

JENERİK KATI YAKITLI ROKET MOTORU GEOMETRİSİNİN SONLU ELEMANLAR YÖNTEMİYLE DOĞRUSAL VİSKOELASTİK ANALİZİ

Ceyhun Tola¹ ve Melike Nikbay²
İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul

ÖZET

Çalışma kapsamında, katı yakıtta sahip jenerik bir roket motorunun yakıt yapısal dayanımı, sonlu elemanlar yöntemi kullanılarak analiz edilmiştir. Viskoelastik bir malzeme olan katı yakıtta ait mekanik özelliklerin belirlenerek; sonlu elemanlar modeliyle bütünleştirilmesi adımlarından kısaca bahsedildikten sonra, sonlu elemanlar modelinin oluşturulmasıyla ilgili detaylar sunulmuştur. Yapısal analizler kapsamında, katı yakıt motoru, kritik yüklemeler olarak kabul edilen şartlandırma (soğutma) ve ateşleme basıncı yükleri altında analiz edilmiş, bu sayede gerilme ve gerinim dağılımları hesaplanmıştır. Analizlerin değerlendirilmesi amacıyla uygulanan güvenlik toleransı hesaplama yöntemi ve bu yöntemde göz önüne alınan parametreler özetlendikten sonra sonlu elemanlar analiz sonuçları kullanılarak jenerik katı yakıtlı roket motoru için güvenlik toleransı değeri hesaplanmış ve sonuçlar yorumlanmıştır.

GİRİŞ

Roket teknolojisi, dünyadaki ülkelerarası kutuplaşmadan kaynaklı silahlanma ve uzay yarışı sebebiyle 20. yüzyılda hızla gelişmiştir. Bilim insanları ve tasarımcılar daha az kütle ve daha yüksek itkiye sahip dolayısıyla daha uzun menzilli ve üretimi nispeten kolay roket motorları geliştirmek için araştırmalarına hız vermişlerdir.

Uydu teknolojisinin gelişmesiyle birlikte roketler, uydu sistemlerini yörüngelerine yerleştirmek amacıyla kullanılmıştır. Günümüzde milli imkânlarla geliştirilen sivil ve askeri uyduların ulusal fırlatma sistemleriyle yörüngelerine yerleştirilmesi büyük önem arz etmektedir.

Bir uyduyu yörüngeye yerleştirmek için gerekli enerji, genellikle katı ve sıvı yakıtlı roket motorları tarafından sağlanmaktadır. Bu nedenle, bir fırlatma sistemi geliştirmenin önemli basamaklarından biri, mümkün olan en az kütle ve maliyetle; olabildiğince yüksek mukavemete sahip bir roket motoru tasarlamaktır.

Katı yakıtlı roket motoru tasarımının önemli aşamalarından biri, tasarlanan katı yakıt geometrisinin dayanımının analiz edilmesidir. Genellikle sonlu elemanlar yöntemi kullanılarak gerçekleştirilen mukavemet analizlerinde; motorlar, sıcaklık, ateşleme basıncı ve bazen de ivme yükleri altında incelenirler.

Roket motorları, üretim tarihlerinden itibaren depolama süreçlerinde farklı çevresel koşullarla karşı karşıya kalırlar. Yaşlanma süreci olarak adlandırılan bu süreç, yakıtta ait mekanik özelliklerin zamanla değişmesine yol açar. Dolayısıyla, katı yakıtlı roket motorlarının mukavemet analizleri

¹ Doktora Öğrencisi, FBE Uçak ve Uzay Müh. Doktora Prog. E-posta: tola@itu.edu.tr

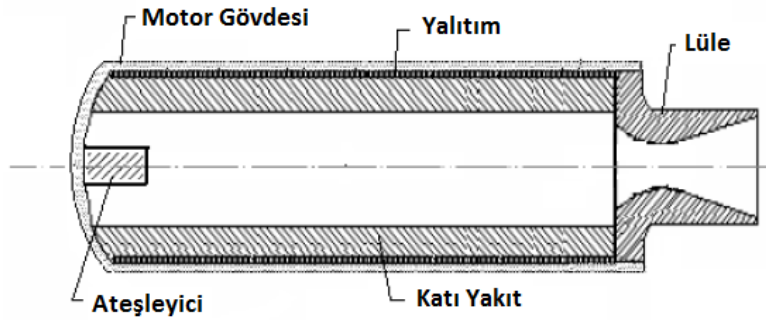
² Doç. Dr., Uzay Müh. Böl., E-posta: nikbay@itu.edu.tr

sonucunda elde edilen gerilme ve gerinim değerleri kullanılarak doğrudan bir sonuç elde etmek mümkün değildir. Yaşlanma ve benzeri belirsizlik etkilerini de göz önüne almak amacıyla deterministik yaklaşımdan faydalanılarak uygun azaltma çarpanları belirlenir ve güvenlik toleransı değeri hesaplanır. Bu değere göre, katı yakıtlı roket motoru tasarımının istenilen raf ömrü boyunca güvenli şekilde kullanılıp kullanılmayacağı değerlendirilir.

Çalışma kapsamında HTPB (Hydroxyl-terminated Polybutadiene) tabanlı viskoelastik özellik gösteren katı yakıt geometrisine sahip 200 mm çapında jenerik bir roket motoru, depolama ve ateşleme koşulları altında sonlu elemanlar yöntemiyle doğrusal viskoelastik olarak analiz edilmiş ve deterministik yaklaşım yardımıyla bu motorun sahip olduğu güvenlik toleransı değeri hesaplanmıştır.

KATI YAKITLI ROKET MOTORLARI

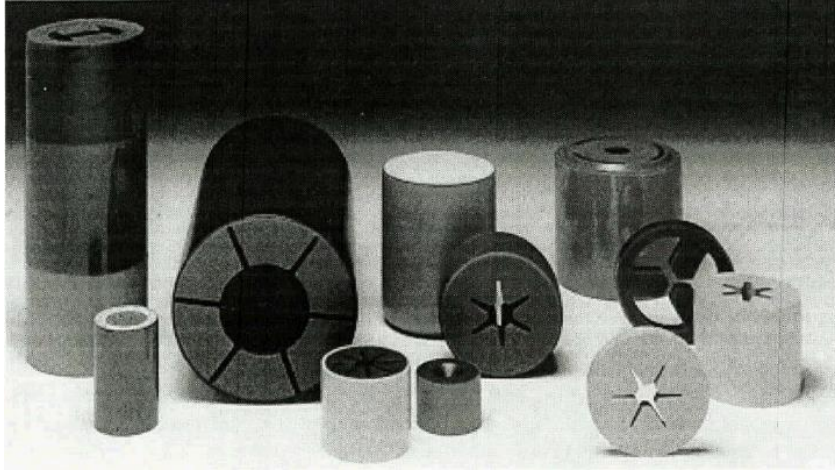
Katı yakıtlı roket motorları; en basit haliyle, motor gövdesi, yalıtım, ateşleyici, lüle ve katı yakıt olmak üzere 5 ana bölümden oluşmaktadır. Şekil 1’de, basit bir katı yakıtlı roket motoruna ait kesit gösterilmiştir.



Şekil 1: Basit bir Katı Yakıtlı Roket Motoru Kesiti [Açık, 2010]

Motor gövdesi; yalıtım, ateşleyici ve katı yakıtın güvenli biçimde muhafaza edilmesini sağlar. Gövde buna ek olarak füzenin yapısal bütünlüğünü koruyarak, görevini kusursuz şekilde yerine getirmesinde önemli rol oynar. Motor gövdeleri genellikle yüksek mukavemete sahip metal alaşımlarından ya da kompozit malzemelerden üretilmektedir. Yalıtım; motor gövdesini yanma odasında oluşan yüksek sıcaklıklardan korumak amacıyla kullanılan, motor gövdesi ve yakıt arasında bulunan düşük ısı iletkenliğe sahip genellikle EPDM (Ethylene Propylene Diene Monomer) tabanlı izolasyon malzemesidir. Motor gövdesini yüksek sıcaklıktan korumanın yanı sıra, yanma yüzeyi olarak görev yapması istenmeyen bazı katı yakıt yüzeylerinin izole edilmesi amacıyla da yalıtım kullanılır. Ateşleyici; mekanik, elektriksel veya kimyasal girdiyi ısı enerjisi çıktısına dönüştürerek enerjinin serbest kalmasını ve yanma tepkimesinin başlamasını sağlar. Lüle; roket motorunun performansını belirleyen en önemli bölümlerden biridir. Roket lülesinin temel görevi, kimyasal tepkime sonucunda elde edilen enerjinin kinetik enerjiye dönüştürülmesini sağlamaktır. Katı yakıtın yanması sonucunda elde edilen yüksek basınç ve sıcaklığa sahip parçacıkların yakınsak – iraksak lüleden geçirilerek hızlandırılmasıyla itki elde edilir.

Katı yakıt, roket sisteminin görevini gerçekleştirmeye yetecek miktardaki itkiyi ve uygun itki profilini elde etmesini sağlayan kimyasal bileşimdir. Katı yakıt tasarımı yapılırken, öncelikle görev türü ile uyumlu bir yakıt malzemesi seçilir, daha sonra; gerekli toplam darbeyi ve itki profilini sağlayan; öte yandan yeterince yüksek mukavemete sahip yakıt çekirdeği geometrisi tasarlanır. Disiplinlerarası tasarıma iyi bir örnek teşkil eden yakıt çekirdeği tasarımı, iç balistik performans ve yapısal bütünlük disiplinlerinin bir arada çalışılmasıyla gerçekleştirilebilir. Roket motoru ateşlendiği andan itibaren, katı yakıtın yanma yüzeyi zamana göre değişir. Bu değişim, yakıtın yanması sonucu elde edilen itkinin zamanla değişmesine yol açar. Yanma yüzey alanının zamana göre değişimi geriye yanma analizleriyle belirlenir. Tüp, yıldız, dendrit, oluklu vb. gibi birçok farklı kesit geometrisine sahip katı yakıtlı roket motorları, füze görev türüne göre boyutlandırılarak kullanılmaktadır. Şekil 2’de farklı yakıt çekirdeği geometrileri gösterilmiştir.



Şekil 2: Alternatif Yakıt Çekirdeği Geometrileri [AGARD-AR-350, 1997]

VİSKOELASTİK MALZEMELERİN TEMEL ÖZELLİKLERİ

Elastik Malzeme

Elastik malzemeler Hooke Kanunu ile modellenebilir. Buna göre elastik bir katı tek bir ekseninde ϵ kadar birim uzamaya maruz kaldığında bu yönde oluşan gerilme miktarı (σ), katının elastisite modülü (E) ile doğru orantılıdır [Ching, 2016].

$$\sigma = E \cdot \epsilon \quad (1)$$

Elastik katılarda, zamandan bağımsız şekilde her gerinim değerine karşılık gelen tek bir gerilme değeri vardır ve bu değer elastisite modülüne göre değişir. Bu durum Şekil 3'te gösterilmiştir.

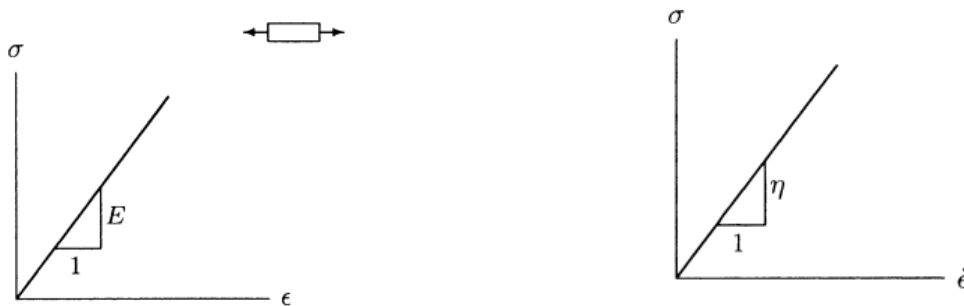
Elastik malzemeler yay modeli yardımıyla Şekil 4'teki gibi modellenebilir [Ching, 2016].

Viskoz Malzeme

Sıvıların akmaya karşı göstermiş oldukları direnç viskozite ya da akma direnci olarak adlandırılır. Doğrusal viskoz sıvılarda, sabit gerilme altında gerinim (ϵ) değil ama gerinimin zamana göre türevi sabittir. Bu durum (2) numaralı denklemdeki gibi ifade edilerek Şekil 3'te gösterilmiştir [Ching, 2016].

$$\sigma(t) = \eta \cdot \frac{d\epsilon}{dt} \quad (2)$$

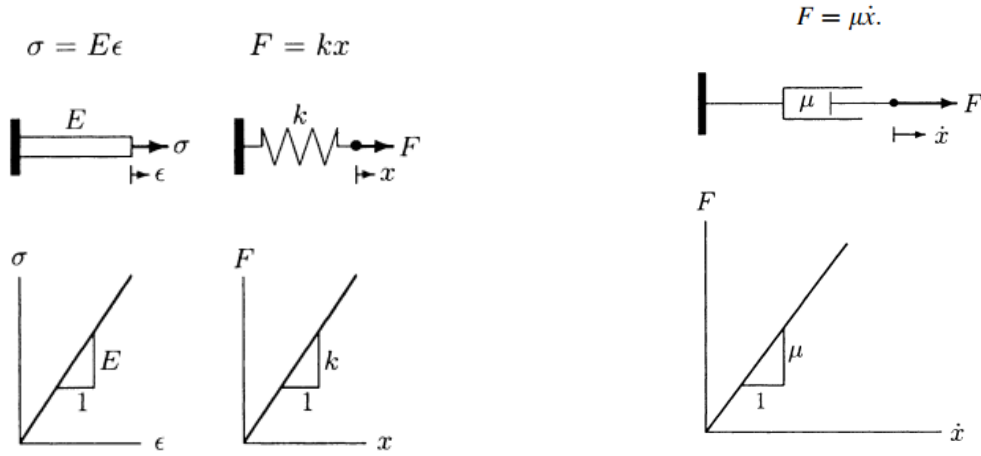
Viskoz malzemeler sönümleyici modeli kullanılarak Şekil 4'teki gibi modellenebilir [Ching, 2016].



Doğrusal Elastik Bir Malzemenin Davranışı

Doğrusal Viskoz Bir Sıvının Davranışı

Şekil 3: Doğrusal Elastik ve Doğrusal Viskoz Malzemelerin Mekanik Davranışları [Ching, 2016]



Doğrusal Elastik Malzemelerin Mekanik Davranışını Temsil Eden Yay Modeli

Doğrusal Viskoz Malzemelerin Mekanik Davranışını Temsil Eden Sönümleyici Modeli

Şekil 4: Doğrusal Elastik ve Doğrusal Viskoz Malzemelerin Mekanik Davranışlarını Temsil Eden Modeller [Ching, 2016]

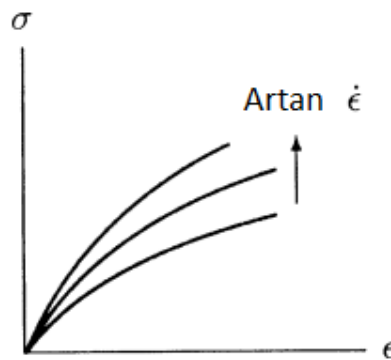
Viskoelastik Malzeme

Viskoelastik malzemeler elastik katı ile viskoz sıvı arasında özellikler gösteren malzemeler olup bu tür malzemelerde gerinim ve gerilme arasındaki ilişki, yüke maruz kalınan süreye göre değişim gösterir [Lakes, 1999]. Elastik malzemelerin mekanik özellikleri zamana göre sabitken, viskoelastik malzemelerin özellikleri zamana göre değişir. Burada, zamandan kasıt yükün uygulanma süresidir.

Viskoelastik malzemeler için gerilme yalnızca gerinimin değil; aynı zamanda, gerinimin zamana göre değişiminin de bir fonksiyonudur. Bu durum (3) numaralı eşitlikteki gibi şekilde ifade edilebilir [Ching, 2016]:

$$\sigma = \sigma \left(\epsilon, \frac{d\epsilon}{dt} \right) \quad (3)$$

Dolayısıyla viskoelastik malzemelerin gerilme – gerinim grafikleri, gerinim değişimine bağlı olarak Şekil 5'te gösterildiği gibi birden fazla eğriden oluşur [Ching, 2016].

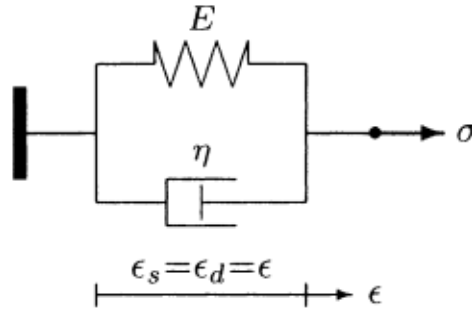


Şekil 5: Viskoelastik Malzemelerin Mekanik Davranışı [Ching, 2016]

Viskoelastik malzemeleri modelleyebilmek için öncelikle Kelvin-Voigt ve Maxwell modellerinin tanımlanması gerekir.

Sürünme ve gevşeme, viskoelastik malzemelerin göstermiş olduğu iki temel özelliktir.

Kelvin-Voigt Modeli: Bu model bir yay ve bir sönümleyicinin Şekil 6'daki gibi birbirlerine paralel olarak bağlanmasıyla elde edilir [Ching, 2016].



Şekil 6: Kelvin - Voigt Modeli [Ching, 2016]

Dolayısıyla Kelvin-Voigt modelinde (4) ve (5) numaralı ifadeler yazılabilir:

$$\sigma_{toplamlam} = \sigma_s + \sigma_d \quad (4)$$

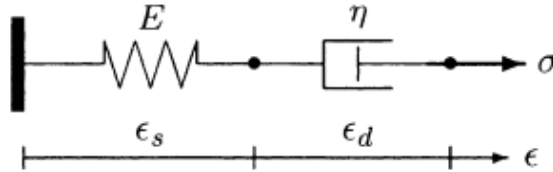
$$\varepsilon_{toplamlam} = \varepsilon_s = \varepsilon_d \quad (5)$$

Burada, $\sigma_{toplamlam}$, σ_s , σ_d , sırasıyla; toplam gerilme, yaydaki gerilme ve sönümleyicideki gerilmeyi; $\varepsilon_{toplamlam}$, ε_s , ε_d ise sırasıyla toplam gerinim, yaydaki gerinim ve sönümleyicideki gerinimi ifade etmektedir. Buna göre, yukarıda elastik ve viskoz malzemeler için tanımlanan eşitlikler ilgili yerlere yerleştirildiğinde, (6) numaralı denklem elde edilir [Ching, 2016]:

$$\sigma = E \cdot \varepsilon + \eta \cdot \frac{d\varepsilon}{dt} \quad (6)$$

Kelvin - Voigt modeli, viskoelastik malzemelerin sürünme davranışını iyi şekilde temsil etse de gevşeme davranışını yeterince iyi temsil edememektedir.

Maxwell Modeli: Bu model bir yay ve bir sönümleyicinin Şekil 7'deki gibi birbirlerine seri olarak bağlanmasıyla elde edilir.



Şekil 7: Maxwell Modeli [Ching, 2016]

Dolayısıyla Maxwell modeli için (7) ve (8) numaralı ifadeler yazılabilir:

$$\sigma_{toplamlam} = \sigma_s = \sigma_d \quad (7)$$

$$\varepsilon_{toplamlam} = \varepsilon_s + \varepsilon_d \quad (8)$$

Buradan, (9) numaralı eşitlik elde edilebilir:

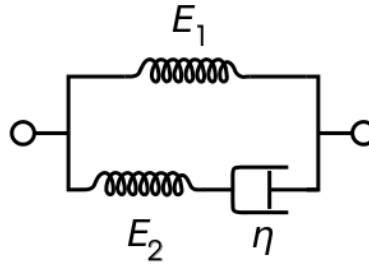
$$\frac{d\varepsilon_{toplamlam}}{dt} = \frac{d\varepsilon_s}{dt} + \frac{d\varepsilon_d}{dt} \quad (9)$$

Yukarıda elastik ve viskoz malzemeler için tanımlanan eşitlikler ilgili yerlere yerleştirildiğinde, (10) numaralı ifade elde edilir [Ching, 2016]:

$$\frac{d\varepsilon}{dt} = \frac{1}{E} \frac{d\sigma}{dt} + \frac{\sigma}{\eta} \quad (10)$$

Maxwell modeli, viskoelastik malzemelerin gevşeme davranışını iyi şekilde temsil etse de sürünme davranışını yeterince iyi temsil edememektedir.

Standart Doğrusal Katı Model: Viskoelastik malzemenin iki temel özelliği olan sürünme ve gevşeme davranışının olması gerektiği gibi temsil edilebildiği modellerden biri de standart doğrusal katı modeldir. Bu model, bir yay ve Maxwell modelinin birbirine Şekil 8'deki gibi paralel olarak bağlanmasıyla elde edilir [Vliet, 2006].



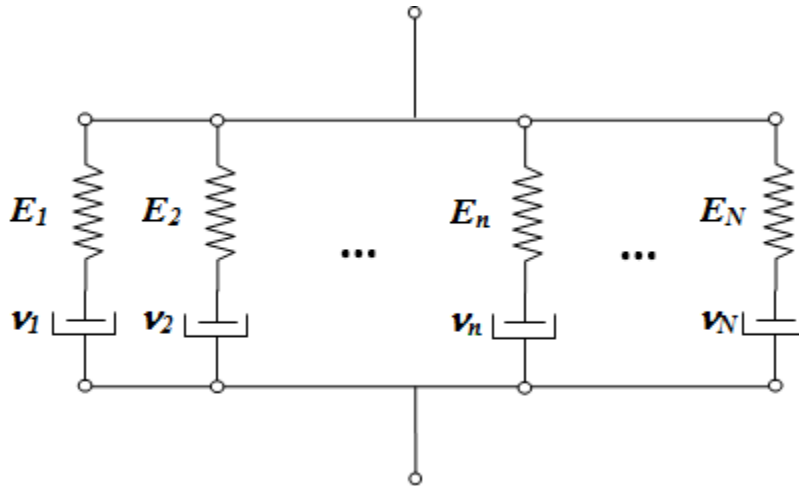
Şekil 8: Standart Doğrusal Katı Model [Vliet, 2006]

Bu modele ait denklem takımı da benzer yaklaşımlar kullanılarak (11) numaralı eşitlikteki gibi oluşturulur [Vliet, 2006]:

$$\frac{d\varepsilon}{dt} = \frac{E_2 \left(\frac{\eta}{E_2} \frac{d\sigma}{dt} + \sigma - E_1 \varepsilon \right)}{E_1 + E_2} \quad (11)$$

Bu model sürünme ve gevşeme davranışını olması gerektiği gibi temsil edebilmektedir. Ancak problemlerin sayısal olarak modellenmesi için uygun yapıya sahip değildir.

Genelleştirilmiş Maxwell Modeli: Şekil 9'da gösterilen Genelleştirilmiş Maxwell Modeli hem viskoelastik malzemelerin sürünme ve gevşeme davranışlarını doğru şekilde modellemekte, hem de sayısal modellemeye olanak tanımaktadır.



Şekil 9: Genelleştirilmiş Maxwell Modeli [Yılmaz, 2012]

Genelleştirilmiş Maxwell Modeli kullanılarak elde edilen gevşeme davranışı (12) numaralı eşitlikte yazıldığı şekilde ifade edilebilir [Yılmaz, 2012]:

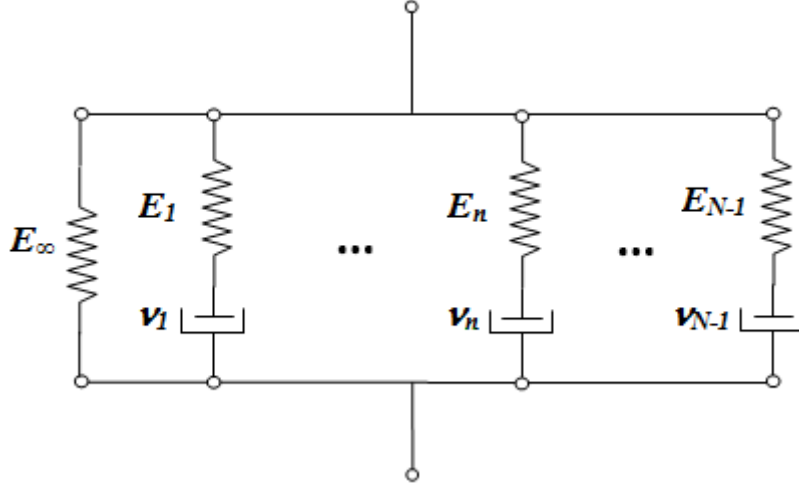
$$E(t) = \sum_{i=1}^n E_i \cdot \exp\left(\frac{-\tau_i}{\lambda_i}\right) \quad (12)$$

E_i : Gevşeme modülü sabitleri

τ_i : Zaman sabitleri

λ_i : Gevşeme zaman sabitleri

Bu durumda, zaman sonsuza ilerlediğinde malzemenin katılığının sıfıra yakınsadığı görülmektedir. Viskeoelastik malzemeler gerçekte, zaman sonsuza ilerlediğinde E_∞ sembolüyle tanımlanan, uzun vadeli gevşeme modülü değerine asimptotik olarak yaklaşırlar. Bu sebeple Genelleştirilmiş Maxwell Modeli'nde son bir modifikasyon yapılarak Şekil 10'daki model oluşturulur.



Şekil 10: Modifiye Edilmiş Genelleştirilmiş Maxwell Modeli [Yılmaz, 2012]

Böylece modifiye haldeki Genelleştirilmiş Maxwell Modeli kullanılarak viskoelastik malzemelerin gevşeme davranışı (13) numaralı denklemdeki gibi ifade edilir:

$$E(t) = E_\infty + \sum_{i=1}^n E_i \cdot \exp\left(\frac{-\tau_i}{\lambda_i}\right) \quad (13)$$

Bu eşitliğe Prony Serisi adı verilir [AGARD-AR-350, 1997].

YAKIT KARAKTERİZASYONU

Viskoelastik malzemelerin mekanik davranışlarının sıcaklık ve zamana göre tanımlandığı eğrilere ana eğri adı verilir. Ana eğri üzerinde, yakıtın elastisite modülü, gerinim dayanımı ve gerilme dayanımının zaman – sıcaklığa göre değişimi bulunur. Katı yakıtların sağlıklı biçimde analiz edilebilmesi, yakıt ana eğrisinin mümkün olduğunca yüksek hassasiyette oluşturulmasıyla mümkündür. Ana eğriyi elde etmek amacıyla gerilme gevşeme ve sabit hızlı tek eksenli çekme testleri gerçekleştirilir.

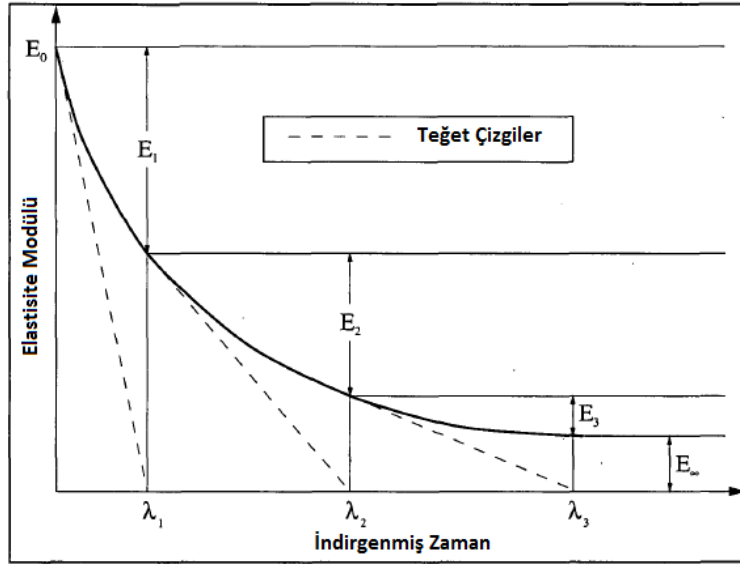
Gerilme Gevşeme Testleri

Gerilme gevşeme testleri, katı yakıtın farklı sıcaklıklardaki gevşeme davranışının belirlenmesi amacıyla yürütülür. Bu testlerin sonuçları kullanılarak yakıtın gevşeme davranışının matematiksel modeli ve kaydırma faktörü belirlenmektedir. Gerilme gevşeme testleri STANAG 4507 standardına uygun olarak gerçekleştirilmektedir [NATO Standardization Agency, 2002].

Gerilme gevşeme testleri sırasında, hazırlanan test numuneleri sıcaklık kontrollü bir test odasına yerleştirilir. Test başladığında test numuneleri birkaç saniye içerisinde %5'lik gerinim değerine ulaşacakları şekilde uzatılır ve gerinim değeri sabit tutularak test cihazının çenelerindeki kuvvette meydana gelen zamana bağlı azalma kaydedilir. Son olarak bu veriler kullanılarak yakıtın gevşeme davranışı elde edilir. Farklı sıcaklıklarda gerçekleştirilen gerilme gevşeme testlerinden, oda sıcaklığına en yakın test olan referans teste ait veriler sabit tutulur. Daha sonra diğer veriler WLF (Williams, Landel ve Ferry) fonksiyonu yardımıyla x eksenini yönünde referans test verileri etrafında kaydırılarak yakıtın gevşeme davranışı elde edilir.

Katı yakıt malzemesinin göstermiş olduğu sıcaklık ve zamana bağlı gevşeme davranışının yapısal analizlerde girdi olarak kullanılabilmesi için matematiksel bir model oluşturulması gerekir. Bu matematiksel model Prony serileri kullanılarak elde edilebilir. Viskoelastik katı yakıtın göstermiş olduğu gevşeme modülü, Prony serisi kullanılarak aşağıdaki ifade edilir [AGARD-AR-350, 1997].

Prony serisinin grafiksel gösterimi Şekil 11'de sunulmuştur.



Şekil 11: Gevşeme Modülü Eğrisine Uygun Prony Serisi Oluşturulması [AGARD-AR-350, 1997]

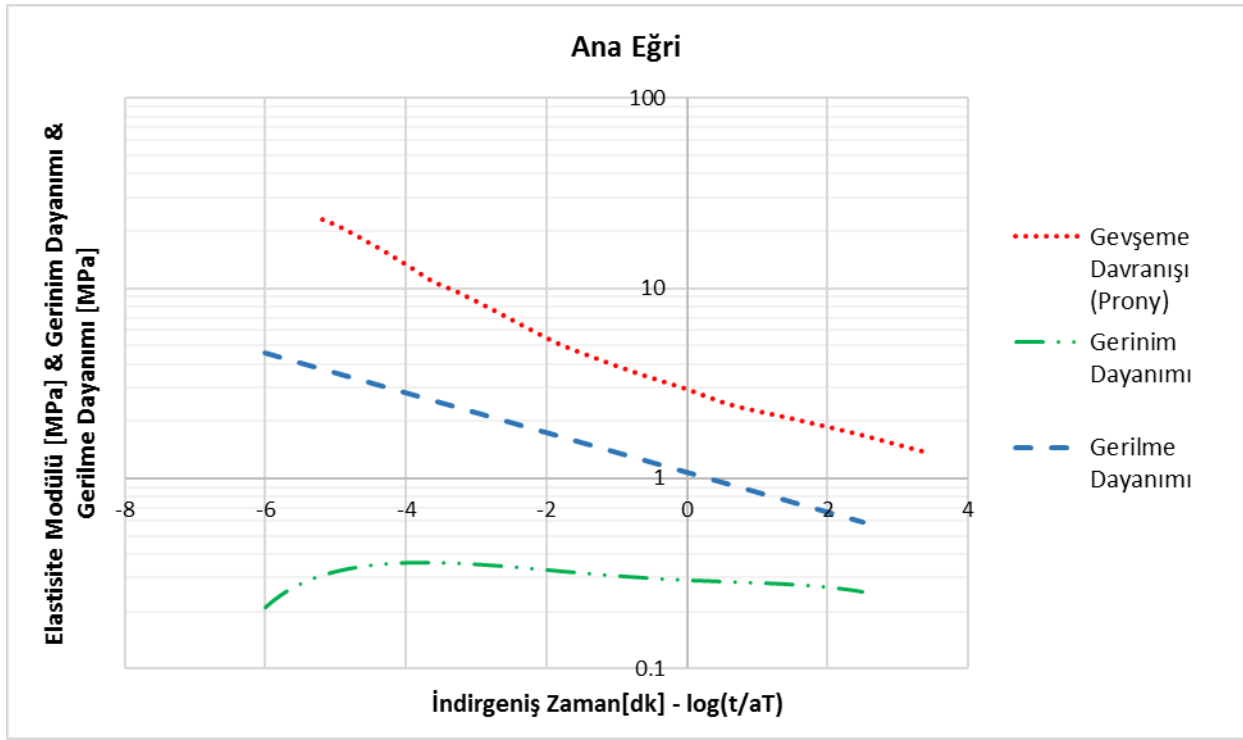
Sabit Hızlı Tek Eksenli Çekme Testleri

Sabit hızlı tek eksenli çekme testleri, yakıtın farklı sıcaklık ve çekme hızlarındaki gerilme-gerinim değerlerinin değişimlerini dolayısıyla yakıtın çekme dayanım limitlerini elde etmek amacıyla yürütülmektedir. Bu sonuçlar kullanılarak, yakıtın ana gerilme ve ana gerinim modelleri oluşturulmaktadır. Sabit hızlı tek eksenli çekme testleri STANAG 4506 standardına uygun olarak gerçekleştirilmektedir [NATO Standardization Agency, 2000].

Sabit hızlı tek eksenli çekme testleri sırasında, hazırlanan test numuneleri sıcaklık kontrollü bir test odasına yerleştirilir. Testin başlamasıyla birlikte, numunelerin, sabit sıcaklıkta sabit bir hızda çekilerek kopmaları sağlanır. Farklı sıcaklık ve çekme hızlarında tekrarlı olarak gerçekleştirilen test sonuçları kullanılarak, yakıtın çekme dayanımı hakkında gerekli bilgi sağlanır.

Bu testler sonucunda elde edilen verilerin gevşeme davranışını temsil eden grafik ile birleştirilmesiyle, Şekil 12'de gösterilen yakıt ana eğri grafiği elde edilir.

Bu çalışmada, gerilme gevşeme testi yapma imkânı bulunmadığından, test yapmadan mümkün olduğunca gerçekçi bir yakıt malzemesi modelleyebilmek amacıyla [Sutton ve Biblarz, 2001] referansındaki ana eğriye ait gevşeme verisi normalize edilerek kullanılmıştır. Ayrıca, araştırma kapsamında katı yakıt üzerinde mekanik test yapma olanağı bulunmadığından ve yakıt dayanım verileri yakıtın kompozisyonuna bağlı olduğundan, katı yakıtın dayanım limitlerinin sembolik olarak mümkün olduğunca gerçekçi şekilde temsil edilebilmesi için üstel ve çok terimli (polinom) denklemler kullanılmıştır. Bu denklemlerin türetilmesi sırasında dayanım verilerinin mantıklı sınır içerisinde kalmasına özen gösterilmiştir. Burada amaç, mümkün olduğunca gerçeğe yakın davranış modeli sergileyen sanal bir yakıt malzemesi elde ederek, sonlu elemanlar analizlerinde bu malzemeyi kullanmaktır.

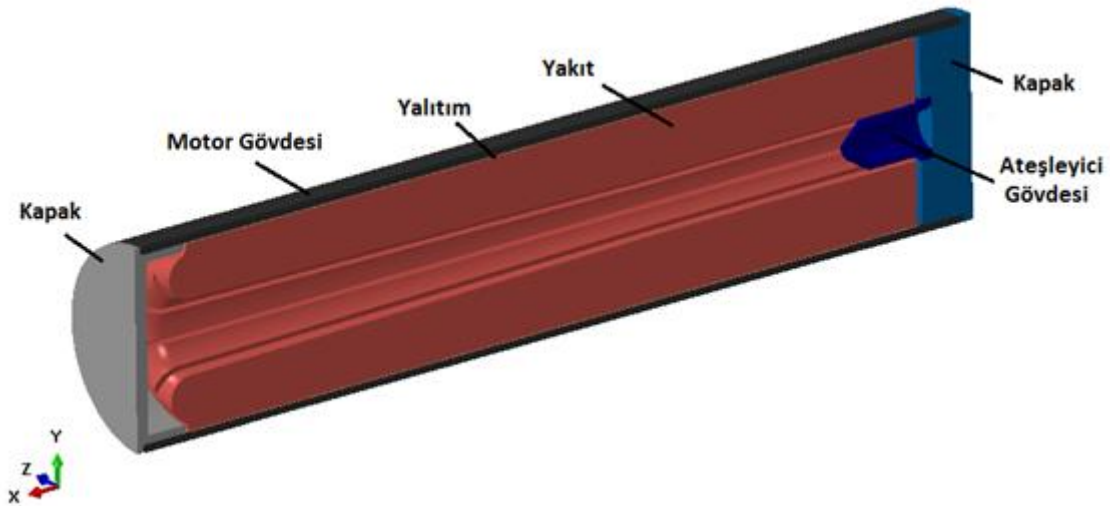


Şekil 12: Yakıt Ana Eğrisi [Sutton ve Biblarz, 2001]

SONLU ELEMANLAR ANALİZİ

Geometri ve Malzeme

Sonlu elemanlar yöntemiyle doğrusal viskoelastik analizi gerçekleştirilen 200 mm çapa sahip katı yakıtlı roket motoru geometrisi Şekil 13'te gösterilmiştir.



Şekil 13: Katı Yakıtlı Roket Motoru Geometrisi

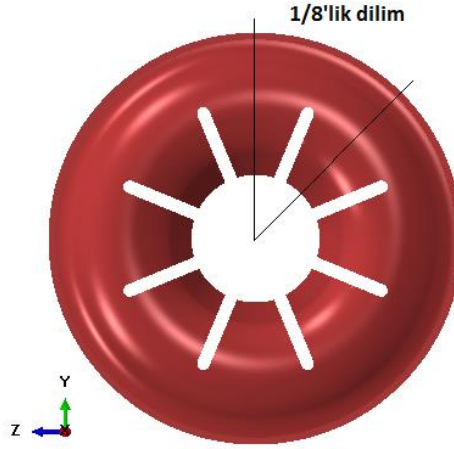
Yapısal analiz modelinde, HTPB tabanlı yakıt, EPDM tabanlı yalıtım ve çelik olmak üzere 3 farklı malzeme kullanılmıştır. Çalışmanın amacı, yakıt yapısal dayanımını incelemek olduğundan sonlu elemanlar modeline lüle geometrisi dâhil edilmemiş, bu sebeple lülenin olduğu bölge için kapak kullanılmıştır. Motor gövdesi, ateşleyici gövdesi ve kapaklar, AISI 4140 çelikten modellenmiştir.

Sonlu Elemanlar Modeli

Çalışma kapsamında oluşturulan sonlu elemanlar modeli Abaqus 6.12 ticari sonlu elemanlar programında oluşturulmuş ve çözülmüştür. Sonlu elemanlar modeli, motor gövdesi, yalıtım, yakıt,

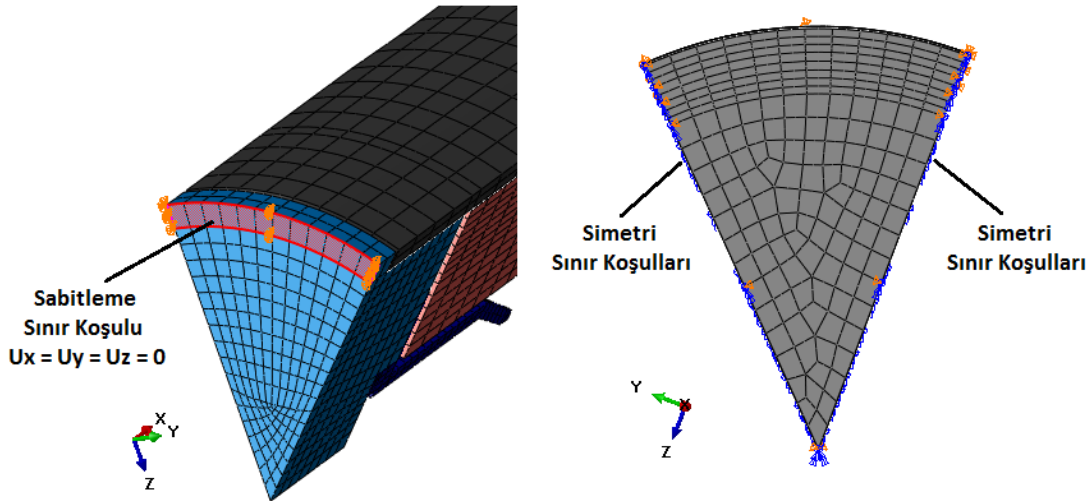
ateşleyici gövdesi ve kapaklar olmak üzere 6 bağımsız parçadan oluşturulmuştur. Bu parçalar temas yüzeylerinden birbirlerine yapışık olarak modellenmiştir.

8 oluklu yakıtı sahip roket motoru geometrisine ait tam kesit ve çalışma kapsamında simetri sınır koşulları kullanılarak modellenen 1/8'lik dilim Şekil 14'te gösterilmiştir.



Şekil 14: Yakıt Kesit Geometrisi

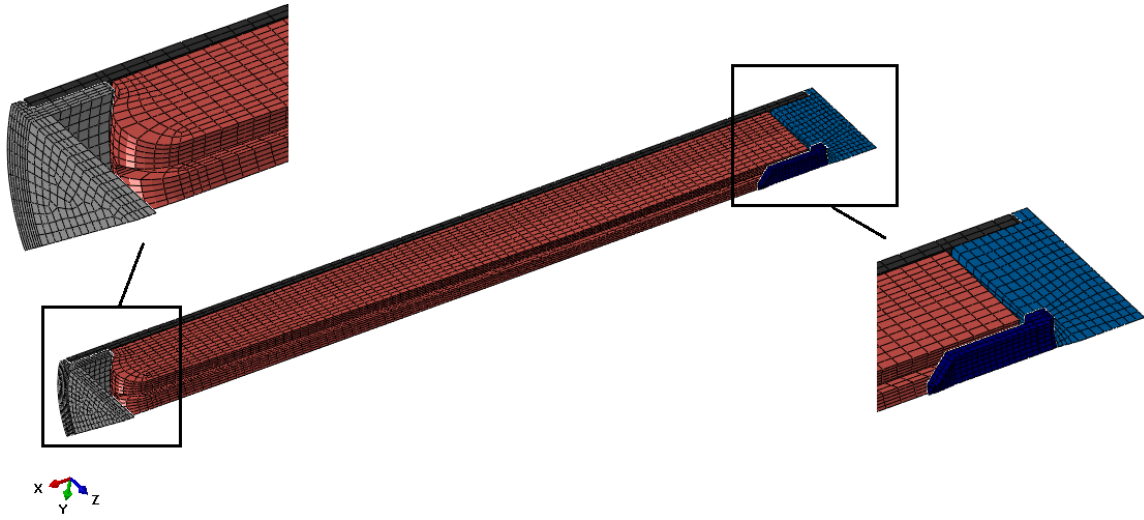
Bu geometri, simetri sınır koşulları kullanılarak modellendiğinde; daha hızlı çözüm veren daha sade bir sonlu elemanlar modeli oluşturulur. 1/16'lık dairesel dilim etrafında simetri sınır koşullarının tanımlanmasıyla oluşturulan 3 boyutlu model, geometrisi Şekil 14'te sunulan motoru analiz etmek için yeterlidir. Ancak; çalışma kapsamında, yakıt oluğu iç bölgelerinde oluşan gerilme ve gerinim değerlerinin dağılımını daha net gözlemlemek amacıyla Şekil 15'te sunulan 1/8'lik dairesel dilim etrafında simetri sınır koşullarının tanımlanmasıyla oluşturulan 3 boyutlu model kullanılmıştır. Ayrıca motor, ateşleyici tarafındaki kapağın üst bölgesinden x, y, ve z yönlerinde hareketi önleyecek şekilde sabitlenmiştir. Bu sabitlemenin amacı, modeli ivmesel dengelemeye (İng: Inertia Relief) gerek kalmadan çözerek, çözüm süresinden kazanç sağlamaktır. Çalışmanın amacı, yakıt yapısal dayanımını analiz etmek olduğu için bu tür bir sabitleme sonuçlar üzerinde sadece ihmal edilebilir düzeyde bir etkiye sahiptir.



Şekil 15: Sınır Koşulları

Şekil 16'da gösterilen sonlu elemanlar modeli, 19248 adet ikinci mertebeden kübik elemana ve 95717 adet düğüm noktasına sahiptir. Katı yakıtın çözümünde kullanılan elemanlar hibrit formülasyona ve indirgenmiş integrasyona sahiptir. Yakıt malzemesinde indirgenmiş integrasyona sahip elemanların tercih edilmesinin nedeni; gerinim dayanımı bakımından daha kritik olan yakıtın, katılığını (rijitliğini) bir miktar düşürerek analiz sonuçlarında elde edilen gerinim değerinin mümkün

olduğunca yüksek hesaplanmasını sağlamak ve böylece daha güvenilir analiz sonuçları elde etmektir.



Şekil 16: Sonlu Elemanlar Modeli

Yükler

Katı yakıtlı roket motorunun yakıt yapısal analizleri, şartlandırma ve ateşleme olmak üzere 2 adımda tamamlanır.

Şartlandırma işlemi sırasında roket motorları, gerinimsiz – gerilmesiz sıcaklık değerinden, görev yapacakları minimum sıcaklık değerine zorlanmış taşınım yoluyla şartlandırma kabinlerinde soğutulurlar. Bu kabinlerin içerisinde bulunan fanlar ortalama 2 m/s hızla roket motorlarının üzerine soğuk hava üfler.

Çalışmada kullanılan, 200 mm çapa sahip katı yakıtlı roket motorunun gerinimsiz – gerilmesiz sıcaklığı olarak varsayılan 331 K'den (58 °C), görev yapması istenen minimum sıcaklık olarak düşünülen 233 K'e (-40 °C) şartlandırma kabininde ne kadar sürede soğuyacağını (şartlanma süresini) bulabilmek için öncelikle, ısı transferi analizi gerçekleştirilmelidir.

Isı transferi analizinde girdi olarak kullanılan ortalama zorlanmış taşınım katsayısı aşağıdaki değişkenler kullanılarak (14) – (17) arasındaki eşitlikler yardımıyla $h = 12.016 \text{ W/m}^2 \cdot K$ olarak hesaplanmıştır [Incropera ve DeWitt, 2007].

$$T_{ilk} = 331 \text{ K (Roket motorunun ilk sıcaklığı)}$$

$$T_{son} = 233 \text{ K (Şartlandırma kabini sıcaklığı)}$$

$$T_{film} = \frac{T_{ilk} + T_{son}}{2} = 282 \text{ K (Film sıcaklığı)} \quad (14)$$

Film sıcaklığındaki havaya ait kinematik viskozite (ν), ısı iletkenlik katsayısı (k) ve Prandtl sayısı (Pr) ara değer hesaplama yöntemi (interpolasyon) ile hesaplanacaktır. Bu amaçla $T_1 = 250 \text{ K}$ ve $T_2 = 300 \text{ K}$ sıcaklıkları için [Incropera ve DeWitt, 2007] kaynağında hazır olarak verilen Çizelge 1'in ilk 2 sütunundaki değerler kullanılarak interpolasyon işlemi gerçekleştirilmiştir. $T_{film} = 282 \text{ K}$ için bu değerler hesaplanmıştır.

Çizelge 1 : Film Sıcaklığı için Havaya ait v , k ve Pr Değerlerinin İnterpolasyon ile Hesaplanması [Incropera, 2007]

Sıcaklık	$T_1 = 250 \text{ K}$	$T_2 = 300 \text{ K}$	$T_{film} = 282 \text{ K}$
Kinematik Viskozite [m^2/s]	$v_1 = 11.44 \cdot 10^{-6}$	$v_2 = 15.89 \cdot 10^{-6}$	$v_{film} = 14.29 \cdot 10^{-6}$
Isıl İletkenlik Katsayısı [$W/m.K$]	$k_1 = 22.3 \cdot 10^{-3}$	$k_2 = 26.3 \cdot 10^{-3}$	$k_{film} = 24.9 \cdot 10^{-3}$
Prandtl Sayısı	$Pr_1 = 0.720$	$Pr_2 = 0.707$	$Pr_{film} = 0.712$

Zorlanmış taşınım katsayısı hesaplanırken, roket motoru dış çapının $D = 0.2 \text{ m}$ olduğu ve şartlandırma kabinindeki fanın $u_\infty = 2 \text{ m/s}$ hız ile hava üflediği göz önüne alınmıştır. Buna göre, Reynolds sayısı (Re_D), ortalama sıcaklığa göre hesaplanan Nusselt (\overline{Nu}_D) sayısı ve ortalama zorlanmış taşınım katsayısı (\bar{h}) değerleri (15), (16) ve (17) numaralı eşitlikler yardımıyla elde edilmiştir [Incropera ve DeWitt, 2007].

$$Re_D = \frac{u_\infty D}{v_{film}} = 27996 \quad (15)$$

$$\overline{Nu}_D = 0.3 + \frac{0.62 \cdot Re_D^{\frac{1}{2}} \cdot Pr^{\frac{1}{3}}}{\left[1 + (0.4/Pr)^{\frac{1}{4}}\right]^{\frac{1}{4}}} \cdot \left[1 + \left(\frac{Re_D}{282000}\right)^{\frac{5}{8}}\right]^{\frac{4}{5}} = 96.668 \quad (16)$$

$$\bar{h} = \frac{\overline{Nu}_D \cdot k}{D} = 12.016 \text{ W/m}^2\text{K} \quad (17)$$

Re_D : Reynolds sayısı

u_∞ : Akış hızı [m/s]

D : Motor gövdesi dış çapı [m]

\overline{Nu}_D : Ortalama Nusselt sayısı

Pr : Prandtl sayısı

k : Isıl iletkenlik katsayısı [$W/m.K$]

v : Kinematik viskozite [m^2/s]

Ortalama zorlanmış taşınım katsayısı (\bar{h}) kullanılarak gerçekleştirilen ısı transferi analizlerine göre, yakıtın en geç soğuyan bölgesi olan iç bölgenin sıcaklık değişim grafiği Şekil 17'de gösterilmiştir.



Şekil 17: Şartlanma Süresinin Belirlenmesi

Şekil 17 incelendiğinde, yakıtın yaklaşık 7 saatlik sürede 331 K (58 °C) sıcaklıktan 233 K (−40 °C) sıcaklığa soğuduğu tespit edilmiştir.

Sıcaklığın zamanla değişimi ve yanma basıncı gibi bütün yük bilgileri elde edildikten sonra viskoelastik analiz modeline ait yükleme adımları tanımlanabilir.

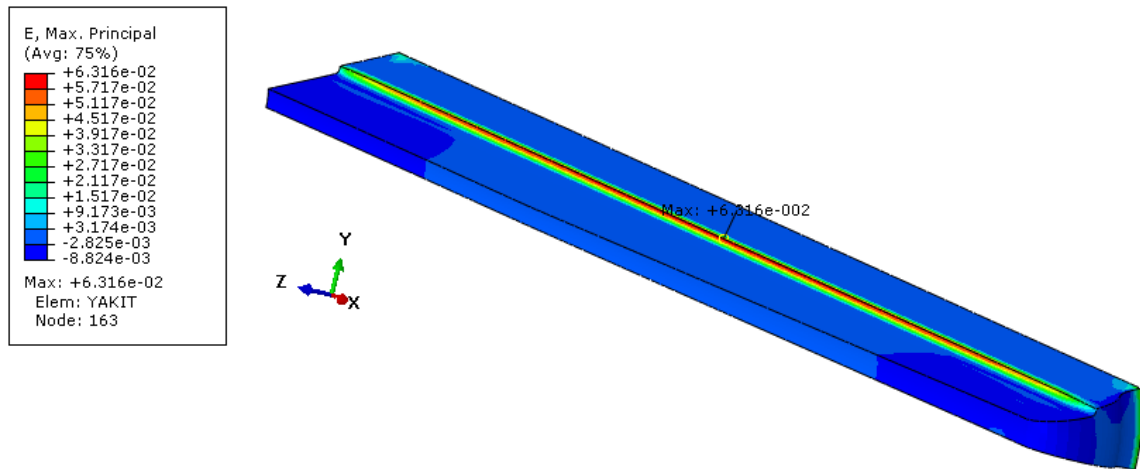
Şartlandırma Adımı: Bu adımda, katı yakıtlı roket motorunun, 331 K (58 °C) sıcaklıktan 233 K (−40 °C) sıcaklığa soğutulması sırasında oluşan gerinim ve gerilme değerleri analiz edilmiştir. Isı transferi analiz sonuçlarından elde edilen, çözüm ağındaki sıcaklığın zamanla değişimi bilgisi bu adımda analiz yük girdisi olarak kullanılmıştır.

Ateşleme Adımı: Roket motorunun 233 K sıcaklığa soğutulmasının ardından bu adımda, 4.5 MPa'lık ateşleme basıncı yükü, 0.5 saniye içerisinde yakıt iç yüzeyine, yakıt oluğuna ve motorun iç çeperlerine uygulanmıştır.

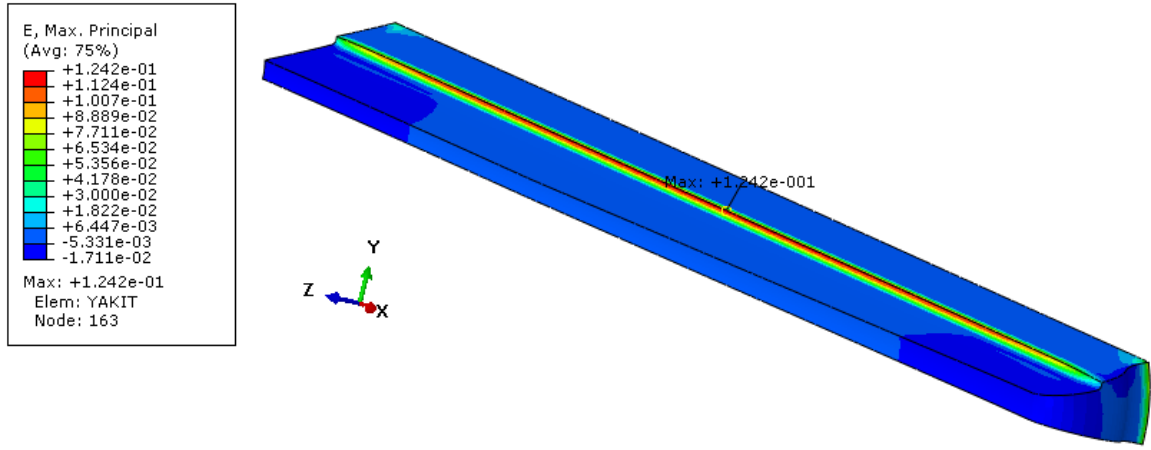
Analiz Sonuçları

Şartlandırma ve ateşleme analizleri sonucunda elde edilen gerilme ve gerinim değerlerinin katı yakıt üzerindeki dağılım grafikleri, Şekil 18, Şekil 19, Şekil 20 ve Şekil 21'de gösterilmiştir.

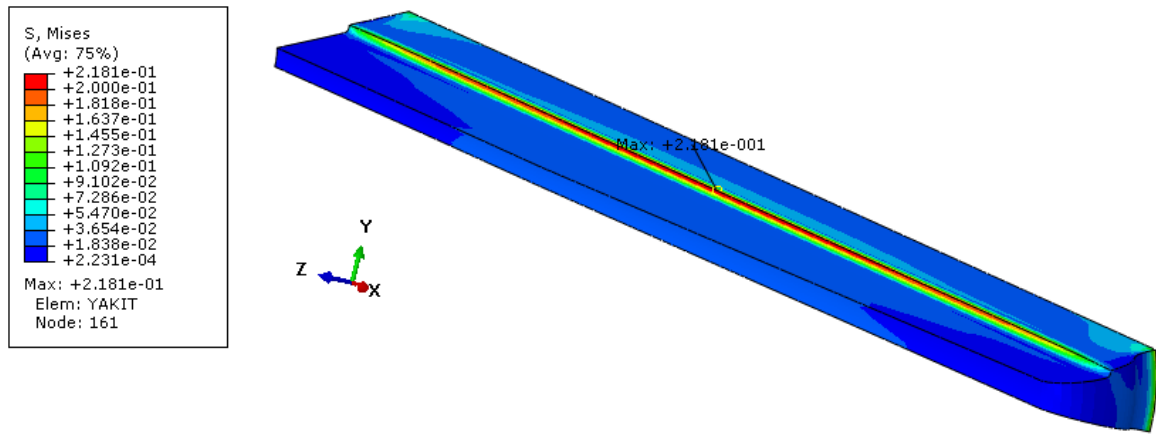
Sonuç grafiklerinden görüldüğü üzere, gerilme ve gerinim değerlerinin en yüksek olduğu bölge, yakıt oluklarının orta bölgesidir. Bu bölge için güvenlik toleransı değerleri hesaplandıktan sonra, tasarımın yapısal gereksinimleri karşılayıp karşılamadığı hakkında yorum yapılabilir.



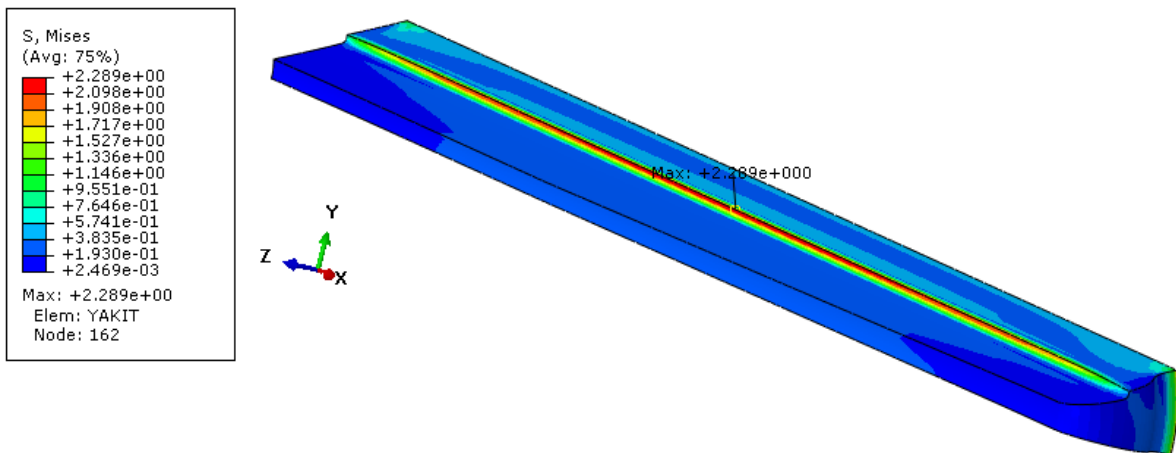
Şekil 18: Şartlandırma Analizleri Sonucunda Oluşan Maksimum Asal Gerilme Dağılımı [Maks: %6.32]



Şekil 19: Ateşleme Analizleri Sonucunda Oluşan Maksimum Asal Gerilme Dağılımı [Maks: %12.42]



Şekil 20: Şartlandırma Analizleri Sonucunda Oluşan Von Mises Gerilme Dağılımı [Maks:0.218 MPa]



Şekil 21: Ateşleme Analizleri Sonucunda Oluşan Von Mises Gerilme Dağılımı [Maks: 2.289 MPa]

GÜVENLİK TOLERANSI HESABI

Viskoelastik özelliklere sahip katı yakıtın yapısal analiz sonuçlarını değerlendirerek tasarım gereksinimlerinin karşılanıp karşılanmadığını anlayabilmek için faydalanılan yöntemlerden biri de deterministik yaklaşım yöntemidir. Bu yöntemde, yapısal analiz sonuçları, uygun bir başarısızlık kıstası kullanılarak malzeme kapasitesiyle karşılaştırılmakta ve hesaplanan güvenlik toleransı değeriyle sistemin ne ölçüde güvenli olduğu yorumlanmaktadır.

Çalışma kapsamında, (18) numaralı eşitlikte formülü verilen güvenlik toleransı (MS) parametresi deterministik yaklaşımla değerlendirme yapılması amacıyla kullanılmıştır [AGARD-AR-350, 1997]:

$$MS = \frac{KDF_{Toplam} \cdot Z_{izin verilen}}{DF \cdot Z_{hesaplanan}} - 1 \quad (18)$$

MS : Güvenlik toleransı değeri

KDF_{Toplam} : Toplam azaltma çarpanı

$Z_{izin verilen}$: İzin verilen en yüksek başarısızlık parametresi değeri (Örn: Gerilme, gerinim)

$Z_{hesaplanan}$: Analiz sonucunda hesaplanan başarısızlık parametresi değeri (Örn: Gerilme, gerinim)

DF : Tasarım çarpanı

Katı yakıtlı bir roket motorunun yapısal dayanım seviyesini belirleyen güvenlik toleransı (MS) değerinin sahip olması istenen eşik değer, roket/füze sisteminin tasarlandığı ülkelere, tasarlanan roket/füze sisteminin yakıt tipi, görev türü ve yükleme durumuna bağlı olarak değişiklik gösterir. Güvenlik toleransı değerinin sıfırın altında olması, tasarlanan roket motorunun belirtilen yüklerle dayanamayacağını belirtir. Ancak, analiz sonuçlarını değerlendirirken güvenlik toleransı eşik değeri, genellikle risk faktörünü azaltarak daha güvenli bir tasarım yapabilmek amacıyla 0 – 0.25 arasında bir değer olarak belirlenir [AGARD-AR-350, 1997]. Bu çalışmada, güvenlik toleransı eşik değerinin 0.1 olarak kullanılması uygun bulunmuştur.

Katı yakıtlı roket motorlarına ait yapısal analizler, viskoelastik malzemelerin analizlerini içermektedir ve bu sebeple, zamana bağlı analizlerdir. Dolayısıyla güvenlik toleransı değeri de zamana bağlıdır. Çalışma kapsamında, hesaplanan güvenlik toleransı değerinin, analiz edilen ısı şartlandırma ve ateşleme basıncı analiz adımlarında en az 0.1 değerine sahip olması arzu edilmektedir.

Katı yakıtın malzeme özelliklerini tamamen kusursuz olarak belirleyebilmek ve sentezlenen yakıtın özelliklerinde test sırasında değişime ya da hatalı ölçüme neden olabilecek bütün parametreleri ortadan kaldırmak oldukça zordur. Tamamen elenmesi mümkün görülmeyen ya da önceden öngörülmesi oldukça güç olan bu hata ve belirsizlikleri bir ölçüde hesaba katarak daha güvenli motor tasarımları gerçekleştirebilmek amacıyla, tasarım çarpanı (DF) kullanılır. Eğer yakıt çok iyi derecede her yönüyle karakterize edilmiş ise tasarım çarpanı 1.00 – 1.25 aralığında bir değer olarak kabul edilebilir. Ancak, eğer yakıtı karakterize etmek için yeterli miktarda test verisi bulunmuyorsa bu değer 2.00 olarak hesaba katılır [AGARD-AR-350, 1997]. Bu çalışmada, gerçekleştirilen değerlendirmede tasarım çarpanı 1.25 olarak kabul edilmiştir.

Malzeme özelliklerindeki ve yükleme koşullarındaki belirsizlikleri göz önüne almak ve tasarımı bu yönde geliştirmek amacıyla azaltma çarpanları (KDF) kullanılır. Yaşlanma, değişkenlik, çok eksenlilik, sıkıştırılabilirlik gibi bağımsız azaltma çarpanlarının birbirleriyle çarpılmasıyla toplam azaltma çarpanı (KDF_{Toplam}) elde edilir.

$$KDF_{Toplam} = KDF_{Yaşlanma} * KDF_{Değişkenlik} * KDF_{Çok Eksenlilik} * KDF_{Sıkıştırılabilirlik} \quad (19)$$

Tasarlanan roket/füze sisteminin öngörülen raf ömrü göz önüne alındığında, yakıtın mukavemet değerlerinde meydana gelebilecek olası azalmayı, analiz sonuçlarının değerlendirme aşamasına dâhil edebilmek amacıyla yaşlanma azaltma çarpanı ($KDF_{Yaşlanma}$) kullanılır.

Amerika Birleşik Devletleri'nde HTPB tabanlı yakıtlar için kullanılan yaşlanma azaltma çarpanları Çizelge 2'de listelenmiştir.

Çizelge 2 : HTPB Bazlı Yakıtlar için ABD'de Kullanılan Yaşlanma Azaltma Çarpanları
[AGARD-AR-350, 1997]

	5 Yıl	10 Yıl	15 Yıl	20 Yıl	25 Yıl
σ	1.10	1.12	1.14	1.16	1.18
ε	0.90	0.88	0.86	0.84	0.82

Çizelge 2'de σ : Gerilme, ε : Gerinim dayanım limitleri için kullanılan azaltma çarpanlarını temsil etmektedir. Görüldüğü üzere, yaşlanma, yakıtın gerinim dayanımını azaltmakta gerilme dayanımını artırmaktadır. Çalışma kapsamında analizi gerçekleştirilen roket motorunun 10 yıllık raf ömrüne sahip olması gerektiği varsayılarak, $KDF_{Yaşlanma}$ değeri gerinim için 0.88, gerilme için 1.12 olarak hesaba katılmıştır.

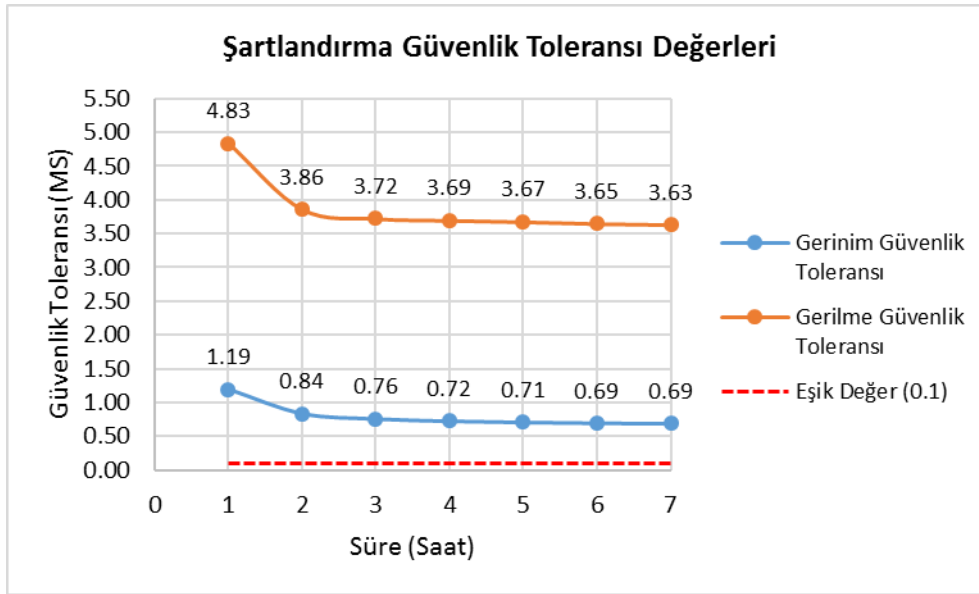
Yakıt özellikleri, yakıtın sentezlenerek roket motorlarına döküldüğü kafileden kafileye değişiklik gösterir. Yakıtın mekanik özelliklerinde kafileden kafileye görülen bu değişimi yapısal analiz sonuçlarını değerlendirirken hesaba katmak amacıyla değişkenlik azaltma çarpanı ($KDF_{Değişkenlik}$) kullanılır [AGARD-AR-350, 1997]. Çalışma kapsamında $KDF_{Değişkenlik}$ değeri, gerinim ve gerilme için 0.75 olarak hesaba katılmıştır.

Yakıt karakterizasyon testleri sırasında yakıt numuneleri tek eksenli yükleme durumunu temsil edecek şekilde test edildiği halde gerçekte yakıt üzerine uygulanan yük 2 ya da 3 boyutta etki etmektedir. Bu durumdan ileri gelen hatayı ortadan kaldırarak, tek eksenli test verilerinin çok eksenli yükleme koşullarında kullanılmasını sağlamak amacıyla çok eksenlilik azaltma çarpanı ($KDF_{Çok Eksenlilik}$) kullanılır [AGARD-AR-350, 1997]. Çalışma kapsamında, $KDF_{Çok Eksenlilik}$ değeri gerinim için 0.91, gerilme için $1/0.91 = 1.01$ olarak kullanılmıştır.

Ateşleme analiz sonuçlarına ait güvenlik parametrelerini mümkün olduğunca doğru şekilde yorumlayabilmek için yakıtın basınç yükü altında göstermiş olduğu dayanım limitlerinin yakıt karakterizasyon testleri yardımıyla elde edilmesi gerekir. Ancak, sabit hızlı tek eksenli çekme testlerinin basınçlandırılmış özel test odasında gerçekleştirilmesi için son derece yüksek maliyetli özel test ekipmanlarına ihtiyaç duyulmaktadır. Dolayısıyla atmosferik ortamda gerçekleştirilen sabit hızlı tek eksenli çekme testlerine ait verilerin, ateşleme basıncı analizlerinin sonuç değerlendirmesinde kullanılabilmesi amacıyla sıkıştırılabilirlik çarpanı ($KDF_{Sıkıştırılabilirlik}$) kullanılır. Dolayısıyla bu parametre, sadece ateşleme analizi sonuçları değerlendirilirken kullanılır, şartlandırma analiz sonuçlarının değerlendirilmesi sırasında kullanılmaz. Atmosferik ortamda yürütülen sabit hızlı tek eksenli çekme testleri sonucunda elde edilen kopma gerinimlerini; $-17.78\text{ }^{\circ}\text{C}$ 'nin üzerindeki sıcaklıklarda gerçekleştirilen ateşleme basıncı analiz sonuçlarının değerlendirilmesinde kullanabilmek için $KDF_{Sıkıştırılabilirlik} = 2.0$ olarak hesaba katılır. Bu sıcaklığın altındaki analiz sonuçlarının değerlendirilmesinde atmosferik ortamda gerçekleştirilen sabit hızlı tek eksenli çekme test sonuçları kullanılacak ise $KDF_{Sıkıştırılabilirlik} = 1.5$ olarak göz önüne alınmalıdır [AGARD-AR-350, 1997]. Buna göre, çalışma kapsamında, $KDF_{Sıkıştırılabilirlik}$ değeri 1.5 olarak hesaba katılmıştır.

SONUÇLARIN DEĞERLENDİRİLMESİ

Doğrusal viskoelastik sonlu elemanlar analizi sonucunda gerilme ve gerinim güvenlik toleransı değerlerini zamana bağlı olarak hesaplayabilmek amacıyla bir Matlab kodu hazırlanmıştır. Şartlandırma analizi sonucunda gerinim ve gerilme güvenlik toleransı değerlerinin değişimi Şekil 22'de gösterilmiştir.



Şekil 22: Şartlandırma Analizleri Sonucunda Elde Edilen Güvenlik Toleransı Değerleri

Şekil 22 incelendiğinde, şartlandırma adımı bütün güvenlik toleransı değerlerinin eşik değer olarak kabul edilen 0.1 değerinin üzerinde olduğu görülmektedir. Buna göre, şartlandırma analizi sonucunda, doğrusal viskoelastik analizi gerçekleştirilen yakıt geometrisinin tasarım gereksinimlerini karşılayarak yapısal bütünlüğünü koruyacağı sonucuna varılır. Buna ek olarak, Şekil 22'den gerinim güvenlik toleransı değerinin, gerilme güvenlik toleransı değerinden daha kritik olduğu görülmektedir.

Viskoelastik analizlerin ikinci adımı olan ateşleme analiz çözümü kullanılarak hesaplanan gerinim ve gerilme güvenlik toleransı değeri Çizelge 3'te sunulmuştur.

Çizelge 3 : Ateşleme Analizi Sonucunda Hesaplanan Güvenlik Toleransı Değerleri

Gerinim Güvenlik Toleransı	Gerilme Güvenlik Toleransı
0.15	0.37

Çizelge 3 incelendiğinde, en kritik değer 0.15 ile gerinim güvenlik toleransına ait olduğu görülür. Bütün analiz adımları boyunca en küçük güvenlik toleransı değeri, eşik değer olan 0.1'in üzerinde olduğu için, tasarlanan katı yakıt geometrisinin analiz edilen termal yük ve basınç yükü altında yapısal bütünlüğünü koruyarak tasarım gereksinimlerini karşılayacağı sonucuna varılmıştır.

Kaynaklar

Açık, S., 2010, *Internal Ballistic Design Optimization of a Solid Rocket Motor*, M.Sc. Thesis, Mechanical Engineering Dept., Middle East Technical University, Ankara.

Advisory Group for Aerospace Research and Development (AGARD), 1997, *Structural Assessment of Solid Propellant Grains*, AGARD-AR-350.

Ching, R., 2016, *Musculoskeletal (Orthopedic) Biomechanics*, BioE520 Course Notes, Departments of Bioengineering & Mechanical Engineering, University of Washington.

Incropera, F. P. ve DeWitt, D. P., 2007, *Isı ve Kütle Geçişinin Temelleri*, Literatür Yayınları, İstanbul.

Lakes, R. S., 1999, *Viscoelastic Solids*, CRC Press.

NATO Standardization Agency, STANAG, 4507 PCS (Ed. 1) Explosives, 2002, *Physical/Mechanical Properties Stress Relaxation Tests in Tension*.

NATO Standardization Agency, STANAG, 4506 PPS (Ed. 1) Explosives, 2000, *Physical/Mechanical Properties Uniaxial Tensile Test*.

Sutton, G. P., ve Biblarz, O., 2001, *Rocket Propulsion Elements*, 7th Edition, John Wiley and Sons.

Vliet, K., J., V., 2006, Massachusetts Institute of Technology Lecture Notes.

Yılmaz, O., 2012, *Service Life Assessment of Solid Rocket Propellants Considering Random Thermal and Vibratory Loads*, M.Sc. Thesis, Mechanical Engineering Dept., Middle East Technical University, Ankara.