

AERODİNAMİK OLARAK VERİMLİ HELİKOPTER GÖVDE TASARIMI

Halime Güneş¹ ve Özge Özdemir²
İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul

ÖZET

Bu projede, mevcut bir helikopter gövde geometrisi üzerinde gerekli modifikasyonlar yapılarak aerodinamik olarak iyileştirilmiş bir tasarım yapılması amaçlanmıştır. Modifikasyonlar, ana gövdeden kuyruk konisine geçiş bölümündeki açı ve kuyruk konisinin yüksekliği üzerinde yapılmıştır. Bu iki modifikasyon ile arka bölgedeki akım ayrılmalarının azaltılması amaçlanmıştır. Öncelikle literatürde bu konu hakkında yapılan çalışmalar araştırılmış ve elde edilen sonuçlar gösterilmiştir. Benzer çalışmalardan yola çıkılarak çalışmada kullanılacak yöntem belirlenmiştir. Bu çalışmada İTÜ BeeCopter takımı tarafından tasarlanan hafif sınıf genel maksat helikopterinin gövde geometrisi ve ileri uçuş koşulları ele alınmıştır. Bu geometri üzerinde belirlenen sayıda varyant, CATIA programı kullanılarak elde edilmiştir. Pointwise programı kullanılarak ağ yapısı oluşturulduktan sonra Ansys Fluent programı ile HAD analizleri yapılmış; basınç katsayısı, sürüklenme kuvveti, sürüklenme katsayısı ve her bir geometri için gerekli konturlar bu program aracılığıyla elde edilmiştir. Yapılan modifikasyonlarla elde edilen sürüklenme katsayısı düşüşü görüntülenmiş ve sebepleri açıklanmıştır. Sonuç olarak sadece geçiş bölgesindeki açının değiştirilmesiyle sürüklenme katsayısında %3,7'lik bir düşüş sağlanmıştır. Bu modifikasyona ek olarak, kuyruk konisi yüksekliği azaltıldığında, sürüklenme katsayısında toplamda %14,9'luk bir düşüş elde edilmiştir.

GİRİŞ

Helikopterler, geniş manevra kabiliyeti nedeniyle yıllardır yaygın olarak kullanılan hava araçlarıdır. Konvansiyonel, eşeksenli, tandem, tilt rotor ve kompleks türleri vardır. Bu çalışmada, konvansiyonel helikopterlerin kullanımının diğerlerine göre daha yaygın olması ve sonuçların diğer helikopterlere uygulanmasının mümkün olması nedeniyle konvansiyonel helikopterler incelenmiştir. Helikopterler, askeri ve sivil alanda kullanımlarının yaygın olması sebebiyle araştırılmaya ve geliştirilmeye devam etmektedir.

Performanslarını artırımına yönelik çalışmalar sonucunda helikopterler her geçen gün daha verimli çalışan güvenilir araçlar haline gelmiştir. Verimlilik pek çok parametreyle ifade edilir. Bu çalışma kapsamında helikopterin aerodinamik verimliliği ele alınmıştır. Aerodinamik açıdan verimlilik öncelikle sürüklenme kuvveti ile ilgilidir. Yapılan literatür taraması sonucunda helikopter gövdesi üzerinde yapılan aerodinamik iyileştirmelerin sürüklenme kuvvetini azaltabileceği görülmüştür. Seyir uçuşundaki bir konvansiyonel helikopter, gövde sürüklenmesini yenmek için gücünün %45'ini kullanmaktadır [Keys ve Wiesner, 1975]. Gövde sürüklenmesinin bu büyük etkisi, sürüklenme kuvvetinin azaltılması sonucunda bunu yenmek için gereken gücün de büyük oranda azalacağı anlamına gelmektedir. Bu da, ana rotordan elde edilmesi gereken gücün azalması, dolayısıyla

¹ Uçak Müh., E-posta: gunesha17@itu.edu.tr

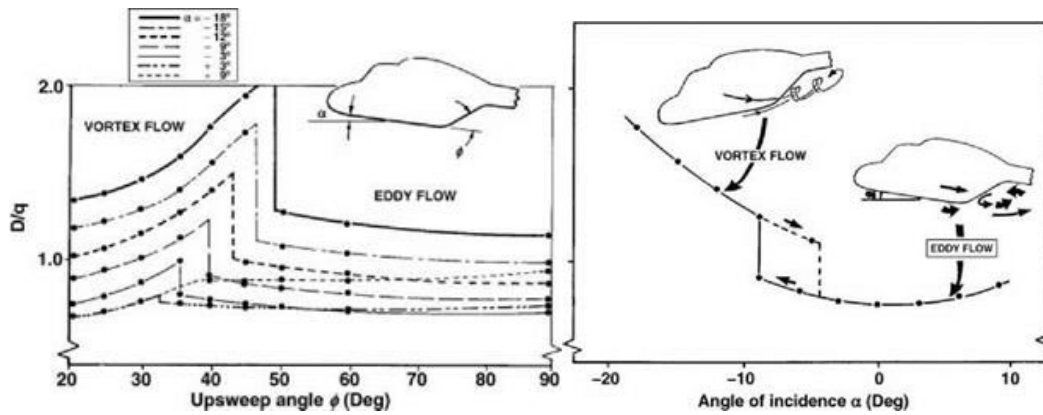
² Yrd. Doç. Dr., Uçak Müh. Böl., E-posta: ozdemirozg@itu.edu.tr

daha küçük ve daha hafif bir motorun yeterli olması ve daha birçok pozitif sonucun ortaya çıkması anlamına gelmektedir.

Yapılan literatür taramasında görülmüştür ki; gövde, rotor göbeği ve iniş takımı kızakları sırasıyla ileri uçuşta tipik bir çift motorlu hafif sınıf helikopterin parazit sürüklenmesinin büyük bölümünü oluşturmaktadır. Toplam sürüklenmenin %38'ini gövde, %23'ünü rotor göbeği ve %13'ünü iniş takımı kızakları oluşturmaktadır [Stepanov vd., 2016]. Buradan da anlaşılacağı gibi, helikopter sürüklenmesinin azaltılması isteniyorsa gövde şeklinde iyileştirmeler yapmak iyi bir seçenektir. Yapılan çalışmalarda gövdede sürüklenme kuvveti üzerinde en etkili bölümlerin gövde arkası, burun ve motor kaplaması olduğu görülmüştür. Burun, ileri uçuşta hava ile ilk temas noktasıdır. Motor kaplaması, ana rotordan gelen hava ile ilk karşılaşan kısımdır. Gövde arkası, ayrılmaların meydana geldiği ve akışın gövdeyi takip edemediği kuyruk konisine geçiş kısmıdır. Bu çalışmada, arka gövde iyileştirmesi ile aerodinamik performans artışı incelenecektir.

Bu doğrultuda, gövde arkasında yapılan iyileştirmelerin sürüklenme katsayısı üzerindeki etkisi incelenmiş ve toplam sürüklenmede önemli bir paya sahip olduğu bulunmuştur [Batrakov vd., 2018]. 11m uzunluğundaki bir helikopterde bu bölümde yapılan iyileştirmeler sonucunda maksimum 16,5 cm değişim ile sürüklenme katsayısında %2,1'lik bir azalma elde edilmiştir. Gövde ve iniş takımı kızakları üzerindeki modifikasyonlar beraber dikkate alındığında sürüklenme katsayısındaki toplam düşüş %4,6 olmuştur. Rüzgar tüneline bir EC135 helikopterini sadece arka gövdesi değiştirilerek analiz edilmiş ve bu geometri orijinal geometri ile karşılaştırıldığında sürüklenme kuvvetinde %22 oranında bir düşüş gözlenmiştir [Zhang vd., 2011]. Bu yüksek düşüşün nedeni, EC135 helikopterinin geometrisinin aerodinamik şekilden oldukça uzak olmasıdır. Yapılan diğer bir çalışmada ana gövde-kuyruk geçişinin eğimi ve kuyruk konisinin yüksekliği değiştirilerek yapılan bir optimizasyon ile bu bölgedeki akım ayrılmaları azaltılmıştır. Tek başına kuyruk konisi yüksekliğinin azaltılması, 0° hücum açısında sürüklenme katsayısında %4,37'lik bir azalmayla sonuçlanmıştır [Shi vd.,2020].

Bu bölge ile ilgili yapılan bir diğer çalışma ise -18 ile 9° arasında farklı hücum açılarında yapılmış olan rüzgar tüneli testleridir [Seddon, 1982]. Bu açılarda, bir helikopterin gövde- kuyruk geçiş bölgesinin eğiminin değişimi ile sürüklenme kuvvetinin değişimi çizilmiştir. Elde edilen grafikler aşağıda gösterilmiştir.



Şekil 1 Seddon'un geçiş bölgesi eğimi ile sürüklenme kuvveti ilişkisi grafiği

Bu çalışmalara dayanarak, helikopterin aerodinamiğini iyileştirmek adına gövde arkasında değişiklikler yapılmasına karar verilmiştir. İTÜ Beecopter helikopterinin arka gövde geometrisi değiştirilerek yeni geometriler elde edilmiş, HAD analizleri yapılarak elde edilen sonuçlar karşılaştırılmıştır. Ana geometri ve ilk geometriler karşılaştırılarak çalışma sonunda elde edilen çıktılar ve sürüklenme kuvvetindeki düşüş gösterilmiştir. Yapılan çalışmada HAD analizlerinde ana rotor etkisi dikkate alınmamıştır.

Akış analizi türleri arasında HAD doğruluğu en yüksek yöntemdir. Yüksek bilgisayar gücü, zaman ve maliyet gerektirmesinin yanında elde edilen sonucun doğruluğu bu çabaya değecek kadar yüksektir. Böyle bir çalışmada analiz öncesi ağ yapısı oluşturma işleminin yeterli hassasiyetle yapılması çok önemlidir. Analizin yakınsama ve doğruluğu, ağ elemanları ve viskoz modeli ile

doğrudan ilişkilidir. Ansys Fluent programında viskoz modeller, akışın türüne ve akıştaki baskın etkilere göre değişir. Bu modellere göre gerekli ağ yoğunlukları da değişmektedir. Bu çalışma kapsamında tüm bu kriterlere dikkat edilmiş ve uçuş durumuna en uygun modelleme yapılmıştır. HAD analiz programları, arka planda sayısal yaklaşımlarla Navier-Stokes denklemlerini çözen programlardır. Bu denklemlerin çözümleri, çeşitli ayırıklaştırma ve sonlu hacim yöntemleri ile mümkün olmaktadır. Bu proje kapsamında kullanılacak Ansys Fluent programında türbülans modellemesi için Reynolds ortalama Navier-Stokes denklemleri (RANS) ve Large Eddy Simulation (LES) modellemeleri mevcuttur.

RANS tabanlı modeller genellikle mühendislik uygulamaları için uygundur ve tek denklemlilik, iki denklemlilik ve dört denklemlilik modelleri içerir. Bu modeller arasında en yaygın kullanılanları Spalart Allmaras, Standard k-ε, Realizable k-ε, Standard k-ω ve SST k-ω'dir. Spalart Allmaras modeli, tek bir denklem kullanan türbülans viskozitesini doğrudan çözen bir modeldir. Geniş ağ elemanlarının kullanımına olanak sağlayan ekonomik bir modeldir. Kanat profilleri, uçak gövdeleri, gemi gövdeleri vb. alanlarda kullanıma uygundur. Ancak yüksek ayrılmalı akışlar için uygun değildir. Literatür taramasında Spalart Allmaras modelinin helikopter gövde analizi için yeterli ve iyi sonuçlar verdiği görülmüş ve bu projede kullanılmasına karar verilmiştir.

YÖNTEM

İlk olarak, helikopter gövde tasarımı üzerine genel araştırma yapılmış gövde sürüklenmesini etkileyen parametreler araştırılmıştır. Gövde sürüklenmesinde en etkili bileşenler belirlenmiş ve bu kısımlar üzerinde yapılan çalışmalar incelenmiş ve esas alınmıştır. Geometri üzerindeki modifikasyonlar CATIA ile yapılmış olup ağ yapısı Pointwise ile oluşturulmuş, HAD analizleri Ansys Fluent aracılığıyla yapılmıştır.

İTÜ Beecopter takımının helikopteri kullanılarak bu geometriden daha düşük sürüklemeye sahip bir gövde oluşturulması amacıyla geometrinin arka kısmında ve kuyruk kısmında modifikasyonlar yapılmıştır. Oluşturulan her geometri için HAD analizi yapılmıştır. Uçuş sırasına en çok zaman ileri uçuşta geçirildiği için problem, Beecopter helikopterinin ileri uçuş koşulunda incelenecektir. Böyle bir tasarım sonucunda helikopterin performansı ileri uçuş için iyileştirilmiş olacaktır. Ağ yapısı oluşturmada Pointwise kullanımının nedeni, ağ elemanlarına erişimin ve üzerlerinde yapılacak değişikliklerin daha kolay olmasıdır. Elde edilen her yeni geometri için çözüm ağı yenilenmiştir. Her çözüm ağı ve analiz işlemi yüksek CPU ve zaman gerektirdiğinden analiz sayısı sınırlı tutulmuştur. Her analizden sonra basınç katsayısı, sürüklenme katsayısı ve sürüklenme kuvveti değerleri hesaplanmış ve bu değerler, aerodinamik olarak verimli geometrinin belirlenmesinde yardımcı olmuştur. İlk ve son geometriler karşılaştırılarak, uygulanan iyileştirmelerle elde edilen sürüklenme katsayısı düşüş miktarı görülmüştür.

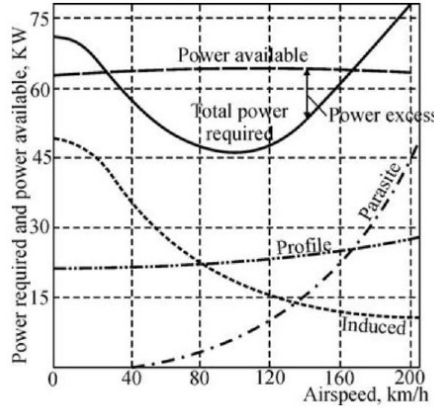
UYGULAMALAR VE DEĞERLENDİRME

Helikopter Gücü: Öncelikle helikoptere etki eden sürüklenme kuvveti türleri ve bunları yenmek için ana rotorun sağlaması gereken güç tipleri incelenmiştir. Daha önce de belirtildiği gibi, tasarım ileri uçuş koşulu için yapılacaktır. İleri uçuşta gerekli toplam güç, temel olarak indüklenmiş güç (P_i), profil gücü (P_0), parazit güç (P_p) ve tırmanma gücünden (P_c) oluşmaktadır.

$$P = P_i + P_0 + P_p + P_c \quad (1)$$

- P_i indüklenmiş güç, rotor tarafından üretilen itki kuvveti nedeniyle oluşan sürüklemeyi karşılayan güçtür ve ana rotorun dönmesinden kaynaklanır.
- P_0 profil gücü, rotordaki viskoz kayıpların üstesinden gelmek için gereken güçtür.
- P_p parazit güç, havada hareket eden helikopterin tamamının yarattığı sürüklemeye denk gelmektedir. Viskoz kuvvetler ve akım ayrılmalarından kaynaklanmaktadır.
- P_c tırmanma gücü, helikopterin tırmanması için harcadığı güçtür. [Leishman, 2006]

Helikopter gövde iyileştirmesiyle amaçlanan parazit gücün azaltılmasıdır. Aşağıda verilen grafikte bu güç türlerinin serbest akım hızıyla değişimi ve toplam güç üzerindeki payları görülmelidir.



Şekil 2 Gereken gücün hava hızıyla değişimi

Parazit Güç: Helikopterin parazit sürüklenmesi yakıt tüketimini ve seyir hızını etkiler. Aynı ağırlık için, bir helikopterin parazit sürüklenmesi bir uçaktan önemli ölçüde daha yüksektir. Bunun sebebi helikopter gövdelerinin uçaklar kadar aerodinamik olmaması, rotor göbeği, şaft ve ana rotor gibi komponentlerin sürüklemeye olan etkileridir. Parazit sürüklenme şu şekilde tanımlanabilir;

$$P_p = D \cdot V = \left(\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 S_{ref} C_{D_f} \right) V_\infty \quad (2)$$

Burada ρ hava yoğunluğu, V_∞ serbest akış hızı, S_{ref} referans alan, C_{D_f} bu alana ait sürüklenme katsayısıdır. Bu parametre boyutsuzlaştırıldığında, parazit sürüklenme katsayısı aşağıdaki gibi yazılabilir;

$$C_{P_p} = \frac{P_p}{\rho A V_{tip}^3} \quad (3)$$

$$C_{P_p} = \frac{1}{2} \left(\frac{S_{ref}}{A} \right) \mu^3 C_{D_f} = \frac{1}{2} \left(\frac{f}{A} \right) \mu^3 \quad (4)$$

Burada A rotor disk alanı, μ ilerleme oranı ve f eşdeğer düz plaka alanı veya eşdeğer ıslak alan olarak tanımlanmaktadır. İlerleme oranı, serbest akış hızının rotor uç hızına oranıdır.

$$\mu = \frac{V_\infty}{V_{tip}} = \frac{V_\infty}{\Omega R} \quad (5)$$

Eşdeğer düz plaka alanı aşağıdaki gibi tanımlanmaktadır.

$$f = C_{D_f} S_{ref} \quad (6)$$

Bu parametre rotor göbeğine, gövdeye, iniş takımına ve tüm harici bileşen alanlarına bağlıdır. Sürüklenme katsayısı ise aşağıdaki şekilde yazılabilmektedir;

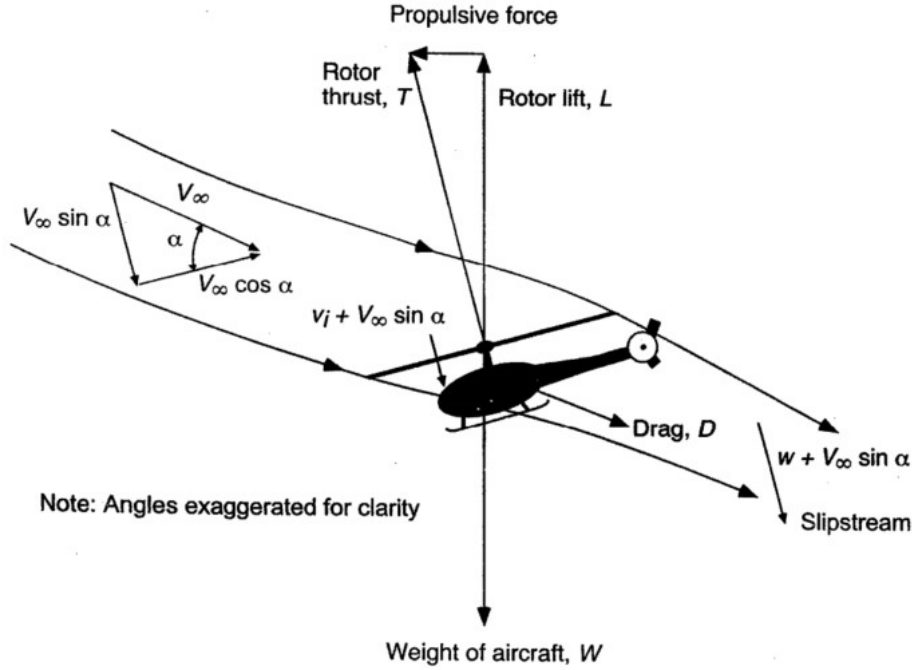
$$C_{D_f} = \frac{D_f}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 S_{ref}} \quad (7)$$

Eşdeğer düz plaka alanı bu eşitliğe yazılırsa denklem aşağıdaki hale dönüşür:

$$f = \frac{D_f}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2} \quad (8)$$

f parametresinin kullanılması tanımındaki referans alan nedeniyle herhangi bir karışıklığı engellemektedir. f değeri genellikle küçük helikopterler için yaklaşık $0,93 \text{ m}^2$ ve büyük helikopterler için $4,65 \text{ m}^2$ 'dir.

İleri Uçuş Kuvvet Dengesi: Analizler ileri uçuş koşulunda yapılacağından ileri uçuşta kuvvet dengesinin bilinmesi gerekmektedir. Asılı kalma durumunda, helikopter rotorundan yukarı doğru itki üretilir. İleri uçuşta, helikopterler ileriye gitmek için burun aşağı yönde eğilmektedir. Böylelikle ana rotor itkisi ileri ve yukarı olmak üzere iki bileşene sahip olur. Yukarı doğru bileşen, helikopterin ağırlığını dengelerken ileri yönlü bileşen helikopterin sürüklenmesini dengelemektedir.



Şekil 3 İleri uçuş koşulunda denge

Gövde, bir helikopterin en büyük bileşenidir. Bu nedenle, aerodinamik etkisi de büyüktür. Bu çalışmada aerodinamik olarak gövde geometrisi iyileştirmeleri yapılmıştır. Bu iyileştirmeler doğrudan sürüklenme kuvvetinin azaltılmasıyla ilgilidir.

Gövde Modifikasyonları: Belirtildiği gibi, parazit sürüklenme gövde ve diğer dış bileşenlerle ilgilidir. Bu nedenle, gövde modifikasyonları ile parazit güç azaltılabilmektedir. Ana gövdeden kuyruk konisine geçişte eğimli bir bölge yer almaktadır. Bu kısmın yerle yaptığı dar açı, upsweep açısı olarak isimlendirilmektedir. Bu açının değişiminin sürüklenme kuvveti üzerindeki etkilerini gözlemlemek adına yapılan bir çalışmada daha düşük açıda daha düşük sürüklenme kuvveti gözlemlenmiştir [Shi vd., 2020]. Bu açının çok miktarda azaltılması helikopter hacmini ve ağırlığı artıracaktır. Bu nedenle, upsweep açısının artışı için bir sınır vardır. Bu çalışma kapsamında benzer bir çalışma yapılacak ve upsweep açısı değiştirilerek arka gövdenin iyileştirilmesi hedeflenecektir.



Şekil 4 Gövde kuyruk geçiş eğiminin değişimi

Aynı çalışmada, kuyruk konisinin yüksekliğinin parazit sürüklenme üzerindeki etkisi de incelenmiş ve daha düşük kuyruk konisinin, gövdenin arka kısmındaki akım ayrımlarını önlediği için daha düşük sürüklenmeye neden olduğu gösterilmiştir. Bu çalışmanın ikinci çalışması, kuyruk konisi yüksekliğini değiştirilerek sürüklenme kuvveti üzerindeki değişimin incelenmesidir. Kuyruk konisi yüksekliği ve

upsweep açısı değişiklikleri kademeli olarak yapılmış ve her değişiklikle elde edilen sonuç listelenmiştir.



Şekil 5 Kuyruk konisi yüksekliğinin değişimi

Geometrinin Belirlenmesi: Sürükleme katsayısını düşürmek için gövde üzerinde yapılabilecek olası değişikliklere karar verildikten sonra, bu değişikliklerin uygulanacağı geometri belirlenmiştir. Bu projede, tasarım koşullarını bilmek, bu helikopterin tasarımı hakkında geniş bilgi sahibi olmak, geometriyi düzenleme ve değişiklik yapma kolaylığı gibi sebeplerle İTÜ BeeCopter takımının helikopter gövdesi kullanılmıştır. Bu helikopter Teknofest Helikopter Tasarım Yarışması için tasarlanmış hafif sınıf bir genel maksat helikopterdir. Basitleştirilmiş geometri aşağıda gösterilmiştir.



Şekil 6 Ana geometri

Test Analizi

Hazırlık Aşaması: BeeCopter helikopterin geometrisi yatay kuyruk ve iniş kızıklarına sahiptir, ancak bu çalışmada sadece gövde şekli dikkate alınmıştır. Geometri Pointwise'a aktarılmış ve ağ yapısı oluşturulmuştur. Bu bir test analizi olduğu için ağ elemanları kaba olarak uygulanmış, keskin kenarlarda ve yüksek açılı dönüşlerde daha küçük elemanlar kullanılmıştır. Bu kısımlarda ayrılmalar olacağından analizin doğruluğu için daha fazla noktada hesaplamalar yapılmalıdır. Bu da bahsedilen bölgelerde daha fazla elemanın gerekli olduğu anlamına gelmektedir. Düzenlemeler sonrasında elemanların kalitesi kontrol edilmiştir. Skewness değeri yüksek olan elemanlar düzeltilmezse bu noktalarda yanlış hesaplamalar yapılma olasılığı yüksektir. Ayrıca bu elemanlar hacim ağında sorunlara neden olacak ve sınır tabakasını incelemek zorlaşacaktır. Gerekli düzenlemeler yapıldıktan sonra elde edilen nihai yüzey ağının maksimum skewness değeri 0,55'e düşürüldü. Burun ön kısmına, motor kaplaması ile ana gövdenin birleşim yerlerine, motor kaplamasının arka ve ön kısmına, kuyruk konisi ile ana gövdenin birleşim yerlerine, gövdenin arka daha küçük elemanlar uygulanmıştır. Bundan sonra, oluşturulan kontrol hacminin kenar uzunluğu, karakteristik uzunluğun 20 katı olarak belirlenmiştir. Geometri üzerinden dışarı doğru olan ilk katmanlar, sınır tabakasını analiz etmek için oldukça küçüktür. Burada daha iyi bir sonuç için elemanlar belirli yüksekliklerde üçgen prizmalar olarak ayarlanmıştır.

Hacim ağ oluşturulmadan önce bazı parametreler belirlenmelidir. İlk katman kalınlığı, hacim ağının ilk elemanının yüksekliğidir ve y^+ değerinden hesaplanır. Büyüme oranı, elemanların dışı doğru büyüme oranıdır. Bu durumda maksimum katman sayısı 45 olarak seçilmiş ve büyüme oranı 1,2 olarak ayarlanmıştır. İlk tabaka kalınlığını hesaplamak için karakteristik uzunluk ve serbest akış

hızı bilinmelidir. BeeCopter helikopteri hakkında bilinmesi gerekenler ve hem ağ yapısı hem de sonraki aşamalar için uçuş koşulları aşağıdaki tabloda verilmiştir.

Tablo 1 Beecopter Helikopterin karakteristik özellikleri ve uçuş koşulu bilgisi

İleri uçuş hızı	62.5 m/s
İrtifa	4000 ft
Sıcaklık	300 K
Basınç	87511 Pa
Yoğunluk	1.0154 kg/m ³
Viskozite	1.846.10 ⁻⁵
Karakteristik uzunluk	8.21 m
Ön alan	2.448 m ²
Reynolds sayısı	28 . 10 ⁶

Serbest akış hızı, helikopterin ileri uçuş hızıdır ve 62,5 m/s'dir. y^+ değeri 1 olarak alınmıştır. Helikopterin karakteristik uzunluğu 8.21 m'dir. İlk katman kalınlığı Δs değeri aşağıdaki denklem serisi ile bulunur.

$$Re_x = \frac{\rho U_\infty L}{\mu} \quad (9)$$

$$C_f = \frac{0.026}{Re_x^{1/7}} \quad (10)$$

$$\tau_{wall} = \frac{C_f \rho U_\infty^2}{2} \quad (11)$$

$$U_{fric} = \sqrt{\frac{\tau_{wall}}{\rho}} \quad (12)$$

$$\Delta s = \frac{y^+ \mu}{U_{fric} \cdot \rho} \quad (13)$$

Burada Re , Reynolds sayısı, ρ hava yoğunluğu, U_∞ serbest akış hızı, τ_{wall} duvardaki kayma gerilmesi, μ akışkanın dinamik viskozitesi, y^+ duvardan olan mesafeyi viskoz uzunluklarla temsil eden boyutsuz bir parametredir. Bu durumda 4000 ft yükseklikte $\rho = 1,0154 \text{ kg/m}^3$ ve dinamik viskozite $1,846.10^{-5} \text{ kg/m}^3$ olarak alınmıştır. Bu parametreler ile ilk katman kalınlığı 0,0087 mm olarak hesaplanmıştır. Reynolds sayısı 28247920.4 olarak hesaplanmıştır, dolayısıyla akış türbülanslıdır. Basit bir yaklaşımla, düz bir plaka üzerinde türbülanslı akış için sınır tabaka kalınlık denklemi kullanılarak sınır tabakasını incelemek için uygulanan inflation katman boyutunun yeterli olup olmadığı kontrol edilmiştir.

$$\frac{\delta}{x} = \frac{0.16}{Re_x^{1/7}} \quad (14)$$

Bu denklem ile sınır tabaka kalınlığının 11.325 cm olması gerektiği anlaşılmakta ve oluşturulan inflation katmanının yeterli olduğu görülmektedir. Helikopter 4000 ft irtifada ISA+20°C derecelerde ileri uçuşunu gerçekleştirmektedir. Bu, 300 K sıcaklık ve 87511 Pa basınç anlamına gelir. Bu verilerden hesaplanan yoğunluk ve viskozite değerleri de Tablo 1'de verilmiştir. Bu veriler kullanılarak viskoz model ve yöntem belirlenmiştir. Literatür taramasından hareketle viskoz model olarak RANS modellerinden biri olan tek denklemlilik Spalart Allmaras modeli seçilmiştir. İterasyon sayısı 4200 olarak belirlenmiş buradan sonra yakınsama eğrilerinin aynı sabit kaldığı görülmüştür.

Tablo 2 Çözücü ayarları

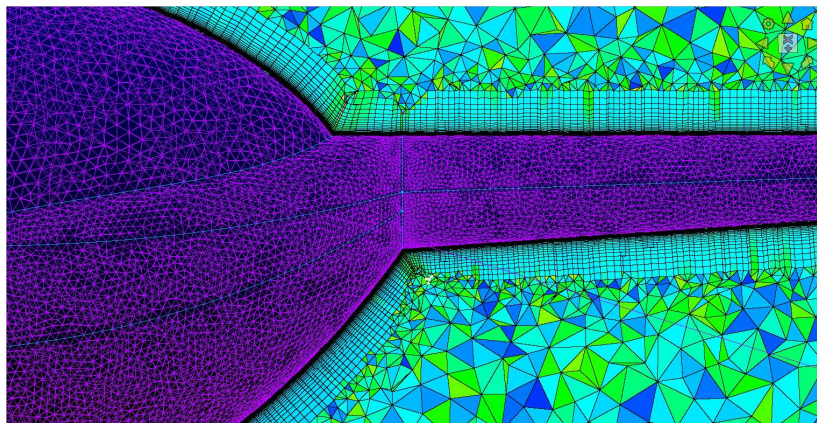
Çözücü Tipi	Pressure Based
Zaman	Steady
Viskoz Model	Spalart Allmaras
Basınç-Hız Eşleşmesi	SIMPLE
Yakınsama Kriteri	10^{-6}
İterasyon Sayısı	4200

Test Analizi Sonuçları: Analizin yakınsaması için denklemler birinci derece olarak belirlenmiştir. 300 iterasyon sonrasında, bu denklemler, analizin doğruluğu için ikinci dereceden olarak değiştirilmiştir. Gerekli ayarlar yapıldıktan sonra analiz çalıştırılmıştır.

Analiz sonucunda hız konturlarında arka kısımdaki hız düşüşü gözlemlenmiştir. Akım çizgilerinin gövdenin arkasındaki geometriyi takip edemediği açıkça görülmüştür. Burun ucundaki yüksek basınç alanı ve helikopterin arkasındaki alçak basınç alanları görülmüştür. Hata eğrilerine bakıldığında süreklilik denklemindeki hata oranının çok büyük olduğu görülmüştür. Hatanın bu kadar büyük olmasının akış özelliklerini gösterecek ağ elemanlarının kalitesinin düşük olması, hacim ağlarının yoğunluğu, ağların viskoz modelle uyumluluğu, viskoz modelin probleme uyumluluğu ve sınır koşulları gibi nedenler olduğu saptanmıştır. Analizin doğruluğunu kontrol etmenin bir başka yolu, giriş ve çıkıştaki kütle debisi miktarını inceleyerek kütle korunumunun sağlandığını kontrol etmektir. Bu analizde kütle korunumu sağlandığı görülmüştür. Analizden elde edilen sürüklenme katsayısı ve sürüklenme kuvveti değerleri çok yüksek hata oranına sahip oldukları için dikkate alınmamıştır. Daha doğru bir yorumlama için daha uygun bir ağ kullanılmalı ve daha uygun bir modelleme yapılmalıdır.

Ana Geometrinin Analizi

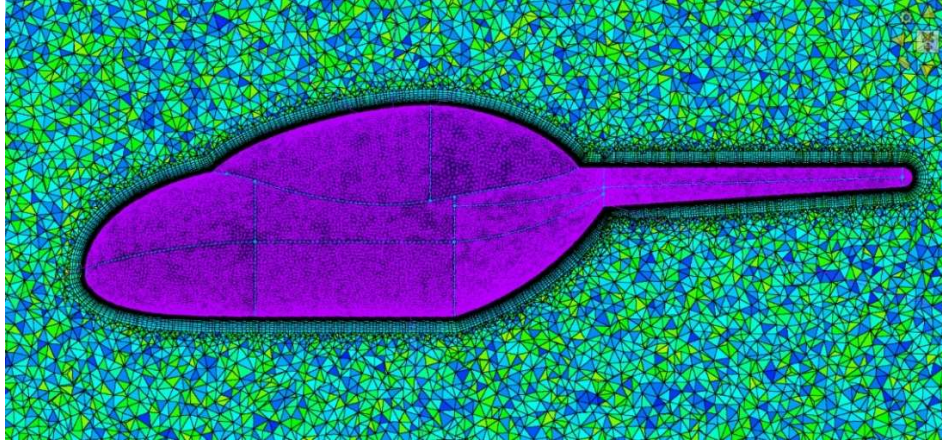
Ağ Yapısı: Ana geometri analizi için test durumuna göre çok daha yoğun bir ağ yapısı uygulanmıştır. Analizler, farklı eleman sayılarında birkaç farklı sık ağ uygulamasıyla yürütülmüştür. Analiz sonuçları arasında fark görüldüğü için sonuçlar değişmeyinceye kadar elemanlar küçültülmüştür. Ana gövde ve kuyruk birleşim bölgesi ana geometride küt bir yapıya sahip olduğu için bu bölümde inflation katmanının uygulanması zor olmuştur. Bu bölge akım ayrılmalarının olacağı bir bölge olduğundan ve iyi incelenmesi gerektiğinden burada elemanların yoğun olarak uygulanması tercih edilmiştir. Ancak elemanların boyutları küçüldükçe inflation katmanının uygulanması zorlaşmış ve elemanların kalitesi düşmüştür. Sonuç olarak elde edilen optimum ağ yapısında bu bölgenin görünümü Şekil 7'de verilmiştir.



Şekil 7 Inflation katmanının yakın görünümü

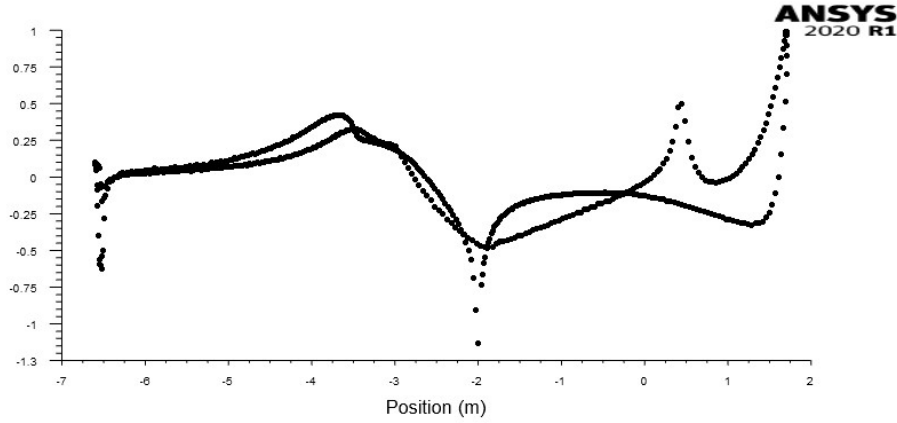
Toplamda, toplam hücre sayısı 6.279.262 ve nokta sayısı 1.884.154'tür. Maksimum en-boy oranı değeri 16, maksimum eşkenar skewness değeri 0,88 ve hacim oranı değeri 13 olarak uygulanmıştır. Ortalama değerlere bakıldığında ise eşkenar skewness değeri 0.30, en boy oranı değeri 1.05 ve hacim oranı 1.52'dir. Spalart Allmaras, sınır tabakasına yakın ağ yoğunluğuna

duyarlı bir model olduğundan, gövde etrafında hacim elemanları sıklaştırılmıştır. Buradaki eleman boyutu, son iflation katmanındaki eleman yüksekliğinin 4 katına ayarlanmıştır. Buradaki elemanların görünümü Şekil 8'de verilmiştir.

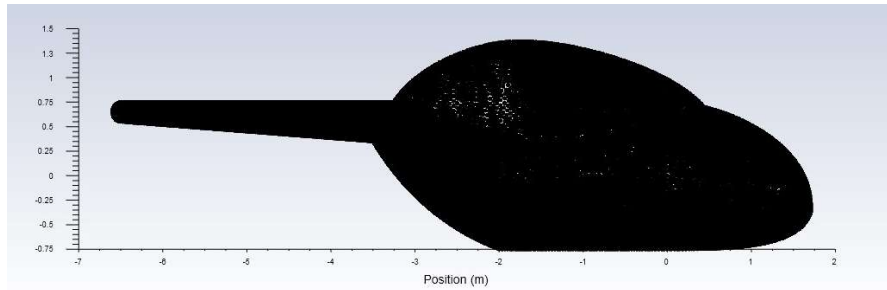


Şekil 8 Gövde etrafındaki küçük elemanların görünümü

Sonuçlar: 4200 iterasyon sonunda yakınsayan ve hata oranı 10^0 'dan 10^{-4} 'e düşen bu analiz sonucunda, sürüklenme kuvveti 312.94 N, sürüklenme katsayısı ise 0.0644 olarak bulunmuştur. Şekil 9, helikopterin orta bölümü için üst ve alt yarılarıdaki basınç katsayısı dağılımını göstermektedir. Buradan gövdede basıncın arttığı ve azaldığı noktalar görülebilir.

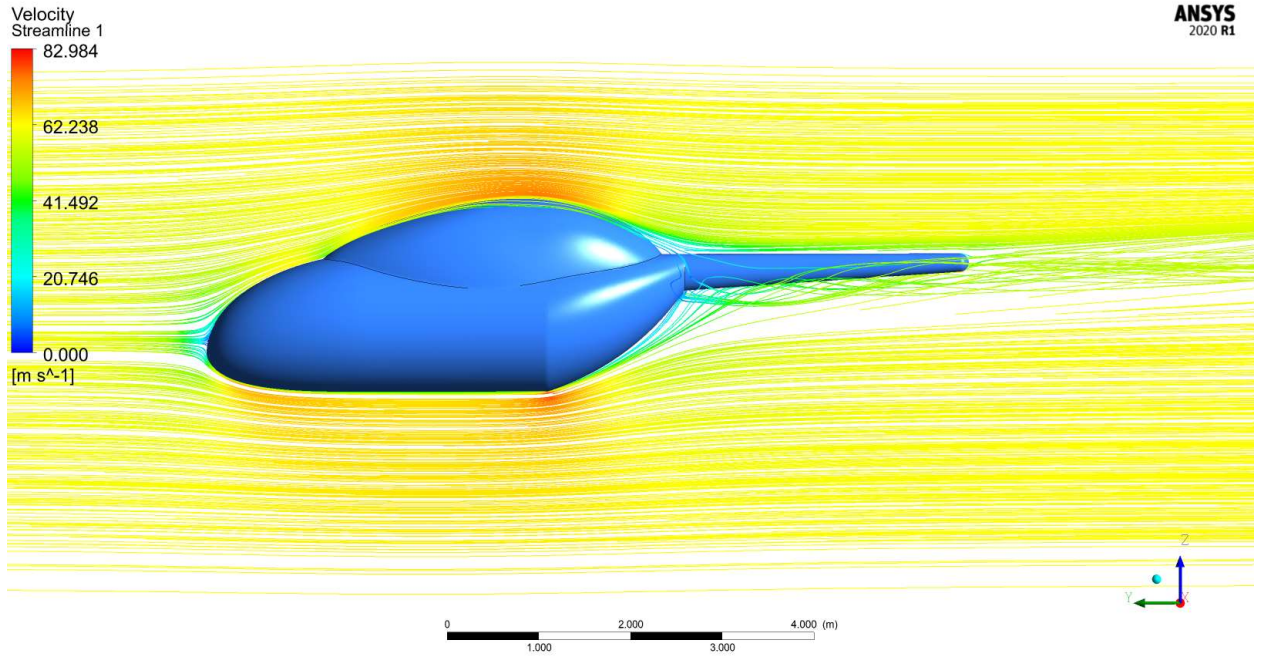


Şekil 9 Orta düzlemdeki basınç katsayısı dağılımı

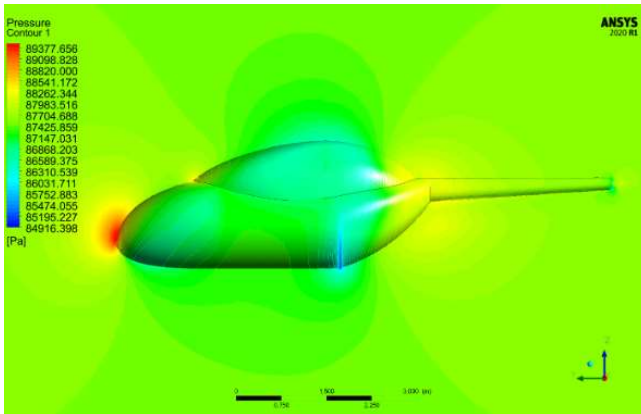


Şekil 10 Helikopter üzerindeki koordinatlar

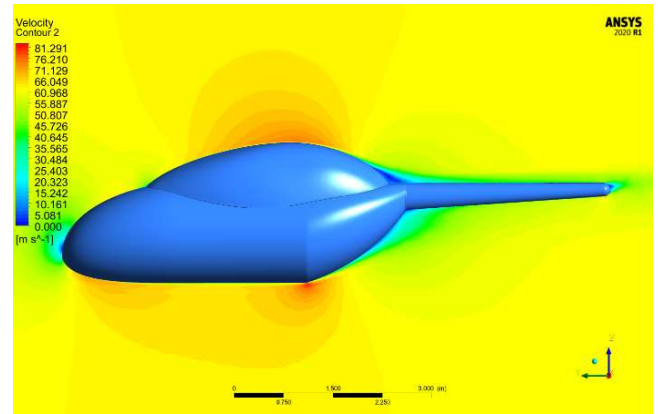
Şekil 11, gövde üzerindeki akım çizgilerini göstermektedir. Şekilden, akım çizgilerinin gövdenin arkasındaki yolu izleyemediği görülmektedir. Akış ayrıca motor kaplamasının arkasından ayrılarak arka gövdeden gelen akışla birleşerek kuyruk etrafında dönen bir girdap oluşturur. Gövdenin arkasındaki bu bozulmuş akışı görüntülemek, bu alanı düzeltmenin doğru yol olduğunu göstermiştir.



Şekil 11 Ana geometri üzerindeki akım çizgileri

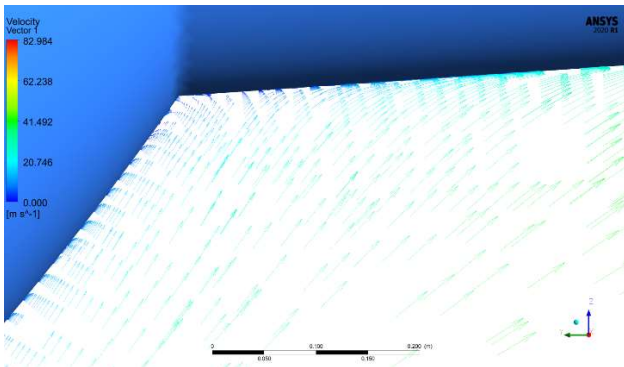


Şekil 12 Ana geometri üzerindeki basınç dağılımı

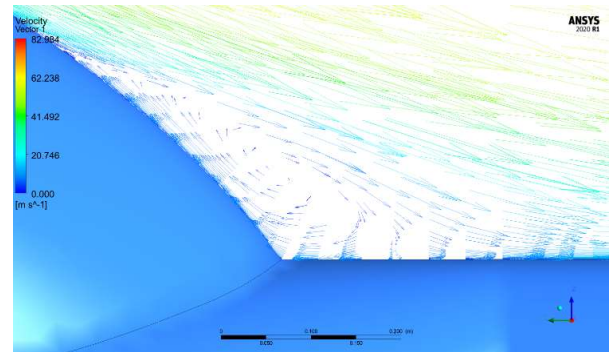


Şekil 13 Ana geometri üzerindeki hız dağılımı

Ana geometri için basınç ve hız konturları sırasıyla Şekil 12 ve Şekil 13'te verilmiştir. Havanın durmaya zorlandığı burunda basıncın ana gövdenin kuyruğa doğru daraldığı kısımda da ani basınç düşüşü olduğu Şekil 12'de görülmektedir. Burun ucunda, motor kaplamasının arkasında, gövdenin arkasında ve kuyruk ucunda, düşük hız bölgeleri Şekil 13'te kolayca görülmektedir.



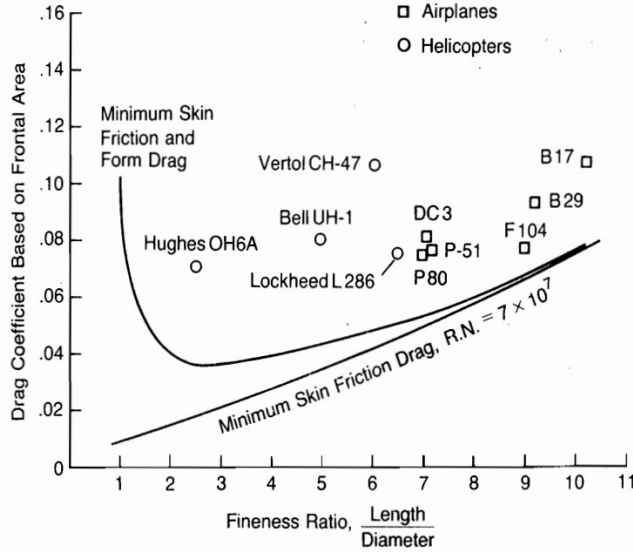
Şekil 14 Arka gövde üzerindeki hız vektörleri



Şekil 15 Motor kaplaması arkasındaki hız vektörleri

Arka gövde ve motor kaplamasının arkasındaki girdaplar, hız vektörleri yardımıyla görselleştirilmiştir. Burada okların yönüne dikkat edilirse hava partiküllerinin farklı yönlerde gittiği görülmektedir. Ayrıca gövde altından gelen akışın kuyruğun alt kısmında birikerek burada durmaya zorlandığı görülmektedir.

Literatürle Karşılaştırma: Şekil 16'da birkaç helikopter ve uçağın rüzgar tüneli testlerinden elde edilen verilere bir eğri uydurulmuştur. Beecopter helikopterinin fineness oranı 5,47'dir. Bu değere karşılık gelen ön alana dayalı sürükleme katsayısı, Şekil 16'dan yaklaşık olarak $C_{D_f} = 0,05$ olarak hesaplanmıştır. Denklem (6)'dan eşdeğer düz plaka alanı 0,1151 olarak bulunmuştur. Denklem (8) kullanılarak bu değerden sürükleme kuvveti ise 227 N olarak bulunmuştur.

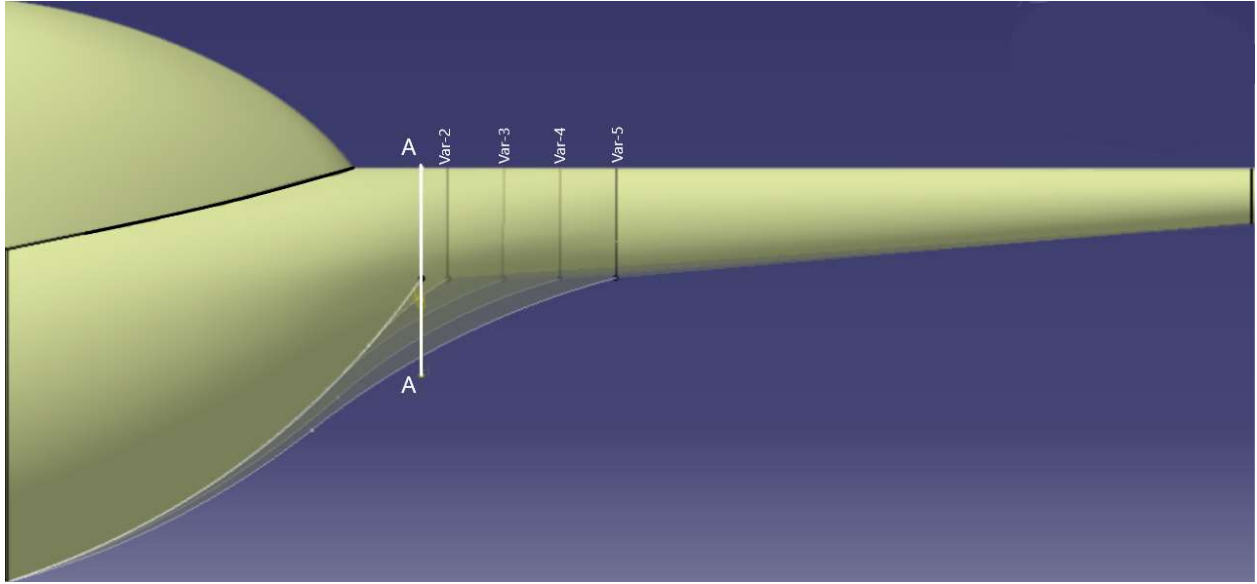


Şekil 16 Ön alana dayalı gövde sürükleme katsayısının tarihsel verisi

Daha önce bahsedildiği gibi 0,06 olan sürükleme katsayısı değeri, tarihsel trendden alınan 0,05 değerine çok yakındır. 312,94 N olarak bulunan sürükleme kuvveti değeri, geçmiş verilerden hesaplanan 227 N değerine yakındır. Bu tip bir karşılaştırma, yalnızca ilk tasarım aşamasında hesaplamaların doğru noktadan başlatılmasına yardımcı olmak içindir. Gövdenin aerodinamik şekline göre, sürükleme kuvveti ve katsayısı önemli ölçüde değişebilmektedir. Bu nedenle, hesaplanan değerler yaklaşık değerlerdir ve yalnızca yöntemin doğruluğu hakkında bir ipucu vermektedir.

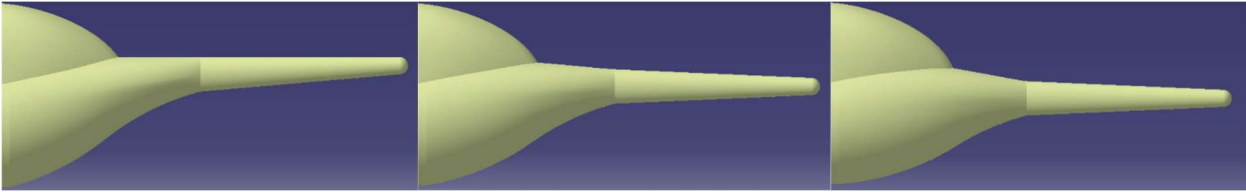
Varyantların Elde Edilmesi

Orijinal geometri, sürükleme kuvvetinde bir azalma elde etmek için literatürdeki çalışmalara dayalı olarak değiştirilmiştir. İlk olarak, Varyant 2'de ana gövde-kuyruk konisinin birleşim yerine bir eğim verilmiş, sonraki her varyant için, AA kesiti eşit oranda büyüyecek şekilde bu eğim değiştirilmiştir. Her bir varyantta eğrinin başlangıç ve bitiş noktaları arasında bir çizgi çizildiğinde, upsweep açısının azaldığı görülebilir. Bu değişiklikler ile bu bölgede akım ayrılmaları önlenerek sürükleme kuvvetinin azaltılması hedeflenmiştir. Şekil 17'de ilk modifikasyon grubu için tüm varyantlar bir arada gösterilmiştir. Varyantların isimleri şekil üzerine yazılmıştır.



Şekil 17 Ana gövde-kuyruk geçiş açısının değiştirilmesi

Başka bir çalışma, aynı hipotezle arka kısımda akım ayrılmalarını önlemek için kuyruk konisinin yüksekliğini değiştirmektir. Ana geometrinin bu bölümünde, hava akımını uzun ve yüksek eğimli bir yol izlemeye zorlamanın akım ayrılmasına neden olduğu görülmüştü. Bu nedenle, bu mesafeyi azaltmak, akışın arka kısımdaki geometriyi takip etmesini sağlayabilir. Oluşturulan varyantlar Şekil 18'de gösterilmiştir. Her bir modifikasyon, Şekil 17'deki AA kesitini 15 cm aşağıya kaydırarak yapılmıştır. Varyantlar soldan sağa sırasıyla Var-5, LT-1 ve LT-2 olarak isimlendirilmiş ve her yeni varyantın kuyruk konisinin yerden yüksekliği bir öncekine göre 15 cm azaltılmıştır.



Şekil 18 Kuyruk konisi yüksekliğinin değiştirilmesi

Geometrilere elde edildikten sonra her bir geometrinin ağ yapısı benzer boyut ve tipteki elemanlar kullanılarak oluşturulmuştur. Hacim ağı ve inflation katmanı, her geometri için benzer şekilde uygulanmıştır. Böylece ağdan kaynaklanan analiz sonuçlarındaki farklılıkların önüne geçilmesi amaçlanmıştır.

SONUÇ

Sonuç olarak analizler tamamlanmış, her bir geometriden elde edilen sürükleme katsayısı ve sürükleme kuvveti değerleri Tablo 3'te gösterilmiştir. İlk modifikasyon grubu için, arka kısmın geçişi yumuşatıldıkça sürükleme katsayısının azalması beklenirken, Var-3'e kadar bir artış göstermiştir. "-" işareti sürükleme katsayısındaki artışı ifade eder. Var-3'ten sonra açı düşürüldükçe sürükleme katsayısı azalmaya başlamıştır. Var-5 ile ilk geometriye kıyasla sürükleme katsayısında %3,17'lik bir kazanç elde edilmiştir. Tablo, ayrıca iki ardışık geometri arasındaki sürükleme katsayısındaki düşüşü de göstermektedir. Var-4 ve Var-5 için, yapılan değişiklikler neticesinde önceki geometrinin sürükleme katsayısına oranla elde edilen düşüş birbirlerine neredeyse eşittir.

Tablo 3 İlk modifikasyon grubu için sonuçlar

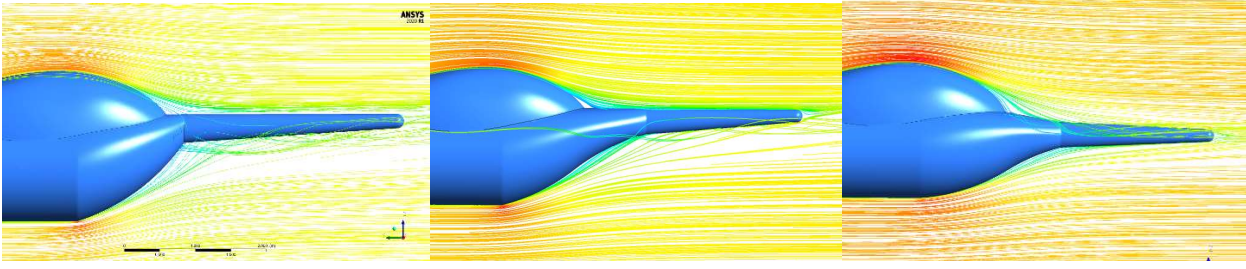
	Ana Geometri	Var-2	Var-3	Var-4	Var-5
C_D	0.0645	0.0658	0.0657	0.0639	0.0621
Sürüklenme Kuvveti (N)	312.94	319.60	318.98	310.27	301.31
% Düşüş		-2.128	-1.929	0.854	3.717
% Önceki geometriye oranla düşüş		-2.13	0.20	2.73	2.89

Var-2 ve Var-3 için hız vektörleri ve hız konturları incelendiğinde gövde arkasındaki girdapların önlenemediği görülmüştür. Akım çizgilerine bakıldığında, bu geometrilerde kuyruk etrafında hala büyük miktarda ayrılma ve türbülans gözlemlenmiştir. Bu şekilde herhangi bir kazanç sağlanamadığı halde yüzey alanı artmıştır. Hava ile sürtünen yüzeyin büyümesi, sürüklemeyi artıran bir faktördür. Dolayısıyla bu varyantlarda sürüklenme düşüşünü sağlayacak bir faktör bulunmazken, artırıcı faktörler bulunmaktadır. Bu nedenle, bu değişiklikler amacına ulaşamamıştır. Var-4 için, ana geometri ile karşılaştırıldığında, sürüklenme kuvvetinde ve katsayısında bir düşüş gözlenmektedir. Var-5 için bu düşüş daha fazladır. Analiz sonuçları incelendiğinde, bu geometrilerdeki modifikasyonların gövde arkasında yaşanan ayrılmaları ve girdapları azalttığı görülmüştür. Böylece hedeflenen kazanç elde edilmiş ve yapılan modifikasyonların başarılı olduğu görülmüştür.

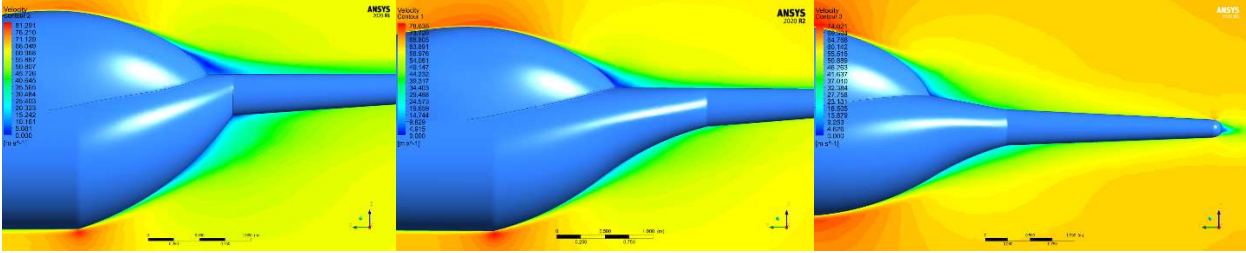
Tablo 4 İkinci modifikasyon grubu için sonuçlar

	Var-5	LT-1	LT-2
C_D	0.0621	0.0558	0.0549
Sürüklenme Kuvveti (N)	301.31	270.87	266.32
% Düşüş		10.103	11.614
% Önceki geometriye oranla düşüş		10.10	1.68
% Toplam Düşüş	3.717	13.445	14.900

İkinci modifikasyon grubunda, kuyruk konisinin yüksekliğinin azaltılmasıyla elde edilen sonuçlar Tablo 4'te listelenmiştir. LT-1 varyantında önemli bir sürüklenme kazancı gözlemlenmiştir. LT-2 varyantında yaşanan kazancın devam ettiği ancak bu kazancın önceki modifikasyona kıyasla daha düşük olduğu görülür. LT-2 konfigürasyonu Var-5 ile karşılaştırıldığında sürüklenme katsayısındaki düşüş %11,614'tür. Sonuç ana geometri ile karşılaştırılırsa bu oran %14,9 olacaktır. Bu varyantlar için yapılan analiz sonuçlarına bakıldığında, arka kısımdaki ayrılmaların neredeyse tamamen önlenmediği görülmektedir. Kuyruk konisi yüksekliğinin düşürülmesi ek olarak motor kaplaması arkasındaki geometriyi etkileyerek buradaki keskin geçişi yumuşatmıştır. Dolayısıyla buradaki akışın davranışı da değişmiştir. Bu modifikasyon sadece motor kaplaması arkasındaki girdapları engellemekle kalmamış, aynı zamanda bu bozuk akışın arka gövdeden gelen akışla etkileşiminden kaynaklanan ikincil girdapları da azaltmıştır. Tüm bu etkiler sonucunda sürüklenme beklenenden çok daha fazla azalmıştır.



Şekil 19 Ana geometri, Var-5 ve LT-2 konfigürasyonlarının akım çizgilerinin karşılaştırması (sırasıyla)



Şekil 20 Ana geometri, Var-5 ve LT-2 konfigürasyonlarının hız dağılımlarının karşılaştırması

Sonuç olarak, yalnızca upsweep açısının düşürülmesiyle sürüklenme katsayısında toplam %3.7'lik bir azalma elde edilmiş, bu modifikasyona ek olarak kuyruk konisi yüksekliğinin azaltılmasıyla sürüklenme katsayısında toplamda %11.6'lık bir azalma elde edilmiştir. Literatürdeki sonuçlar, benzer prosedürler uygulanarak ve benzer çözüm yöntemleri uygulanarak doğrulanmıştır ve aerodinamik olarak verimli bir helikopter gövdesi tasarlanmıştır. Çalışmanın bu aşamasında helikopter gövde sürüklenmesinde büyük bir paya sahip olan ana rotor etkisi dikkate alınmamıştır. Ana rotor, akışın yönünü, tipini ve karakterini büyük ölçüde değiştirecektir. Gelecek çalışma olarak ana rotor etkilerini ve ana rotor-gövde etkileşimini dikkate almak iyi bir çalışma olacaktır.

Kaynaklar

- Batrakov, A. S., Kusyumov, A. N., Mikhailov, S. A., & Barakos, G. N., 2018. "Aerodynamic Optimization of Helicopter Rear Fuselage," *Aerospace Science and Technology*, 77, s.704-712.
- Keys, C. N., ve Wiesner, R., 1975. "Guidelines for Reducing Helicopter Parasite Drag," *Journal of the American Helicopter Society*, 20(1), s. 31-40.
- Leishman, G. J., 2006. *Principles of Helicopter Aerodynamics*, (2. Baskı), Cambridge University Press.
- Prouty, R. W. (1995). *Helicopter performance, stability, and control*.
- Renaud, T., O'Brien, D., Smith, M., & Potsdam, M. (2004). Evaluation of isolated fuselage and rotor-fuselage interaction using Cfd. Office National D'etudes Et De Recherches Aerospatiales Chatillon (France).
- Rotaru, C., & Todorov, M. (2017, December 20). Helicopter flight physics. IntechOpen. Retrieved November 28, 2021, from <https://www.intechopen.com/chapters/57483>.
- Shi, W., Li, J., Gao, H., Zhang, H., Yang, Z., & Jiang, Y., 2020. "Numerical investigations on drag reduction of a civil light helicopter fuselage". *Aerospace Science and Technology*, 106.
- Stepanov, R., Zherekhov, V., Pakhov, V., Mikhailov, S., Garipov, A., Yakubov, W., & Barakos, G. N., 2016. "Experimental Study of Helicopter Fuselage Drag," *Journal of Aircraft*, 53(5), s.1343-1360. doi:10.2514/1.C033819

Zhang, Q., Garavello, A., D'Alascio, A., ve Schimke, D., 2011. "Advanced CFD-Based Optimization Methods Applied to the Industrial Design Process of Airframe Components at Airbus Helicopters," *37th European Rotorcraft Forum*, Agustawestland, Cascina Costa di Samarte, İtalya, Eylül.