

AĞIR BİR NAKLİYE UÇAĞINA AİT BİR YAPISAL BİLEŞENİN TASARIMI VE ANALİZİ

Davut ÇIKRIKCI*
ODTÜ/TAI, ANKARA

Yavuz YAMAN†
ODTÜ, ANKARA

Murat SORGUÇ‡
TAI, ANKARA

ÖZET

Bu çalışmada ağır bir nakliye uçağı arka gövdesine ait bir yapısal bileşenin tasarım ve analiz evreleri sunulmuştur. Tasarlanan bileşen olan yapısal bağlantı elemanı, uçağın gövde montajında iki kaburganın ya da iki takviye kirişinin birbirine bağlantısını sağlayan arayüz elemanıdır. Uçak gövdesindeki çevresel güçlendiriciler olan kaburgalar birbirlerine kaburga bağlantı elemanları ile, boylamsal güçlendiriciler olan takviye kirişleri ise takviye kirişi bağlantı elemanları ile birleştirilmektedir. Tasarım evresinin başlangıcında, kaburga bağlantı elemanları ve takviye kirişi bağlantı elemanları için takip edilmesi gereken yapısal tasarım prensipleri anlatılmıştır. Ön tasarım aşamasından sonra, ilgili yük koşulları altında yapısal analizlerin yapıldığı kavramsal tasarım aşaması gerçekleştirilmiştir. Yapısal analiz yöntemleri tanımlanmış ve tipik bir kaburga bağlantı elemanı ve takviye kirişi bağlantı elemanı analizi yapılarak örneklenmiştir. Tasarım prensipleri ve yapısal analiz metodlarına ek olarak, tasarımı yapılan bileşene ait kritik yük koşulu belirleme işlemi de çalışmada anlatılmıştır. Kaburga ve takviye kirişi bağlantı elemanlarının yapısal analizleri sırasında uygulanan yükler, uçağın sonlu elemanlar modelinden elde edilmiştir. Son olarak, seçilen bileşenin tasarım ve analizi ile ilgili genel sonuçlar dile getirilmiş, gelecekte olası yapılabilecek benzer çalışmalar için öneriler sunulmuştur.

GİRİŞ

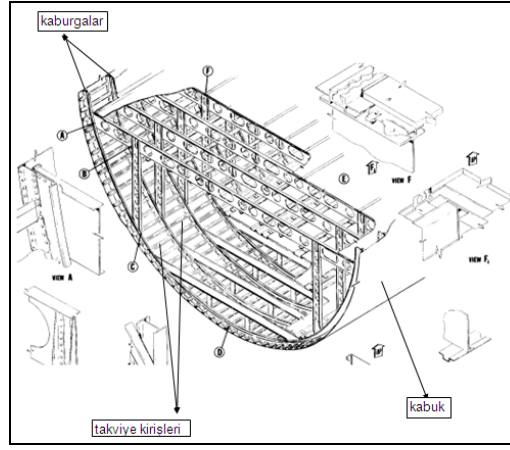
Son yıllarda beliren büyük ve ağır yük taşıyabilme kapasitesi, hızlı ulaşım ve yüksek irtifada uçabilme yetenekleri, kısa mesafede ve yumuşak zeminlere inebilme, yavaş hızlarda taktik uçuşlar yapabilme ve havadan malzeme dağıtabilme gibi gereksinimler yeni bir ağır nakliye uçağı ihtiyacını doğurmuştur. Yeni uçak hem askeri hem de sivil havacılık sertifikasyon kriterlerine uygun olarak tasarlanacaktır.

Günümüzde uçak gövde yapılarının yapısal tasarımı, kabuk, çevresel güçlendiriciler ve boylamsal güçlendiricilerin tasarımından oluşmaktadır. Çevresel güçlendiriciler “kaburga” olarak, boylamsal güçlendiriciler ise “takviye kirişi” olarak adlandırılmaktadır. Kabuk, çevresel güçlendiriciler ve boylamsal güçlendiricilerin uçağın birincil yapı grubunu oluştururlar. Şekil 1; güncel bir uçak için detaylı bir birincil yapı grubu göstermektedir.

* Havacılık ve Uzay Mühendisliği Doktora Öğrencisi, TAI / Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-Posta: dcirikci@tai.com.tr

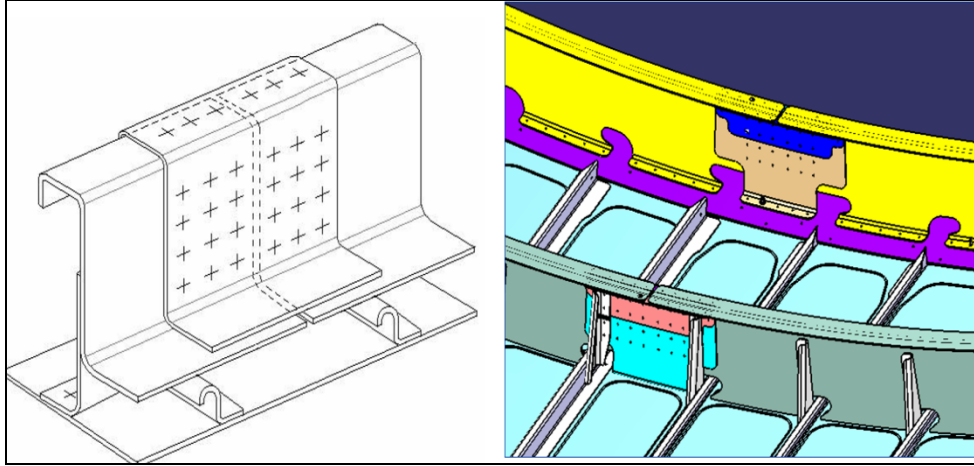
† Prof. Dr., Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-Posta: yaman@metu.edu.tr

‡ Yapısal Tasarım Müdürü, TAI, E-Posta: msorguc@tai.com.tr

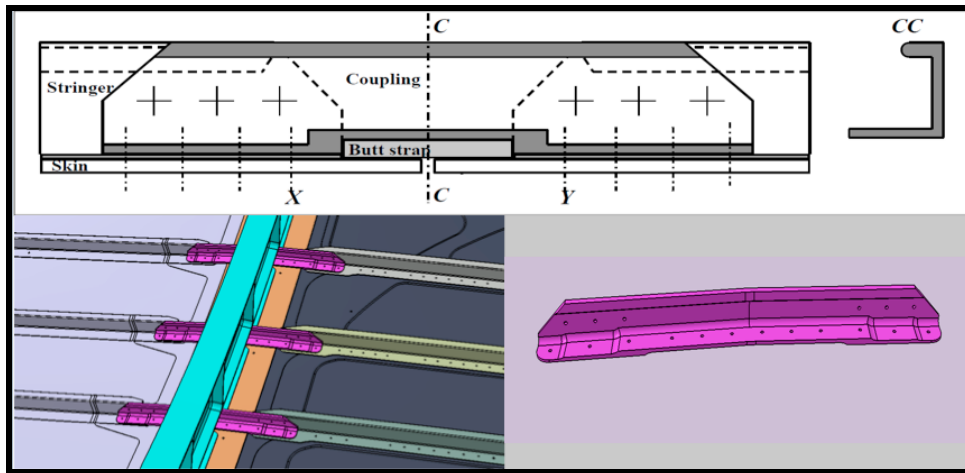


Şekil 1: Günümüze Ait Tipik Uçak Gövde Yapılarının Bölümleri [1]

Birincil yapıların bağlantısını sağlayan arayüz parçaları; “kaburga bağlantı elemanı” veya “takviye kirişi bağlantı elemanı” olarak adlandırılır. Bu çalışmada bu tip bağlantı elemanlarının tasarım ve analizi sunulacaktır. Tasarlanan bileşene ait tipik bağlantı elemanı çeşitleri ve ilintili geometrik modeller Şekil 2 ve Şekil 3'te gösterilmiştir.



Şekil 2: Tipik Kaburga Bağlantı Elemanı [1]

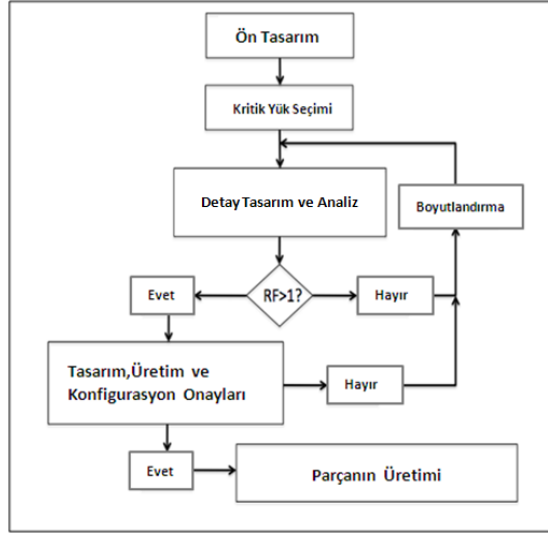


Şekil 3: Tipik Takviye Kirişi Bağlantı Elemanı [1]

KULLANILAN YÖNTEMLER

Tasarım ve Analize Giriş

Uçağın yapısal tasarımında takip edilen ana başlıklar ve kritik aşamalar Şekil 4'te gösterilmiştir.



Şekil 4: Bileşen Tasarımındaki Kritik Aşamalar [1]

Şekil 4'de gösterilen tasarım aşamaları; önceki tasarımlardan edinilen deneyimlerin yansıtıldığı ön tasarımla başlamakta, ardından kritik yük seçimi ve kavramsal tasarım aşamasındaki yapısal analiz sırasında bileşenlere uygulanacak yük koşullarının belirlenmesi gelmektedir. Son olarak kavramsal tasarım ve yapısal analiz aşaması sonucunda tasarlanan parçaların uçuşa elverişliliği belirlenmiş ve ilgili tüm disiplinlerin onayı alınarak parçalar üretilmiştir.

“RF”; (reserve factor) bileşenin yapısal yeterliliğini gösteren ihtiyat faktörü anlamına gelmektedir. Dolayısıyla “RF>1” tanımı yapısal bileşenin sertifikasyon ve uçuşa elverişlilik bakımından yeterli olduğunu göstermektedir. Yetersiz olması durumunda bileşen, yeniden boyutlandırılarak kritik aşamalardan tekrar geçirilmelidir.

Temel Tanımlar

Bu bölümde tasarım sırasında kullanılan temel terimler hakkında kısa bilgi ve tanımlar verilmiştir;

“Uygulanan Yük”, çeşitli uçuş ve manevra durumlarında yapısal bileşen üzerinde etkin olan ve sertifikasyon ve uçuşa elverişlilik açısından yapılan kontrollerde bileşen üzerinde denenilen yük koşuludur.

“Kabul Edilebilir Yük”, yapısal analiz metotları kullanıldığında parçanın dayanabileceği azami yük koşuludur.

“Limit Yük”, tasarlanan uçağın servis hayatı boyunca maruz kalabileceği azami yük durumudur.

“Nihai Yük”, limit yükün belirli bir güvenlik katsayısıyla çarpılarak elde edilen ve sertifikasyon gereksinimleri açısından bileşenin dayanması gereken azami yük durumudur.

Kullanılan Tasarım Prensipleri

Bu bölümde, seçilen arayüz bileşenin tasarımında kullanılan temel tasarım prensipleri anlatılmaktadır. Anlatılan tasarım prensipleri, arayüz bileşenin her iki tipi, kaburga bağlantı ve takviye kirişi bağlantı elemanları için de geçerlidir. Tasarlanan yapısal bileşen, arayüz bölgesi elemanları olduğu için kullanılan tasarım prensipleri de genel olarak bağlayıcıların konumları ile

ilgilidir. Buna göre; kullanılacak bağlayıcıların aralıkları, kenara olan uzaklıkları ve iki bağlayıcı sırası arasındaki uzaklık, TAI Tasarım ve Analiz Kılavuzu'na [3] göre denklemler (1), (2) ve (3)'te kullanılan bağlayıcının çapı bazında belirtilmiştir.

$$4.5d < pd < 6.5d \quad (1)$$

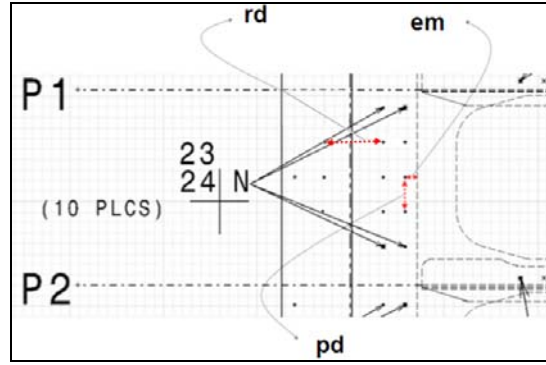
$$em < 2d \quad (2)$$

$$rd > 25 * t \quad (3)$$

Denklemler (1), (2) ve (3)'te aşağıda belirtilen kısaltmalar kullanılmıştır;

- d: Bağlayıcı Çapı
 pd: Aynı sıraya ait iki bağlayıcı arasındaki uzaklık
 em: Bağlayıcı ile bileşenin kenarı arasındaki uzaklık
 rd: İç iki bağlayıcı sırası arasındaki uzaklık

Bağlayıcı konumu ile ilgili tasarım prensipleri Şekil 5'te gösterilmiştir.



Şekil 5: Bağlayıcı Konumları [3].

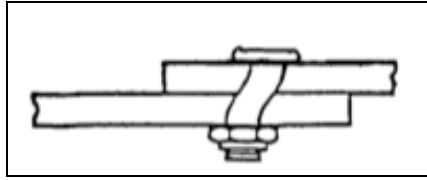
Kullanılan Yapısal Analiz Yöntemleri

Bu bölümde belirtilen yapısal analiz yöntemleri tasarlanan elemanların çeşitli işe yaramazlık (failure) durumları altında durumunu belirlemeyi ve dolayısıyla uçuşa elverişli olup olmadığının kararlaştırılmasını sağlayan yöntemlerdir. Tasarlanan elemanlarla ilgili başlıca işe yaramazlık durumları şunlardır:

- Bağlayıcının kesme kuvveti altında işe yaramazlığı (shear failure)
- Bağlanan plakalardan birinin ezilmesi (bearing failure)
- Çekme ve basma kuvvetleri altında bileşenin malzeme işe yaramazlığı
- Basma kuvveti altında bileşenin buruşması (crippling)
- İki bağlayıcı arasında burkulma (buckling)

Tasarlanan bileşenin yukarıda belirtilen işe yaramazlık durumlarına karşı, uçağın bütün uçuş ve yer manevraları sırasında oluşan, nihai yüklemeler altında dahi dayanması beklenmektedir. Her bir işe yaramazlık durumuna ait bilgiler ve kullanılan dayanım hesaplama yöntemleri aşağıda verilmiştir.

i) Bağlayıcının kesme kuvveti altında işe yaramazlığı: Şekil 6'da gösterilen bu durum, temel olarak, bağlayıcının bağlantıda oluşan kesme kuvveti altında kesilmesi sonucunda sistemin işe yaramazlık durumuna gelmesidir.



Şekil 6: Bağlayıcının kesme kuvveti altında işe yaramazlığı

Burada bağlayıcının dayanabileceği azami yük, P_{su} , denklem (4)'te belirtilmiştir.[3]

$$P_{su} = \sigma_{su} \times A_{shr} \quad (4)$$

σ_{su} : Bağlayıcı malzemesinin nihai kesme gerilmesi

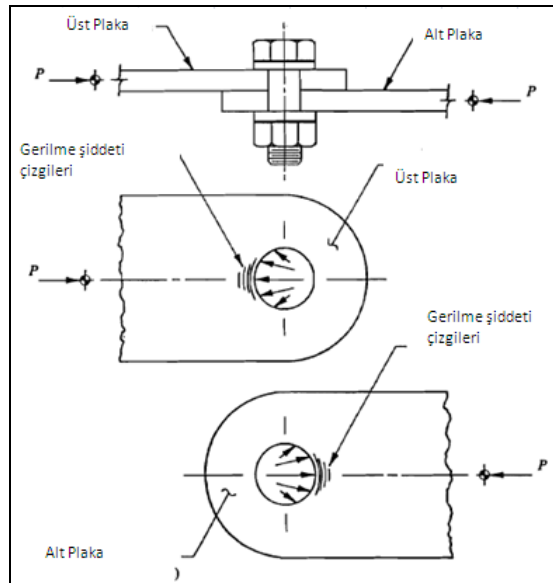
A_{shr} : Bağlayıcının kesit alanı

Uygulanan yük (P_s) altında yapılan ihtiyat faktörü hesaplaması denklem (5)'te belirtilmiştir.[3]

$$RF = \frac{P_{su}}{P_s \times k} \quad (5)$$

Denklem (5) te kullanılan "k"; montaj faktörü anlamına gelmektedir ve değeri ağır uçaklar için sertifikasyon gereksinimlerini belirleyen CS-25 [2] kriterlerine uygun olarak belirlenmiştir.

ii) Bağlanan plakalardan birinin ezilmesi: Bu işe yaramazlık durumu Şekil 7'te gösterilmiştir.



Şekil 7: Bağlanan Plakalardan Birinin Ezilmesi [5]

Bu işe yaramazlık durumunda plakanın dayanabileceği azami yük (P_{bru}) denklem (6)'da belirtilmiştir. [3]

$$P_{bru} = \min \left\{ (\sigma_{bru-MIN} \times t \times D)_{plaka1}, (\sigma_{bru-MIN} \times t \times D)_{plaka2}, \dots \right\} \quad (6)$$

Denklem (6)'da $\sigma_{bru-MIN}$ asgari ezilme gerilme dayanımını belirtmektedir ve hesaplanışı denklem (7)'de verilmiştir [3]

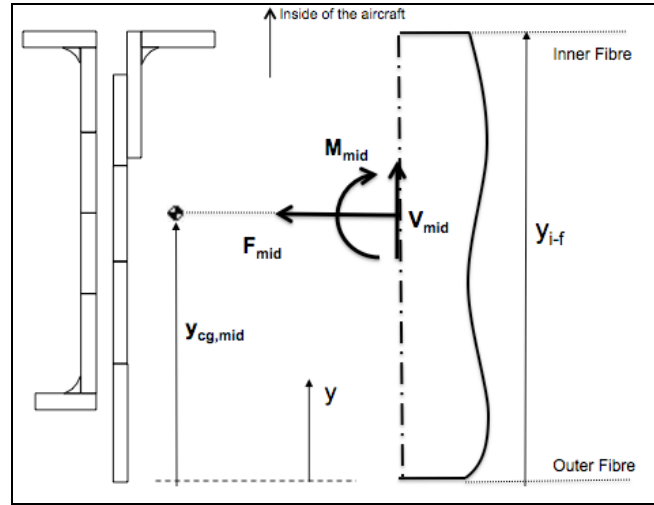
$$\sigma_{bru-MIN} = \min \left\{ \sigma_{bru}, 1.5 \times \sigma_{bry} \right\} \quad (7)$$

Denklemler (7)'de σ_{bru} plaka malzemesine ait nihai ezilme gerilmesini, σ_{bry} ise ezilme akma gerilmesini belirtmektedir.

Buna göre kritik yük koşulunda oluşan bağlayıcı kesme kuvveti (P_{br}) altında hesaplanan ihtiyat faktörü denklem (8)'de belirtilmiştir.[3]

$$RF = \frac{P_{bru}}{P_{br} \times k} \dots\dots\dots(8)$$

iii) Çekme ve basma kuvvetleri altında bileşenin malzeme işe yaramazlığı: Bu işe yaramazlık durumunda tasarım ve analizi gerçekleştirilen yapısal bağlantı bileşenin orta kesitinde oluşan azami çekme ya da basma gerilmeleri malzemenin nihai ve akma gerilmeleri ile karşılaştırılır. Örneğin; bir kaburga bağlantı bileşenine ait orta kesit Şekil 8 da gösterilmiştir.



Şekil 8: Kaburga Bağlantı Bileşeninin Orta Kesiti [1].

Orta kesitin en iç ve en dış kenarlarındaki gerilme seviyesi TAI Tasarım ve Analiz Kılavuzu'nda [3] bulunan denklemler (9) ve (10) kullanılarak hesaplanmıştır.

$$\sigma_{in} = \frac{F_{mid}}{A_{mid}} - \frac{M_{mid} \times (y_{i-f} - y_{cg,mid})}{I_{mid}} \dots\dots\dots(9)$$

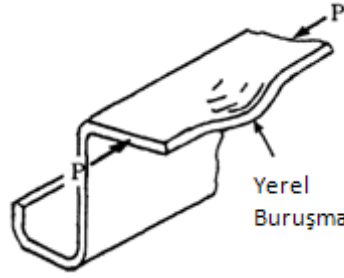
$$\sigma_{out} = \frac{F_{mid}}{A_{mid}} - \frac{M_{mid} \times (y_{o-f} - y_{cg,mid})}{I_{mid}} \dots\dots\dots(10)$$

Buna göre hesaplanan ihtiyat faktörü denklem (11) de verilmiştir;

$$RF = \min \left\{ \frac{(\sigma_u)_{bağ.-elemanı}}{\sigma_{uygulanan}}, \frac{1.5 \times (\sigma_y)_{bağ.-elemanı}}{\sigma_{uygulanan}} \right\} \dots\dots\dots(11)$$

Denklemler (11) de σ_u ; bağlantı bileşeni malzemesinin nihai dayanım gerilmesini, σ_y ; malzemenin akma dayanım gerilmesini belirtmektedir. $\sigma_{uygulanan}$ ise uygulanan nihai yük altında bileşende oluşan en büyük gerilmeyi tanımlamaktadır. Denklem (9) ve (10) göz önünde bulundurulduğunda $\sigma_{uygulanan}$, σ_{in} ve σ_{out} değerlerinden büyük olanıdır.

iv) Basma Kuvveti Altında Bileşenin Buruşması: Buruşma, bileşenin kesit yüzeyinde kalıcı deformasyona neden olan plastik çarpıklık anlamına gelmekte olup, basma kuvveti altında en sık karşılaşılan işe yaramazlık tipidir. Şekil 9'da tipik bir buruşma işe yaramazlığı gösterilmiştir.



Şekil 9: Bileşenin Buruşma Yetmezliği [4]

Bileşenin toplam buruşma işe yaramazlığı kabul edilebilir gerilmesi, bileşene ait her bölge için ayrı ayrı en yüksek kabul edilebilir yükün hesaplanması ve toplanması ve bu toplam yükün toplam alana bölünmesi ile hesaplanmaktadır.

$$\sigma_{st} = \frac{1}{A_{tot}} \cdot \sum_i F_{cr,i} \dots \dots \dots (12)$$

$$F_{cr,i} = l_i \times t_i \times \sigma_{yi} \times \xi_i \dots \dots \dots (13)$$

Denklem (12) ve (13) için;

- σ_{st} : Bileşenin toplam buruşma işe yaramazlığı kabul edilebilir gerilmesi,
- A_{tot} : Bileşenin toplam kesit alanı,
- $F_{cr,i}$: Bileşen kesitinin i bölgesine ait en yüksek kabul edilebilir yük,
- l_i : Bileşen kesitinin i bölgesinin uzunluğu,
- t_i : Bileşen kesitinin i bölgesinin kalınlığı,
- σ_{yi} : Bileşen malzemesine ait akma gerilimi,
- ξ_i : Bileşen malzemesinin alaşım içeriklerine bağlı doğrulama faktörü olarak tanımlanmıştır.

Denklem (13)'te kullanılan doğrulama faktörünün hesaplanabilmesi için malzeme, boyut ve bileşen bölgesinin destek bilgileriyle bağlantılı yeni bir değişirge, ψ_i hesaplanması TAI Tasarım ve Analiz Kılavuzu'na göre [3] Denklem (14) te belirtilmiştir.

$$\Psi_i = \frac{l_i}{t_i} \cdot \sqrt{\frac{\sigma_{yi}}{E_i \cdot SF_i}} \dots \dots \dots (14)$$

Denklem (14) te SF_i bileşen kesitinin durumuna bağlı değişen destek faktörünü belirtmektedir. Bu değer, bir taraftan desteklenen bölge için "0.41", iki taraftan destekli bölgeler için "3.60" olarak kullanılmaktadır.[1]

Bileşen malzemesinin alaşım içeriklerine bağlı olarak değişen doğrulama faktörünün hesaplanması Tablo-1'de belirtilmiştir.

Tablo-1: Buruşma Doğrulama Faktörü Hesaplanması

Malzeme	Doğrulama Faktörü	
	>1.03	<=1.03
ψ_i	0.73	$1.3 - 0.57 \times \Psi_i$
ξ_i	$\frac{\Psi_i^{0.8}}{\Psi_i}$	

Hesaplanan en yüksek kabul edilebilir gerilme, bileşene uygulanan nihai yükleme ile karşılaştırılarak; bileşenin basma kuvveti altındaki buruşmasına ait ihtiyat faktörü hesaplanır.

y) İki Bağlayıcı Arasında Burkulma: Bu işe yaramazlık temel olarak basma kuvveti altında kabukta iki bağlayıcı arasındaki bölgenin kararsızlığı sonucunda oluşan kalıcı işe yaramazlıktır.

Bu işe yaramazlık açısından bileşene ait en yüksek kabul edilebilir yük ve gerilim hesaplanması için yardımcı faktör “ γ ” hesaplanması TAI Tasarım ve Analiz Kılavuzu’na [3] göre Denklem (15)’te belirtilmiştir.

$$\gamma = 1.103 \cdot \frac{s}{t} \cdot \sqrt{\frac{\sigma_{cy}}{C \cdot E_c}} \dots \dots \dots (15)$$

Denklem (15)’te aşağıdaki tanımlamalar kullanılmıştır.

- s: Bağlayıcı aralığı,
t: Plakanın kalınlığı,
C: Bağlayıcı kenetlenme faktörü,
E_c: Basma kuvveti altında elastik sabit

Denklem (15) hesaplaması sonucunda $\gamma > 1.5275$ ise malzeme elastik rejimde olup bu işe yaramazlık tipi için en yüksek kabul edilebilir gerilim hesaplanması Denklem (16)’da belirtilmiştir.

$$\sigma_{cr,irb} = (1 - 0.303 \cdot \gamma^{1.5}) \cdot \sigma_{cy} \dots \dots \dots (16)$$

$\gamma < 1.5275$ durumunda ise malzeme plastik rejimde olup bu işe yaramazlık tipi için hesaplanan gerilim hesaplaması Denklem (17)’de belirtilmiştir.

$$\sigma_{cr,irb} = \frac{\sigma_{cy}}{\gamma^2} \dots \dots \dots (17)$$

Denklem (16) ya da (17) kullanılarak çıkan en yüksek kabul edilebilir gerilme, bileşen üzerine uygulanan nihai yük sonucu oluşan gerilme karşılaştırılarak ihtiyat faktörü hesaplanır.

Uygulanan Yükler ve Yük Seçim Kriterleri

Askeri ve sivil sertifikasyon gereksinimleri düşünüldüğünde tasarlanan uçağın aşağıda belirtilen yük koşullarına dayanıklılığı gerekmektedir;

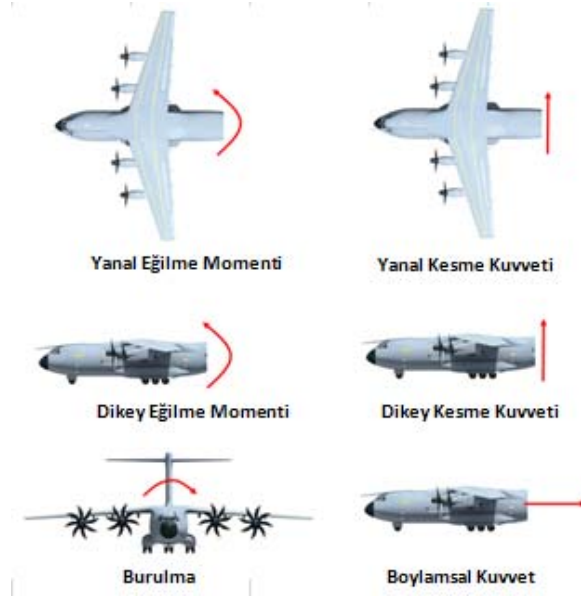
- 2ΔP (1101.4 HPa) İç Basınç Yüğü
- Rampa Açık ve Kapalı Uçuş Yüğü
- Yer Operasyonları Yüğü

Yer operasyonları yüğü, simetrik iniş, sürüklenerek iniş, tek teker üzerine iniş, yerde dönüş, kalkış pistinde ilerleme, taksi, uçak çekme, yan sıçrayış ve frenleme yüğülerinden oluşmaktadır. Uçuş yüğü ise, yanal ve dikey manevra yüğü, turbulans ve ani rüzgar yüğü olarak sınıflandırılabilir.

Yukarıda belirtilen her bir yük koşulu, tasarlanan uçağın bağlantı bileşenlerini içeren bölgesine ait gövde kesitinde yanal ve boylamsal eğilme momenti, burulma ve kesme kuvvetleri yaratmaktadır. Yapısal analizler sonucunda tasarım aşamasındaki uçakta olası bir yük artışı olması durumunda ilk bakışta hangi bölgelerin ne kadar etkileneceği, bütün yapısal analiz işinin tekrar yapılıp yapılmaması gerektiği gibi sonuçlara varılmaktadır.

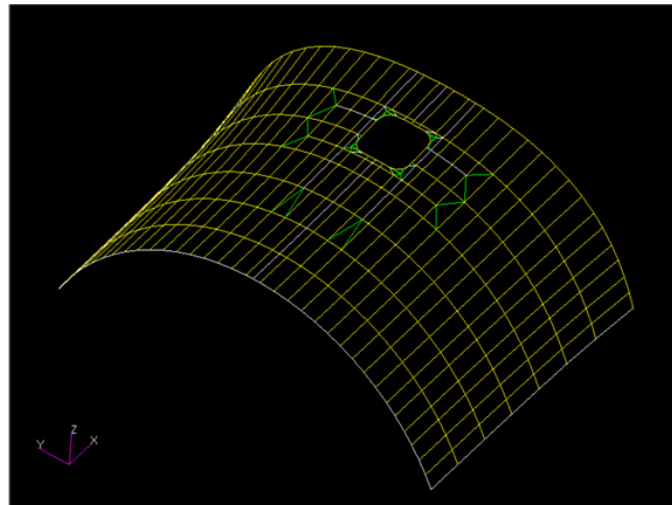
Bu çalışma ile ilgili olarak yük seçim kriter çalışması sonucunda arka gövde kabuk ve takviye kirişi bağlantı bileşenleri için en kritik yükler, simetrik iniş (kabuk) ve yanal ani rüzgar yükleri (takviye kirişi) olarak belirlenmiştir.

Şekil 10'da yukarıda belirtilen yük koşulları altında gövde kesitinde bulunan kuvvet ve momentler gösterilmektedir.



Şekil 10: Gövde Yüklenme Koşulları [1]

Hesaplanan yükler, sonlu elemanlar yöntemi yardımıyla yaratılan uçak modeline uygulanmıştır. Sonlu elemanlar analizi sonucu tasarımı gerçekleştirilecek bileşen tiplerine ait düğüm deformasyon, düğüm yük dengesonuçları, eleman gerilmeleri ve eleman kuvvetleri elde edilmiş ve yukarıda belirtilen yapısal analiz yöntemlerinde girdi olarak kullanılmıştır. Bununla ilgili arka gövde sonlu elemanlar modeli Şekil 11'de gösterilmiştir.



Şekil 11: Arka Gövde Üst Kabuk Sonlu Elemanlar Modeli [1]

SONUÇ

Bu çalışmada ağır bir nakliye uçağına ait bir bileşenin tasarım ve analiz evreleri anlatılmıştır. Yapılan analiz ve tasarım çalışmaları, her tasarlanan bileşenin iki ayrı tipi olan kaburga ve takviye kirişi yapısal bağlantı elemanlarının tasarlanan uçak ve beklenen operasyon koşulları için çok kritik olduğunu göstermiştir. Uçağın arka gövde üst kabuğunda yer alan bileşenler için özellikle simetrik iniş ve ani rüzgar yüklemeleri en kritik yükler olarak belirlenmiştir. Bu yüklemeler altında kabuk, çekme kuvvetine maruz kalırken, bu bileşenin iç çıkıntılı kenarında basma yükleri oluşmuş ve bu bölgede buruşma ve yanal kararlılık işe yaramazlıklarına yatkınlık görülmüştür. Çalışmada kullanılan analiz yöntemleri ve sonlu elemanlar modeli yapılan küçük ölçekli ve büyük ölçekli testlerle doğrulanmıştır. Bu test ve deneylerden sonra, uçuş testi sonuçları da incelenmiş olup, bu süreçte hesaplanan uçuş yükleri de doğrulanmıştır.

KAYNAKLAR

- [1] Design and Analysis of a Structural Component of a Heavy Transport Aircraft, MSc. Thesis, D.Çıkrıkçı, 5 Şubat 2010.
- [2] Certification Specifications for Large Aeroplanes, CS 25, EASA, Amendment 4, 27 Aralık 2007
- [3] TAI Design and Structural Analysis Manuals
- [4] Airframe Stress Analysis and Sizing, M.C.Y. Niu, Ekim 1989
- [5] Practical Stress Analysis for Design Engineers, J.C. Fiabel, 1986