

BİR HELİKOPTERİN UÇUŞA ELVERİŞLİLİK ÇALIŞMALARI KAPSAMINDA UÇUŞ PERFORMANS SERTİFİKASYON GEREKŞİNİMLERİ

Birşen ERDEM
STM A.Ş.

ÖZET

Bir hava aracının uçuşa elverişliliği güvenli uçuş için önemli bir ölçüdür. Uçuşa elverişlilik sertifikası (CofA), uçağın veya helikopterin kayıtlı olduğu devletin ulusal havacılık otoritesi tarafından verilir ve ticari faaliyetlerde kullanılması için bir zorunluluktur. Dünyada söz sahibi önemli iki kuruluş olan ABD’de FAA, Avrupa’da EASA tarafından yayınlanan farklı hava araçları için hazırlanmış sertifikasyon kodları (FAR&CS-23,-25,-27,-29) diğer ülkeler tarafından da hali hazırda kullanılmaktadır. Türkiye’de özgün bir helikopter tasarım/üretim çalışmalarının başladığı bu zaman zarfında helikopter tip sertifikası çalışmaları hız kazanmıştır. Bu çalışmalar sivil sertifikasyon çalışmaları için önemli bir adımı oluşturmaktadır. Bu bildiri ile yurtiçi bilgi paylaşımının artırılması amaçlanmış ve özellikle uçuş performans açısından elde edilecek kazanımlar ile ilgili bir değerlendirme yapılması hedeflenmiştir.

Bu bildiriye; bir helikopterin uçuşa elverişlilik tip sertifikası alabilmesi için uyum gösteriminin yapılması gereken uçuş performans gereksinimleri özetlenecek ve uyum yöntemlerinden bahsedilecektir. Bir helikopterin uçuş evreleri, uçuşa elverişlilik belgesi perspektifinde tartışılacaktır. Bu kapsamda ilk olarak ağırlık ve ağırlık merkezi limitleri, kalkış, turmanma ve iniş performans kriterleri, kontrol edilebilirlik ve manevra kabiliyetleri ile kararlılık konularında karşılanması gereken gereksinimlerden bahsedilecektir. Ayrıca; bu gereksinimler kapsamında yapılması beklenen uçuş testleri hakkında bilgi verilecek ve özellikle oto rotasyon ve yükseklik-hız zarfı gösterimlerinden bahsedilecektir.

Anahtar Sözcükler: Uçuşa Elverişlilik, Uçuş Performans, Ağırlık ve Ağırlık Merkezi, Kararlılık

ABSTRACT

The airworthiness of an aircraft (or a helicopter) is an important measure for safe flight. The Certificate of Airworthiness (CofA) is issued by the national aeronautical authority of the State in which the aircraft or helicopter is registered for commercial activities. The certification codes issued by the FAA in the USA and EASA in Europe (FAR & CS-23, -25, -27, and -29) for the different aircrafts are already used by majority of world countries. Helicopter type certification studies have accelerated during this time, when an original helicopter development started in Turkey. These studies are an important step for civil certification process. With this announcement, it was aimed to increase the sharing of domestic information and it was aimed to make an evaluation that is related to the gains to be obtained especially in terms of flight performance requirements.

In this report, flight performance requirements and compliance methods will be summarized so that a helicopter can obtain a certification of airworthiness. Flight phases of a helicopter will be discussed in the perspective of airworthiness. This includes, first, weight and center of gravity limits, take off, climb and landing performance criteria, controllability and maneuverability, and stability flight requirements. Also, information about the flight tests expected to be made within these requirements will be provided and especially the autorotation and height-speed envelope will be mentioned..

Key words: Airworthiness, Flight Performance, Weight and CG, Stability

1. GİRİŞ

Bu bildiriye; bir helikopterin uçuşa elverişlilik ve tip sertifikası çalışmalarında izlenmesi gereken adımlardan bahsedilecektir. Bir hava aracının uçuşa elverişliliği ve tip sertifikası süreçlerinin gelişmiş ülkelerdeki ve ülkemizdeki uygulamaları hakkında kısaca bilgi verilecektir. Uçuşa elverişlilik sertifikası, uçuş emniyeti açısından çok önemlidir. Uçuşa elverişlilik sertifikası, o hava aracının kayıtlı olduğu devletin ulusal havacılık otoritesi tarafından verilir ve ticari faaliyetlerde kullanılması için bir zorunluluktur. Uçuşa elverişlilik süreçleri hakkında bilgi vermeden önce uluslararası havacılık örgütleri ve kuruluşları hakkında kısaca bilgi vermek gerekir. Uluslararası Sivil Havacılık Örgütü (ICAO: International Civil Aviation Organization), Chicago Konvansiyonu'na (7 Aralık 1944) imza atan 52 ülke tarafından, Birleşmiş Milletler kuruluş kararnamesinin 43. Maddesine dayanarak 4 Nisan 1947 tarihinde kurulmuştur. Aynı yılın Ekim ayında Birleşmiş Milletlerin yasal havacılık organı olarak kabul edilmiştir. Bu örgüte üye olabilmenin en önemli koşulu BM üyesi olmak ve BM'den onay almaktır. Günümüzde ICAO'nun üye sayısı 190'dır. Federal Havacılık Kurulu (FAA: Federal Aviation Administration), ABD Ulaştırma Bakanlığına bağlı bir "federal" yani devlet kuruluşudur. Kuruluşun görevi, ABD hava sahası içinde, geniş anlamda hava ve havacılıkla ilgili her türlü uçak, uçuş, üretim, müdahale, etkinlik ve geçerli güvenlik mevzuatların takibi ve uygulanmasını kontrol edip, ABD'de hava güvenliğini sağlamaktır. 23 Ağustos 1958'de ABD Kongresi tarafından kurulup bu alanda ana kurum olarak atanmıştır. Avrupa Havacılık Emniyeti Ajansı (EASA: European Aviation Safety Agency) Avrupa Birliği'nin sivil havacılık güvenliği çerçevesinde oluşturduğu ve 2010 itibarıyla Müşterek Havacılık Otoriteleri (JAA: Joint Aviation Authority) yerini alan girişimidir. EASA, 15 Temmuz 2002 tarihinde hizmete geçmiş ve Avrupa hava sahasıyla ilgili bir güvenlik kurumudur. Merkezi Almanya'nın Köln şehrinde ve ABD'de bulunan FAA benzer şekilde, Avrupa hava sahası içinde, her türlü hava aracı, uçuş ve geçerli güvenlik mevzuatların takibi ve uygulanmasını kontrol edip uçuş ve yer güvenliğini sağlamaktır. Sivil Havacılık Genel Müdürlüğü (SHGM), 2920 sayılı Türk Sivil Havacılık Kanunu ile 5431 sayılı Sivil Havacılık Genel Müdürlüğü Teşkilat ve Görevleri Hakkında Kanun çerçevesinde faaliyet yürüten Türk sivil havacılık otoritesidir.

2. UÇUŞA ELVERİŞLİLİK SÜREÇLERİ

Yeni geliştirilen bir helikopterin uçuşa elverişlilik sertifikası alabilmesi için ulusal havacılık otoritesi Sivil Havacılık Genel Merkezi (SHGM)'nden tip sertifikası alması gerekmektedir. Hava aracı için hangi maksatla (ihraç, ithal sonrası ilk uçuşa elverişlilik, uçuşa elverişlilik temdit) uçuşa elverişlilik belgesi istendiğini ve gözden geçirmenin nerede yapılacağını belirten Başvuru Yazısı istenmektedir. Geliştirilecek helikopter için Tip Sertifikası Başvurusu; helikopterin maksimum kalkış ağırlığı, ana ve kuyruk rotoru boyutları gibi temel özellikleri içerecek bir doküman ile yapılır. Proje başladıktan sonra geliştirilecek helikopter için uçuş performans, yapısal, mukavemet, motor ve taşıma elemanları, ekipmanlar ve

operasyonel limitler için gereksinimleri tanımlayan sertifikasyon temeli oluşturulur. Sertifikasyon temeli olarak; sivil havacılık alanında ICAO tarafından yetkilendirilen FAA ve EASA kuruluşları tarafından farklı kategoriler için hazırlanmış olan FAR/CS -27 ve -29 sertifikasyon kodları kullanılmaktadır. Bundan sonraki bölümlerde bu sertifikasyon kodlarının alt bölümü olan uçuş performans gereksinimleri incelenecektir.

3. UÇUŞ PERFORMANS GEREKSİNİMLERİ

Helikopterler ve rotorlar için hazırlanan FAR/CS -27 ve -29 sertifikasyon kodlarının Alt Bölüm- B 'de (Subpart B – FLIGHT) genel olarak ağırlık ve ağırlık merkezi limitleri, kalkış, tırmanma ve iniş performans kriterleri, kontrol edilebilirlik, manevra ve kararlılık uçuş gereksinimlerinden bahsedilmektedir. Ağırlığına göre küçük ve büyük helikopterler sırasıyla FAR/CS-27 veya FAR/CS-29 sertifikasyon koduna göre sertifikaya edirlirler. FAR ve CS sertifikasyon kodları küçük farklılıklar hariç birbirlerine benzer gereksinimleri içermektedir. Türkiye için özellikle EASA tarafından hazırlanan Sertifikasyon kodları kullanılmaktadır. Bu nedenle bildiride ağırlıklı olarak CS kodlarındaki gereksinimler üzerinde yoğunlaşmıştır. Buna göre; CS-27 sertifikasyon kodu ağırlığı 3.175kg'dan hafif helikopterler için kullanılırken bu ağırlıktan büyük helikopterler için CS-29 sertifikasyon kodu kullanılmaktadır. Büyük helikopterler için ağırlık ve koltuk kapasitesine göre CS-29'da Cat A ve Cat B sınıflandırması yapılmaktadır. Cat A tip sertifikası 9.072 kg (20.000 lb) daha fazla ağırlıktaki ve 10 veya daha fazla koltuklu helikopterler için 9.072 kg (20.000 lb) daha az ağırlıktaki ve 9 veya daha az koltuklu helikopterler CatB olarak tip sertifikası alınabilmektedir.

3.1 Ağırlık ve Ağırlık Merkezi Limitleri (Weight and Center of Gravity-CG Limits)

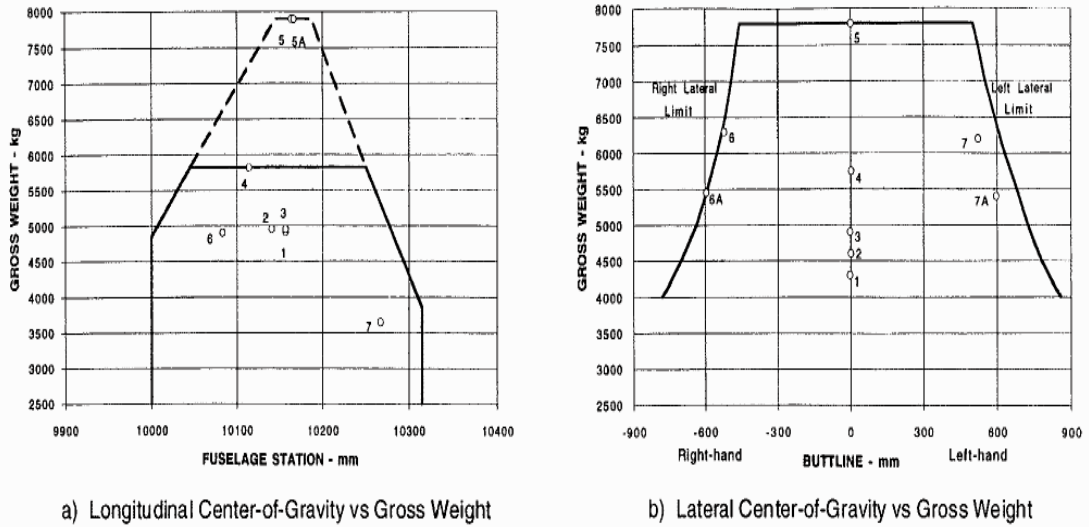
Bu bölümde; Alt bölüm-B'deki (CS-27&29.25, 27&29.27, 27&29.29 ve 27&29.31) gereksinimler anlatılmaktadır. Küçük veya büyük helikopterler için maksimum ve minimum ağırlık limitleri; başvuru sahibi tarafından belirlenir ve uyum gösterimi yapılacak maksimum ve minimum değerleri aşmamalıdır. Maksimum ağırlık için yapısal limitler, performans gereksinimleri, kararlılık ve kontrol edilebilirlik gereksinimleri belirleyici iken, minimum ağırlık için oto rotasyon rpm hızı, kararlılık ve kontrol edilebilirlik gereksinimleri belirleyicidir. Uçuş testlerinde test ekipmanları nedeniyle minimum ağırlık sağlanamayabilir. Bu durumda mümkün olan en düşük ağırlıkta testlerin gerçekleştirilememesi olasılığı nedeniyle test ekipmanı çıkarıldıktan sonra minimum uçucu personel ile kritik olmayan bölgede niteliksel olarak uyum gösterimi yapılır.

Tanımlanan her ağırlık için ön ve arka ağırlık merkezi ve yanal ağırlık merkezi limitleri başvuru sahibi tarafından onaylanan yapısal limitleri geçmeyecek şekilde belirlenmelidir. Ağırlık merkezi limitlerinin doğrulaması için gerçekleştirilen uçuş testleri sırasında dengeleyici ağırlık kullanılabilir. Helikopterin yapısı bu dengeleyici ağırlığını

destekleyebilmelidir. Destekleyici ağırlığın sebep olduğu eylemsizlik momentleri hesaplanmalıdır.

Yapısal limitler maksimum ön ağırlık merkezini kısıtlayabilir. Maksimum arka ağırlık merkezi limitlerini ise yapısal sınırlamalarla birlikte helikopter kullanım kalitesi testlerinin sonuçlarına göre de karar verilir.

Yanal ağırlık merkezi, iç ve dış yüklerdeki asimetrik olma durumu nedeniyle önemli hale gelir ve izin verilebilen maksimum yanal ağırlık merkezi limitlerinin de belirlenmesi önem taşımaktadır. Belirlenen aksel ve yanal ağırlık merkezi limitlerinin; onaylanan tüm ağırlık, sıcaklık, irtifa ve rotor rpm değerleri içerisinde emniyetsiz bir duruma neden olmamalıdır. Şekil 1’de örnek bir ağırlık-ağırlık merkezi zarfı aksel ve yanal yöndeki değişimi içerecek şekilde verilmiştir.



Şekil 1: Ağırlık ve Ağırlık Merkezi Zarfı

Maksimum ve minimum ağırlık değerlerinin yanısıra boş ağırlık uçuş personel ve yakıt olmadan hesaplanan ağırlıktır. Helikopterin boş ağırlığının belirlenmesi sırasındaki koşullar iyi tanımlanmalı ve yakıt ağırlığı, yağlar, diğer sıvılar ve kurulumu yapılan ekipmanlar açısından tekrarlanabilir olmalıdır. Boş ağırlık merkezini kontrol etmek için bir dengeleyici süresiz olarak helikoptere konulabilir. Dengeleyiciler katı ve sıvı olabilir ve uçuş sırasında atılabilir. Üretici tarafından üretilen her bir helikopter için tartım yapılmak istenmediği takdirde boş ağırlık ve ilgili ağırlık merkezinin belirlenmesi için başvuru sahibi tarafından bir öneri sunulmalı ve otorite tarafından onaylanmalıdır. Bu öneri onaylandığında ilk 5-10 üretim için tartım yapılmalı ve ağırlığın % ± 1 içerisinde, ağırlık merkezinin ise % $\pm 0,2$ inç içinde kaldığı gösterilmelidir. Bu değerlerde önemli bir değişikliğe neden olan bir modifikasyon yapılırsa ağırlık ve ağırlık merkezi yeniden hesaplanmalı ve Helikopter Uçuş Kitabına (RFM: Rotorcraft Flight Manual) girilmelidir.

3.2 Performans Gereksinimleri

Bu bölümde tanımlanan performans gereksinimleri (CS-27&29.45, 27&29.49, 27&29.51, 27&29.65, 27&29.67, 27&29.71 ve 27&29.75), normal pilot kabiliyeti ve mükemmel olmayan koşullar için gösterimi yapılmalıdır. Performans gereksinimleri uyumu; standart atmosfer koşullarında, deniz seviyesinde ve atmosferik değişkenlerinin onaylı aralıkları için gösterilmelidir. Mevcut güç, onaylanan motor gücünü aşmayacak şekilde kurulum kayıpları ile servisler tarafından kullanılan gücün altına düşmeyecek motor gücüne karşılık gelmelidir. Pistonlu motorlar için motor performansından etkilenen performans değerlendirmeleri standart atmosfer koşullarında %80 nem içerecek şekilde gerçekleştirilmelidir. Türbin motorlu rotorlar için motor performansından etkilenen performans değerlendirmeleri; standart sıcaklığın altındaki koşullarda %80 nem içerecek şekilde standart sıcaklığın +28 C üstündeki koşullarda %34 nem içerecek şekilde gösterimi yapılır. Bu iki sıcaklık aralığında ise doğrusal olarak değişmelidir.

Uçuş testlerinde; sıcaklık, nem, yükseklik, ağırlık, rotor rpm, rüzgar gibi parametreler için ideal koşulları yakalamak mümkün değildir. Bu sebeple test prosedürleri oluşturmak ve veri indirilmesi gereklidir ve ayrıca iyi bir mühendislik yaklaşımı kullanılmalıdır. Onaylanan metodoloji ile test sonuçları analiz edilmeli ve genişletilmelidir. Testler üzerinde dikkate değer etkisi olan değişkenlerde değişim olması durumunda düzeltme yapılmalıdır.

Testler için müsaade edilen rüzgar koşulları; test tipine, helikopter tipine ve ağırlığına bağlı olarak değişebilir. Örneğin, kalkış ve iniş sırasında şiddetli rüzgar tolere edilse bile askıda kalma uçuşunda edilmez. Bunun gibi büyük helikopterde askıda kalma esnasında küçük helikopterlere göre daha şiddetli rüzgara izin verilebilir. Büyük helikopterler için izin verilebilir rüzgar hızları aşağıda verilmiştir:

- Askıda kalma (İng. Hover); 0-3 knots
- Klasik kalkış ve iniş; 0-10 knots
- Dikey kalkış-iniş; 0-5 knots
- Yükseklik-Hız (HV: Height Velocity); 0-5 knots

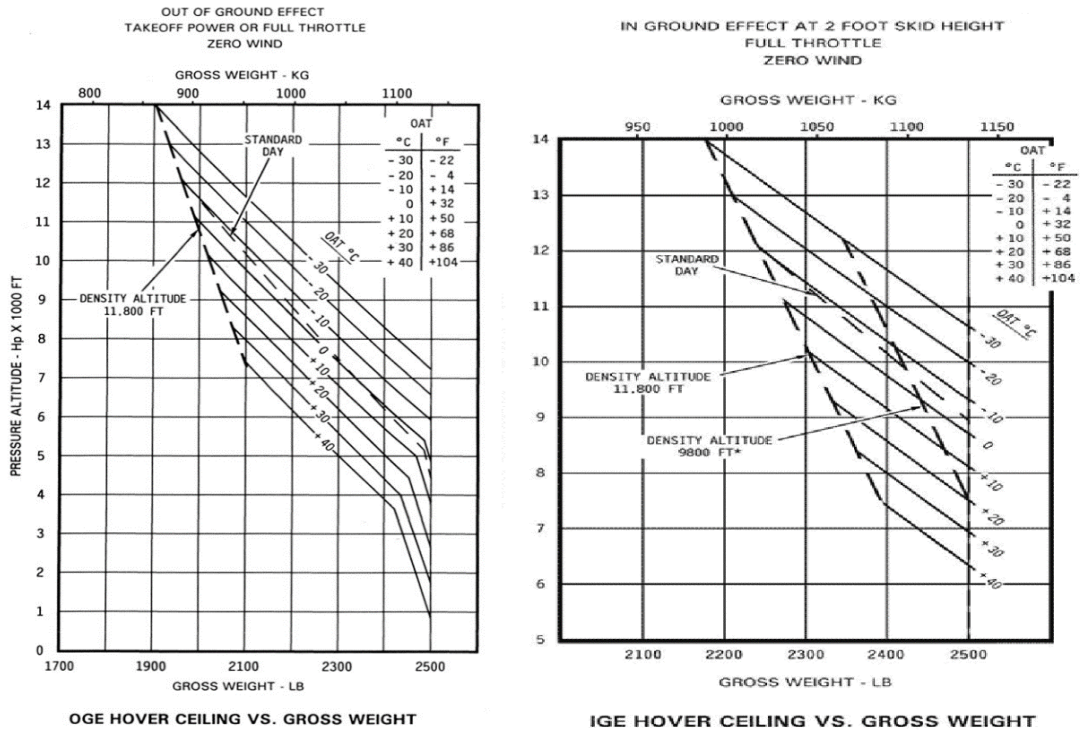
Askıda kalma, kalkış, iniş performans testleri için testlerin gerçekleştirildiği irtifa sonuçları, ± 4.000 ft yoğunluk irtifasına kadar ekstrapolasyon yapılabilir. Askıda kalma esnasında kullanım kalitesi, yükseklik-hız (H-V) ve motor çalışma karakteristikleri için testlerin gerçekleştirildiği irtifa sonuçları, ± 2.000 ft yoğunluk irtifasına kadar ekstrapolasyon yapılabilir. Düz uçuşta ise biri olabilecek en düşük irtifa olmak üzere en az iki irtifada test yapılmalıdır. Bu veriler 10.000 ft yoğunluk irtifasına kadar enterpolasyon yapılabilir. RFM'de maksimum çalışma irtifası ve maksimum kalkış-iniş irtifası verilir.

Onaylanmış bir sıcaklık aralığı için performans ve kullanım kalitesi üzerinde sıcaklığın etkileri incelenmelidir. Bu nedenle geçmişte onaylanmış analizler uç sıcaklık değerleri için kabul edilebilir olsa bile yeni nesil helikopterler için uç sıcaklık değerlerinde performans ve uçuş karakteristiğinin gösterimi yapılmalıdır. Sertifikasyon testleri, doğrulama uçuş testleri,

askıda kalma ve tırmanma uçuş fazlarında anlık kontroller yapılabilir. Sıcaklık etkilerinin ekstrapolasyon/enterpolasyonu için uçuş testlerinden elde edilen veriler kullanılabilir ve verilerin 10 °C altına ve 20 °C üstüne kadar ekstrapolasyon/enterpolasyon yapılabilir. Performans uçuş testlerinde test ağırlıkları her bir test noktasında hedeflenen ağırlığın, +%3 ve %-1 aralığında olmalıdır.

3.2.1 Askıda Kalma (Hover)

Askıda kalma tavanı, hem yer etkisinde (HIGE) hem de yer etkisi dışında (HOGE: Hover Out-Ground Effect) belirlenen ağırlık, yükseklik ve sıcaklık zarflarında kalkış gücünde iniş takımları açık olarak gösterilmelidir. Piston motorlu küçük helikopterler için maksimum ağırlıkta 4.000ft basınç irtifasına kadar; türbin motorlu küçük helikopterler için ise 2.500 ft basınç irtifasına kadar askıda kalma tavanı gösterimi yapılmalıdır. Şekil 2’de HIGE ve HOGE için irtifa ve dış sıcaklığa bağlı performans eğrileri görülmektedir. Bu performans eğrileri RFM’de verilmesi gerekmektedir. Askıda kalma performans testleri farklı ağırlık, sıcaklık ve irtifalardaki güç ihtiyacını belirlemek için gerçekleştirilir. Cp (Power Coefficient) ve Ct (Thrust Coefficient) parametreleri kullanılarak tüm operasyonel zarfı kapsayacak kadar veri toplanmalıdır. Kalkış ve iniş için tüm operasyonel zarfı kapsayacak kadar askıda kalma testleri yapılmalıdır. Ayrıca, Mach etkilerini hesaplayabilmek için soğuk hava yüksek irtifada ek testler gerçekleştirilmelidir.

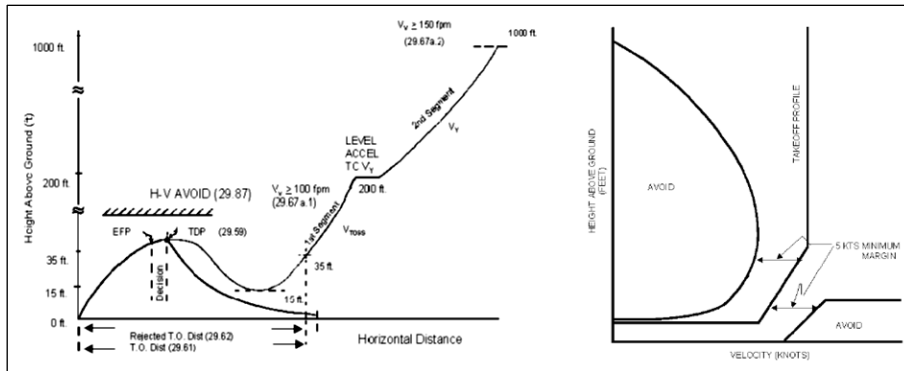


Şekil 2: Yer Etkisi Dışında ve Yer Etkisinde Askıda Kalma Performans Eğrileri

3.2.2 Kalkış (Take-off)

Kalkış verileri gereksinimleri, başvuru sahibi tarafından seçilen ağırlık, irtifa ve sıcaklıklarda, kuru ve düzgün bir yüzeyde düz kalkış için düzeltme yapılarak gösterimi yapılır. Bu madde ile karşılanması gereken kalkış verilerinin hiçbirisi ekstra pilot yeteneği veya mükemmel koşullar gerektirmemelidir. RFM’de yayınlanmış kalkış performans verileri için kullanılan teknikler de yer almalıdır. Güvenli ve optimum kalkış performansı için farklı pilot teknikleri kullanılabilir. Ağırlık, yükseklik ve güç etkilerinden dolayı dikey olarak kalkış yapılamaz. Bu durumda IGE koşulunda daha önce belirlenen hıza kadar ivmelenmesi sağlandıktan sonra belirlenen ağırlık, irtifa ve sıcaklıkta tekrar edilebilir kalkış testleri gerçekleştirilir. En önemli parametre geçerli olan fazlalık güçtür. Fazlalık güç kalkış için gerekli olan güç ile motorun sağlayabileceği maksimum güç arasındaki farktır. HV kısıtlamasından dolayı kalkış için sağlanması gereken toplam güç sağlanmadığı sürece kalkış yapmak mümkün değildir.

Birkaç farklı yöntem uygulanabilir. Bunlardan en geneli askıda kalma ve düz ivmelenme tekniğidir. Bu teknikte referans yükseklikte kararlı bir askıda kalma sağlandıktan sonra daha önce belirlenen tırmanma hızına kadar ivme kazandırılır. Kalkış performansı; kalkış başladıktan sonra bir motor arızası durumunda helikopter aşağıdaki görevleri yapabilir şekilde belirlenir: Kalkış testleri sırasında olası bir motor arızası durumunda kalkış alanına emniyetli bir şekilde dönüp durabilmelidir. Küçük helikopterler için 7.000ft basınç irtifasına kadar kalkış gösterimi yapılmalıdır. Büyük helikopterlerin Cat A sınıflandırması için tipik bir kalkış; askıda kalma koşulundan kalkış kritik noktasına (TDP: Take-off Decision Point-Şekil 3) kadar olan ivmelenme veya tırmanma ile başlar. TDP’de veyahut kalkış profili boyunca herhangi bir noktada motor arızası durumunda kalkış iptal mesafesi içinde emniyetli iniş gerçekleştirilir. Cat A için kalkış iptal mesafesi belirlemek için yapılan uçuş testleri HV zarfı testlerine benzerdir. Cat A kalkış profili Cat B HV zarfı dışında olmalıdır. CatA için kalkış profilinde TDP’de bir motor arızası durumunda güvenli tırmanmaya devam edebilmelidir. Yerden 35 ft yükseklikte V_{TOSS} (TOSS: Take-off Safety Speed) sağlanabilmelidir. Normal kalkış mesafesi, kalkışın başlığını noktadan 35 ft yüksekliğe ve V_{TOSS} hızına ulaştığı ve pozitif tırmanma oranındaki yatay mesafedir.



Şekil 3: Cat A ve Cat B Sınıfı Helikopterler için Örnek Kalkış Profilleri

Yükseltilmiş heliport için kalkış mesafesi, kalkışın başladığı noktadan V_{TOSS} hızına ulaştığı ve pozitif tırmanma oranındaki yatay mesafedir. TDP, sabit kanatlı uçaklarda V_1 hızına benzer bir şekilde “go-no go” durumudur. TDP’ye kadar pilot durmaya odaklıdır ve bu ana kadar uçuş için yeterli enerji sağlanmadığı durumda uçuşu iptal edecektir. TDP ve sonrasında ise pilot gitmeye odaklanır ve bu noktadan sonra motor arızasında bile kalkışa devam edecektir. Eğer bir motor arızası yoksa pilot tırmanmaya devam edecek ve tavsiye edilen hızı geçene kadar ivmelenecektir.

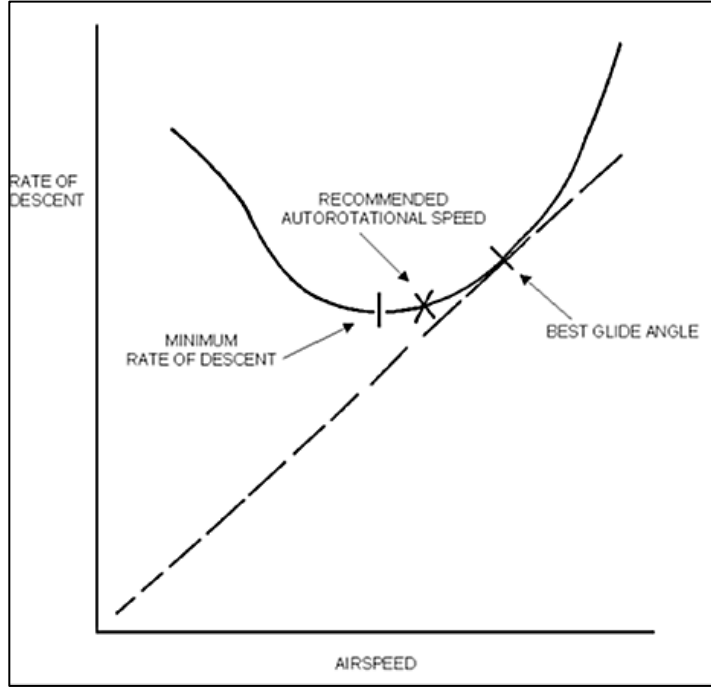
3.2.3 Tırmanma (Climb) ve Süzülme (Glide)

Sabit tırmanma oranı maksimum sürekli güçte iniş takımları kapalı iken standart deniz seviyesinde V_y hızında ve yüklenici tarafından belirlenen hızda belirlenir. Küçük helikopterler ve Cat B sınıfı rotorlar için standart deniz seviyesi koşullarında en az 1:6 sabit tırmanma oranı sağlanmalıdır. Tırmanma hızı standart günde deniz seviyesi koşullarında maksimum ağırlık ve başvuru sahibinin belirleyeceği yapısal olarak aşılmaması gereken V_{NE} hızını geçmeyecek bir hızdaki en iyi tırmanma oranı olmalıdır. Başvuru sahibi, ya yukarıdaki prosedürü uygulamalı ya da her koşul için sabit bir tırmanma hızı belirlemelidir. Seçilen tırmanma hızının pilotu daha yüksek tırmanma performansına götürecek bir hıza yönlentmemesi gerekir. Eğer herhangi bir irtifadaki V_{NE} hızı maksimum brüt ağırlık için deniz seviyesindeki helikopterin dikey yöndeki V_y hızından küçükse, sabit tırmanma oranı V_{NE} hızını geçmeyecek şekilde başvuru sahibi tarafından belirlenir. Tırmanma performansı 2000 ft’ten V_{NE} hızının V_y hızı ile kesiştiği irtifaya test edilmelidir.

Cat A helikopterleri için kalkış verileri her bir ağırlık, irtifa ve sıcaklık için yerden 200 ft yukarıda yer etkisi dışında sabit tırmanma oranı en az 100 ft/min. olmalı ve yerden 1.000 ft yukarıda yer etkisi dışında sabit tırmanma oranı en az 150 ft/min. olmalıdır. Bu gereksinim için tüm motorlar çalışır durumda kullanılan prosedürler, tek motor çalışmaz durumda kullanılan prosedürler ile aynıdır. Cat A ve Cat B için tırmanma performans testleri ayrı olarak yapıldığından gösterilen tırmanış performansının, kalkış sırasındaki bir motor arızasından hemen sonra elde edilebilmesini sağlamak için, motor gücü, rotor RPM ve uçak konfigürasyonu, kalkış testi sırasında kullanılanlarla aynı olmalıdır. Farklı hızlarda kalkış iniş irtifalarına kadar testere (Ing. sawtooth) metodu tırmanışlar gerçekleştirilir. Aynı zamanda maksimum ağırlıkta 100 ft/min. tırmanma oranı sağlayan minimum V_{TOSS} değeri belirlenir.

Tüm motorların arızasında CatB helikopterleri için otorotasyon ile alçalma pilotlar için oldukça kullanışlı bir performans kriteridir. Otorotasyon, motor arızası durumunda rotor içinden geçen hava akışı hızından kaynaklanan aerodinamik kuvvetler tarafından sürülen uçuş koşuludur. İki önemli hız vardır. Biri minimum alçalma hızı, diğeri ise en iyi süzülme açısındaki hızdır. Şekil 4’te görünen bu iki hız değeri CS 29.1587’e göre RFM’de yer almalıdır. Minimum alçalma oranındaki hız yüksek irtifada motor kaybı sırasında pilotun tekrar motor çalıştırma, radyo konuşmaları gibi zamana bağlı görevleri için önemlidir. En iyi

süzülüş açısındaki hız ise iniş alanına ulaşmak için maksimum hız açısından önemlidir. Otorotasyon performans testleri, tırmanma performans testleri ile bağlantılı olarak yapılabilir. Otorotasyon testlerinde dikkat edilmesi gereken nokta herhangi bir motor gücü olmamasıdır. Çok düşük bir motor gücü bile alçalma performansını önemli ölçüde etkileyecektir.

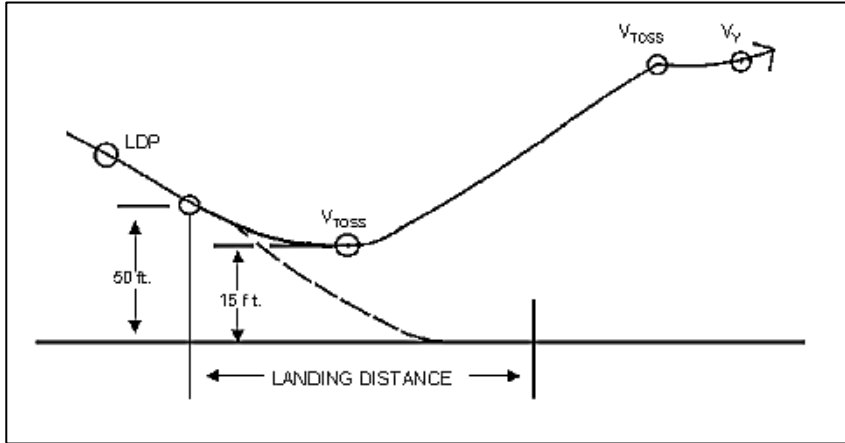


Şekil 4: Otorotasyon Süzülme Oranı ve Açısı

3.2.4 İniş (Landing)

Her rotor için düzeltilmiş iniş verileri kuru, düzgün ve düz bir zemin için belirlenir. Yaklaşma ve iniş ekstra pilot kabiliyeti veya mükemmel koşullar gerektirmemelidir. İniş fazla dikey ivme veya sekme, burun aşağı, yerde dönme (ground loop), suda dönme olmadan yapılmalıdır. İniş; verilerinin onaylandığı her ağırlık, irtifa ve sıcaklıkta onaylı operasyonel limitler dahilinde tüm motorlar çalışır durumda, en olumsuz CG ile yapılmalıdır.

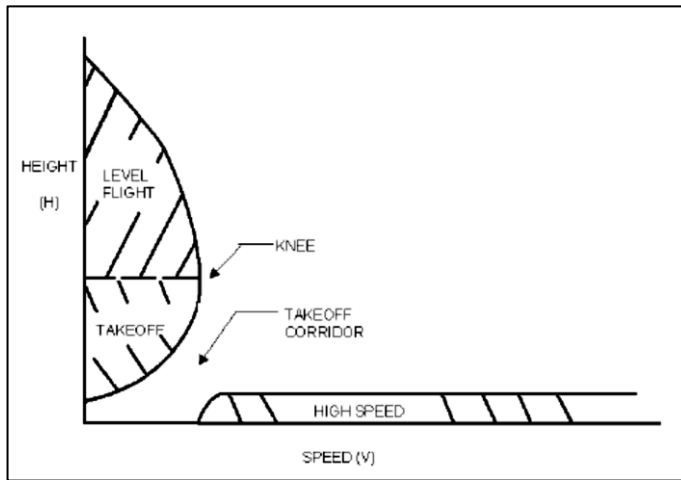
İniş Karar Noktası (LDP: Landing Decision Point-Şekil 5) belirleme pilotun kritik motor arızasını tanıma zamanını da içermelidir. Cat A helikopterler için yaklaşma fazında karşılaşılan kritik motor arızası durumu için iniş yapabilir ve emniyetli durabilir ya da tırmanma gereksinimlerini karşılayacak şekilde tırmanışa geçebilir. Yaklaşma ve iniş yolları CS 27.79 & CS 29.87 maddelerine göre belirlenen HV zarfında kritik bölgelerden kaçınılacak şekilde seçilmelidir.



Şekil 5: İniş Profili

3.2.5 Yükseklik-Hız Limitleri (HV Envelope)

Operasyonel zarf limitleri dahilinde kritik motor arızasında; çalışır motorlarla emniyetli iniş yapılamayacak yükseklik ve hız birleşimi var ise iniş için tüm basınç irtifaları ve sıcaklıkları kapsayacak HV zarfı belirlenmelidir. HV zarfı, düz uçuş, kalkış ve yüksek hız bölümlerinden oluşmaktadır. Kalkış koridoru yasaklanmış bölgelerden $\square 5$ knot mesafeyle izin verilebilir. Hareketli kamera tüm testlerde görüntü alacak şekilde hem yerde hem de rotor üzerinde bulunmalıdır. Testlerin gerçekleştirildiği irtifadan maksimum 2.000 ft yüksekliğe kadar ekstrapolasyona izin verilir. FAA, izin verilen 2000 ft ekstrapolasyon yöntemini her 1.000 ft'te % 3 ağırlık cezası ile kabul eder. Testlerden önce analitik olarak HV zarfı belirlenmelidir. Sonuçların ekstrapolasyonu dikkatli yapılmalıdır. Test ağırlıkları ekstrapolasyon yapılamaz. Test ağırlığı dengeleyicilerle -1% ve +5% tolerans aralığında sağlanmalıdır. Genel olarak testler orta CG durumunda gerçekleştirilir.



Şekil 6: HV Zarfı

3.3 Uçuş Gereksinimleri

Bu bölümde tanımlanan uçuş karakteristikleri gereksinimleri (CS-27&29.141, 27&29.143, 27&29.151, 27&29.161, 27&29.171, 27&29.173 ve 27&29.175) operasyon yapılacak irtifa, sıcaklık ve ağırlık ve ağırlık merkezi limit aralıklarında kritik yükleme koşulları altında herhangi bir güç hız ve rotor rpm değerinde güç açık (Ing. Power-on) ve güç kapalı (Ing. Power-off) iken gösterimleri yapılmalıdır. Uçuş koşulları arasındaki geçişin normal pilot kabiliyeti ile ekstra bir dikkat ve güç gerektirmeyecek şekilde düzgün olması sağlanmalıdır. Çoklu motorlu helikopterler için bir motorun ani kaybı, tüm motorların ani kaybı ve kontrol sisteminin ani kaybı için bu gereksinimlerin gösterimleri yapılmalıdır. Eğer sertifikasyon kapsamında gece, uçuşu aletli uçuş gibi ek operasyonlar tanımlanmışsa bu gereksinimlerin gösterimi bu koşullar için de yapılmalıdır.

3.3.1 Kontrol Edilebilirlik ve Manevra Kabiliyeti (Controllability and Manoeuvrability)

Helikopter durağan uçuş ve uçuş manevraları (kalkış, tırmanma, seviye uçuşu, dönüş, otorotasyon ve iniş) sırasında kontrol edilebilir olmalıdır. Cyclic kontrolün marjinleri kritik ağırlık, kritik ağırlık merkezi ve kritik rotor rpm'de yuvarlanma ve yunuslama için kontrolü başarılı bir şekilde sağlamalıdır. Bu gereksinimlerin, HIGE koşullarında kritik ağırlık, kritik ağırlık merkezi ve kritik rotor rpm'de; HOGE koşullarında başvuru sahibi tarafından belirlenen ağırlık ve rotor rpm'de ve kritik ağırlık merkezinde; her yönden gelebilecek 17 knot rüzgar hızında k deniz seviyesinden maksimum kalkış ve iniş irtifasına kadar gösterimleri yapılmalıdır. Herhangi bir motor arızasında (bu arza maksimum sürekli güçte de ve kritik ağırlıkta gerçekleşebilir) başvuru sahibi tarafından belirlenen irtifa ve hız aralıklarında kontrol edilebilir olmalıdır. Eksenel, yanal, yönsel ve kollektif kontrollerde fazla güç, sürtünme veya ön yük olmamalıdır.

Ayrıca V_{NE} tanımlanmış helikopter için kritik ağırlık, kritik ağırlık merkezi ve kritik rotor rpm'de, son motor da çalışmaz hale geldikten sonra herhangi bir pilot becerisi gerektirmeden güvenli bir şekilde güç kapalı için tanımlanan V_{NE} hızına yavaşlayabildiği gösterilmelidir. V_{NE} hızının 1.1 katı hızda cyclic kontrolün güç kapalı durumda yuvarlanma ve yunuslama kontrolünü başarılı bir şekilde sağlaması gerekir.

3.3.2 Düzeltme Kontrolü (Trim Control)

Herhangi bir durağan bir eksenel veya yanal uçuş koşulunda düzeltme yapılmalıdır ve kollektif kontrol kuvvetleri sıfır olmalıdır. Herhangi bir süreksizliğe neden olmamalıdır.

3.3.3 Kararlılık (Stability)

Eksenel kontrol, dengeleme hızından daha düşük bir hız ayarı için kumandanın geri hareketi daha yüksek bir hız için ileri kumanda hareketi ile sağlanacak şekilde tasarlanmalıdır. Bunun için kollektif itki ve kollektif yunuslama açısı ayarının sabit kalması beklenmektedir.

Eksenel kararlılık testleri sırasında kontrol yükleri ile hız arasındaki eğimin pozitif olması beklenmektedir. Bazı sınırlı uçuş koşullarında bu eğim nötr veya ± 5 knot içerisinde kalacak şekilde negatif olabilir. Eksenel kararlılık gösterimleri, tırmanma, seyir uçuşu, V_{NE} ve otorotasyon için kritik ağırlık, kritik ağırlık merkezi ve iniş takımları kapalı olacak şekilde yapılmalıdır. Uçuş testlerinde;

- Tırmanma için V_y hızında düzeltme (trim) yapılarak $V_y \pm 10$ knot hız aralığında,
- Seyir uçuşu için $0.8V_{NE}$ hızında düzeltme (trim) yapılarak $0.8V_{NE} \pm 10$ knot hız aralığında,
- (Eğer $V_H < 0.8 V_{NE}$ ise $0.8V_{NE}$ hızı yerine V_H hızı kullanılır. V_H hızı; maksimum sürekli güçte seyir uçuşundaki maksimum hızdır.)
- V_{NE} için V_{NE} hızında düzeltme (trim) yapılarak [$V_{NE} - V_{NE} - 20$ knot] hız aralığında,
- Otorotasyon için minimum alçalma hızında dengeleme düzeltme (trim) yapılarak ± 10 knot hız aralığında ve en iyi süzülme açısındaki hızda düzeltme (trim) yapılarak ± 10 knot hız aralığında gerçekleştirilir.

Yönsel kontroller, CS 29.175 (a) 'da belirtilen trim koşullarında kollektif ve gaz kontrolleri ile pedal yönünde olan helikopterin yönsel ve hissi hareketi ile aynı davranışı sergileyecek şekilde çalışmalıdır. Yana kayma açıları, gittikçe artan yönsel kontrol sapması ile birlikte artmalıdır. Yönsel kararlılık manevraları sırasında istenilen baş açısını tutturmak için herhangi bir pilot yeteneği veya dikkati gerektirmeksizin düzeltme pozisyonu yakınlarında yönsel pozisyon ile yana kayma açısı eğrisinde negatif değerlere izin verilebilir.

4. KAYNAKÇA

- [1] CS-27 Certification Specifications for Small Rotorcraft- Amendment 4, EASA, 30/11/2016
- [2] CS-29 Certification Specifications for Large Rotorcraft- Amendment 3, EASA, 11/11/2012
- [3] AC 27-1B Advisory Circular for Certification of Normal Category Rotorcraft, FAA, 5/1/2014
- [4] AC 29-2C Advisory Circular for Certification of Transport Category Rotorcraft, FAA, 5/1/2014

ÖZGEÇMİŞ:

BİRŞEN ERDEM

Birşen Erdem 1996 yılında Orta Doğu Teknik Üniversitesi Havacılık Mühendisliği Bölümünden lisans derecesi ile mezun olmuştur. 2003 yılında da yüksek lisans derecesini Orta Doğu Teknik Üniversitesi Havacılık Mühendisliği Bölümünden almıştır.

1997-2012 yılları arasından TÜBİTAK SAGE'de Araştırmacı-Uzman Araştırmacı-Baş Uzman Araştırmacı unvanlarıyla Savaş Başlığı, Aerodinamik ve Sistem Mühendisliği Birimlerinde görev yapmıştır. 2013 senesinde Savunma Teknolojileri ve Mühendislik A.Ş. bünyesindeki Sertifikasyon Müdürlüğü'nde Uçuş Performans Kıdemli Sertifikasyon Mühendisi olarak göreve başlamıştır. Halen Savunma Sanayi Müsteşarlığı bünyesinde yürütülen çeşitli projelerde Lider Sertifikasyon Mühendisi olarak çalışmaktadır. Ayrıca bazı projelerin Uçuş Performans Panel Koordinatörlüğü görevlerini sürdürmektedir.