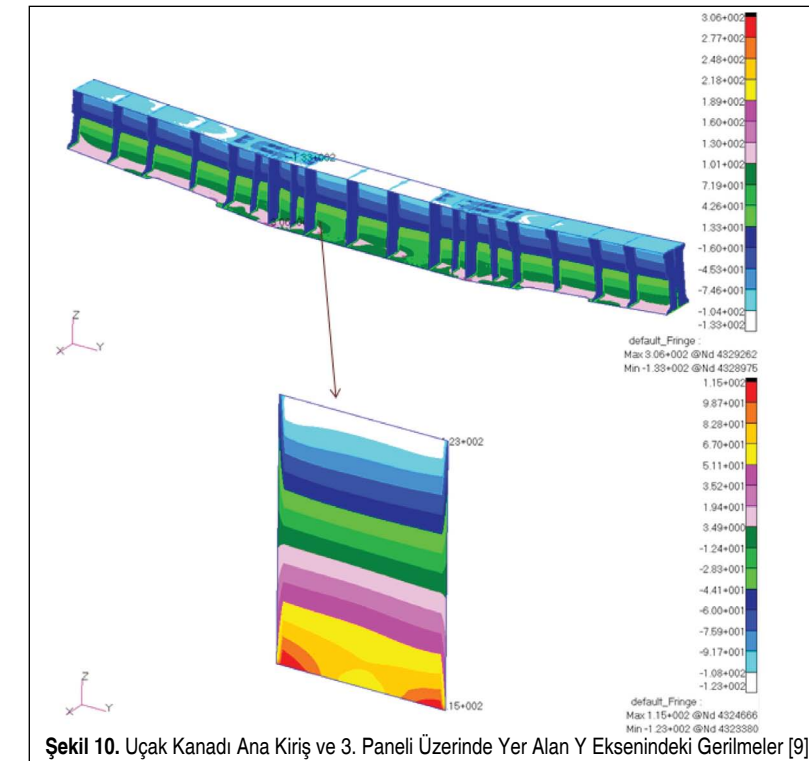
Kaba model ile karşılaştırma yapacağımız gerilme değerleri normal gerilmeler olduğundan, detay model için okuyacağımız gerilmenin kesme gerilmesini içermemesi gereklidir. Bu nedenle, kaba modelde hesaplanmış olan gerilme, Y eksenindeki normal gerilme değeri olduğundan "Quantity" kısmında "Y Component" seçilmiştir.

Bu şekilde, ana kiriş üzerinde yer alan Y eksenindeki gerilme çizdirilmiştir. Şekil 10'da, orta kanat bölgesi 3. panel üzerindeki gerilme değerleri spektrum ile verilmiştir.

Panel üzerinden Y ekseninde gerilme okumak için her panel için koordinat sistemi yaratılmıştır. Koordinat sistemi Tablo 3'teki gibi yerleştirilmiştir. Panel üzerinden 5 eşit noktada gerilme değeri alınmıştır. Kaba modelde sadece alt ve üst noktada gerilme değeri hesaplanmış, diğer noktalar için lineer olduğu kabul edilmiştir (Şekil 11).

Tablo 2. Ana Kiriş Profil Gövdesi Panelleri Üzerindeki Normal ve Kayma Gerilmeleri

Panel Bölgeleri	Panel No	Eleman No	Kesme Gerilmesi [MPa]	Eksenel Gerilme [MPa]	Eğilme Gerilmesi [MPa]	Normal Gerilme	
						σ_{alt} [MPa]	$\sigma_{\text{üst}}$ [MPa]
Ana Kiriş (Sol Kanat)	1	1320400	13.7	14.7	-90.5	105.2	-75.7
Ana Kiriş (Sol Kanat)	2	1320401	28.8	8.5	-94.3	102.8	-85.8
Ana Kiriş (Sol Kanat)	3	1320402	30.3	5.8	-110.2	116.0	-104.5
Ana Kiriş (Sol Kanat)	4	1320403	32.0	7.2	-106.0	113.2	-98.9
Ana Kiriş (Sol Kanat)	5	1320404	32.5	7.5	-105.8	113.2	-98.3
Ana Kiriş (Sol Kanat)	6	1320405	34.1	8.1	-103.2	111.3	-95.2
Ana Kiriş (Orta Kanat)	1	2320407	9.9	9.3	-87.9	97.2	-78.7
Ana Kiriş (Orta Kanat)	2	2320406	6.4	3.3	-95.2	98.6	-91.9
Ana Kiriş (Orta Kanat)	3	2320405	4.9	-21.5	-91.7	70.2	-113.2
Ana Kiriş (Orta Kanat)	4	2320404	2.3	-5.2	-110.3	105.2	-115.5
Ana Kiriş (Orta Kanat)	5	2320403	1.1	-5.2	-110.4	105.2	-115.7
Ana Kiriş (Orta Kanat)	6	2320402	1.5	-21.5	-92.3	70.8	-113.8
Ana Kiriş (Orta Kanat)	7	2320401	2.9	3.5	-96.6	100.1	-93.1
Ana Kiriş (Orta Kanat)	8	2320400	6.9	9.3	-89.6	99.0	-80.3
Ana Kiriş (Sağ Kanat)	1	3320400	13.9	14.8	-88.0	102.8	-73.1
Ana Kiriş (Sağ Kanat)	2	3320401	27.3	8.6	-91.6	100.2	-83.1
Ana Kiriş (Sağ Kanat)	3	3320402	29.0	5.8	-107.2	113.0	-101.4
Ana Kiriş (Sağ Kanat)	4	3320403	30.5	7.0	-103.2	110.2	-96.2
Ana Kiriş (Sağ Kanat)	5	3320404	31.0	7.2	-103.0	110.2	-95.8
Ana Kiriş (Sağ Kanat)	6	3320405	32.5	7.8	-100.7	108.5	-92.9



Tablo 3. Uçak Kanadı Ana Kirişi Detay Modelden Okunan Gerilme Değerleri

Ana Kiriş	Panel No	Element No	Panel Ölçüleri			Veri Noktaları Gerilme				
			a (mm)	b (mm)	t (mm)	0	0.25b	0.5b	0.75b	b
Sol Kanat	1	1320400	109	319	3.8	125	75	90	-41	-107
Sol Kanat	2	1320401	114	314	3.8	120	75	14	-46	-106
Sol Kanat	3	1320402	187	310	3.6	124	78	16	-47	-109
Sol Kanat	4	1320403	209	304	3.4	127	72	18	-45	-108
Sol Kanat	5	1320404	168	296	3.3	117	65	15	-43	-86
Sol Kanat	6	1320405	194	290	3.1	115	68	40	-41	-87
Orta Kanat	1	2320407	86	319	4.6	110	57	8	-35	-88
Orta Kanat	2	2320406	94	319	4.6	112	45	0	-44	-100
Orta Kanat	3	2320405	200	319	3.5	67	52	-12	-60	-123
Orta Kanat	4	2320404	100	319	3.5	113	50	-13	-60	-123
Orta Kanat	5	2320403	100	319	3.5	66	50	-13	-60	-123
Orta Kanat	6	2320402	200	319	3.5	66	50	-13	-60	-123
Orta Kanat	7	2320401	94	319	4.6	111	43	4	-29	-100
Orta Kanat	8	2320400	86	319	4.6	108	48	11	-34	-86
Sağ Kanat	1	3320400	109	319	3.8	113	68	5	-37	-112
Sağ Kanat	2	3320401	114	314	3.8	117	60	10	-35	-69
Sağ Kanat	3	3320402	187	310	3.6	124	63	8	-44	-105
Sağ Kanat	4	3320403	209	304	3.4	120	75	14	-40	-106
Sağ Kanat	5	3320404	168	296	3.3	116	65	14	-45	-104
Sağ Kanat	6	3320405	194	290	3.1	121	65	16	-40	-105

5. SONUÇ

Uçak kanadı ana kirişi profil gövdesi panellerinin kritik yüklemeye altındaki gerilme değerleri, kaba modelden alınan yüklerle analitik hesaplamalar yapılarak bulunmuştur. Aynı bölgenin daha detay sonlu elemanlar modeli yapılarak aynı sınır şartları ve aynı yükler ile çözdürülmüş ve panel boyunca 5 eşit noktada gerilme değerleri okunmuştur. Tablo 4'te, iki farklı yöntemle hesaplanmış olan gerilme değerleri verilmiştir.

Yüksek hata oranı bulunan bölgeler incelendiğinde, bunların panellerin kenarlarındaki gerilme değerleri olduğu anlaşılmıştır. Bu nedenle, orta kanat bölgesindeki panel 3 için kaba modelden hesaplanmış olan gerilmenin panel boyunca lineer olduğu kabul edilmiş ve Şekil 12'de verilen grafik çizilmiştir.

Şekil 12'de açıkça görülmektedir ki panel kenarlarına yaklaşıldıkça, gerilmelerdeki hata oranları artmaktadır. Kaba model ve detay model sonuçları tüm panel için değerlendirilirse, kaba modelin panel üzerindeki gerilme değerlerini hesaplamak için tek başına yeterli olduğu söylenebilir. Fakat unutulmamalıdır ki çalışma kapsamında analizi yapılmış paneller üzerinde delik, kalınlık artışı ya da azalış ve bağlayıcı bulunmamaktadır. Panel orta noktalarında %2'den az da olsa farklılıklar çıkmaktadır. Bunun nedeni, kaba modelde paneller

arasındaki kuvvetlendiriciler rod olarak modellenirken, detay modelde gerçekte olduğu gibi dörtgen elemanlar kullanılarak modellenmiştir. Kaba modelde rod olarak modellenmiş olan kuvvetlendiriciler moment taşımazken, detay modeldeki dörtgen elemanlar üzerine moment almaktadır. Bu da bu farklılığı görmemizdeki en büyük sebeplerden biridir.

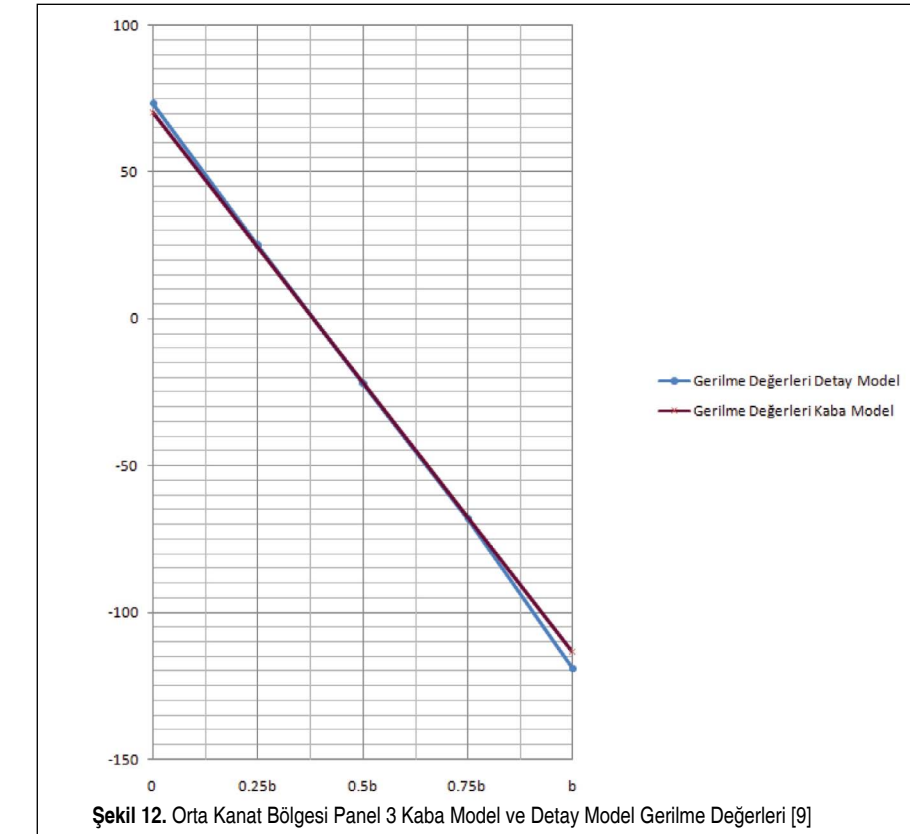
Kenarlara yaklaşıldıkça hata oranının artması sebebi ise aşağıdaki parametrelere bağlanabilir.

- Kaba modeldeki flanşların rod olarak modellenirken, detay modelde dörtgen elemanların kullanılmış olmasıdır.
- Flanşın gerilme konsantrasyonu etkisi: Detay modelde flanş ile profil gövdesi arasında Bölüm 2.2'de, detay modelleme mantığı anlatılan radyus bölgelerinde gerilme konsantrasyonu etkisi olmaktadır. Kaba modelde flanşlar rod olarak modellendiğinden bu bölgede gerilme konsantrasyonu etkisi olmamaktadır.

Gerçekte bu bölge, radyuslu olarak üretildiğinden dolayı detay model yaklaşımı daha gerçekçidir. Bu iki madde, kenarlardaki gerilme konsantrasyonunu arttırmaktadır. Bu nedenle, detay modeldeki gerilme değerleri daha yüksek çıkmaktadır. Gerilme konsantrasyonunun yüksek olduğu panel kenarlarında, kaba model ile detay model arasındaki sapma oranının

Tablo 4. Uçak Kanadı Profil Gövdesi Panelleri Kaba Model ve Detay Model Gerilme Değerleri

Ana Kiriş	Panel No	Element No	Kaba Model		Veri Noktaları Gerilme				
			σ_{alt}	$\sigma_{üst}$	0	0.25b	0.5b	0.75b	b
Sol Kanat	1	1320400	105.2	-75.7	125	75	90	-41	-107
Sol Kanat	2	1320401	102.8	-85.8	120	75	14	-46	-106
Sol Kanat	3	1320402	116.0	-104.5	124	78	16	-47	-109
Sol Kanat	4	1320403	113.2	-98.9	127	72	18	-45	-108
Sol Kanat	5	1320404	113.2	-98.3	117	65	15	-43	-86
Sol Kanat	6	1320405	111.3	-95.2	115	68	40	-41	-87
Orta Kanat	1	2320407	97.2	-78.7	110	57	8	-35	-88
Orta Kanat	2	2320406	98.6	-91.9	112	45	0	-44	-100
Orta Kanat	3	2320405	70.2	-113.2	67	52	-12	-60	-123
Orta Kanat	4	2320404	105.2	-115.5	113	50	-13	-60	-123
Orta Kanat	5	2320403	70.8	-113.8	66	50	-13	-60	-123
Orta Kanat	6	2320402	70.8	-113.8	66	50	-13	-60	-123
Orta Kanat	7	2320401	100.1	-93.1	111	43	4	-29	-100
Orta Kanat	8	2320400	99.0	-80.3	108	48	11	-34	-86
Sağ Kanat	1	3320400	102.8	-73.1	113	68	5	-37	-112
Sağ Kanat	2	3320401	100.2	-83.1	117	60	10	-35	-69
Sağ Kanat	3	3320402	113.0	-101.4	124	63	8	-44	-105
Sağ Kanat	4	3320403	110.2	-96.2	120	75	14	-40	-106
Sağ Kanat	5	3320404	110.2	-95.8	116	65	14	-45	-104
Sağ Kanat	6	3320405	108.5	-92.9	121	65	16	-40	-105

**Şekil 12.** Orta Kanat Bölgesi Panel 3 Kaba Model ve Detay Model Gerilme Değerleri [9]

maksimum %8,68 olması değerlendirildiğinde, kaba model yaklaşımı kabul edilebilir düzeydedir. Fakat bu bölgelerdeki gerilme konsantrasyonunun etkisinin incelenmesi gerekiyorsa, Andrew M. Brown ve Richard M. Seugling, plaka sonlu elemanlar radyus modellemesinin global tepki analizinde kullanılması başlıklı çalışmalarında, denklemlerini çıkarttıkları köprü elemanlarının kullanılması gerçeği olacaktır.

Sonuç olarak, kaba modelden okunan yükler kullanılarak panel üzerindeki gerilme değerlerinin kolay ve pratik bir şekilde hesaplanabileceği bir makro yazılmıştır ve ön tasarım için yeterli ve güvenilir sonuç alınmıştır.

Çalışma kapsamında yapılmış olan çalışmalara ek olarak, kaba model süper eleman yaklaşımı kullanılarak geliştirilebilir ve matris boyutu azalacağından dolayı çözüm süresi azaltılabilir [3].

Tang Jiapeng ve arkadaşları tarafından yapılmış olan çalışmada olduğu gibi, parametrik model geliştirilmesiyle aynı zamanda kolay modifikasyon yapılabilirlik sağlanabilir [2].

SEMBOLLER

a	Panel genişliği, mm
b	Panel yüksekliği, mm
t	Panel kalınlığı, mm
A	Profil gövdesi kesit alanı, mm ²
E	Elastisite modülü, MPa
F _a	Eksenel kuvvet
F _s	Kesme kuvveti
G	Sertlik modülü
I _x	Panelin x eksenindeki atalet momenti
M	Moment
ν	Poisson oranı
σ _a	Panel üzerindeki eksenel gerilme
σ _s	Panel üzerindeki kesme gerilmesi
σ _b	Panel üzerindeki eğilme gerilmesi
σ _{üst}	Panel üst kenarındaki gerilme
σ _{alt}	Panel alt kenarındaki gerilme

KAYNAKÇA

1. **Niu, M. C. Y.** 1999. Airframe Stress Analysis and Sizing, 2nd Edition, Hong Kong Conmilit Press LTD, Hong Kong.
2. **Jiapeng, T., Ping, X., Baoyuan, Z., Bifu, H.** 2013. "A Finite Element Parametric Modeling Technique of Aircraft Wing Structures," Chinese Journal of Aeronautics, vol. 26, no. 5, p. 1202-1210.
3. **Kuntjoro, W., Jalil, A., AMH., Mahmud, J.** 2012. "Wing Structure Static Analysis Using Superelement," Procedia Engineering, vol. 41, p. 1600-1606.
4. **Brown, M. A., Seugling, M. R.** 2004. "Using Plate Finite Elements for Modeling Fillets in Global Response Analysis," Finite Elements in Analysis and Design, no. 40, p. 1963-1975.
5. **Flabel, J. C.** 1986. Practical Stress Analysis for Design Engineers, First Edition, Lake City Publishing Company, USA.
6. MSC Software NASTRAN™-PATRAN™ User Manual, 2005. The MacNeal-Schwindler Corporation.
7. **Parady, J.** 2010. FEA Model Checking in MSC/MD NASTRAN™-PATRAN™, MSC. Software Sim Academy Series.
8. **Bruhn, E. F.** 1973. Analysis and Design of Flight Vehicle Structures, Second Edition, Tri State Offset Company, USA.
9. **Kaplanhoğlu, B.** 2013. "Uçak Kanadı Ana Kirişi Profil Gövdesinin Kararlı ve Kararsız Kırılma Modlarının Sonlu Elemanlar Yöntemi ve Analitik Yöntemlerle Karşılaştırılması Olarak İncelenmesi," Yüksek Lisans Tezi, Gazi Üniversitesi, Ankara.

<http://omys.mmo.org.tr/muhendismakina/>

TMMOB MAKİNA MÜHENDİSLERİ ODASI

Mühendis ve Makina Dergisi

Online Makale Yönetimi



[ANA SAYFA \(GİRİŞ SAYFASI\)](#) |

[YAZAR](#)

[HAKEM](#)

[EDİTÖR](#)

» HOŞGELDİNİZ

YAZAR GİRİŞİ

e-Posta :

Şifre :

[Yeni Kullanıcı](#) | [Şifremi Unuttum](#)

MÜHENDİS VE MAKİNA DERGİSİ'ne makale gönderebilmek için sisteme kayıt olmanız gerekmektedir. Kayıt olabilmek için sol kısımda yer alan [\[Yeni Kullanıcı\]](#) bağlantısına tıklayınız.

Daha önce kayıt olduysanız, e-posta adresiniz ve şifrenizi girmeniz yeterlidir.

Şifrenizi hatırlamıyorsanız, şifrenizin e-posta adresinize gönderilebilmesi için [\[Şifremi Unuttum\]](#) bağlantısına tıklayınız.

Sistemle ilgili sorularınızı yayin@mmo.org.tr e-posta adresine gönderebilirsiniz.

makalelerinizi online sistem üzerinden ulaştırabilirsiniz