

8-10 Eylül 2014, Erciyes Üniversitesi, Kayseri

DÜŞÜK BYPASS ORANLI SÜPERSONİK TURBOFAN MOTOR TASARIMI

Fırat Kıyıcı*, Bertan Özkan**, Sıtkı Uslu***

TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Ankara, Türkiye

ÖZET

Bu çalışmada, AIAA sponsorluğunda gerçekleştirilen süpersonik bir jet uçağı için düşük bypass oranlı bir turbofan motorun tasarımı anlatılmaktadır. Tasarımda özellikle turbofan motorun giriş yayıcısı ile yakınsak-ırsaksak itki lülesinin Üç Boyutlu tasarımı üstünde durulmaktadır. Yakınsak-ırsaksak lülede toplam basınç kayıplarının en aza indirilmesi önemlidir. Sözü geçen turbofan motorun tasarımında düşük yanma ürünü emisyonları, düşük yakıt tüketimi, yüksek hızlarda çevreye rahatsızlık vermeyecek motor gürültüsü elde etmek, İtki Özgül Yakıt Tüketimini (İÖYT) minimize etmek amaçlanmıştır. Uçağın Avrupa kıtasından Amerika kıtasına uçması istendiği için motorun bunu karşılayacak özelliklere sahip olması istenmektedir. Motor, GasTurb 12 programıyla deniz üstü ve kara üstü görevler için 0.98, 1.15, 1.5 ve 1.8 Mach sayılarında tasarlanmış, ses üstü uçuş için yakınsak-ırsaksak lüle tasarımı yapılmıştır. Motorun kalkış, tırmanış ve rölanti durumundaki performansı incelenmiş, sözü geçen koşullar için motor çıktıları elde edilmiştir. Ayrıca, yukarıda bahsedilen motor tasarımında dikkat edilen parametrelere kompresör ve fan basınç oranlarının etkisi karşılaştırılmıştır. Uçak motor bileşenlerinin izentropik verimlerini artırıcı çalışmalar da yapılarak düşük yakıtla maksimum itki elde etmek hedeflenmiştir.

ANAHTAR SÖZCÜKLER: Turbofan, Süpersonik Özel İş Jeti, Düşük Emisyon ve Yakıt Tüketimi, Basınç Oranı, Giriş Difüzörü, Yakınsak-ırsaksak Lüle.

GİRİŞ

Turbofan motorlar, turbojet motorlardan 20 yıl sonra ortaya çıkan ama çok yaygın kullanılan bir uçak motor çeşididir. Klasik motor yaklaşımından farklı olarak turbofan motorlarda hava motora bir fan aracılığıyla girmekte ve havanın bir kısmı fana girdikten sonra motorun sıcak kısmının içinden geçmeden (By-Pass) çıkışa yönlendirilirken, geri kalan kısmı da kompresör, yanma odası ve türbin içinden sıcak çekirdekte geçen sıkıştırma, yanma ve genişleme havasını oluşturur. Turbojetlerden bir diğer farkı ise itkiyi egzoz gazı yerine fan yardımıyla sağlamalarıdır. Turbojetlere nazaran gürültüye sebep olan sıcak gazlar, bypass oranı($BPO = m_{soğuk}/m_{sıcak}$) çerçevesinde soğuk gazlarla çıkışta karışarak turbofanda turbojetlere göre daha az gürültü çıkmasını sağlamaktadır. Turbofanların genel motor veriminin turbojete göre fazla olması da kullanımı yaygınlaştıran bir diğer sebep olmuştur.

Yarışma konsepti gereği, dizayn edilecek uçağın 2025 yılında kullanılması planlandığından emisyon, yakıt tüketimi ayrıca önem taşımaktadır. İyi bir çalışma yapılabilmesi açısından tasarım başlangıcı önemli bir yer tutmaktadır. Bu sebepten ötürü motor tasarımındaki sınırlandırmalar ve istenenler özenle analiz edilip, ileri aşamalarda sorun yaşanmaması açısından önemli bir yer tutmuştur. Bundan dolayı, AIAA tarafından belirlenen limitler çeşitli parametrelerle optimize edilerek, gerçekçi ve de maliyet açısından da mantıklı bir yaklaşımla turbofan parametreleri incelenmiştir.

* Lisans Öğrencisi, Makine Müh. Böl. , E-posta: st101501010@etu.edu.tr

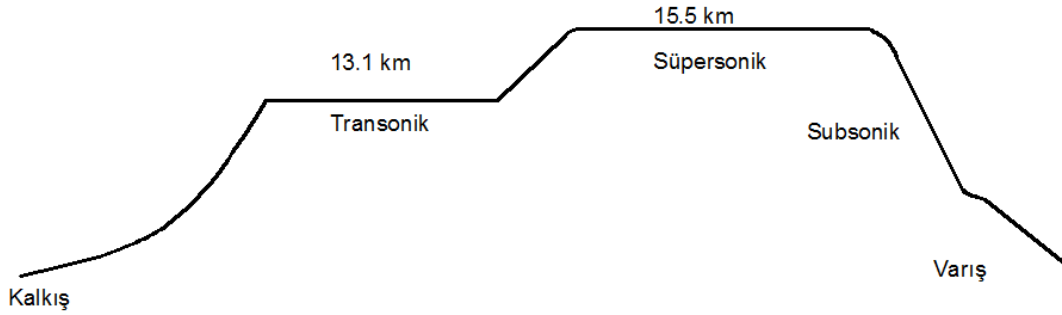
**Lisans Öğrencisi, Makine Müh. Böl. , E-posta: st101501035@etu.edu.tr

*** Yrd.Doç.Dr. ,Makine Müh. Böl. , E-posta: suslu@etu.edu.tr

Şekil 1'de yarışma için kaynak olan uçağın orijinal hali ve Şekil 2'de de görev analizi görülmektedir



Şekil 1: Aerion Süpersonik İş Jeti



Şekil 2: Aerion Süpersonik İş Jetinin Görev Analizi

Ayrıca, bu süpersonik iş jetinin belirlenen görev profili için, sabit 0.85 Mach ile uçan bir jete göre elde ettiği zaman farkı aşağıda gösterilmektedir.

Tablo 1: Süpersonik İş jeti ve Subsonik Jet Karşılaştırması

Seyahat Rotası	Zaman Farkı [saat]
Sao Paolo-New York	2.81
Tokyo-Singapur	2.33
Paris-Washington	3
Londra- Seattle	2.85
San Francisco- Singapur	6.55
San Francisco- Tokyo	4.21

YÖNTEM

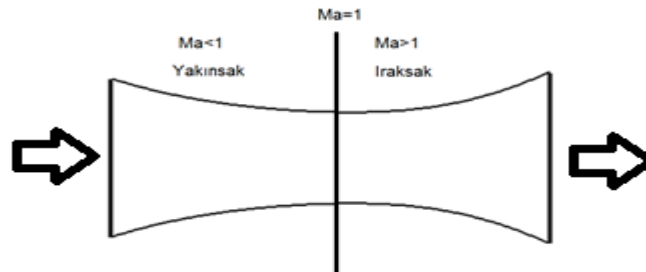
Bir turbofan tasarımında birçok tasarım parametresi kullanılmaktadır. Dünya genelindeki jet motor üreticileri, turbofan gelişim sürecinde çağ açacak yeni gelişmeleri sürekli araştırmaktadırlar. Bazı durumlarda, özellikle gelecekte kullanılması planlanan bir süpersonik iş jeti için, düşük yakıt tüketimi düşük kimyasal emisyonlar ve kabul edilebilir ses gurultusu seviyesi elde edilecek olan itki kuvvetinden daha ağır basmaktadır.

Ses seviyesini azaltmak için de önemli çalışmalar yapılmaktadır. Yapılan çalışmalarda motor gürültüsünü önemli ölçüde azaltmak için, motor çevrimine odaklanılmış lüle alanı ile basınç oranları parametreleri etkin bir şekilde optimize edilerek sessiz uçuş limitinin altında kalan bir gürültü elde edilmiştir. [Crichton, Blanco, Law ve Hileman, 2007]. Bir diğer çalışmada ise, Mach 1.5 ile 1.65 dizayn kriterleri için bi-konik dış görünümlü bir yakınsak-ıraksak lüle kullanılarak, bunun sev seviyesine olan etkisi araştırılmıştır. Çağdaş deneysel metodlar ve hesaplamalı akışkanlar dinamiği ile bu dış görünümlü tasarımın sahip olduğu dış uzunluğu, dış giriş uzunluğu ve de dış kalınlığı belirlenmiştir. Her yakınsak-ıraksak lüle modeli için toplam 12 adet dış kullanılmıştır. Bu çalışmalarda ses seviyesinin maksimum 4 dB' e kadar düştüğü görülmüştür.[Henderson, Bridges, 2010] Örnek bir tasarım aşağıda gösterilmiştir.



Şekil 3: Dişli Yakınsak-İraksak Lüle.[Henderson, Bridges, 2010]

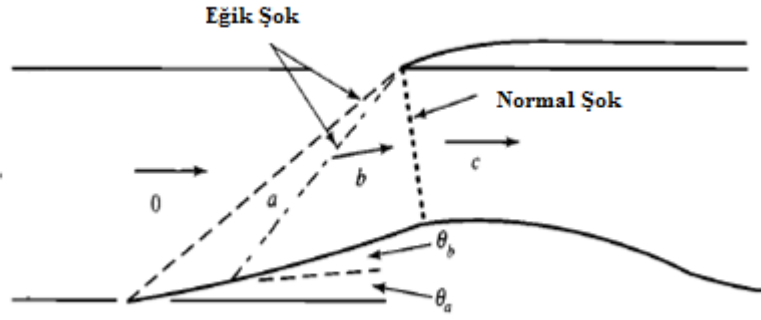
Mach sayısının 1.2~1.5 ten büyük olduğu hızlar için lüle basınç oranının 3'ü geçmesi gerektiği bir diğer çalışmada belirlenmiş, ayrıca çıkış akışının gelişmesi için onun hızını ve de lüle performansının artırılması gerektiği belirtilmiştir. Ek olarak, ıraksak lülenin genişlemesinin itkiyi ve de çıkış hızını artıracığı da belirtilmiştir. Örnek bir yakınsak-ıraksak lüle Şekil 4'te görülmektedir. [Gamble, Terrell, DeFrancesco, 2004]



Şekil 4: Yakınsak-İraksak

Ayrıca süpersonik koşullarda oluşan şok dalgalarının etkilerini azaltmak için, motora hava girişinin olduğu yerden bir dalga kırıcı ile kompresöre iletilen hava hızının subsonik olması beklenmektedir. Genel olarak bu amaç için girişin merkezinde bulunan konik bir giriş bileşeni

ile yapılmaktadır. Kayıplar bir veya iki eğik şok dalgası boyunca yavaşlayarak ilerleyen bir akışla iyi bir şekilde azalmaktadırlar. [Mattingly, 2006]



Şekil 5: 2-Kademe Şok [Mattingly, 2006]

Yapılan literatür araştırmalarından yola çıkılarak bir tasarım şeması ihtiyacı ortaya çıkmıştır. Öncelikle dizayn tanımlamaları aşamasında nelere ihtiyaç duyulduğu belirlenmiştir. Dizayn tanımlaması yaklaşık 15.5 kilometrelik bir irtifada ses hızının 0.98, 1.15, 1.5 ve 1.8 katlarında performans sağlaması olarak tanımlanmıştır. Sınırlandırmalar ise minimum itki değerleri ile maksimum motor boyutu olarak belirlenmiştir. Aşağıda maksimum motor boyutları ile minimum itki değerleri gösterilmektedir.

Tablo 2: Gerekli Minimum İtki Değerleri

Mach	Statik	0,98	1,15	1,5	1,8
Gerekli İtki [kN]	96.8	15	27.5	42.5	60

Tablo 3: Maksimum Motor Boyutları

Maksimum Motor Çapı [m]	1.1
Maksimum Motor Uzunluğu [m]	4

İstenen özelliklerin analizi kısmında ise, yarışmacılardan beklenen emisyon değerlerinin ve İÖYT değerlerinin azaltılması için çeşitli parametrik çalışmalar yapılmıştır. Bu çalışmalar yapılırken, subsonik ve 1.15 Mach için emisyon ve İÖYT değerlerini düşürmek birincil amaç iken 1.5 ve 1.8 Mach için, bu koşullardaki uçuşun çok fazla sürmeyeceğinden dolayı, yeterli itkiyi elde etmek birincil amaç olmuştur.

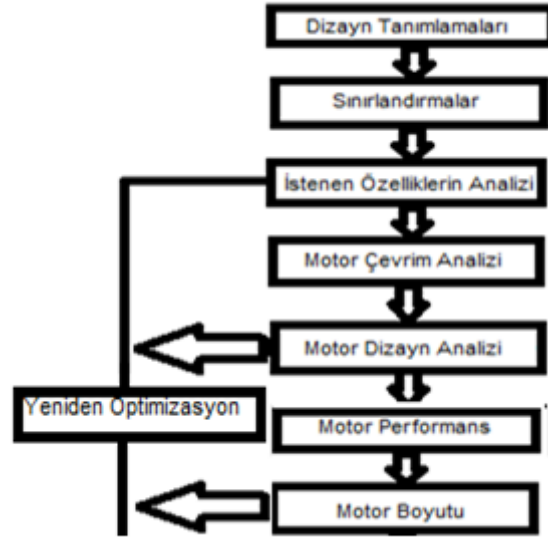
Motor Çevrim Analizi bölümünde türbin giriş sıcaklığı, turbofan bileşenlerinin verimleri, sıcaklık değerleri, toplam basınç oranı ve BPO gibi bir turbofan motor için hayati önem taşıyan parametler hep birlikte parametrik çalışmalarla değerlendirilerek yakıt debisi, emisyonlar, İÖYT ve itki değerleri için optimum değerler elde edilmiştir. Bu kısım tüm tasarım şemasının en önemli yerini kapsamış ve tasarım için yapılacak diğer adımlara da ışık tutmuştur.

Motor Dizayn Analizi kısmında ise motor performansı statik, 0.98, 1.15, 1.5 ve 1.8 Mach sayıları için ayrı ayrı değerlendirilerek parametrik çalışmalar ve optimizasyon yöntemleri ile optimize edilmiştir. Bu kısımda istenmeyen değerler giderilemiyorsa, tasarım döngüsü başa alınmıştır.

Motor Performansında ise, motorun performansı tüm koşullar için birlikte düşünülmüştür. İstenilen özellikler sağlanmıyorsa yine döngü başa dönmüştür.

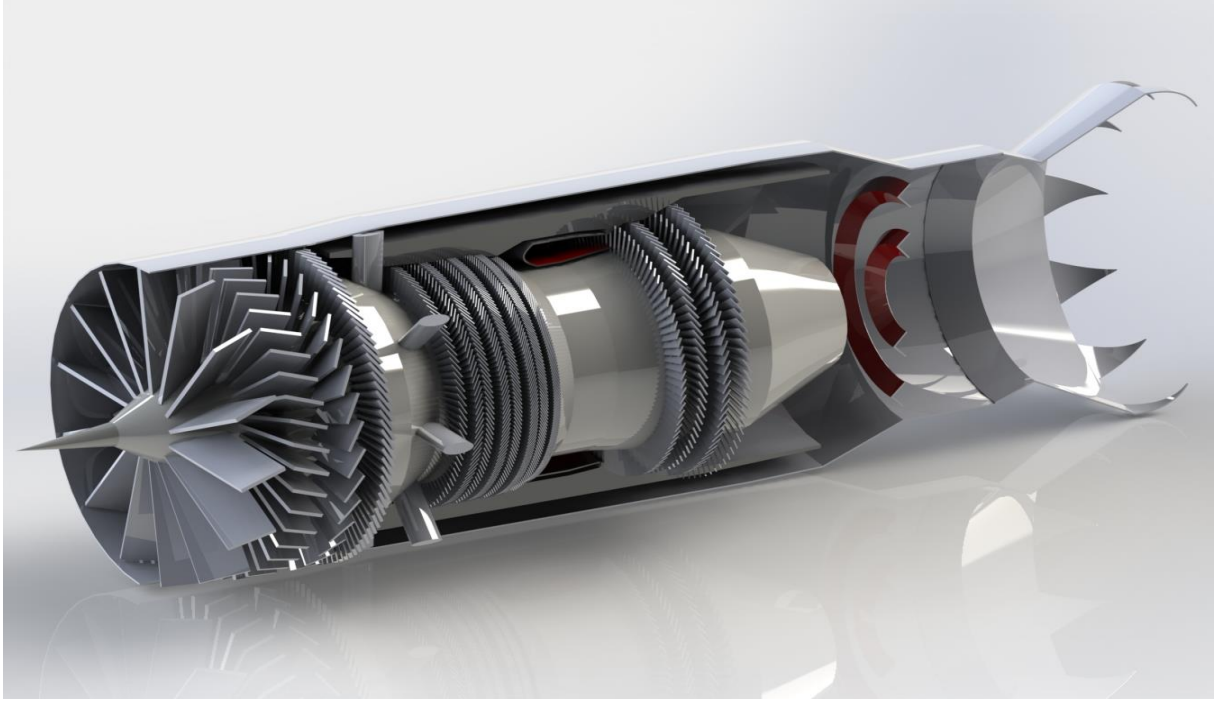
Son olarak Motor Boyutu kısmında ise kısıtlamalara uyarak motorun bileşenleri hakkında değerlendirmeler yapılmıştır. Tarihten örnekler ve literatür taramaları sonucunda bileşenlerin kaç kademeden oluşması gerektiği gibi değerlendirmeler yapılmıştır. Bu kısımda diş tipi yakınsak-ıraksak lüle tasarımı ve eğik şok dalgalarının etkisini minimuma indirecek bir giriş yerinin tasarımı yapılmıştır. Bu bölümde motor ağırlıklarını optimize etmek için çalışmalar yapılırken yarışma konseptinin 2025 yılı için geçerli olduğundan dolayı ve de AIAA'nın yarışmacıları gerçekçi bir yaklaşımla motora alışlageldik malzemeler dışında yeni bir malzeme kullanmaları konusunda serbest bırakmasından dolayı malzeme seçimi için özgül ağırlığı düşük ve de sıcaklığa olan dayanımı daha iyi olacak bir kompozit malzeme düşünülmüştür. Uçağın bir iş jeti olmasından kaynaklı, motor boyutunun olabildiğince küçük ve hafif olması amaçlanmıştır.

Şekil 6'da Motor Tasarım Şeması görülmektedir.



Şekil 6: Motor Tasarım Şeması

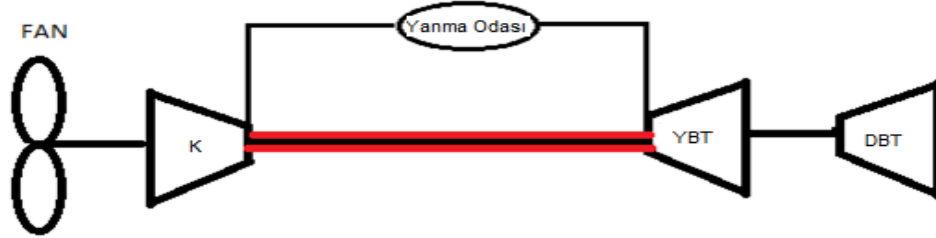
Şekil 6'da belirtilen tasarım metodolojisine göre elde edilen motor geometrisi Şekil 7'de gösterilmiştir.



Şekil 7: Supersonik Turbofan

UYGULAMALAR

Motorun termodinamik çevrimi tasarlanırken dikkat edilen en önemli özellikler gürültü, emisyonlar, itki isterleri, ve geometri sınırlamaları olarak düşünülmüştür. Gürültü sınırlamalarına uymak amacıyla turbofan motor tipi seçildi. Geometri limitleri içinde kalma amacıyla şekilde görülen iki şaftlı bir kompresörlü ve bir fanlı motor konfigürasyonu seçilmiştir.



Şekil 8: Motor Parçalarının Sembolik Gösterimi

Süpersonik uçuşun gerektirdiği yüksek itki kuvvetini karşılamak için motorun basınç oranı yüksek olarak seçilmiştir. Tasarımda yüksek basınçlı türbin(YBT) ve kompresör(K) aynı şaft üzerindedir, düşük basınçlı türbin(DBT) de fan ile aynı şaft üzerindedir. Motorun basınç oranının yüksek olması ve motorun bir fan ve sadece bir kompresörden oluşması

motorun fanından yüksek basınç oranı beklenmesine neden oldu, bu yüzden motorun fanı 2 kademeli olarak tasarlanmıştır.

Motorun termodinamik çevriminin tasarımı motorun seyir koşulları olan 1.5 Mach ve 15.5 km tasarım noktası alınarak Gasturb 12 yazılımı ile yapıldı. Statik, Mach 0.98 ve Mach 1.15 koşullarında hâlihazırda tasarlanan motorun itkisi Tablo 2’de verilen minimum itki isterlerinin üzerinde olduğu için bu noktalarda daha az yakıt tüketimi ile uçmak için yüksek basınçlı şaftın hızı azaltılmıştır. Acil durum koşulu olarak belirlenen 1.8 Mach uçuş koşulunda ise tasarlanan motorun itkisini maksimuma getirmek için bir artyakıcı tasarlanmıştır.

Motorun türbin giriş sıcaklığı 1650 K olarak tasarlandı. Türbin giriş sıcaklığına karar verilirken motorun 2025 konsepti olduğu göz önünde bulundurularak kompozit endüstrisinde bu sıcaklık değerlerini karşılayacak bir yenilik olacağı varsayılmıştır. Kompresörlerin basınç oranları ve motorun BPO istenen itki ve motor emisyonları göz önünde bulundurularak en az yakıt tüketimi için Gasturb 12 yazılımının eniyileme paketi kullanılarak eniyilenmiştir. Motorun süpersonik koşullarda uçağı göz önünde bulundurularak lüle tipi yakınsak-ıraksak olarak seçilmiştir. Motorun eniyilmesi yapılırken motorun geometrik özelliklerinin istenen sınırların içinde kalmasına dikkat edilmiştir. Motorun kompresörlerinin ve türbinlerinin kademe sayıları bu parçalardaki teknolojik seviye göz önünde bulundurularak ve süpersonik koşullarda uçan uçaklar kaynak alınarak seçilmiştir. Motorun bileşenlerinin verimleri yine Gasturb 12 yazılımı ile hesaplanmıştır. Motorun tüm görev koşullarındaki performans değerlerini aşağıda görülmektedir.

Tablo 4: Performans Değerleri

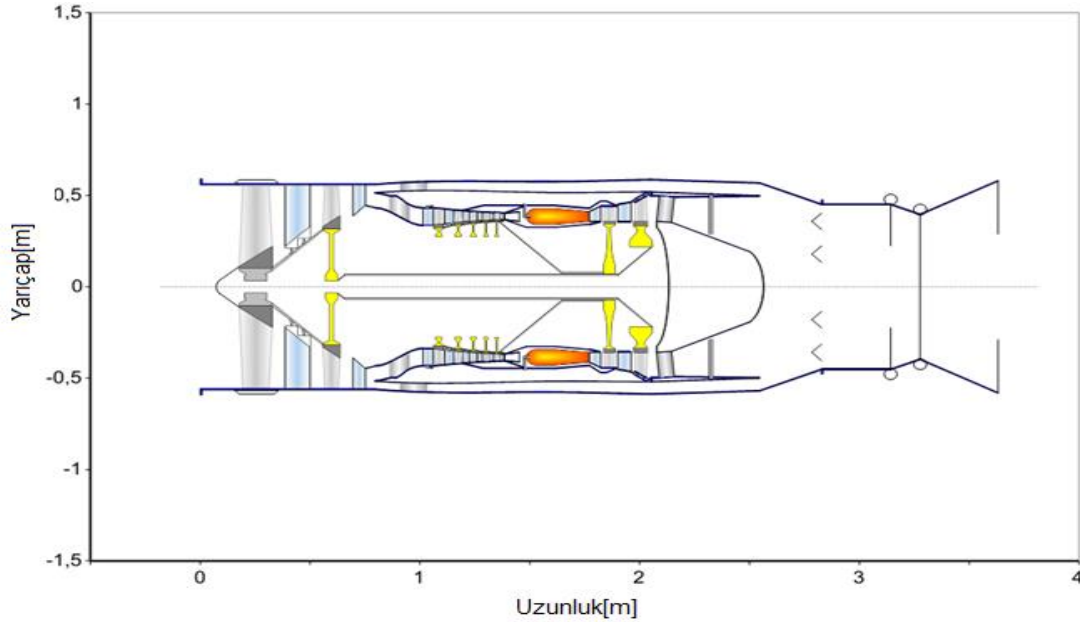
Özellik	1.5 M 15.5km (Tasarım Noktası)	Sabit Deniz Seviyesi	0.98 M 15.5 km	1.15M 15.5 km	1.8 M 15.5km (Acil Durum)
Net İtki [kN]	42.9	98.4	15.85	28.0	62.7
Hava Kütle Debisi [kg/s]	75.2	181.5	36.9	50.6	94.5
Yakıt Kütle Debisi [kg/s]	1.197	2.162	0.4	0.73	1.37
İÖYT [g/(kN*s)]	27.9	22.0	25.5	26.1	36.9
Göreceli Y.B. Şaft Hızı	1	0.92	0.85	0.94	1
Türbin Giriş Sıcaklığı [°K]	1650	1392	1292	1512	1650

Acil durum noktası için istenen itkiye ulaşmak için artyakıcı sıcaklığı 1194 °K olarak tasarlanmıştır bu artyakıcı için yakıt tüketimi ise 0.94 kg/s olarak hesaplanmıştır. Ayrıca yapılan parametrik çalışmalar ve optimizasyonlar sonucunda BPO için 0.635 değerinin en uygun olduğu görülmüştür.

Motor bileşenlerinin kademe sayıları ise fan için iki kademe, yüksek basınç kompresörü için 7, yüksek basınç türbini için 1, düşük basınç türbini için 3 olarak seçilmiştir. Eniyilemelerin sonucunda motorun toplam uzunluğu 3925 mm olarak ve motorun maksimum çapı 1250 mm olarak belirlenmiştir.

Motorun yanma odası tipi yüksek hız ve yüksek kütle akılarından dolayı doğrusal akış olarak belirlenmiştir. Motorun yanma odasının uzunluğu 385 mm, yakıcı hacmi ise 51109 cm³ olarak tasarlanmıştır.

Motorun lülesi önceden söylendiği gibi yakınsak-ıraksak olarak belirlenip eniyileme sonucunda yakınsak kısmın açısı 28.9° , lülenin boğazının alanı 0.433 m² ve lülenin ıraksak kısmının alan oranı 2.13 olarak optimize edilmiştir. Termodinamik çevrim hesaplarının ve geometrik tasarımların sonucunda tasarlanan motorun iki boyutlu resmi Şekil 9'da görülmektedir.



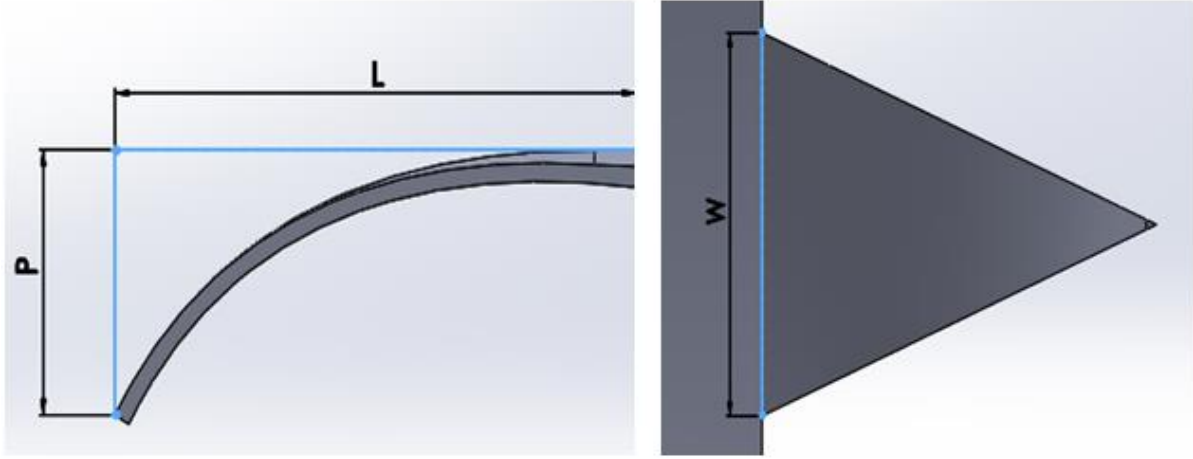
Şekil 9: 2 Boyutlu Motor Gösterimi

Ses seviyesini azaltmak için dış tipi lüle tasarımı yapılmıştır. Çalışmada yaklaşık olarak 0.12 metrelik bir lüle çapına uygulanan bu konsept, boyutsuzlaştırma çalışmalarıyla yaklaşık 9 kat büyüklüğünde bir dış tipi kullanılmıştır. Çalışmada PxxLxxWxx ifadesiyle dış tipleri tanımlanmıştır. Burada P lüle içinde kalan kısmı, L dış tipinin toplam uzunluğunu, W dış tipinin kalınlığını ve de xx ise bunları ifade eden katsayıları göstermektedir. P03L08W06 ile ifade edilen dış tipinde ses seviyesini azaltmak açısından en iyi sonuçlar elde edilmiştir. [Henderson, Bridges, 2010]

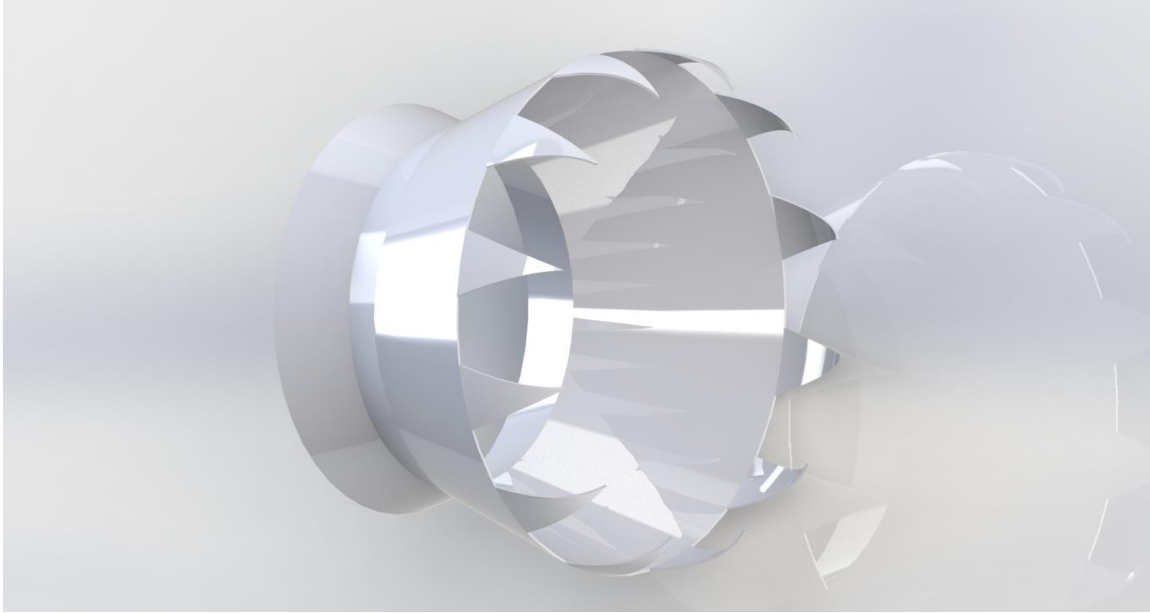
Bu çalışmaya göre elde edilen dış tipi lüle ve özellikleri aşağıda gösterilmiştir.

Tablo 5: Maksimum Motor Boyutları

Yükseklik (P) [cm]	Uzunluk (L) [cm]	Kalınlık (W) [cm]
7.62	19.05	15.25

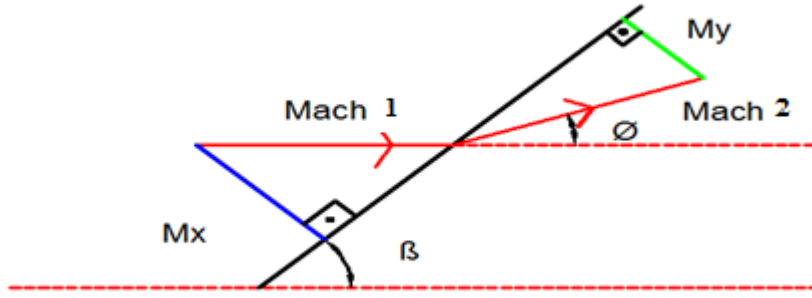


Şekil 10: Diş Tipi Lülenin Parametreleri

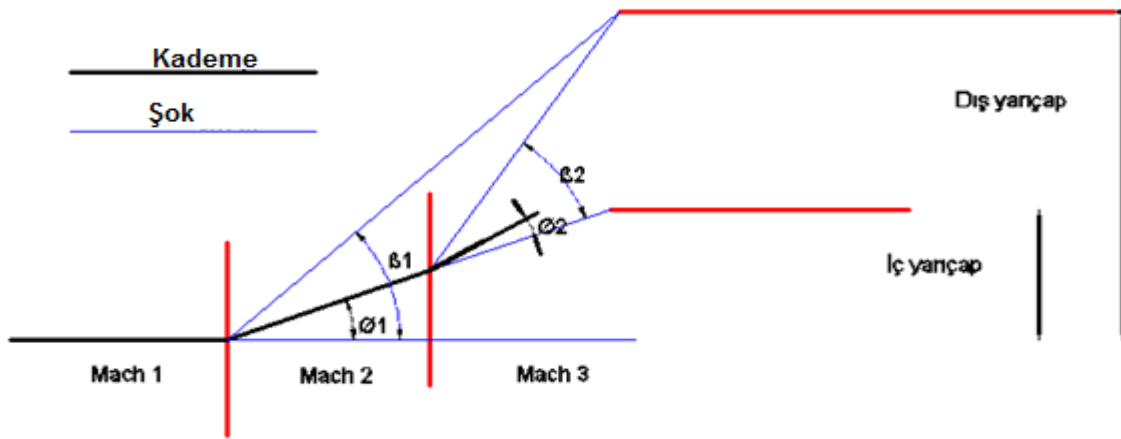


Şekil 11: Diş Tipi Lüle

Ayrıca, ses üstü uçuşlarda ortaya çıkan şok dalgasının etkilerini kırmak adına 2-Kademeli bir şok kırıcı tasarımı yapılmıştır. Bu şok kırıcının tasarımı için iteratif bir MATLAB kodu geliştirilmiştir. Şekil 12'de ilk olarak basit bir şok dalga kırıcısının çalışma prensibi ve diğer şekilde ise 2 kademeli bir eğik şok girişinin çalışma prensibi gösterilmektedir. Burada β şok açısını ifade ederken θ ise kademe açılarını ifade etmektedir.



Şekil 12: Ses Dalgasının Kırılması



Şekil 13: 2 Kademeli Şok Dalga Kırıcısının Çalışma Prensibi

İteratif çalışan MATLAB kodu için aşağıdaki denklemler kullanılmıştır.

$$M_x = (\text{Mach } a) \times \sin \beta \quad (1) \text{ [Mattingly, 2006]}$$

$$M_y = \sqrt{\frac{M_x^2 + \frac{2}{\gamma-1}}{\frac{2\gamma}{\gamma-1} M_x^2 - 1}} \quad (2) \text{ [Mattingly, 2006]}$$

$$\tan(\beta - \theta) = \frac{\left\{ \frac{2}{\gamma+1} + \frac{\gamma-1}{\gamma+1} (M_1 \sin \beta)^2 \right\}}{(M_1 \sin \beta \cos \beta)} \quad (3) \text{ [Mattingly, 2006]}$$

$$\tan \theta = \frac{2 \cot \beta (M_1^2 \sin^2 \beta - 1)}{2 + M_1^2 (\gamma + 1 - 2 \sin^2 \beta)} \quad (4) \text{ [Mattingly, 2006]}$$

MATLAB algoritmasının çalışma prensibi aşağıda listelenmiştir.

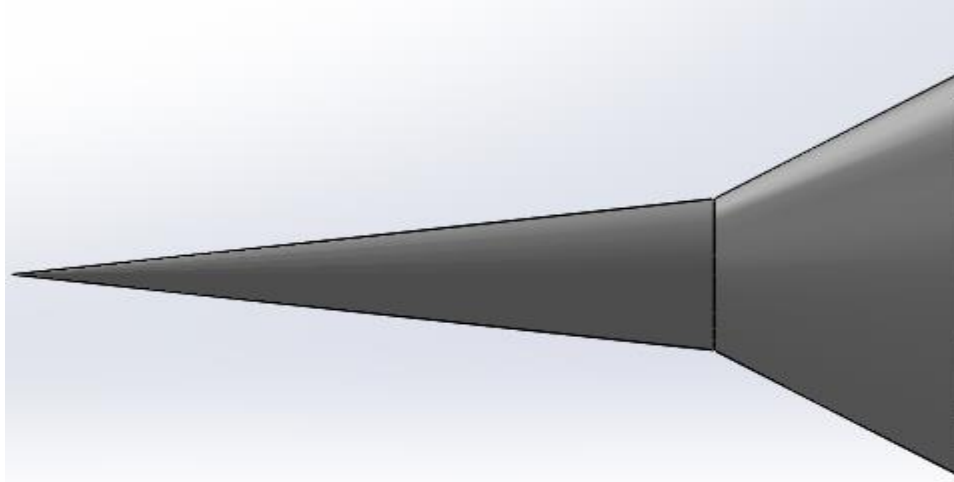
- Mach 1'nin normal vektörünü bulunur. (M1n)
- M1n yardımıyla Mach 2'nin normal vektörü bulunur. (M2n)
- M2n yardımıyla Mach 2 bulunur.

- M2n yardımıyla Mach 3'ün normal vektörü bulunur.(M3n)
- M3n yardımıyla Mach 3 bulunur.

Aşağıda 2-Kademeli şok kırıcının özellikleri ve şekli gösterilmiştir.

Tablo 6: Şok Kırıcının Özellikleri

Şok Açısı	Derece	Kademe Açısı	Derece	Mach 1	1,5
β_1	51	θ_1	7	Mach 2	1,25
β_2	70.1	θ_2	5.2	Mach 3	0,98



Şekil 14. 2-Kademeli Şok Kırıcı

Tablo 7: 2 Kademeli Şok Kırıcının Boyutsal Ölçüleri

	Çap [mm]	Uzunluk [mm]
Kademe 1	83,4	336
Kademe 2	222,2	118

SONUÇ

Bu çalışma kapsamında, süpersonik bir iş jeti için bir turbofan motoru tasarlanmış, 2025 şartları ön görülerek, o şartlara uygun hale getirilmiş ve performans analizi yapılmıştır. Bu tasarım sürecinde süpersonik bir motor ile alışılmış subsonik bir motor arasındaki farklar görülmüştür. Ayrıca, 2025 yılı için kompozit endüstrisinde gelişmeler olacağı varsayımından yola çıkılarak malzeme-metalurji biliminde o tarihe kadar büyük gelişmeler olacağı tahmin edilmektedir. Süpersonik iş jeti endüstrisinde sadece Aerion firmasından başka JAXA'nın NEXST 2 tasarımı, Spike Aerospace'in S-512 süpersonik iş jeti, Sukhoi ve Gulstream'in S-21'i ve Tupolev'in Tu-444 'ü de halihazırda piyasaya sürülmesi planlanan süpersonik iş jeti tasarımlarıdır. Genel olarak tasarım noktaları 1.5 ve 2 Mach aralığındadır.

Günümüz şartlarında emisyon ve yakıt tüketimi çok önemli bir yer tutmaktadır. Özellikle süpersonik koşullarda performans gösteren bir uçak motoru için bu değerleri minimize edecek tasarımlar gelecekte beklenmektedir. Özellikle kullanılacak malzeme özelliklerinin

gelişmesinden kaynaklı türbin giriş sıcaklığı ve yanma odası sıcaklığı gibi değerler artırılabilir. Ayrıca, ses seviyesini düşürecek yenilikçi çalışmaların yapılması da gelecekte beklenebilecek çalışmalardan birisidir.

Sonuç olarak süpersonik iş jeti tasarımı sadece bir uçak tasarım endüstrisi olmayıp, böyle yenilikçi bir endüstri de süpersonik koşullarda iyi performans gösteren bir uçak motoru tasarımı da ileride daha da yaygınlaşarak kendi içinde başlı başına bir endüstri oluşturacaktır.

Son olarak, bu yarışmaya katılan TOBB ETÜ NEO-FBG takımının tasarımı ilk üçe girerek AIAA tarafından 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference'a sunumlarını yapmak üzere davet edilmişlerdir.

Kaynaklar:

Crichton D. , Blanco E. R. , Law T.R. ve Hileman J. I. , Design and operation for ultra low noise take-off, 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit Reno, Nevada, 8-11 Ocak 2007

Gamble E. , Terrell D. ve DeFrancesco R. , Nozzle Selection and Design Criteria, 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit , Fort Lauderdale, Florida , 11-14 Haziran 2004

Henderson B., Bridges J., A MDOE Investigation of Chevrons for Supersonic Jet Noise Reduction, 16th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference

Mattingly J.D., Elements of Propulsion:Gas Turbines and Rockets, AIAA Education Series, ISBN 978-1563477799, Ağustos 2006

Riegler C. , Bichlmaier C. , The Geared Turbofan Technology – Opportunities, Challenges and Readiness Status, MTU Aero Engines GmbH, 2007