

HELİKOPTER PALLERİNDE İSTENMEYEN TİTREŞİMLERİN AZALTILMASI PATENT VERİ TABANI ANALİZİ

Özcan Somuncu ¹

¹ Türk Havacılık ve Uzay Sanayi A.Ş. ,
Ankara

ÖZET

Bu çalışmada patent veri tabanı analizi ile Dünya’da önde gelen havacılık şirketlerinin helikopter pallerinde meydana gelen istenmeyen titreşimlerin azaltılmasına yönelik buluşlar incelenerek bu konudaki teknolojik eğilimin tespit edilmesi ve, helikopter palleri tasarımından sorumlu olan mühendisler için konu hakkında uygulanan çözüm yöntemlerinin derlenerek bilgi aktarımının sağlanması amaçlanmıştır. Patent veri tabanı analizi yapılarak özellikle helikopter endüstrisindeki şirketlerin helikopter pallerinde istenmeyen titreşim problemini gidermek amacıyla odaklandıkları çözüm yöntemleri tespit edilmiştir.

GİRİŞ

Helikopter gövdesindeki titreşimin temel kaynağı rotorun üzerinde bulunan pallerdir. Paller, gövdeye rotor göbeği ile bağlandığından dolayı, pallerin maruz kaldığı yükler, helikopterin uçuşu sırasında aerodinamik etkiler sonucu ortaya çıkan yükler pallerden rotora, rotor göbeği üzerinden ise gövdeye iletilir. Söz konusu titreşimlerin frekanslarının, iletildiği ekipmanların frekansları ile çakışması durumunda helikopterler için son derece tehlikeli bir durum olan rezonans meydana gelebilmektedir.

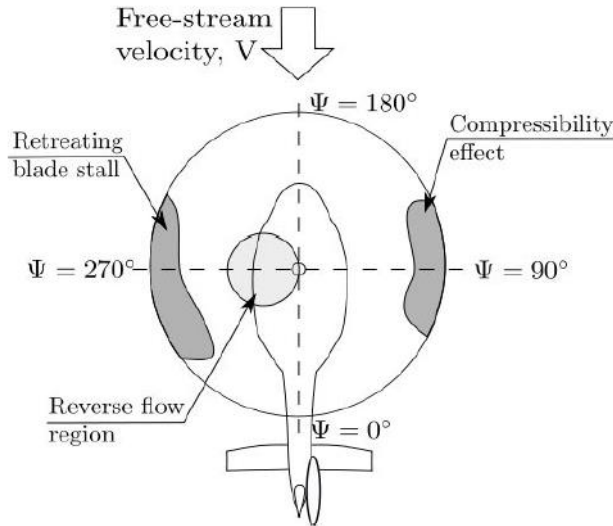
Rezonansa giren ekipmanların gittikçe artan titreşim seviyeleri sonucu ise bozulma, kırılma veya çalışmalarında problemler yaşanabilmektedir. Söz konusu titreşimin kısmen veya tamamen sönümlenmesi ile hava aracı ekipmanlarının ve hava aracının kullanım ömrünün artmasından , bakım onarım faaliyetleri ihtiyacının azalmasına, işletme maliyetlerini düşürmeden , kaza kırım olaylarının önüne geçilmesine kadar birçok teknik fayda sağlanmaktadır.

¹ Patent Mühendisi, E-posta: ozcan.somuncu@tai.com.tr

HELİKOPTERLERE GENEL BAKIŞ VE HELİKOPTERLERDE TİTREŞİM

Helikopterler, dikey iniş kalkış özellikleri ile sabit kanatlı araçlara göre birçok avantaja sahiptirler. İniş ya da kalkış için bir havaalanına veya uzun düz bir alana ihtiyaç duymamaları, harbe hazırlık oranlarının ve personel taşıma kabiliyetlerinin yüksek olması ve ağır taarruz helikopter modelleri ile muharebe alanında askeri personele büyük faydalar sağlaması bu avantajların sadece bazılarıdır. Helikopterlerin sabit kanatlı hava araçlarına göre en büyük dezavantajı bağıl olarak düşük seyreden hızları olsa da, bu durum eş eksenli ve itici pervane konsepti ile değişmektedir. Boeing-Sikorsky SB-1 Defiant modeli bu konsepti kullanmaktadır. Havacılık otoriteleri tarafından bu konseptin, geleceğin helikopterlerinde yaygın olarak kullanılacağı öngörülmektedir. Sistemde kullanılan eş eksenli ana rotorun titreşim sorunları helikopterin performansını sınırlandıran en önemli etkenlerden biridir. Patentler incelendiğinde Sikorsky firmasının eş eksenli ana rotor kullanan helikopterlerdeki titreşimin bastırılmasına yönelik çalışmalar yapması da bu argümanı destekler niteliktedir.

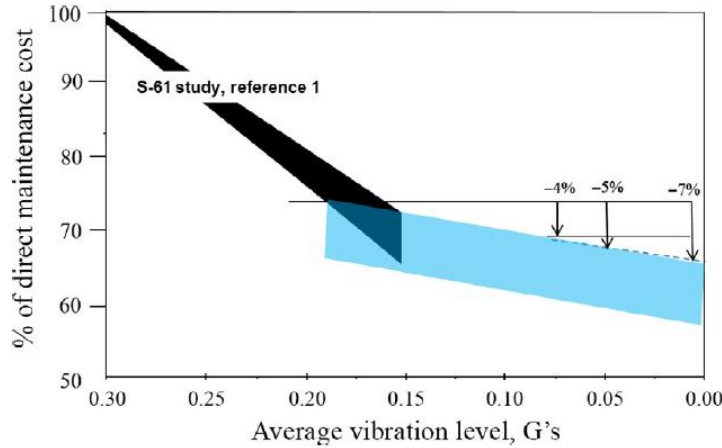
İlk başarısından önce, rotorlu hava araçları, sabit kanatlı hava araçlarının basitlikleri ile karşılaştırıldığında uçamayacak kadar karmaşık kabul edildi. Uçaklardan daha karmaşık olsa da, helikopter statik ve düşük hızlı uçuşta birçok avantaj sunar ve bu avantajlar tek başına tasarımcıların helikopterlere gösterdikleri önemi açıklamaktadır. Helikopterin karmaşıklığı, kaldırma kuvvetinin oluşturulma yönteminden kaynaklanır. Kaldırma kuvveti, dönen paller yoluyla oluşturulur, bu nedenle palin her radyal bölümü, uçaklardan farklı olarak farklı bir hızda döner. Aynı zamanda helikopter ileri uçuşlarda iken, ters akış, ilerleyen tarafta sıkıştırılabilir akış ve geri çekilen tarafta durma gibi başka fenomenler de meydana gelmektedir. Son olarak, düşük hızda, kanattan gelen yönlendirme, rotordan geçen akışla etkileşime girerek helikopterin uçtuğu ortamı oldukça düzensiz ve asimetrik hale getirir [Austruy, 2011].



Şekil 1: İleri Uçuşta Aerodinamik Çevre [Austruy, 2011].

Böyle bir ortamda kararlı ve kontrollü bir rotorlu araç tasarımının yapılması zorlu bir iştir. Başarılı bir helikopter tasarımı bir değiş tokuştur. Mekanik ve insan faktörlerine bağlı olarak titreşim seviyesini mümkün olduğunca düşük, kabul edilebilir bir seviyede tutmak temel zorluktur. Mekanik parçalar üzerindeki yorulma ve dolayısıyla bakım maliyetleri üzerindeki etkileri nedeniyle titreşim yüklerinin sınırlandırılması gerekir. Ayrıca titreşim, mürettebat ve yolcu konforu ve pilotun uzun veya yoğun uçuşlarda iyi performans gösterme ve dayanma becerisi için de zararlıdır. Çoğu titreşimin kaynağı ana rotordur. Dinamik ve aerodinamik özellikleri nedeniyle rotor, dönme hızının harmonikleri olan büyük titreşimli yükler üretir. Elde edilen rotor uyanması, üzerlerindeki ve gövdedeki yükleri değiştirerek titreşimi pale iletir. Pal üzerindeki aerodinamik yükler, rotor kuvvetleri her dönüşte ayarlandığında oluşur ve bu durum, palde salınımlı yükler oluşturan periyodik kararsız akışa neden olur. Ayrıca, rotor palleri, daha sonra kanat girdap etkileşimi (BVI) adı verilen

aşağıdaki palle çarpışan girdapları serbest bırakır. Bu, rotordaki akış alanını değiştirir ve pallerin yüklenmesini periyodik olarak değiştirerek paller üzerinde daha fazla titreşimli yüke neden olur. Ayrıca sıkıştırılabilirlik etkisi fenomeni, akışı devir başına bir kez etkileyen ve kanatların döngüsel yüküne ekleyen bir ters akış bölgesine ve durmaya neden olur. Kuvvetler daha sonra pal uzunluğu boyunca entegre edilir ve her pal için merkezde toplanır, bu da göbek kuvvetlerine ve momentlerine neden olur. Son olarak, referans çerçevesinin dönen çerçeveden sabit çerçeveye değiştirilmesiyle, rotordan sadece rotor RPM'inin bazı harmonikleri filtrelenir. Filtreleme, rotorun sahip olduğu pal sayısına göre endekslenir. N palli bir rotord a, dönen çerçeveden sabit çerçeveye bir koordinat dönüşümü yoluyla gövdeye iletilen ana pal yükleri, sabit bir kısımdır. Rotorun dönme hızının ilk harmoniği, $1 / \text{devir}$ (veya devir başına bir, ayrıca $1P$) ve $(N-1) / \text{dev}$, N / dev , $(N + 1) / \text{dev}$, $(2N-1) / \text{devir}$, $2N / \text{dev}$, $(2N + 1) / \text{dev}$ vb kuvvetler oluşur. Bu durum, sabit göbek yükleri ve N / dev titreşimli göbek yüklerinin harmonikleri ile sonuçlanır. Bu durum yol boyunca titreşim, makinenin yorgunluğuna ve gövdeye iletilen göbek yüklerinin yanı sıra mürettebat / yolcuların tükenmesinden sorumludur. Helikopter yönlendirme niteliklerini etkiler, yapısal bileşenlerin yorgunluğuna katkıda bulunur, yerleşik elektronik ekipmanın güvenilirliğini azaltır ve askeri uçaklarda hassasiyeti hedefleyen silahı etkiler. Titreşim sürüş konforunu etkiler, pilotların, mürettebatın ve yolcuların yorgunluğuna katkıda bulunur ve bakım süresini ve maliyetini artırır. Bir helikopterin yaşadığı yüksek titreşim seviyeleri, birçok durumda aracın ileri hızı ve manevra kabiliyetleri için bir sınırlama oluşturabilir [Austruy, 2011].



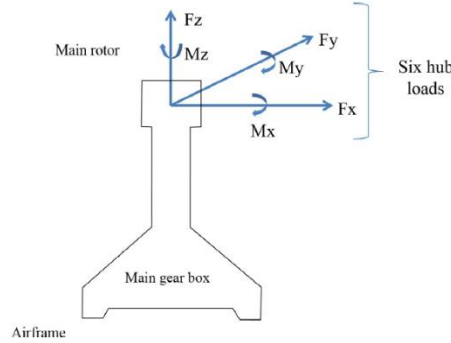
Şekil 2: Titreşim Azaltımının Helikopter İşletme Maliyetlerini Düşürme Potansiyeli [Welsh,2018].

Titreşim yükleri ana rotordan kaynaklanır ve pal geçişi olarak adlandırılan frekansta, yani rotor dönüş hızı x pal sayısında meydana gelir. Tipik olarak bu frekans 15 ila 25 Hz arasındadır. Genel terminoloji, rotorun dönüşü başına bir frekansta meydana gelen yüklerin ve hareketlerin "1P" yükler ve hareketler olarak adlandırılmasıdır. Benzer şekilde, yüksek harmoniklerde meydana gelen yükler ve hareketler "2P, 3P, vb." olarak adlandırılır. Rotor göbeğinde pal geçiş frekansı hariç tüm frekanslardaki kuvvetler "iptal edilir". Örneğin, 4 kanatlı bir helikopter için, sonunda gövdeye iletilen tek pal yükü 3P, 4P ve 5P yükleridir, ancak bu "dönen sistem" yüklerinin üçü de "dönmeyen" gövdede yalnızca 4P yüklerle sonuçlanır. Bu durumda, 3P pal yükleri dönen palden ve dönen sistemden kaynaklanır. Bazı basit faz grafikleri, 4 kanadın tümünden gelen 3P yüklerinin toplamının, ancak fazın birbirinden 90 derece geciktiğini, rotor dönüşüyle aynı yönde açılacak hareket eden ve ilerleyen tek bir 3P kuvveti (veya moment) vektörüyle sonuçlandığını gösterebilir. Döner çerçevedeki bu ileri ilerlemenin bir sonucu olarak, her palden gelen bu aynı boyuttaki kuvvet, gövdeye $3P + 1P = 4P$ yük olarak iletilir. Benzer bir faz grafiği, 4 kanatlı bir rotorda 2P yüklerinin "kendi kendine iptal" olduğunu gösterir [Welsh,2018].

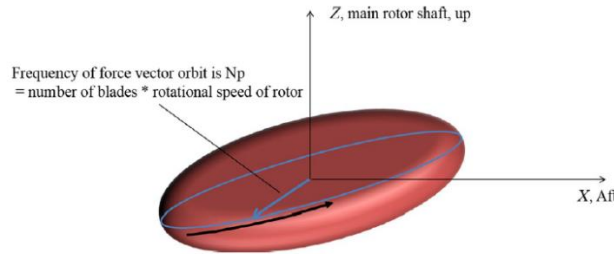
Bu titreşim açısından oldukça olumlu bir sonuçtur çünkü düşük yük harmonikleri tipik olarak çok büyüktür ve aksi takdirde potansiyel olarak hasar verici yüklere ve gövdeye iletilen yüksek titreşime neden olur. Bir diğer durum ise, ard arda gelen pal yükü harmoniklerinin artan frekansla da ha küçük hale gelmesidir, yani hiçbir pal rezonansı pal tepkilerini ağırlaştırmazsa, 5P yükleri

neredeyse her zaman 2P yüklerinden daha küçüktür. Bu nedenle, 7 kanatlı helikopterler 2 kanatlı helikopterlerden daha az sallanır; 7 kanatlı helikopter durumunda, gövdeye iletilen tek yükler daha yüksek frekanstan kaynaklanır, ancak 2 kanatlı helikopter için çok daha yüksek 1, 2 ve 3P harmonik yüklerin aksine daha küçük 6, 7 ve 8P pal yükleri kaynaklanır [Welsh,2018].

Sabit sistem N_p yükleri, Şekil 3'te gösterildiği gibi altı bağımsız yük, üç kuvvet ve üç moment olarak görülebilir. Bu altı yükten herhangi biri, istenmeyen gövde titreşimine neden olacak kadar büyük olabilir, ancak altı veya daha az pal varsa, helikopteri pratik olarak kullanışlı hale getirmek için genellikle bir miktar titreşim azaltma gerekir. Titreşimli göbek yüklerini görselleştirmenin alternatif bir yolu Şekil 8'de gösterilmektedir. Üç kuvvet, ucu rotor göbeğinde merkezlenmiş bir elipsoidin yörüngesinde dönen bir vektör oluştururken, üç moment benzer ancak farklı şekilli bir elipsoid oluşturur. Her elipsoid, uçuş durumuna göre şekil değiştirir. [Welsh,2018]



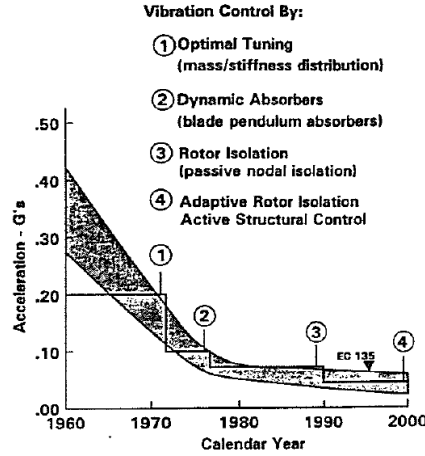
Şekil 3: Birincil Titreşim Yolu, Titreşime Yol Açan Altı Kuvveti Şasiye İleten Ana Dişli Kutusu [Welsh,2018]



Şekil 4: Rotor Tarafından Üretilen Titreşime Sebep Olan Kuvvet ve Hareketler, Bir Elipsoit Takip Edilmesi [Welsh,2018].

Rotor-uyarımli titreşim, halen yolcu dostu helikopter kabinleri için ana zorluklardan biridir. Bunun üç sebebi vardır: İlk olarak helikopterler, yüksek titreşim yükleri ile sonuçlanan yüksek asimetrik, türbülanslı aerodinamik çevreye maruz kalırlar. İkinci olarak, minimum ağırlık için tasarım gereksinimleri esnek şasi elemanlarına, yüksek modal yoğunluklu ve oldukça dinamik cevaplara sebebiyet verir. Üçüncü olarak, yolcu rahatsız edici kaynaklara oldukça yakındır ve ilgilenilen frekans aralığında yüksek algılama seviyesine sahiptir. 0.4g ivme seviyelerinden 0.05g seviyelerine kadar titreşimin düşürülmesi hedeflenmiştir. Bu aşamalı düşüş, aşağıda yer alan teknolojik anahtar kilometre taşları ile sağlanmaktadır:

- optimum ayarlama
- dinamik sönümleyiciler
- rotor izolasyonu
- aktif kontrol teknolojisi [Cranga, Konstanzer, 2002].



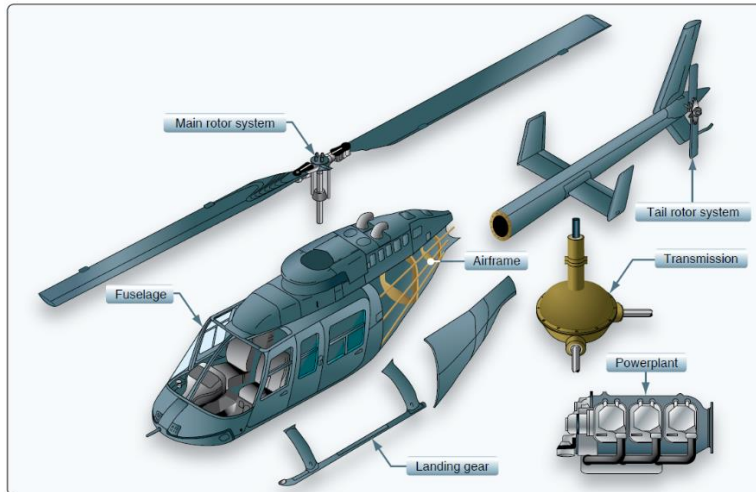
Şekil 5: Helikopter Titreşim Kontrol Teknolojisi Verimi

Uçuş süresi ve bakım maliyetleri açısından giderek daha sıkı gereksinimlere cevap vermek için, UTTAS (1965) ve AAH (1972) adlı geliştirme programları, 0.05 g seviyesini kabul edilebilir titreşim seviyesi olarak tanımlamıştır. Blackhawk ve Apache gibi mevcut helikopterler dahi bu gereksinimleri karşılayamamaktadır; bu nedenle programlar beklentilerini 0,1 g'ye düşürdü. “Pürüzsüz jet sürüşü” elde etmek için zorlu hedef, maksimum titreşim seviyesi 0.02 g'ye karşılık gelir. 0.05g seviyeleri olan jet pürüzsüz sürüş (jet smooth ride) seviyesi, üretim tipi helikopterler için bugün halen erişilebilmiş değildir [Austruy, 2011].

Elli yıldan fazladır, bu hedefe ulaşmak için çok sayıda cihaz geliştirilmiştir. Bu cihazlar pasif ve aktif cihazlar olarak sınıflandırılabilirler. 1980'li yıllara kadar araştırmacılar, basitlikleri için pasif cihazları tercih ettiler ve nihayetinde birkaç helikopterde başarıyla uygulandı. O dönemde geliştirilen cihazlar başarılı olsalar da günümüz endüstrisinin gereksinimlerini karşılayamamaktadırlar. 1980'lerden bugüne kadar araştırmacılar, titreşim azaltma cihazları için sisteme eklenecek fazladan ağırlığa göre çok daha faydalı olacak, çok amaçlı ve adapte edilebilirlik yeteneklerinden dolayı aktif cihazlar geliştirmek için oldukça çaba harcadılar. Uçağın yaklaşık % 1'i veya daha fazlasını veya pal kütlelerinin yaklaşık % 10'u veya daha fazla ağırlık katan bir sistem, oldukça ağır olarak kabul edilir. Son zamanlarda yapılan çalışmaların çoğu, küresel bir çözüme ulaşmak için titreşimi kaynağında azaltmayı amaçlamaktadır [Austruy, 2011].

HELİKOPTERLERDE ROTORLA İLGİLİ YAPISAL PARÇALAR

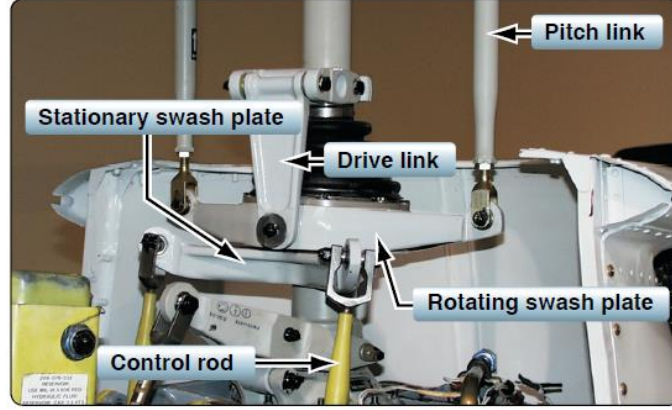
Helikopterler temel olarak aşağıdaki şekilde gösterilen yapısal parçalardan oluşmaktadırlar.



Şekil 6 : Helikopter Ana Yapısal Parçaları [FAA, 2020].

Eğik Plaka (Swashplate) Sistemi

Swash plate sisteminin amacı pilottan gelen sabit kontrol kumandalarını rotor pallerine ya da kontrol yüzeylerine bağlanan döner kumandalara çevirmektir. Şekil 7’de gösterildiği üzere, iki ana parça içermektedir: sabit swash plate ve hareketli swashplate [FAA, 2020].

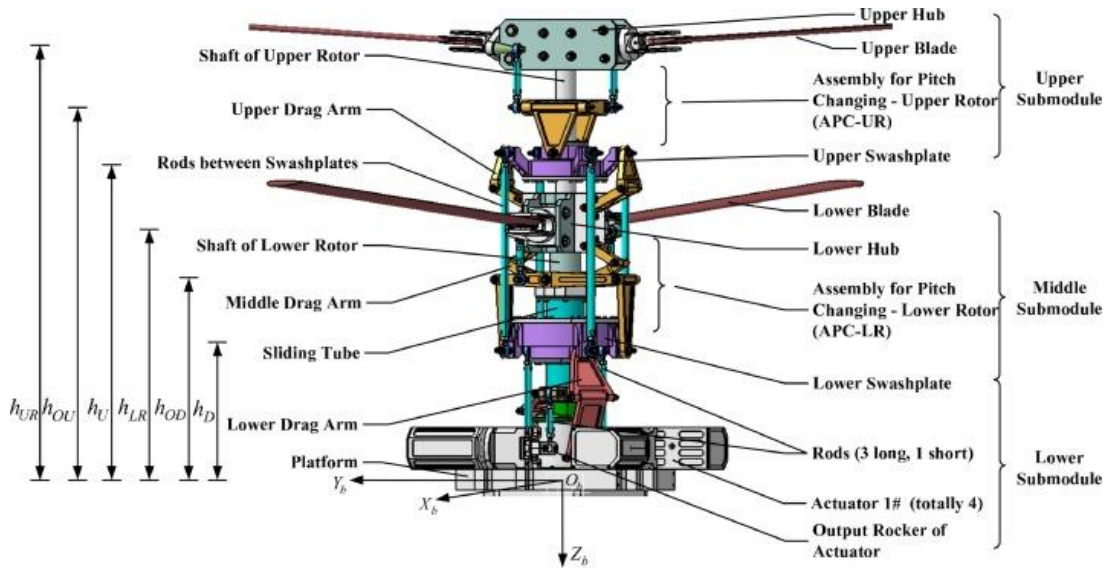


Şekil 7 : Sabit ve Hareketli Swashplate [FAA, 2020].

Sabit swashplate ana rotor direği etrafında montelenmiştir ve devirsel (cyclic) ve kolektif (collective) kontrollere bir dizi itki çubukları ile bağlanmıştır. Hareket karşıtı çubuğu (anti-drive link) ile dönmesi kısıtlanmıştır ancak her yönde eğilebilir (tilt) ve dikey hareket edebilir. Döner swashplate, sabit swashplate’e evrensel maşon (uniball sleeve) ile bağlanmıştır. Direğe tahrik çubukları (drive links) ile bağlanmıştır ve ana rotor direği ile sabit bir oranda dönmektedir. Her iki swashplate de eğilebilir ve tek bir ünite olarak yukarı aşağı kayabilir. Döner swashplate, yunuslama çubukları ile yunuslama borularına (pitch horns) bağlanmıştır [FAA, 2020].

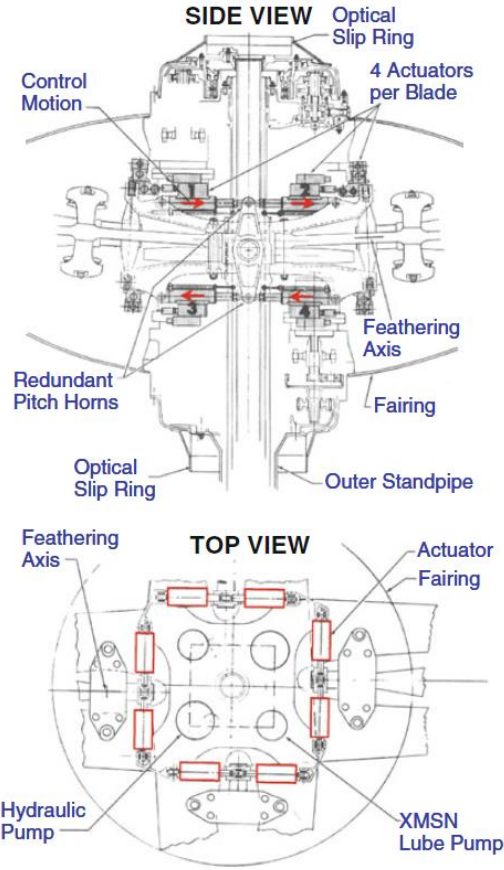
Çoklu Swashplateli Rotor Sistemleri: HHC’nin avantajı basitliğidir. Bununla birlikte, IBC aynı anda birkaç hedefi ele alma konusunda üstündür. Ancak, döner çerçevedeki çalıştırma sistemleri teknik bir risk taşır ve tüm kavramların maliyetler, bakım çabası, dayanıklılık vb. gibi sorulara cevap vermesi gerekir. Bu düşünceler, çoklu swashplate düzenlemesi fikrine yol açtı. Kontrol serbestlik derecesi sayısı bıçak sayısına eşit olduğu sürece, IBC mümkün olacaktır. Çoklu swashplate benzer prensibe dayanır. 3 veya daha az pal için tek bir swashplate yeterlidir. 4 ile 6 arası pal için ikinci bir eşmerkezli swashplate eklenecektir. İlk 2 veya 3 pal birinci swashplate’e, geri kalanlar ise ikinciye bağlanır. Böyle bir IBC konsepti, dünya çapındaki çoğu üretim helikopterini kapsayacaktır. Rotor, eyleyici entegrasyonundan kaynaklanan herhangi bir değişiklik olmadan her zamanki gibi tasarlanabilir. Swashplate, kontrol sinyallerini sabitten dönen çerçeveye aktarmak için kanıtlanmış ve güvenilir bir araçtır. Çözümün teknik riski düşüktür ve mevcut helikopterler için iyileştirme çözümü olarak da uygun olabilir. Şekil 8’de çoklu swashplate şematik resmi gösterilmiştir [Kessler, 2011].

Eş eksenli rotorların da bu konseptte olduğu, Boeing-Sikorsky SB-1 Defiant modelinin de bu konseptte olduğu ve konseptin gelecek vaad ettiği görülmektedir.



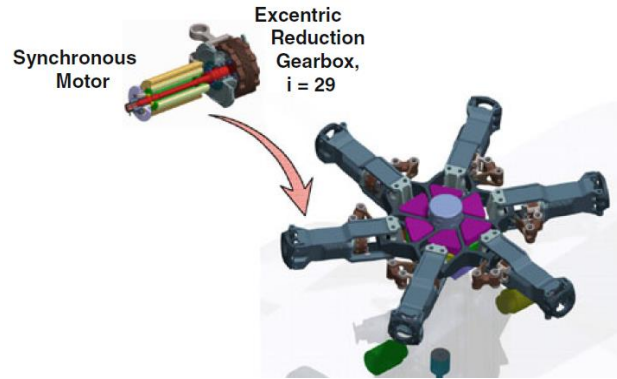
Şekil 8 : Çoklu Swashplate Elemanları

Swashplatesiz Rotor Sistemleri: Helikopter geliştirmenin erken aşamasında swashplate, rotor pallerinin kontrol problemini büyük ölçüde azalttı. O zamandan beri neredeyse tüm helikopterler bir swashplate'e sahiptir. Bir alternatif, kontrol örümceğidir (örneğin Lynx). Swashplate veya örümcek, bir palin kontrol yasasını diğer pallere bağlar. Sadece faz kaydırmalı şekilde her pal aynı şeyi yapar. Ek olarak, swashplate ve çeşitli çubukları ve kolları parazit sürüklemesi oluşturur. Bu, kaporta (fairing) ile azaltılabilir. Bu fikrin bir sonucu olarak, HAL Dhruv'un Entegre Dinamik Sistemi (IDS), geniş çaplı bir rotor direği ile tüm kontrol sistemini kapsar. Ancak bu, yeni sorunlar ortaya çıkarır, örn. uçuş ve bakımdan önce ön kontrol gibi. Bu nedenle, aktif rotor kontrolünün swashplate'i terk etmesi önerilmiştir. Salınımsız helikopter konsepti önerisi de bu nedenle sunulmuştur. Swashplate'in palleri birleştirilerek ve tek döngüsel (monocyclic) aralık varyasyonu uygulayarak rotorun en sıkı sınırlamalarından birini getirmektedir. Palin harici bir müdahaleye karşı koyma özgürlüğü mevcut değildir. Bu yüzden rotor göbeğine dayalı bir çalışma sunuldu. Swashplate, eğimli olmayan bir plaka ile değiştirildi. Bu plakanın dış döner kenarı 3 elektrohidrolik eyleyici taşıyordu. Yağ pompası göbeğe entegre edildi ve hidrolik kayma halkalarından kaçınmak için mil tarafından çalıştırıldı. Her bir eyleyici, diğerlerinden bağımsız olarak palin yunuslamasını kontrol etti. Bu tasarım çalışmalarının nihai sonucu, Şekil 9'da gösterilen IBIS konseptiydi. Diğer swashplatesiz rotor tasarımları da Şekil 10 ve Şekil 11'de gösterilmiştir [Kessler, 2011].

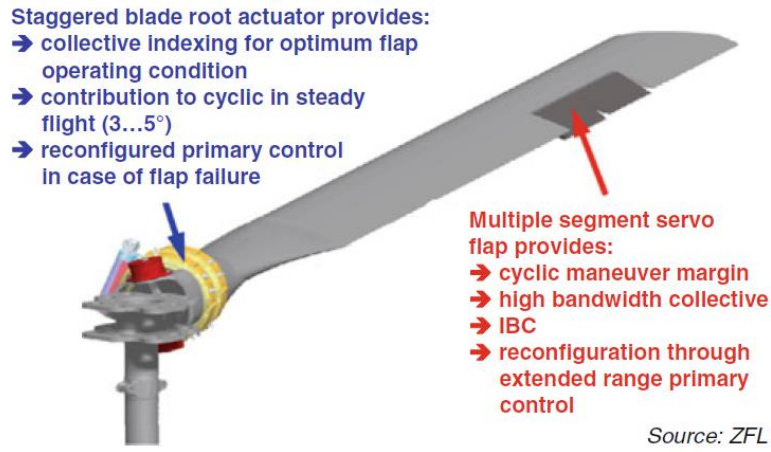


Şekil 9: Swashplate'ten Bağımsız Pal Kontrol Sistemi (IBIS)

(Individual Blade Control System Independent of a Swashplate) konsepti [Kessler, 2011].



Şekil 10: Helikopter İçin Swashplate'siz Kontrol [Kessler, 2011].



Şekil 11: Swashplatesiz (Swashplateless) Rotor Kontrol Konsepti [Kessler, 2011].

Bununla birlikte, swashplate'in çıkarılması parazit sürüklenmesini ve dolayısıyla gerekli gücü azaltır. Swashplatesiz helikopter fikri, her bir pal için pal kökü eyleyicileri veya indeksleme için yeterli bir kaldıraç sistemine sahip merkezi bir eyleyici gerektirir. Sistem karmaşıklığındaki artış önemli olacaktır. Son olarak, artan devir, gerekli artan rotor gücünün maliyetinde ve maksimum pal sapmalarında azalma ortaya çıkardı. Devir sayısını artırmak da rotor gürültüsünü artıracaktır. Bu yüzden bu uygulama şimdilik pratik görünmemektedir [Kessler, 2011].

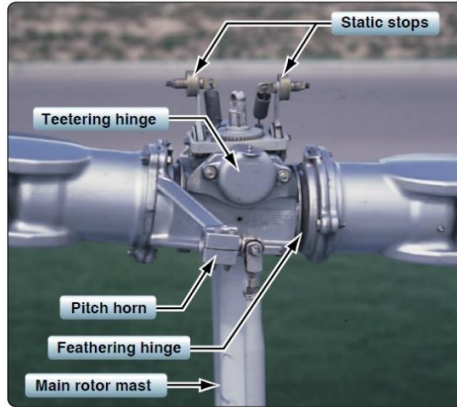
Eurocopter, ZFL ve DLR, kanatçık destekli swashplatesiz rotor kontrol konseptlerini araştırmaktadır, bkz. Şekil 11. Bununla birlikte, önceki çalışmaların aksine, pal kökü eyleyicileri sadece basit indeksleme değil, aynı zamanda bir miktar döngüsel kontrol de sağlar. Kanatçık, manevra marjı sağlar. IBC ve yüksek bant genişliğine sahip toplu kontrol, diğer kanatçık uygulamaları olabilir. Her iki eyleyici de yeniden yapılandırma amaçları için kullanılabilir. Rotor tabanlı bir kontrol sistemi güvenli, dayanıklı, güvenilir, bakımı kolay ve minimum ağırlık ve sürtünmeye sahip olmalıdır, Swashplate, kanıtlanmış ve güvenilir bir sistemdir ve ucuzdur. Swashplatesiz konseptler bununla rekabet etmelidir ve güvenlik garanti edilemiyorsa her fayda daha akademik nitelikte kalmaktadır. Bu nedenle, genel kontrol şemasına daha fazla kontrol yüzeyinin entegre edilmesi yararlı olmayabilir. Ve böyle bir sistem, klasik kontrolcü, pasif sönümleyiciler ve belki de IBC'yi içeren geleneksel bir sistemle karşılaştırılabilir ağırlıkta olmalıdır [Kessler, 2011].

Helikopter Ana Rotor Yapısına Göre Çeşitleri

Rotor sistemi, helikopterin kaldırma kuvveti üreten döner parçasıdır. Rotor; direk, göbek ve palleri içerir. Direk, gövdeden yukarı doğru uzanan, tahrik edilen ve bazen transmisyon tarafından desteklenen içi boş silindirik metal şafttır. Direğin üst kısmında, rotor palleri için takılan parça olan göbek bulunur. Rotor palleri birçok farklı metotla göbeğe takılır. Ana rotor sistemleri, ana rotor pallerinin nasıl takıldığına ve ana rotor göbeğine göre nasıl hareket yaptıklarına göre sınıflandırılır. Üç temel sınıflandırma vardır: yarı rijit (semirigid), rijit (rigid), ya da tamamen mafsallı (fully articulated). Yataksız (bearingless) rotor sistemleri gibi bazı modern rotor sistemleri, bu tiplerin mühendislikçe kombinasyonunu kullanmaktadır [FAA, 2020].

Yarı Rijit Rotor Sistemleri: Yarı rijit rotor sistemi ana rotor göbeğine rijit bir şekilde bağlanan iki adet pal içerir. Ana rotor göbeği, bocalama (teetering) ya da kanat çırpma (flapping) menteşesi olarak da bilinen ana rotor şaftına göre eğilebilir (tilt). Bu, pallerin hep birlikte kanat çırpmasına (flap) izin verir. Bir pal yukarı doğru kanat çırpıtığında, diğeri aşağı doğru kanat çırpır. Dikey sürüklenme menteşesi olmadığından, ilerleme/gecikme (lead/lag) kuvvetleri absorbe edilir ve

pallerin eğilmesi ile yatıştırılır. Yarı rijit rotor ayrıca, palin yunuslama açısının değişimi anlamına gelen pal ayarlayışı (feathering) yapabilir. Bu pal ayarlayışı menteşesi (feathering hinge) ile mümkündür. Yarı rijit rotor sistemi dingil altında asılı rotor (underslung rotor) ise, bu durum efektif bir şekilde geometrik dengesizlikleri elimine eder [FAA, 2020].

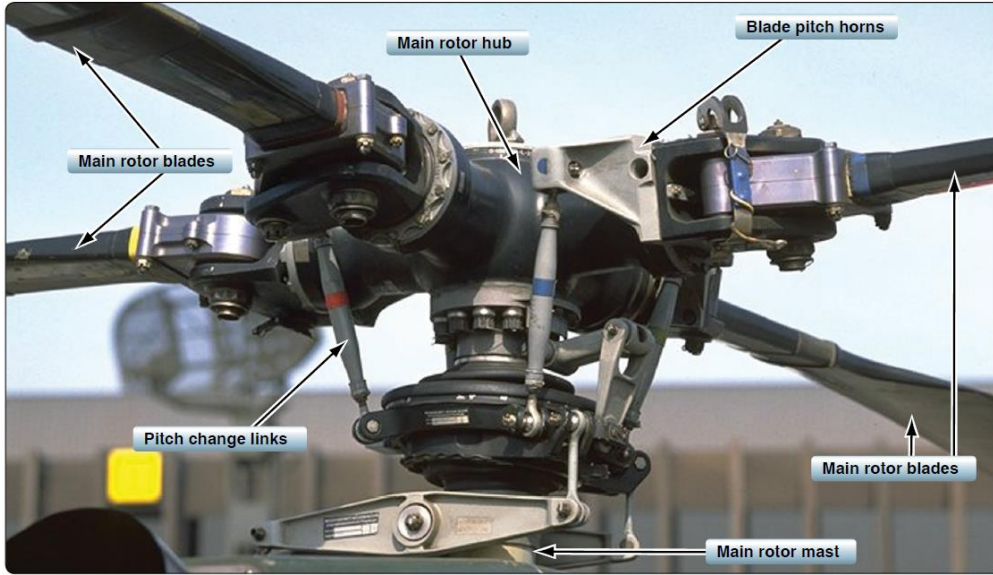


Şekil 12 : Bocalama Menteşesi (Teetering Hinge) ve Pal Ayarlayışı Menteşesi (Feathering Hinge) [FAA, 2020].

Bocalama menteşesi, ana rotor göbeğinin eğilmesine (tilt) izin verir ve pal ayarlayışı menteşesi, pallerin yunuslama açılarının değişmesine olanak sağlar. Dingil altında asılı rotor (underslung rotor) sistemi, ilerleme/gecikme kuvvetlerini, palleri dönme düzleminin normaline göre biraz daha aşağı monte ederek yatıştırır (mitigates), böylelikle ilerleme/gecikme kuvvetleri minimize edilir. Paller döndükçe, kaldırma kuvveti ve merkezkaç kuvveti etkisi ile yukarı konileşince, pallerin basınç merkezi göbek ile neredeyse aynı düzlemde olur [FAA, 2020].

Rijit Rotor Sistemleri: Şekil 13'te gösterilen rijit rotor sistemi mekanik olarak basit, ancak yapısal olarak karmaşıktır çünkü uçuş yükleri menteşeler yerine eğilme ile absorbe edilmelidir. Bu sistemde, pal kökleri rotor göbeğine rijit olarak bağlıdır. Rijit rotor sistemleri aerodinamik olarak tamamen mafsallı (fully articulated) sistemler gibi davranmaya eğilimlidirler, ancak kanat çırpma (flapping) ya da ilerleme/gecikme menteşeleri yoktur. Bunun yerine, paller bu hareketlere eğilme ile uyarlar. Kanat çırpamaz (flap) ya da ilerleme/gecikme yapamazlar, ancak kanat ayarlayabilirler (feathered). Helikopter aerodinamisi ve malzemelerdeki gelişmeler devam ettikçe, rijit rotor sistemleri daha yaygın olabilir çünkü sistem temel olarak daha kolay tasarlanabilir ve yarı rijit ile tam mafsallı (fully articulated) sistemlerin en iyi özelliklerini sunar [FAA, 2020].

Bu sistemin dezavantajı ise türbülanslı ya da rüzgarlı havalarda ki sürüş kalitesidir. Daha fazla miktardaki yükleri absorbe edebilen menteşeler olmadığı için diğer rotor başı (rotor head) tasarımlarına göre titreşimler kabinde çok daha fazla hissedilir [FAA, 2020].



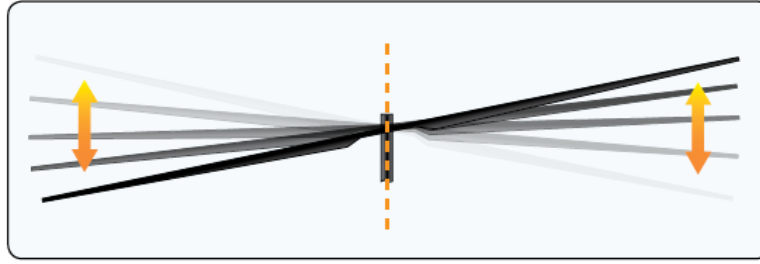
Şekil 13 : Dört Palli Menteşesiz Rijit Ana Rotor [FAA, 2020]

Üç ana rotor başı tasarımının çeşitli varyasyonları mevcuttur. Yataksız rotor sistemi (bearingless rotor system) mafsallı rotor sistemine (articulated rotor system) oldukça benzemektedir ancak yatak ya da menteşe bulunmaz. Bu tasarım paller ve göbeğin gerilmeleri absorbe etmesine dayanmaktadır. Rijit rotor sistemi ile yataksız sistem arasındaki ana fark, yataksız sistemin pal ayarlaması yatağı (feathering bearing) olmamasıdır. Manşonun (cuff) içindeki malzeme ve yunuslama değişim kolu burulur (twisting). Neredeyse tüm yataksız rotor göbekleri fiber kompozit malzemeden yapılmıştır [FAA, 2020].

Tamamen Mafsallı Rotor Sistemleri: Tamamen mafsallı (fully articulated) rotor sistemleri, her bir palin ilerleme/gecikmesine izin verir, kanat çırpma (flapping) ve kanat düzeltmesi (feather) diğer pallerden bağımsız olarak gerçekleşir [Şekil 14,15]. Bu pal hareketlerinin her biri diğerleri ile alakalıdır. Tamamen mafsallı rotor sistemleri ikiden fazla pali bulunan helikopterlerde bulunur [FAA, 2020].

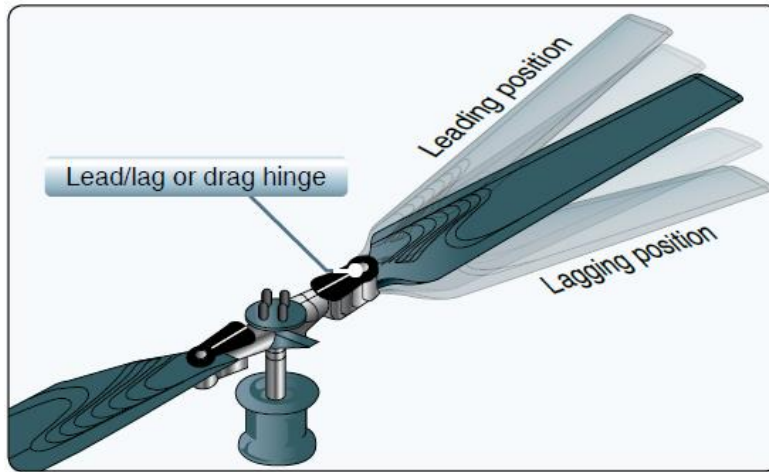


Şekil 14 : İlerleme/Gecikme Menteşesi ve Rotor Paline Düzlemde İleri ve Geri Hareketine İzin Vermesinin Gösterimi [FAA, 2020].



Şekil 15 : Tamamen Mafsallı Kanat Çırpan Göbek [FAA, 2020].

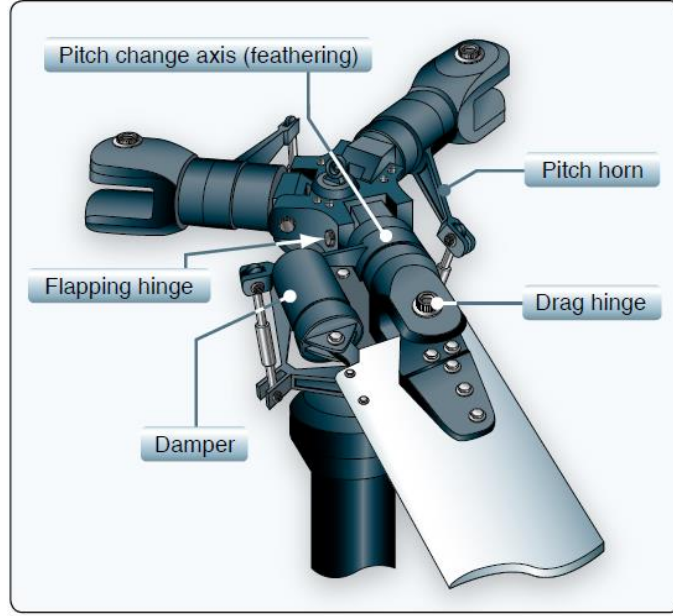
Rotor döndükçe, helikopter kontrolünün sağlanabilmesi için her pal, kontrol sisteminden girilen girdilere cevap verir. Bu girdilere cevap olarak, yunuslama, yuvarlanma, ve baş yukarı hareketi etkilemek için tüm rotor sistemindeki kaldırma kuvveti merkezi yer değiştirir. Bu kaldırma kuvvetinin büyüklüğü, kolektif girdiye bağlı olarak tüm pallerin aynı doğrultuda ve aynı anda yunuslamasını değiştirir. Kaldırma kuvvetinin konumu, pilottan gelen yunuslama ve yuvarlanma komutlarına bağlı olarak değişir. Böylelikle, her bir palin kanat düzeltme açısı (feathering angle) rotorla birlikte döndükçe değişir, bu yüzden adı döngüsel kontroldür (cyclic control). Paldeki kaldırma kuvveti arttıkça, yukarı doğru kanat çırpma eğilimi olur. Palin kanat çırpma menteşesi bu harekete izin verir ve pali yatay düzlemde tutmaya çalışan pal ağırlığının merkezkaç kuvveti tarafından dengelenir, bkz. Şekil 16 [FAA, 2020].



Şekil 16: Tamamen Mafsallı Kanat Çırpma Menteşeli (Flapping Hinge) Rotor Pali [FAA, 2020].

Her iki durumda da, bazı hareketler uyum sağlamalıdır (accommodated). Merkezkaç kuvveti nominal olarak sabittir; ancak, kanat çırpma kuvveti, tırmanma hızı, ileri yönlü hız gibi manevra şiddetinden ve hava aracı brüt ağırlığından (gross weight) etkilenir. Pal kanat çırpıtıkça, ağırlık merkezi değişir. Bu, palin rotor sistemine göre yerel atalet momentini değiştirir ve diğer pallere göre hızını artırır veya yavaşlatır ve tüm rotor sistemi de bunu yapar. Buna, şekil 17’de gösterilen ilerleme/gerileme (lead/lag) veya sürüklenme menteşesi tarafından uyum sağlanır. Bu durum “buz patencisinin etrafında dönmesi” örneğiyle rahatlıkla anlaşılabilir. Buz patencisi kollarını içeri aldığında, daha hızlı döner çünkü ataleti değişir ama toplam enerjisi sabit kalır. Tam tersine, kollarını uzattıkça, dönüşü yavaşlar. Bu durum ayrıca açısal momentumun korunumu olarak bilinir.

Düzlemsel damper (in-plane damper) tipik olarak ilerleme/gecikme hareketine uyum sağlar (moderates) [FAA, 2020].



Şekil 17 : Sürüklenme Menteşesi (Drag Hinge) [FAA, 2020].

Nötr pozisyonun başlangıcında bir palin dönüşünü takiben, pal düzeltme arttıkça kuvvet artar, pal yukarı kanat çırpır ve ileri doğru hareket eder. Devam ettikçe, aşağı doğru kanat çırpır ve arka yöne doğru gecikir. Kuvvetin en az noktasında, en düşük kanat çırpma açısındadır ve ayrıca en çok arkada olduğu gecikme pozisyonundadır. Rotor büyük olduğu için, döner kütle cayroskop (gyroscope) gibi davranır. Bunun etkisi, önceki durum olan dönme eksenindeki kontrol kumandası değişimine göre, kontrol girdisi genellikle bağlanan gövdenin 90° pozisyonundaki değişime göre olur. Rotor sisteminin kontrol girdisinin konumlandırılmasında bu durum tasarımcılar tarafından dikkate alınır böylelikle devrimsel kontrol çubuğunun ileri kumandası helikopterin nominal olarak ileri hareketi ile sonuçlanır. Etki pilot tarafından fark edilmez [FAA, 2020].

Eski menteşe tasarımlarında metal yataklar kullanılırdı. Basit geometri olarak, kanat çırpma ve ilerleme/gecikme menteşesinin çakışmasını (coincident) imkansız hale getirir ve tekrar tekrar bakım gereksinimine sebep olurdu. Daha yeni rotor sistemleri elastomerik yataklar kullanmaktadır, kauçuk ve çeliğin ayarlanması ile iki eksenle harekete izin verilmiş olur. Yukarıda bahsedilen kinematik problemleri çözmesinin yanında, bu yataklar genellikle bası yükü altındadır, rahatlıkla muayene edilebilir, ve metal yatakların bakım gereksinimlerini elimine eder [FAA, 2020].

Elastomerik yataklar yapıları gereği bozulmaya dayanıklıdır (fail-safe), ve yıpranması (wear) kademe kademe (gradual) ve görünürdür. Daha eski metal yatakların metal-metal teması ve yağlanması bu tasarımlarda elimine edilmiştir [FAA, 2020].

Çeşitli rotor sistemleri arasındaki avantaj ve dezavantaj kıyaslamaları Tablo 1’de özetlenmiştir [FAA, 2020].

Sistem Tipi	Avantajlar	Dezavantajlar
Mafsallı (Articulated)	İyi kontrol cevabı	Yüksek aerodinamik sürüklenme. Daha karmaşık, daha pahalı.
Yarı rijit (Semirigid) (Teetering, underslung, ya da see-saw)	Basit, iki pal sayesinde bakımı kolay	Kontrol girdisine reaksiyonu, mafsallı baş (articulated head) kadar hızlı değildir. Titreşim çok palli mafsallı sistemlere (multi-bladed articulated systems) göre daha fazla olabilir.
Rijit	Basit tasarım, canlı tepki	Mafsallı rotorlara (articulated rotor) göre daha fazla titreşim.

Tablo 1: Çeşitli Rotor Sistemlerinin Avantaj ve Dezavantajları [FAA, 2020].

KLASİK OLMAYAN ROTOR KONFIGÜRASYONLARI VE BU KONFIGÜRASYONLARIN KULLANILDIĞI HELİKOPTER ÖRNEKLERİ

Klasik helikopterlerde ana rotorun dönmesi sonucunda, açısal momentumun korunumu gereği helikopter gövdesi zıt yönde dönmek isteyecektir. Bundan dolayı kuyruk rotoru helikopterin dönmek isteyeceği yöne zıt yönde itki uygulayarak toplam açısal momentumun sıfıra eşitlenmesini ve helikopter gövdesinin dönmemesini sağlamaktadır. Bu durum klasik helikopter tasarımlarının sabit kanatlı hava araçlarına göre daha yavaş olmasına sebep olmaktadır çünkü itki gücünün bir kısmı yalnızca helikopter gövdesinin dönmelerini engellemek için kullanılmaktadır. Bu yüzden de farklı rotor tasarımları bu etkiyi elimine etmek ve daha hızlı helikopterler geliştirilmesi için klasik rotor konfigürasyonu dışındaki rotor konfigürasyonları denemiştir.

Eş Eksenli (Coaxial) Rotor Konfigürasyonu

Eş eksenli rotor sistemi aynı şaftta monte edilen ancak zıt yönlerde dönen rotor çiftidir. Bu tasarım kuyruk rotoru ya da diğer anti tork mekanizmaları ihtiyacını elimine eder, ve paller zıt yönlerde döndükleri için asimetrik kaldırma kuvveti etkileri ortadan kaldırılmış olur. Eş eksenli rotorların ana dezavantajı ise rotor mekanik sisteminin artan karmaşıklığıdır. Kaman Ka-31 ve Ka-50 gibi çeşitli Rus helikopteri, Sikorsky deneysel Sikorsky X-2 gibi birçok platform eş eksenli rotor konfigürasyonu kullanmaktadır.

Konvansiyonel kuyruk rotorlu tasarımda helikopterin savaş alanında kuyruktan vurulma ihtimali fazladır, helikopter savaş alanında kuyruktan vurulursa gövde dönmeye başlar ve helikopter düşer. Helikopter tehdidine karşı üretilen birçok füze sistemi de bu gerçekliğe göre tasarlanır. Eş eksenli rotor konfigürasyonunda ise bu ihtimal ortadan kaldırılmaktadır. Ayrıca eş eksenli helikopterler zorlu deniz koşullarında yüksek performans sergilerler.

S-69/XH-59-A Gelişmiş Pal Konsept Göstericisi, iki jet motorlu yardımcı tahrikli eş eksenli bir helikopterle yüksek hızların mümkün olduğunu göstermiştir, ancak bu proje aynı zamanda titreşim ve yakıt tüketiminin de aşırı olduğunu göstermişti. Bu yüzden ki Sikorsky'nin eş eksenli rotor patentleri incelendiğinde de bu konu üzerine oldukça fazla çalışmaları gözlemlenmiştir.

Eş Eksenli Rotor Konfigürasyonu Kullanan Helikopter Örnekleri

- Kamov Ka-25
- Kamov Ka-29 / Ka-32

- Kamov Ka-31
- Kamov Ka-50
- Kamov Ka-52
- Kamov Ka-226
- Sikorsky X-2 Experimental – Sikorsky S-97
- Sikorsky-Boeing SB-1 Defiant



Şekil 18: Eş Eksenli Rotor ve İtici Pervane Kullanan Sikorsky-Boeing SB-1 Defiant

Tandem Rotor Konfigürasyonu

Tandem rotor -bazen ikili rotor (dual rotor) olarak anılır - helikopterleri iki büyük yatay rotor sistemi bulundurur; bir ana rotor, ve bir küçük kuyruk rotoru yerine ikiz (twin) rotor bulunduran sistemdir. Tek rotor helikopterleri, bir büyük rotor tarafından üretilen açısız momentumu nötrlemek için anti tork sistemine ihtiyaç duyarlar. Ancak tandem rotor helikopterleri, her biri diğerinin torkunu iptal eden zıt dönen rotorlar kullanır, böylelikle tandem rotorlu helikopterlerde motorlardan elde edilen güç tamamen kaldırma kuvveti için kullanılabilir. Zıt dönen rotor palleri, diğer rotorun yörüngesine doğru esnerlerse birbirleri ile çarpışmaz ve birbirlerine zarar vermezler. Bu konfigürasyon ayrıca iki büyük ana pal seti olmasından dolayı daha kısa pallerle daha çok ağırlık taşıma avantajına sahiptir. Bu konfigürasyonun en ünlü modellerinden olan Boeing CH-47 Chinook helikopteri oldukça başarılı bir platform olarak görevlerini icra etmektedir.

Tandem Rotor Konifgürasyonu Kullanan Helikopter Örnekleri

- Yakovlev Yak-24
- CH-46 Sea Knight
- CH-47 Chinook



Şekil 19: Tandem Rotor Konfigürasyonu Kullanan Boeing CH-47 Chinook.

İç İçe Döner (Intermeshing) Rotor Konfigürasyonu

İç içe döner rotor konfigürasyonu, zıt doğrultularda döner iki rotor setinin her bir rotor direğinin helikoptere hafif bir açıyla monteli olduğu sistemdir, böylelikle paller çarpışmadan iç içe dönebilirler. Bu tasarım ayrıca anti tork sistemi gereksinimini elimine eder, kaldırma kuvveti için daha fazla motor gücü kullanılmasını sağlar. Ancak, her bir rotorun verimini düşüren, bu sistemde hiçbir rotorun doğrudan dikey kaldırma kuvveti uygulamıyor oluşudur. Amerika Birleşik Devletleri Hava Kuvvetleri USAF tarafından yangın söndürme rolünde kullanılan Kaman HH-43 ve Kaman K-MAX iç içe döner rotor konfigürasyonu kullanan helikopter modeli örnekleridir.

İç İçe Döner Rotor Konfigürasyonu Kullanan Helikopterler Örnekleri

- SNCAC NC.2001 Abeille
- Kaman K-Max
- Kaman HH-43 Huskie



Şekil 20: İç İçe Döner Rotor Konfigürasyonu Kullanan Kaman K-Max

Eğilebilen Rotor (Tiltrotor) Sistemi

Eğilebilen rotor konsepti, helikopterlerin dikey kalkış iniş özellikleri ile sabit kanatlı hava araçlarının yüksek hız ve menzil özelliklerini birleştiren bir konsepttir. Helikopter kalkış ve iniş sırasında göbeği dikey doğrultuda, ileri uçuş sırasında ise göbeği ileri doğrultuda olacak şekilde yönlendirir.

Eğilebilen Rotor Sistemi Kullanan Helikopterler Örnekleri

- Agusta Westland AW609
- IAI Panther UAV
- Bell V-280 Valor
- Bell Boeing V-22 Osprey

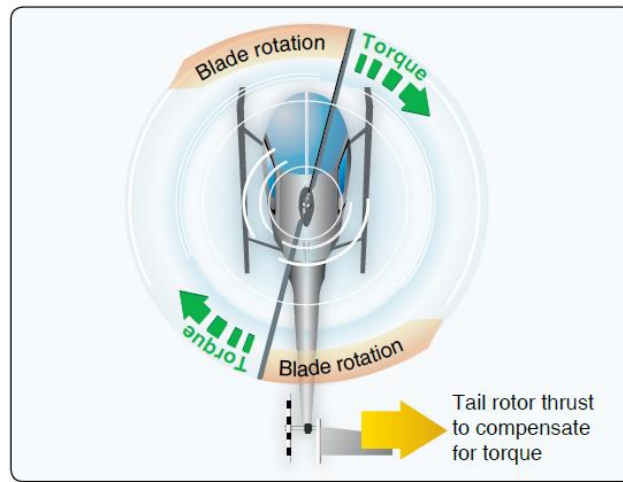


Şekil 21: Eğilebilen Rotor Sistemi Kullanan Bell - Boeing V-22 Osprey

HELİKOPTERLERDE ANTI TORK SİSTEMLERİ İLE TİTREŞİM AZALTIMI

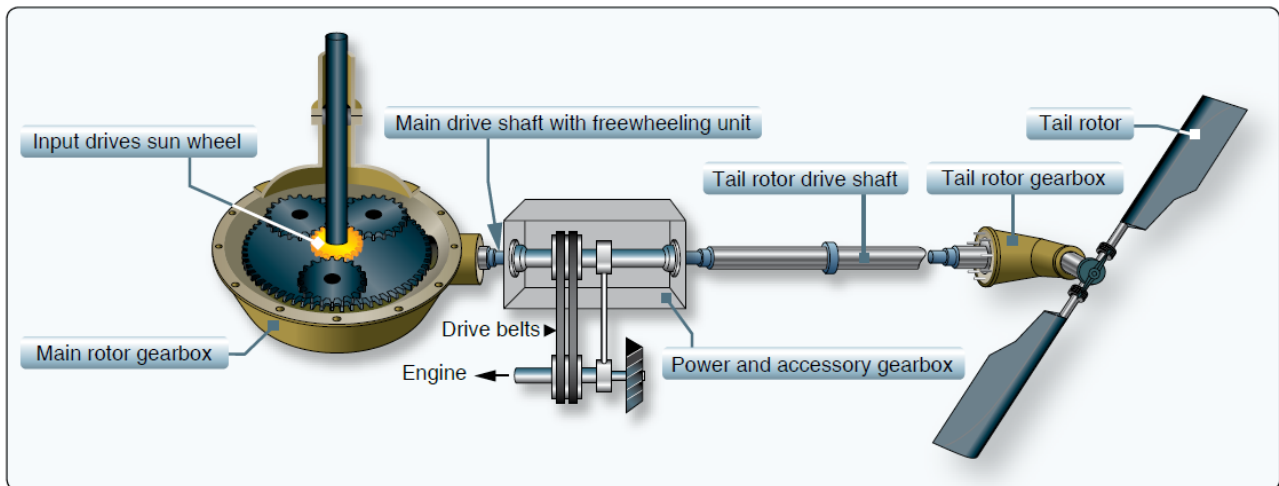
Helikopterlerde ana rotor döndükçe helikopter gövdesi açısıl momentumun korunumundan dolayı rotorun dönüş yönünün zıt yönünde dönecektir. Bu durumu kompanze etmek ve helikopter gövdesinin dönmesini engellemek için helikopterin arka kısmında kuyruk rotoru kullanılır ve buradan elde edilen itki ile net açısıl momentum sıfıra eşitlenmek suretiyle helikopter gövdesinin dönüşü engellenmiş olur.

Tek ana rotorlu helikopter sistemleri ayrı bir anti tork sistemine ihtiyaç duyarlar. Bu daha çok değişken yunuslama, anti tork rotor ya da kuyruk rotoru ile sağlanır. Ana rotor torku değiştikçe pilot anti tork sisteminin itkisini değiştirerek helikopterin eksenel kontrolünü sağlar. Motorun devre dışı kalması durumunda çoğu helikopter kuyruk rotoru rotasyonunu (ve kontrolünü) sağlamak için transmisyondan tahrik edilen kuyruk rotoru şaftını kullanır. Genellikle, negatif anti tork itkisi, otorotasyon (autorotation) durumlarında transmisyon sürtünmesini yenmek için gerekir [FAA, 2020].



Şekil 22 : Helikopterde Kuyruk Rotorunun Kullanımı ile Helikopterin Açısıl Momentumunun Korunması [FAA, 2020].

Konvansiyonel kuyruk rotorları motordan gelen güç ve dişli sistemi ile tahrik edilir.

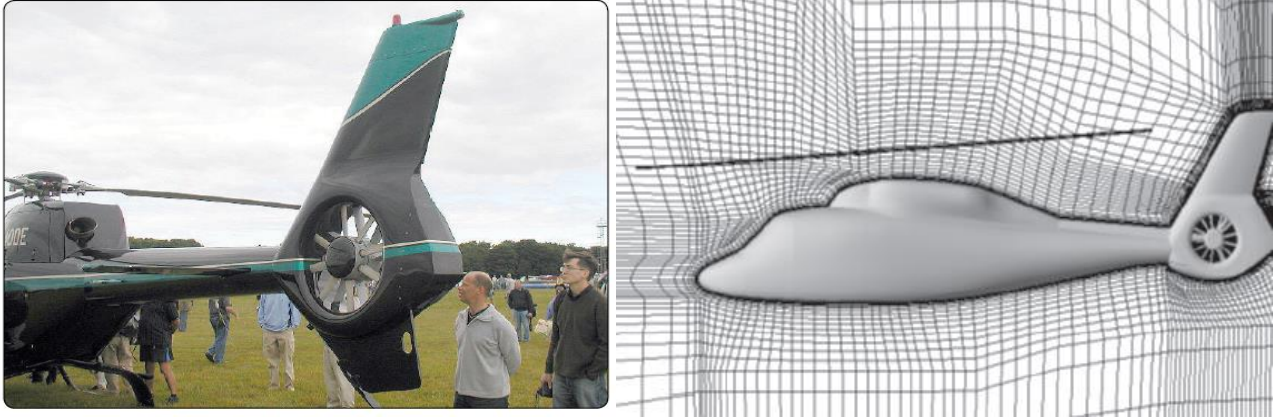


Şekil 23: Konvansiyonel Helikopterlerde Kuyruk Rotorunun Güç Aktarım Şematiği [FAA, 2020].

Fenestron Kuyruk Rotoru

Anti tork sisteminin bir diğ er formu Fenestron ya da “fan-in-tail” tasarımıdır. Bu sistem dikey kuyruk içine yerleştirilmiş bir dizi döner pal serisi kullanır. Paller dairesel kanal içerisinde yer aldığı için, pallerin insan ya da diğ er objeler ile temas ihtimali azalmaktadır.

Fenestron kuyruk rotoru titreşim ve gürültüyü azaltır, manevra kabiliyetini arttırır. Ancak fenestron kuyruk rotorunun dezavantajı olarak, daha fazla güç gereksinimi gerekmektedir [FAA, 2020].



şekil 24: Fenestron Kuyruk Rotoru ve Akış Analizi için Ađ (Mesh) Yapısı [FAA, 2020].

Fenestron Kuyruk Rotoru Kullanan Helikopter  rnekleri

- AS 365 Dauphin
- EC 120 Colibri
- EC 135 / EC 635
- Ka-60 Kasatka
- SA 341 Gazelle
- Cabri G2
- Z-19 Hei Xuan Feng
- OH-1 Ninja
- AS 565 Panther / Z-9



şekil 25: Fenestron Kuyruk Rotoru Kullanan OH-1 Ninja ve AS 565 Panther

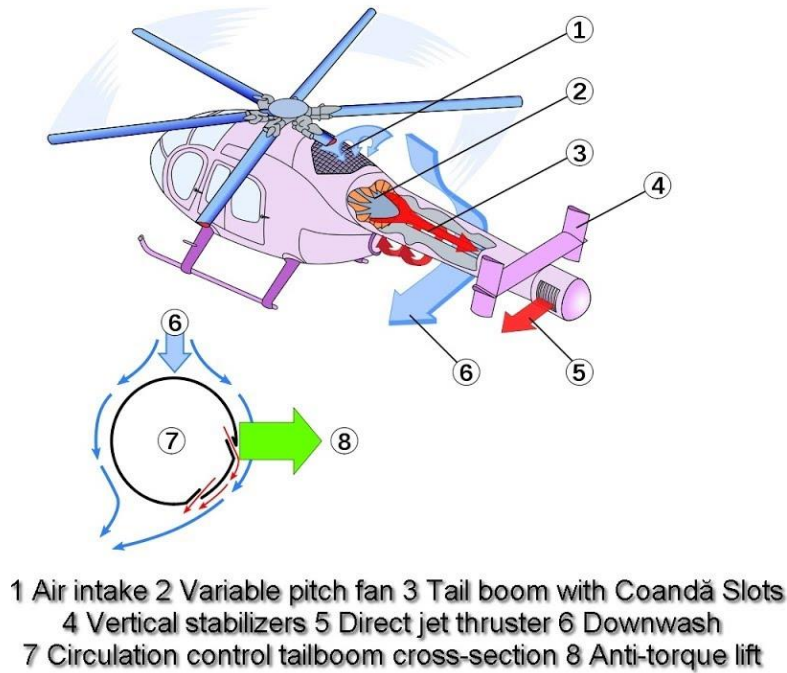
NOTAR (No Tail Rotor)

Helikopter aerodinamisinin doğal karakteristiğini kullanarak, NOTAR® anti tork sistemi güvenli, sessiz, tepkisel, yabancı cisim hasarına (FOD) karşı dayanıklı eksenel kontrol sağlar. Bakım maliyetleri azalır. Kompozit kuyruğu (tailboom) basınçlandırmak için, etrafı kapalı değişken yunuslama kompozit pal fanı düşük basınçlı, yüksek hacimli atmosfer havası sağlar. Kuyruk uzunluğu boyunca yer alan sağ taraftaki iki kanaldan hava uzaklaştırılır, Coanda etkisi olarak adlandırılan sınır tabaka kontrolü sağlanır. Sonuç olarak kuyruk, asılı durumda iken (hover) anti tork gereksiniminin %60'ını üreten, rotor sisteminin bastırma etkili (downwash) uçan pal olmasını sağlar. Eksenel kontrolün dengesi döner doğrudan jet iticisi ile sağlanır. İleri yönlü uçuşta, dikey dengeleyiciler anti torkun asıl kısmını sağlar; ancak, eksenel kontrol, doğrudan jet iticisinin fonksiyonu olarak kalır. NOTAR® anti tork sistemi kuyruk rotorunun; uzun tahrik şaftları, askı yatakları (hanger bearings), ara dişli kutuları (intermediate gearboxes) ve 90° dişli kutularını içeren bazı mekanik dezavantajlarını elimine eder [FAA, 2020].

1970'lerin başlarında Hughes Helicopters'teki mühendisler, Amerikan ordusu için kuyruk rotorunu elimine eden konsept üzerinde çalışmaya başladılar. No Tail Rotor'un kısaltmalarından oluşan NOTAR kısaltmasını kullandılar. 1980'lerin başlarında DARPA, No-Tail-Rotor (NOTAR) teknolojisi ile ilgilenmiş, bunun sonucu olarak da teknoloji, McDonnell Douglas Helicopter Systems (Hughes Helicopters'ten kazanım olarak) tarafından ilk kez geliştirilmiştir. 1981 yılında Hughes OH-6A'nın NOTAR tasarımlı versiyonu ile ilk uçuşu gerçekleştirmiştir.

Yüksek hızlı kuyruk rotorunun sebep olduğu titreşim seviyelerini düşürerek yapısal parçalarının ömrünü uzatır.

NOTAR sistemi konvansiyonel kuyruk rotoru sistemlerine göre daha pahalıdır, ve düz uçuş süratini (cruise speed) 10 knot civarı düşürmektedir. Aynı zamanda brüt ağırlığı da (gross weight) düşürmektedir. Bu gibi sebepler askeri platformların konvansiyonel kuyruk rotoru sisteminde kalmasının sebeplerinden bazılarıdır.



Şekil 26: Coanda Etkisi ve NOTAR Sisteminin Çalışma Prensibi



Şekil 27: NOTAR Sisteminin Kuyruk Kirişi (tailboom) Kaldırılmış MD520N Modelinin Fan Görünümü

NOTAR Kuyruk Rotoru Kullanan Helikopter Örnekleri

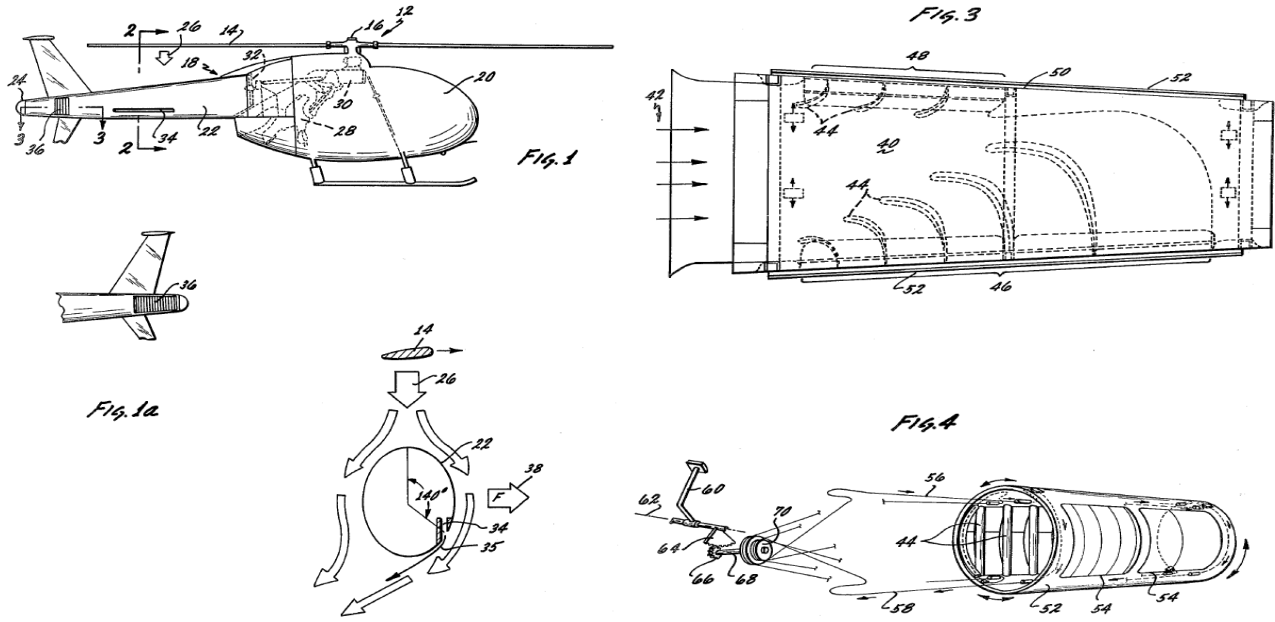
- Youngcopter Neo
- OH-6 Cayuse / MD 500 Defender
- McDonnell Douglas 520
- MD Explorer
- MD-902



Şekil 28: NOTAR Sistemi Kullanan MD 902 ve MD 969 NOTAR Sisteminin Yakından Görünümü

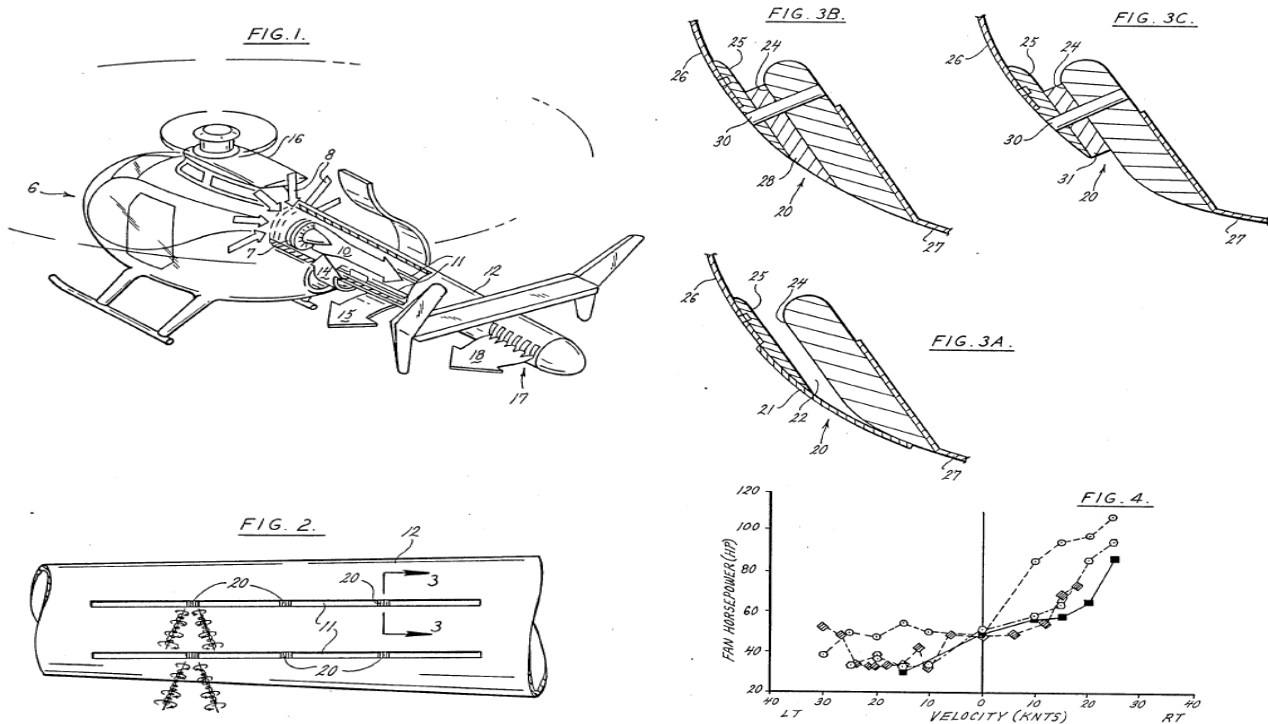
NOTAR İlk Patentleri

- **Helicopter Antitorque System Using Circulation Control**
- **Patent Sahibi:** McDonnell Douglas Helicopter Co.
- **Rüçhan Tarihi:** 21/12/1977
- **Patent Özeti:** İlk orijinal NOTAR patentidir. NOTAR sisteminin çalışması açıklanmaktadır.



Şekil 29: "US4200252 – Helicopter Antitorque System Using Circulation Control" - NOTAR Sisteminin Patentine Ait Görseller

- **US4948068 – Circulation Control Slots in Helicopter Yaw Control System**
- **Patent Sahibi:** Mcdonnell Douglas Helicopter Corp
- **Rüçhan Tarihi:** 12/05/1988
- **Patent Özeti:** NOTAR sisteminin kontrolünün kanallar ile geliştirilmesi üzerine bir patenttir.



Şekil 30: "US4948068 – Circulation Control Slots in Helicopter Yaw Control System" – NOTAR Sisteminin Kontrol Sisteminin Gelişimi ile İlgili Patente Ait Görseller

SEKTÖRDEKİ FİRMALARIN HELİKOPTERLERİNDE TİTREŞİMLERİN AZALTILMASI İÇİN KULLANDIĞI TEKNOLOJİLER

Şirket	İzolasyon		Şasi Bastırması		Rotor Bastırması	
	Pasif	Aktif	Frahm	Aktif	Pasif	Aktif
Sikorsky	-	Zero Vibe R&D	UH-60L	UH-60M	UH-60L,M Bifilar	HHC IBC Aktif kanatçık R&D
Bell	Ana dişli kutusu (MGB) izolasyonu uzun yaylar dikey ve yuvarlanma için LIVE	Aktif LIVE R&D	Bell-430 Bell-429	Bell-525 Bell-429 (R&D)	Bell-412 sarkaçlı sönümleyici (pendular absorber) V-22 sarkaçlı sönümleyici	-
Boeing	CH-47'de zemin izolasyonu (LORD AVCS)	-	CH-47	CH-47 kendi kendine ayarlanabilen (self-tuning) sönümleyici	-	HHC Aktif kanatçık R&D
Airbus	H125/H130/AS365 (metalik plaka yerine elastomer dayanaklı plaka) Tiger NH-90 SARIB	H135 (ARIS, Hidrolik tahriklenen DAVI prensibi)	H125 H120	H22 H130T2	H145 (düzlem-dışı sarkaçlı sönümleyici) H120 (düzlem-içi sarkaçlı sönümleyici)	Aktif kanatçık Blue Pulse, IBC R&D

Tablo 2: Helikopter Endüstrisinde Kullanılan Titreşim Azaltıcı Sistemlerin Genel Görünümü
[Welsh,2018].

PLATFORM BAZINDA TİTREŞİM AZALTILMASI İLE İLGİLİ BAZI ÖRNEKLER

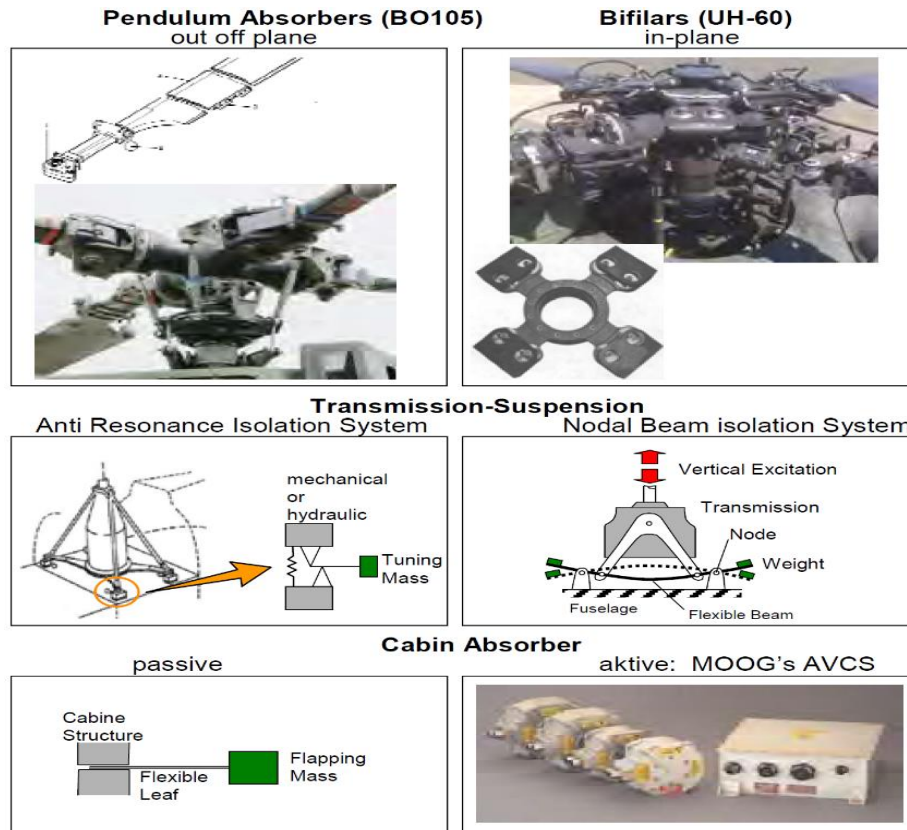
- **MBB BO105** → Sarkaçlı sönümleyici kullanılmıştır.
- **Hugues OH6A** → Bifilar sönümleyici kullanılmıştır.
- **Sikorsky H-60** → Bifilar sarkaçlı sönümleyici kullanılmaktadır.
- **UH-60** → Sarkaçlı sönümleyici kullanılmaktadır.
- **S-92 Blackhawk** → S-92 helikopteri rotor sistemi için Lord firması tarafından geliştirilen Göbek Monteli Titreşim Sönümleyici (HMVS) sistemi; hız ve faz olarak kontrol edilen, iki tane dönen kütlenin kontrolü ile sağlanır. Bu sayede düzlem içi titreşimler %90'a kadar azaltılabilir. UH-60 platformu bu konuda temel alınmıştır. Bifilar sarkaçlı sönümleyici kullanılmaktadır.

- **AW109** → Titanyum ve kompozit malzeme ağırlıklı üretilen tam menteşeli rotor ve pallere sahip olan AW109, bu sayede düşük titreşim ve gürültüye neden olur.
- **S-76** → Vibration and noise reducing advanced rotor structure. Aktif titreşim kontrol sistemi (AVCS) ve Sessiz Alan (Quiet Zone™) aktarım teknolojisi ile kabinde düşük titreşim elde edilir. Bifilar sarkaçlı sönümleyici kullanılmaktadır.
- **CH-47 Chinook** → 9530 kilogram yükü 282 km/sa hıza ulaşabilen F modellerinin haddelenmiş pal yapısı, titreşimi azaltarak bakım masraflarını düşürmektedir. Bifilar sönümleyici kullanılmıştır.
- **V-22 Osprey** → Sarkaçlı sönümleyiciler kullanılmıştır.
- **OH-6A** → Yüksek harmonik kontrolü (HHC) kullanılmıştır.

ROTORDA PASİF TİTREŞİM KONTROLÜ

Pasif cihazların uygulanmasının basit ve güvenilir olduğu görülmüştür. Ancak pasif cihazlar sayısız dezavantajlara sahiptir. Pasif cihazlar yalnızca titreşim azaltmayı hedefler ve ağırlıklarının fazlalığından dolayı helikopterin faydalı yükünün azalmasına sebep olurlar. Sistemlerin çoğunun her uçuş koşulu için yeniden ayarlanabilmesi gerekir. Ve son olarak sarkaçlı sönümleyiciler de bir sürüklenme cezası ekler. Pasif cihazların aktif olarak ayarlanması, pasif cihazların da yeniden ayarlanabilmesine izin verir. Bu, düşük yeniden ayarlama frekansında düşük enerji tüketimi nedeniyle aktif cihazlardan biraz daha çekicidir, ancak yine de bir güç kaynağı ve çeşitli sensörler gerektirmesi nedeniyle aktif sisteme göre dezavantajlıdır [Austruy, 2011].

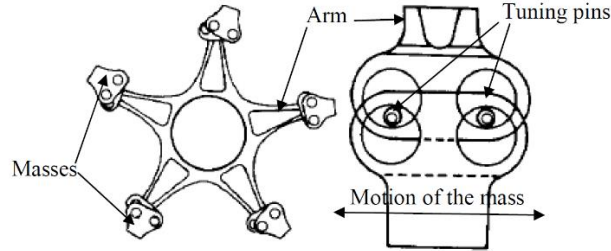
Şekil 31’de pasif titreşim yöntemleri gösterilmiştir. Bu çalışmanın kapsamı gereği bu bölümde sadece bifilarlar ve sarkaçlı sönümleyiciler incelenmiştir.



Şekil 31: Pasif Titreşim Yöntemleri [Kessler, 2011]

Bifilar

Şekil 32'deki bifilar sarkıç sönümleyici, tek yönlü bir sönümleyicidir. Klasik sönümleyicilerde kullanılan yayı değiştirmek için merkezkaç kuvvetini geri yükleme kuvveti olarak kullanır. Sadece bir frekansa ayarlanabilir. Sistem, kütleli kola tutan pimlerin boyutu ve kütlelerinin kendisi değiştirilerek ayarlanır. Bifilar sarkıçlı sönümleyicinin ayarı bir ayar kütlesi ile yapılır. N palli bir rotor için, bu, pal ağırlığının yaklaşık % 1'i kadar göz ardı edilemeyecek bir ağırlık cezası miktarı olan $2 \times N$ kütlelerle sonuçlanır. Bu cihaz aynı zamanda helikopterin profil sürüklenmesine de sebep olur. Bu cihazlar Sikorsky H-60, S-76 ve S-92'de kullanılmaktadır [Austruy, 2011].



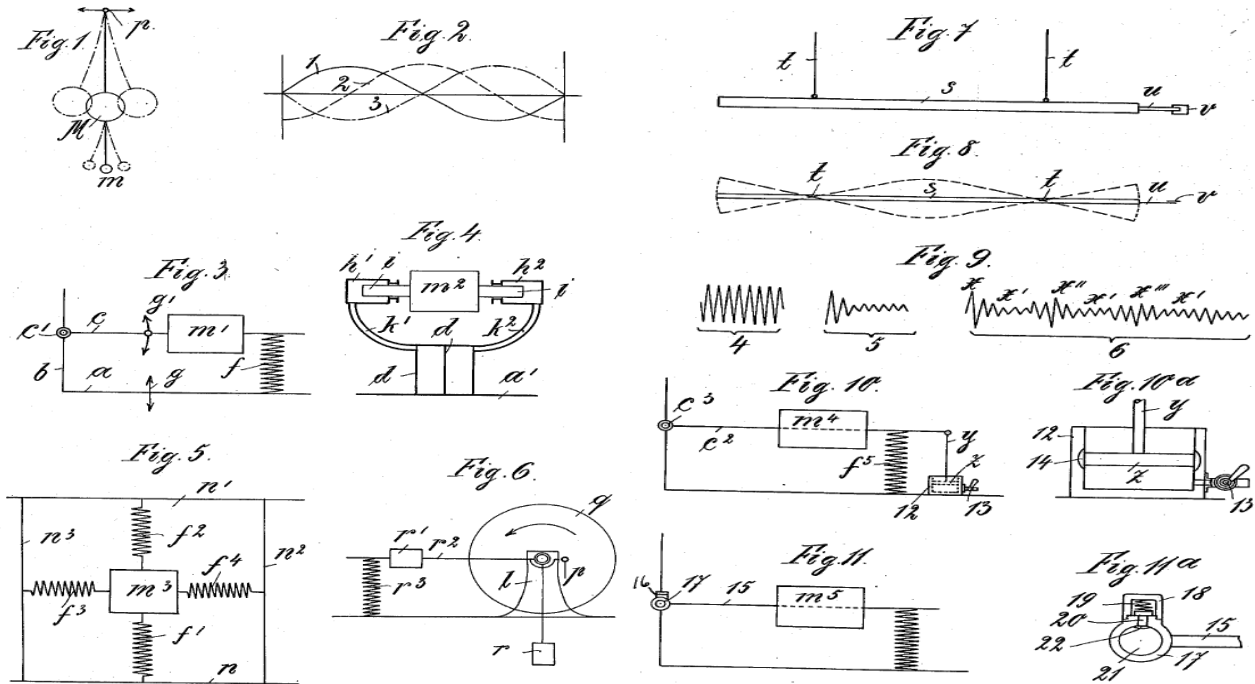
Şekil 32: Bifilar Sönümleyici Konsept Tasviri [Austruy, 2011].

Sarkaçlı Sönümleyiciler (Pendulum Absorbers)

Sarkaçlı sönümleyicilerin temeli Hermann Frahm'ın icat ettiği buluşa dayanır. Bu yüzden bu buluşu incelemek faydalı olacaktır.

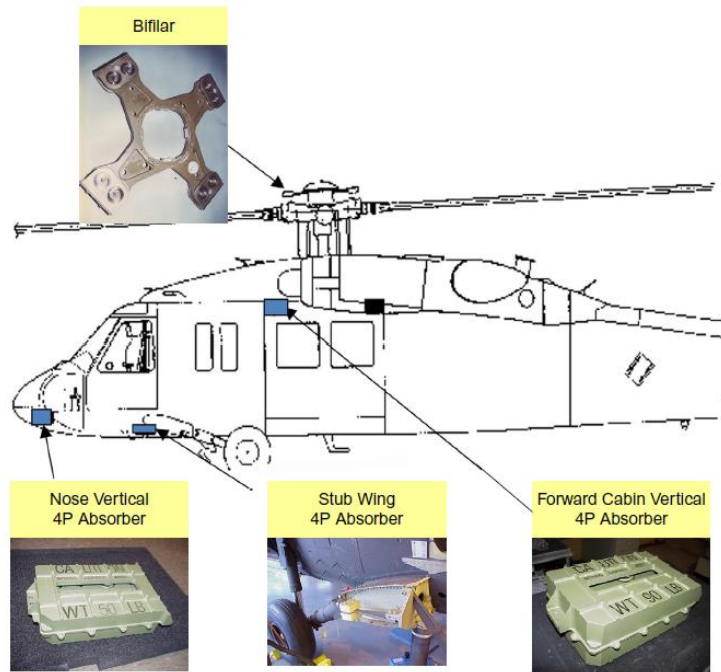
• US989958A - “Device for Damping Vibration of Bodies” – Hermann Frahm

Frahm cihazı temelde titreşime zorlayan frekansa ayarlanan bir kütle ve yay sistemidir. Frahm'ı ayarlamak için, yay hareket etmeyen bir gövdeye bağlıdır ve yay-kütle montajı mühendisin sönümle yapmak istediği kuvvet frekansına tam olarak ayarlanır. Frahm ya da bu fikrin bazı çeşitleri birçok helikopterde kullanılmaktadır [Welsh,2018].



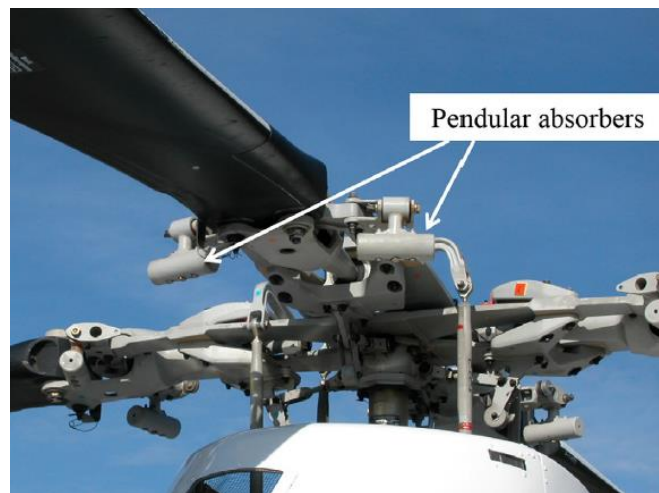
Şekil 33: Frahm'ın US989958 Numaralı “Cisimlerin Titreşimlerinin Sönümlenmesi İçin Bir Cihaz”

Adlı Patentine Ait Görseller



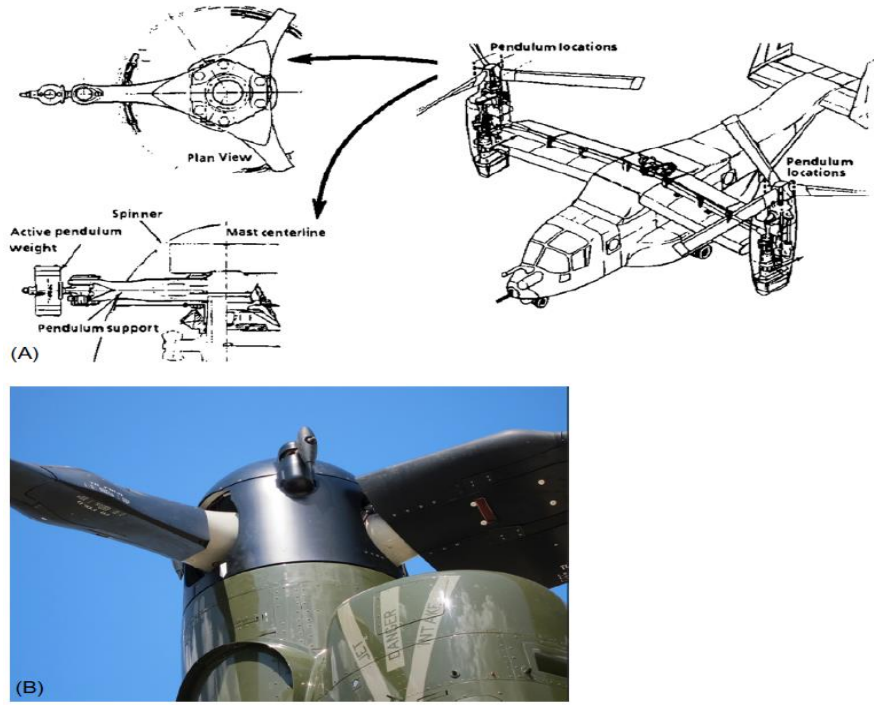
Şekil 34: UH-60L Black Hawk Helikopterindeki Bifilar ve Frahm Sistemleri [Welsh,2018].

Rotordan yayılan titreşim yüklerini ortadan kaldırmak için, kuvvet ile benzer bir elipsoidal şekle sahip ancak zıt yönde yükler üreten cihazlar icat etmek ve daha sonra bu cihazları rotorun N_p yük oluşturma kaynağının oldukça yakınına yani rotor başına yerleştirmek istenmektedir. Zıt elipsoidi üretebilen bu tür karşı kuvvet cihazları henüz mevcut değildir, ancak bunlara benzer bazı yaklaşımlar kullanımdadır. Rotor başına takılan cihazlara bir örnek, bifilarlardır. Birçok Sikorsky helikopteri, Şekil 36'da gösterilen ve 1968 ve 1969'da Sikorsky'den William Paul ve Ken Mard tarafından icat edilen model gibi bir veya iki bifilara sahiptir. Bifilar, Frahm mekanik yaylarının "merkezkaç" yay ile değiştirildiği bir tür Frahm veya sarkaç emicidir. "Yay" oranı artık sabit değil, rotor hızıyla orantılı olduğundan, bifilar ve daha geleneksel adıyla sarkaç emici, rotor hızı değişirse otomatik olarak N_p 'ye ayarlanmış olma gibi oldukça faydalı bir özelliğe sahiptir [Welsh,2018].



Şekil 35: Bell 412 Helikopterindeki Sarkaçlı Sönümleyiciler [Welsh,2018]

Frahm sistemlerinin dezavantajı ise ağır sistem olmalarıdır, bu ağırlık sorunu da uçağın faydalı yükünün azalmasına sebep olmaktadır. Bu durum mühendisleri daha hafif çözümler bulmaya yöneltmektedir. Benzer şekilde Frahm sistemleri değişen koşullara uyum bakımından yetersiz kalmaktadır [Welsh,2018].



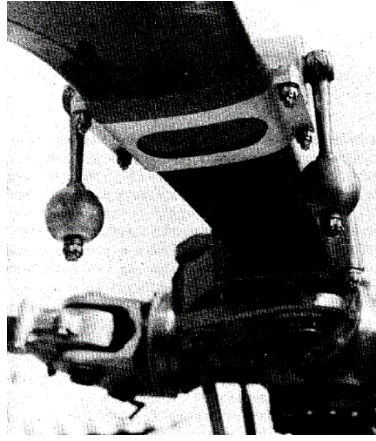
Şekil 36: A) Bell Boeing V-22 Göbek Sarkıçlı Sönümleyiciler, B) V-22 Göbek Sarkıçlı Sönümleyiciler [Welsh,2018].

Bir diğer örnek ise Şekil 37’de Sikorsky S-92 helikopterinde kullanılan anti titreşim kontrolü (AVC) sistemi, titreşim seviyelerini frahm sistemlerinden aynı veya daha düşük seviyelere düşürür ve çok daha etkindirler [Welsh,2018].



Şekil 37: Sikorsky S-92 Helikopterinde Bifilar, Sarkaçlı Sönümleyiciler ve Şasi Tabanlı Aktif Titreşim Sistemi (AVC) [Welsh,2018].

Sarkaçlı sönümleyiciler pallere asılan kütleler ile gerçekleştirilir. Düzlem dışı sönümlleme için kullanılır. Dikey basit sarkaçlı sönümleyiciler MBB BO105, Hughes OH6A ve Boeing CH47’de kullanılmıştır [Austruy, 2011].



Şekil 38: Merkezci Sarkaç Sönümleyici [Astruy, 2011].

Pal Tasarımı ile Titreşimin Azaltılması

Uygun pal aerodinamiği tasarımı ile helikopter pallerine etkiyen titreşimin azaltılması mümkündür. Bu kapsamda literatürde BERP ve Blue Edge™ gibi çalışmalar gerçekleştirilmiştir.

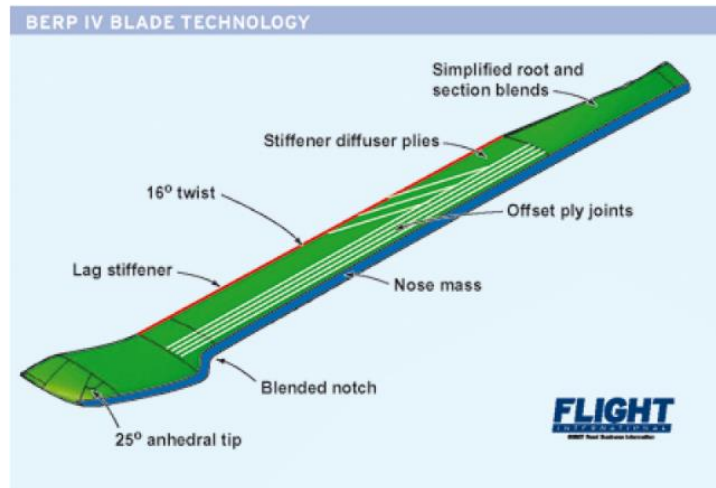
BERP (British Experimental Rotor Programme) Rotor Tasarımı: BERP rotor palı tasarımı, İngiliz Deneyisel Rotor Programı kapsamında geliştirilmiştir. İlk BERP rotor palleri, 1970'lerin sonlarından 1980'lerin ortalarına kadar Westland Helicopters ve Royal Aircraft Establishment (RAE) arasında ortak patent sahibi Profesör Martin Lowson ile ortak girişim programı olarak geliştirildi. Hedef, yeni tasarımlar ve malzemeler kullanarak helikopterlerin kaldırma kabiliyetini ve maksimum hızını artırmaktı.

Program ile aynı zamanda titreşim ve gürültü seviyeleri de azaltılmıştır.

4 adet BERP programı gerçekleştirilmiştir; BERP I, BERP II, BERP III, BERP IV.

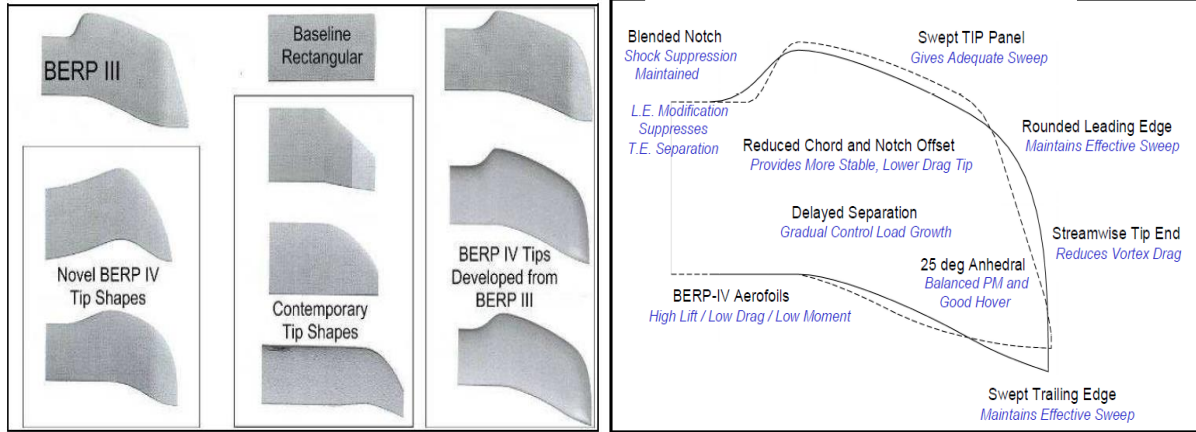
BERP pal ucuna aynı zamanda paddle tipi pal ucu da denir.

BERP IV, AgustaWestland ve Birleşik Krallık Savunma Bakanlığı tarafından 50:50 finanse edilmiş bir programdır.

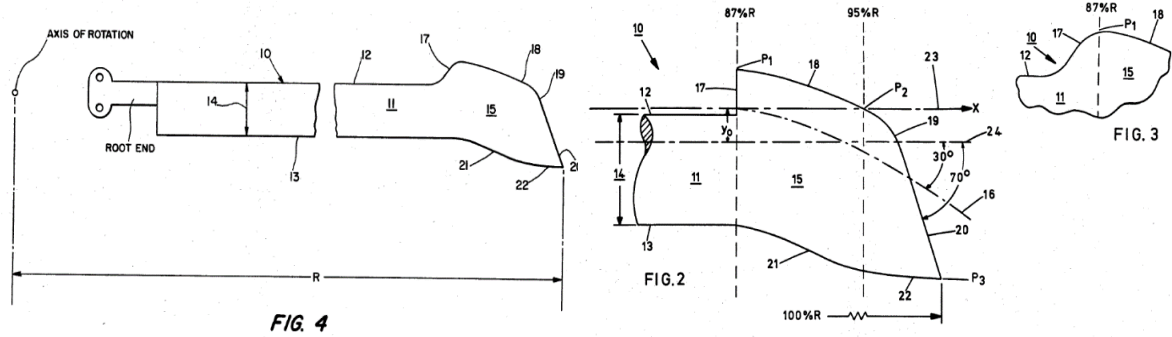


Şekil 39: BERP (British Experimental Rotor Programme) Rotor Pal Teknolojisi

BERP palı, ilerleyen pal üzerindeki sıkıştırılabilirlik etkilerini azaltarak ve geri çekilen pal durmasının başlamasını geciktirerek her iki etkiden de en iyi şekilde yararlanmayı başarır. Net sonuç operasyonel uçuş zarfında önemli bir artıştır. Ayrıca pal kesit profili, olumlu performans iyileştirmesine katkıda bulunan üç gelişmiş pal profili bölümü içeriyordu. Bu pal profili bölümleri RAE 9615, RAE 9634 ve RAE 9648'dir. Pal uçlarındaki sivrilme ve ok açıları, helikopter isterlerine göre değiştirilebilmektedir.



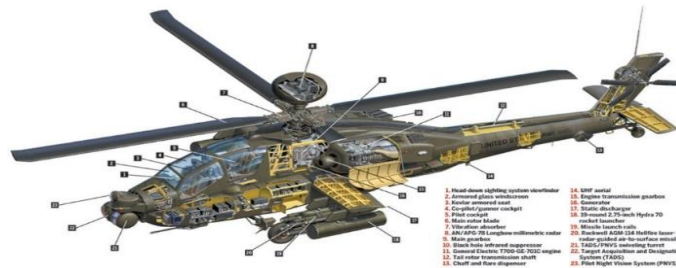
Şekil 40: Çeşitli Pal Ucu (Blade Tip) Geometriləri ve BERP Pal Geometriləri



Şekil 41: BERP Rotor Teknolojisinin İlk Patentine Ait Görseller [Byham, Hawkings, Lowson, Perry, 1975].

BERP Rotorlu Helikopter Örnekleri

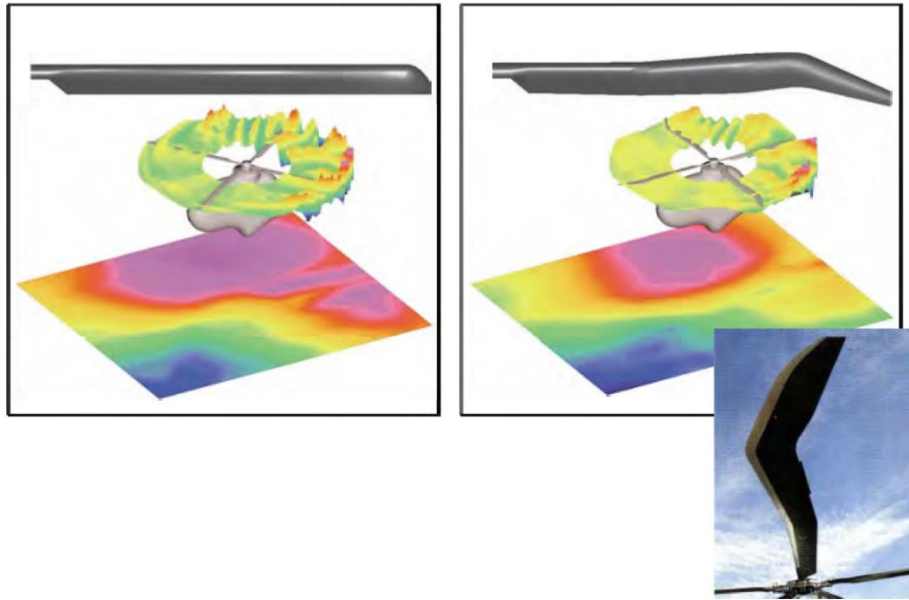
- VH-71 Kestrel
- AgustaWestland AW101
- Sea Kings
- Lynx
- UH-60 Blackhawk
- AH-64 Apache



Şekil 42: BERP Rotor Kullanan Helikopterlerden Boeing AH-64 Apache

Blue Edge™ Pal Tasarımı: Eurocopter, yeni "Bluecopter" teknolojisi serisinin bir parçası olarak palleri ifade eder. Blue Edge rotor, ERATO programı sırasında ilk olarak ONERA ve Alman Havacılık Merkezinde tasarlandı. Fütüristik görünümlü Blue Edge™ ana rotor pali, herhangi bir helikopter palinin ucunda meydana gelen pal girdap etkileşimini (BVI) değiştirmek için çift süpürmeli bir şekle sahiptir, tipik bir pal profili için iniş sırasında oluşturulan titreşim ve gürültü seviyelerini önemli ölçüde azaltır. Pallerin şekli yakıt verimliliğini artırır ve faydalı yükü 50 ila 100 kilogram artırır [Kessler, 2011].

Bu olgunlaşan gürültü azaltma teknolojisi, 2007'den beri EC155'te beş kanatlı Blue Edge™ ana rotor kullanarak Eurocopter uçuş denemelerinde onaylanmıştır ve iniş sırasında bir helikopterin gürültü profilini etkili bir şekilde yarıya indiren 3-4 dB'lik bir gürültü azaltımı göstermektedir. Blue Edge™ rotorları ile, rotor kanadının çift süpürülmüş uçları, pal-girdap etkileşiminin uzunluğunu azaltır ve bunu pallerin havaya göre en hızlı hareket ettiği uça yapar. Sonuç, uçtaki uyanma etkileşimi nedeniyle üretilen seste bir azalmadır [Kessler, 2011].



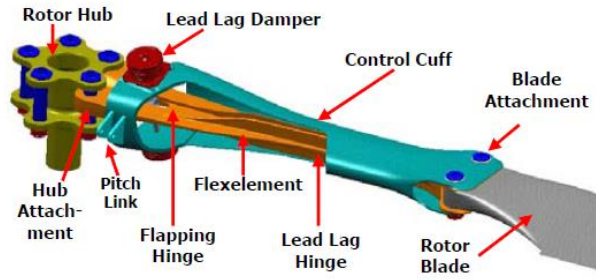
Şekil 43: ERATO Pal Girdap Etkileşimi (BVI) ve Blue Edge™ Pal Tasarımı [Kessler, 2011].

Rotor Göbek Tasarımı ile Titreşimin Azaltılması

Çeşitli rotor göbek tasarımları ile titreşimlerde azalma sağlanabilmektedir.

Esnek kiriş (Flexbeam) (Yataksız Rotor Tasarımı): BO105'in menteşesiz konseptinin başarı kaynağı olan ve hali hazırda kullanımda olan yataksız ana rotor EC135, BK117, ve EC145'te kullanılmaktadır. ATR olarak adlandırılan araştırma projesi, yataksız rotor teknolojisini ağırlık, maliyet ve kontrol ettirilebilirlik konularında iyileştirmek için başlatıldı. Titreşim tahriği ile alakalı olarak iki ana hedef belirlendi. Arttırılmış rotor hızı aralığı çerçevesinde daha kolay dinamik pal modifiye edilebilmesi ile yüksek aerodinamik tahrikte düşüş sağladığı için pal sayısı 5'e yükseltildi. Ek olarak, moment taşınabilirliğindeki düşüş, eşdeğer menteşe ötelenmesini (offset) olabildiğince düşük tutmayı sağladı. 4-palli rotorla kıyaslandığında titreşime sebep olan göbek yüklerindeki düşüşün 70% aralık içerisinde olması öngörüldü [Cranga, Konstanzer, 2002].

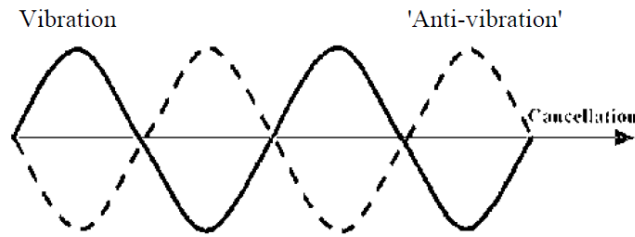
Esnek kiriş (flexbeam) yataksız rotorun kilit elemanıdır (Şekil 44). Göbek bölgesindeki düz kesit kanat çırpın menteşe gibi davranmaktadır. Daha dışarıda yer alan H-şekilli kiriş burulmada çok esnektir ve yunuslama yatağını ve ilerleme-gecikme menteşesini temsil eder. Pal yunuslaması, esnek kirişi çevreleyen manşet (cuff) ile kontrol edilir. Yunuslama çubuğu ve kayma kısıtlı yatak içeri uç tarafta, düzenlilik sebepleri için uygun yapısal sönümlemeyi sağlayan elastomerik ilerleme/gecikme sönümleyicisi ile yer alır. Esnek kiriş rotor göbeğine 5 civata ile bağlanır. EC135'in tek parça tasarımının aksine esnek kiriş ve rotor pali bu durumda 5-palli rotorun tamamen katlanabilmesine izin verecek şekilde ayırdırlar [Cranga, Konstanzer, 2002].



Şekil 44: ATR'nin Göbek Tasarımı [Cranga, Konstanzer, 2002].

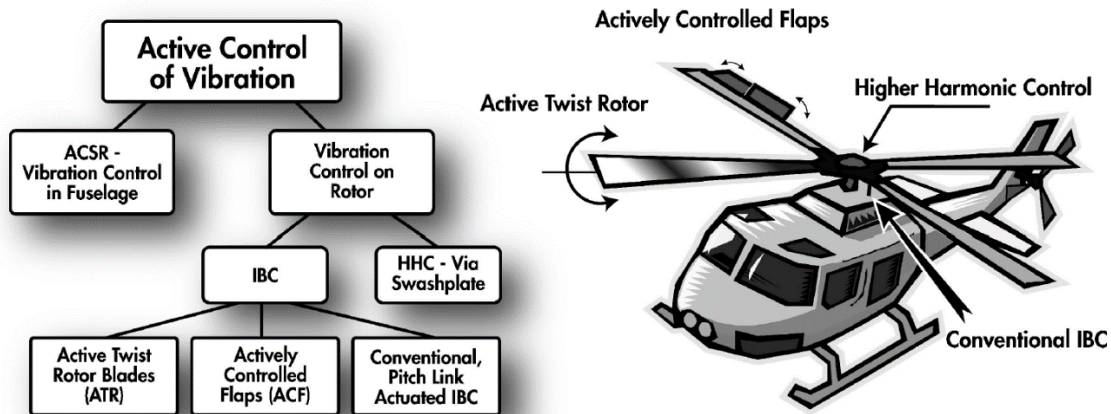
ROTORDA AKTİF TİTREŞİM KONTROLÜ

Aktif titreşim kontrolü, üst üste binme ve yıkıcı girişim ilkelerine dayanmaktadır. Şekil 45'teki gibi, aynı kuvvetin uygulanmasıyla elde edilir, ancak rahatsız edici titreşime tam olarak ters fazda ve ters yönde uygulanır. Sonuç olarak titreşimler birbirini iptal eder. [Miljković,2009]



Şekil 45: Aktif Titreşim Kontrolü Titreşimin Sönümlenmesi için Temel Fikir [Miljković,2009].

Aktif titreşim kontrolü (AVC), harici kuvvetin, titreşime yol açan kuvvetlere eşit ve zıt bir şekilde aktif olarak uygulanmasıdır. Düzgün çalışma, azaltılmış gerilmelere ve yorgunluğa ve daha az gürültü sağladığından, çoğu makine ve yapının düşük titreşim seviyelerinde çalışması gerekir. Titreşim genellikle birçok endüstriyel sistemin performansını sınırlayıcı bir faktördür. Pasif sönümleme kullanımı daha yüksek frekanslarda etkilidir, ancak genellikle daha düşük frekanslarda oldukça az kullanılır. Pasif titreşim kontrol yöntemleri, zaman içinde değişen rahatsızlıklara veya yapısal özelliklere uyum sağlayamaz veya yeniden ayarlanamaz. Bu düşük frekans boşluğunu doldurmak için uygun teknolojiler olarak aktif titreşim kontrol sistemleri ortaya çıkmıştır. Helikopter gibi ağırlığa duyarlı yapılar için mümkün olduğunca az kilo artışına sebep olurlar [Miljković,2009].

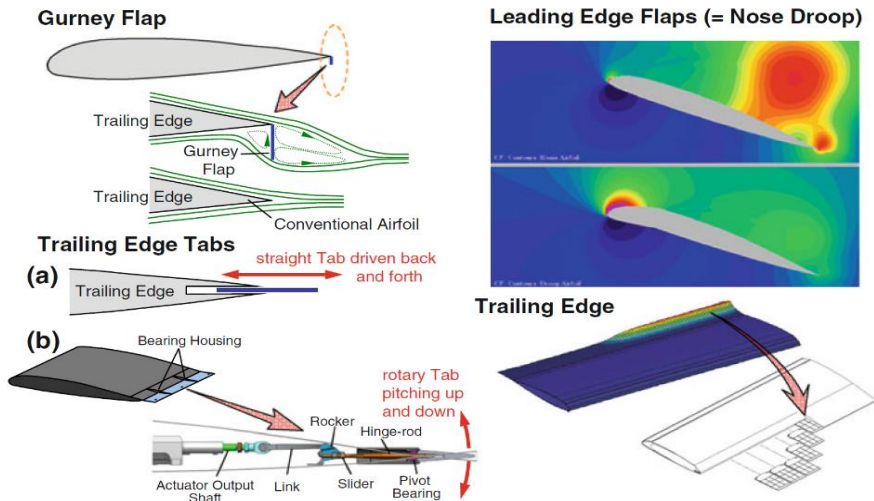


Şekil 46: Aktif Titreşim Kontrolü Genel Görünümü [Chandrasekar, Friedmann, Liue, 2005].



Şekil 47: IBC Konseptleri [Kessler, 2011].

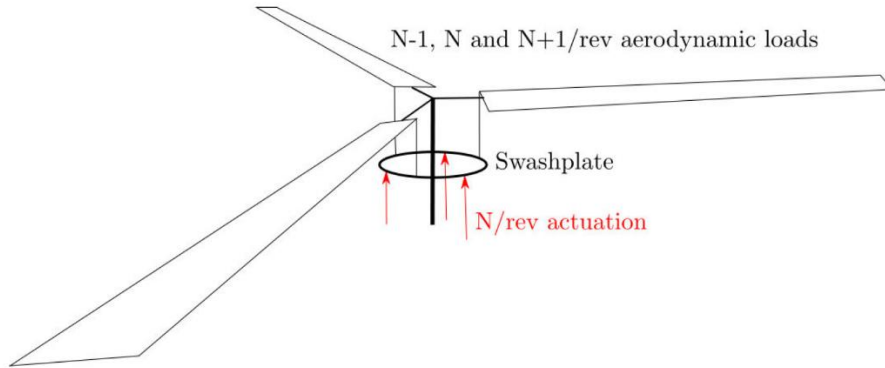
IBC, dönen çerçevedeki eyleyicilere dayanır ve bu nedenle HHC'ye özgü sınırlandırmaların üstesinden gelir. IBC ile ilgili araştırmalar 1980'lerde başladı. Dönen çerçevede eyleyicileri içeren aktif kontrol konseptleri de 1960'larda kullanıldı, ancak IBC olarak adlandırılmadı. Hem rüzgar tüneline hem de uçuşta birçok IBC konsepti tasarlanmış ve test edilmiştir. İlk kavramlar, pal kökü aktivasyonuna odaklandı. Hidrolik eyleyiciler, swashplate'i kontrol çubuklarının yerini aldı. Gelişmiş tasarımlar, palin firar kenarını süren akıllı çalıştırma ilkesini ele alır. Akıllı çalıştırmanın daha da gelişmiş uygulamaları, rotor açıklığı boyunca aktif burulma oluşturmak için dağıtılmış eyleyicileri pale entegre eder. Diğer kavramlar, hücum kenarı kanatçığı (veya burun sarkması), Gurney kanatçıkları (veya yumuşak firar kenarları), çoklu swashplate sistemleri ve benzerleridir. Aktif rotor kontrolü, 50 yılı aşkın süredir süre gelen Ar-Ge çalışmalarına rağmen halen geliştirilmesi gereken bir teknolojidir. Bu gerçek, minimum sistem karmaşıklığı, yüksek güvenilirlik ve etkinlik, minimum ağırlık, maliyetler ve son olarak kanatçıklara etki eden yüksek yükler gibi zorlu gereksinimlere atfedilir [Kessler, 2011].



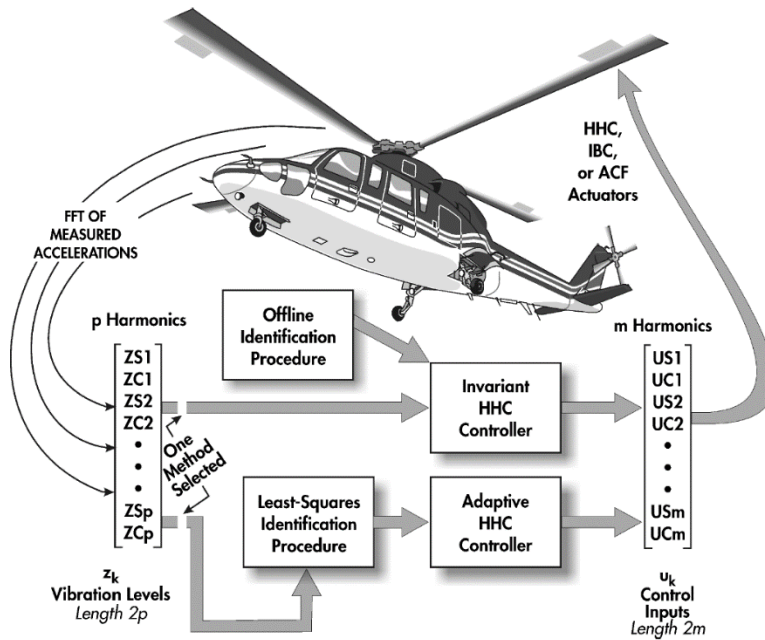
Şekil 48: Diğer IBC Konseptleri [Kessler, 2011]

Yüksek Harmonik Kontrol (HHC)

1952'de ilk teorik çalışmalar, tipik helikopter sorunlarını azaltmak için Yüksek Harmonik Kontrol (HHC) ilkesini ele almaya başladı. 1965'te Bell 212'de bir HHC sistemi olan ilk uçuş yapıldı. HHC, swashplatein altına yerleştirilmiş eyleyicilere dayanır, böylece üçten fazla kanadı olan rotorlar için döner çerçevedeki uygulanabilir kontrol frekanslarını mekanik olarak sınırlandırır. HHC, pal girdap etkileşiminin (BVI) neden olduğu titreşimleri ve gürültüyü azaltma yeteneklerini göstermesine rağmen, diğer aktif kontrol araçları 1980'lerde giderek daha fazla araştırıldı. HHC'nin ana dezavantajı, belirli kontrol frekanslarının sınırlandırılmasıdır, gürültü ve titreşimlerin çoğu zaman aynı anda azaltılamaması gerçeğidir [Kessler, 2011].



Şekil 49: HHC Konsepti [Austruy, 2011].



Şekil 50: HHC Konseptinin Genel Görünümü [Chandrasekar, Friedmann, Liue, 2005].

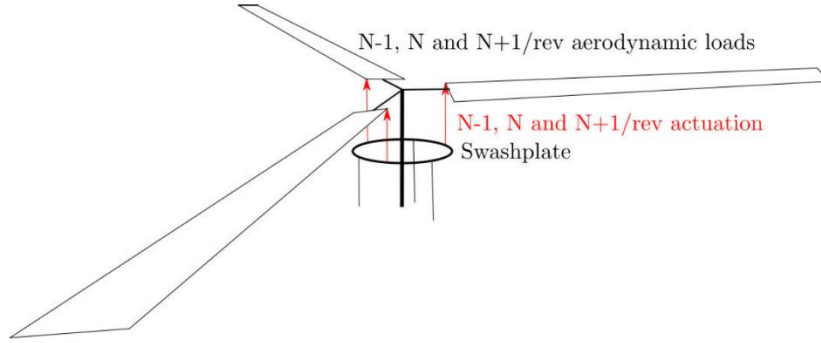
Bağımsız Pal Kontrolü (IBC)

HHC konseptinden türetilen bu teknik, daha yüksek harmonikler kullanır ancak bu sefer algoritması, her bir palin davranışını bağımsız olarak kontrol etmeyi amaçlar. Konseptin ilk uygulanmasında asıl amaç titreşim azaltma değildi, ancak bu sistem sadece göbeği değiştirme yeteneğine sahip olmamakla birlikte, aynı zamanda titreşimin kaynağı olan yükleri doğrudan

etkileyebilmektedir, böylelikle titreşim azaltımı gerçekleştirilebilmektedir. IBC konsepti, doğrudan palleri harekete geçirerek titreşimli yükler üzerindeki kontrolü artırır [Austruy, 2011].

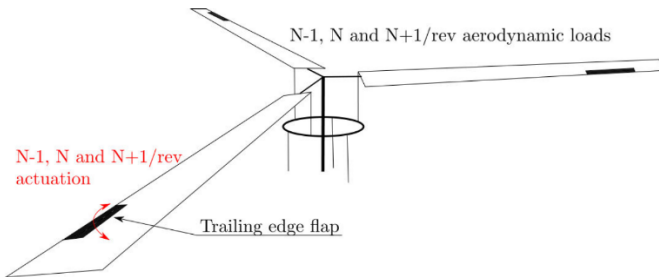
HHC'ye en umut verici alternatif, Bağımsız Pal Kontrolü'dür (IBC). IBC, dönen çerçevedeki eyleyicilere dayanır ve bu nedenle mühendisler HHC'ye özgü sınırların üstesinden gelme fırsatı verir. IBC için çeşitli yaklaşımlar denenmiştir [Kessler, 2011].

Pal Kökü Yunuslama Eyleyicili IBC: Şekil 51'de gösterilen, IBC konseptinin geleneksel tasarımı, swashplate'in dönen kısmı ile yunuslama çubukları arasında pal kökü yunuslaması eyleyicisidir. Cihaz, gücün dönen çerçeveye aktarılmasına izin vermek için göbeğin yeniden tasarlanmasını gerektirir, bu da büyük bir ağırlık cezasına neden olur ve karmaşıklığını büyük ölçüde artırır. Bu, sonunda uçağın uçuşa elverişliliğini etkileyebilir [Austruy, 2011].



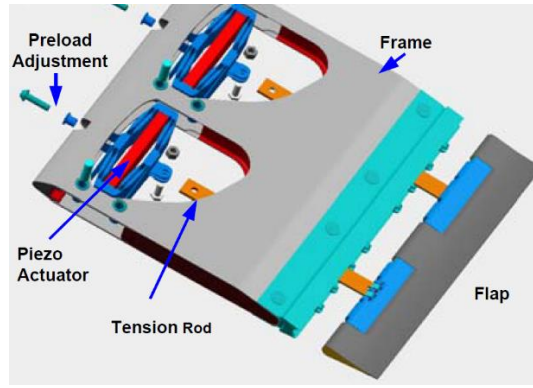
Şekil 51: IBC Pal Kökü Eyleyicili Konsepti [Austruy, 2011].

Palde Aktif Kontrol Edilen Kanatçıklar (ACF): Şekil 52'deki ACF, minimum strok için maksimum yetki ve dolayısıyla minimum güç gereksinimleri sağlamak için genellikle rotor açıklığının dış kısmına yerleştirilir. Konsept, mekanik eyleyicilerden hidrolik eyleyicilere, servo kanatçıklar ve düz kanatçıklar ile test edilmiştir. Ancak yine de, her yöntem fazla bir ağırlık cezası sunmaktadır. Ancak son zamanlarda, bu teknolojiye düşük güç ve düşük ağırlık sağlayan piezoseramik eyleyicilerin yükseltilmesiyle büyük ilgi gösterilmiştir. Bununla birlikte, dışa takılan motor konumu, daha yüksek dinamik basınç, dolayısıyla daha yüksek menteşe momenti ve güç gereksinimini artıracak çalıştırma nedeniyle profil sürüklemesi anlamına gelir. Bazı çalışmalar, konseptin titreşim azaltmanın yanı sıra güç gereksinimlerini ve gürültüyü de azaltma yeteneğini gösterdi. Gelişmiş titreşim azaltma ve çok amaçlı yetenekleri için birden fazla kanatçık olasılığı da düşünülmüştür. Çok etkili olmasına rağmen, ACF hareket ettirildiğinde ihmal edilemeyecek ek profil sürüklemesi Oluşturur [Austruy, 2011].



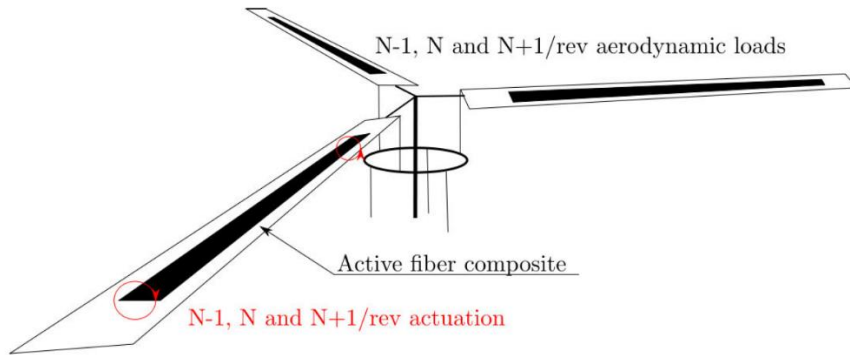
Şekil 52: Aktif Firar Kenarı Kanatçığı Konsepti [Austruy, 2011].

Şekil 53'te, Eurocopter şirketinin Blue-Pulse™ teknolojisi kapsamında BK117 helikopterinde aktif kontrol edilen kanatçıklar (ACF) denemesi için tasarlanmış olan kanatçık birimi montajı görülmektedir [Cranga, Konstanzer, 2002].



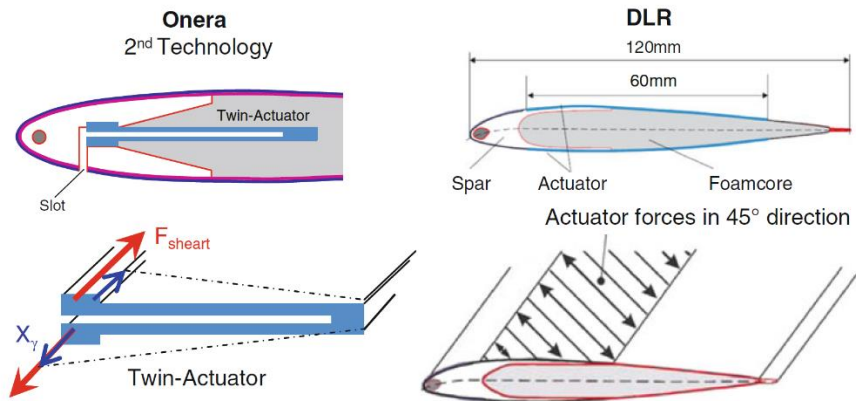
Şekil 53: Eurocopter Aktif Kanatçık Montajı [Cranga, Konstanzer, 2002].

Aktif Burulma Rotor Palleri (ATR): Şekil 54'te gösterilen ATR konsepti, palin tüm uzunluğu boyunca dış yüzeyine eyleyicileri entegre eder ve böylece palin entegre bir parçası haline gelir. Kullanılan akıllı malzemeler aktif fiber kompozit, makro fiber kompozit veya piezoelektrik eyleyicilerdir. Bu tasarım, titreşimi kontrol etmek için daha yüksek harmonik kararsız aerodinamik yükler oluşturmak için her bir palin bükülmesinin bağımsız olarak harekete geçirilmesine izin verir. Tasarım, profil direncini çok fazla artırmaması ve eyleyicinin oldukça basit olması anlamında ACF sistemine karşı daha avantajlı görülmektedir. Ancak eyleyicinin etkinleştirilmesi için daha fazla güç gerekmektedir [Austruy, 2011].



Şekil 54: Aktif Burulma Konsepti [Austruy, 2011].

Şekil 55'te Onera ve DLR'deki aktif burulma konseptine ait çizimler gösterilmektedir [Kessler, 2011].



Şekil 55: Onera ve DLR Aktif Burulma Rotor Palleri [Kessler, 2011].

HELİKOPTER PALLERİNDE İSTENMEYEN TİTREŞİMLERİN AZALTILMASINA YÖNELİK PATENT VERİ TABANI ANALİZİ

Avrupa Patent Ofisi'ne (EPO) göre, teknik bilginin %80'ine patentler aracılığıyla ulaşabilmek mümkündür [Wretblad,2020].

Bu kapsamda, Ar-Ge için ayrılan zaman ve insan gücünün Ar-Ge çalışmalarının tekrarlanmamasını ve sektörde lider, yenilikçi bir inovasyon şirketi olunabilmesi için patent veri tabanı analizi büyük önem arz etmektedir. Benzer şekilde sektördeki rakiplerin inovasyon faaliyetleri patentler aracılığı ile takip edilebilmekte, teknoloji trend analizleri gerçekleştirilebilmekte ve bu bilgiler ışığında şirket inovasyon stratejisi daha sağlıklı bir şekilde oluşturulabilmektedir.

Havacılık ve daha da spesifik olarak helikopter sektörü yüksek teknoloji bir sektör olduğundan dolayı patent-yoğun bir sektördür. Bu kapsamda helikopterler ile ilgili yapılan bir çalışmada patent veri tabanı analizi yapılmadan bir değerlendirme yapılması düşünülemez.

Araştırma Stratejileri

Bu çalışmada iki farklı arama stratejisi izlenmiştir. Birinci strateji; helikopter pallerinde istenmeyen titreşimlerin azaltılmasına yönelik genel sektör trend analizi üzerine gerçekleştirilen arama stratejisi, ikinci strateji ise; sektöründe öncü firmaların görece yeni patentlerinin teker teker incelenerek gerçekleştirilmesine dayalı bir arama stratejisidir.

Sektör Trend Analizi için Gerçekleştirilen Arama Stratejisi: Patent arama ve teknoloji trend analizi yapabilen paket yazılımı [Derwent Innovation Tool] ile helikopter pallerinde istenmeyen titreşimlerin azaltılması

konusunda görece yeni patent başvuruları araştırılmış olup, yapılan patent araştırmasında kullanılan kelime ve patent sınıfı kombinasyonları aşağıda verilmiştir. Söz konusu patentlerin bulunabileceği sınıflar incelenmiş ve bu sınıflarda helikopter pallerinde titreşim azaltılması konusu ile ilgili olanlar aşağıda yer alan kombinasyonlar üzerinden araştırma gerçekleştirilmiştir.

[(helicopter*) AND (vibrat*)]

[(B64C0027001) OR (B64C0027008) OR (B64C002704) OR (B64C002751) OR (B64C0027615)
OR (B64C0027625) OR (B64C0027635) OR (B64C002768) OR (B64C002772)]

Patent sınıfları açıklamaları Tablo 3'te verilmiştir.

Patent Sınıfı	Sınıf Açıklaması
B64C27	Rotorlu araçlar; buna özgü rotorlar
B64C27001	Rotorlarda titreşim sönümlleme cihazları
F16F7	Titreşim damperleri amortisörler
B64C2704	Eyleyici gibi aktif sistemlerle titreşim sönümlleme
B64C27615	Pallere monte edilen yapılar
B64C27625	Dönen kütleler veya servo motorlar
B64C27635	Pal hareketlerinin kontrolü
B64C2768	Pallerde elektrik enerjisi veya elektrikli alet kullanımı

B64C2751	Pal hareketlerinin sönümlenmesi
F16F1522	Damperlerin ve yayların birlikte kullanılarak sistemlerde titreşimlerin bastırılması
B6C2772	Pallere etki eden mekanizmalar
B06B116	Döner dengesiz kütleleri içeren sistemlerin çalışması
B64C2708	Rotor dengeleme cihazları

Tablo 3: Patent sınıfları açıklamaları

Tek Tek İncelenerek Gerçekleştirilen Patent Veri Tabanı Analizi için Arama Stratejisi: Yapılacak olan patent veri tabanı analizinin tek tek incelemeye uygun genişlikte olması için aşağıda verilen anahtar kelimeler ve sınıfların çeşitli kombinasyonlarında, görece yeni patent başvuruları olacak şekilde araştırma gerçekleştirilmiştir.

- (helicopter AND rotor AND (blade OR impeller) AND (reduc* OR decreas*) AND vibrat*)
- (flex*) AND (rotor) AND (blade*) AND (helicopter* OR rotorcraft*)
- (flex*) (morph*) (TI=rotor*) ((helicopter*) OR (rotorcraft*) OR (aircraft*) OR (air NEAR3 vehicle*))
- ((compliant) OR (resilient) OR (deformable) OR (self ? adaptive))
- vibrat* AND (rotor OR blade)
- active AND (flap OR (twist OR torsion) OR tip OR root)
- adapt* AND blade
- ((multi OR plurality) NEAR3 swashplate)
- swashplateless AND rotor
- individual AND blade AND control

Patent Sınıfı	Sınıf Açıklaması
B64C27/04	Helikopterler
B64C27/463	Rotorlu araçlar → rotorlar → paller → Pal uçları
B64C27/615	Pal ayarlanması kontrolü ya da rotor başına göre bağıl hareket için mekanizmalar, örn. ilerleme/gecikme hareketi → taşınma, iletim → mekanik → pallere monte edilen kanatçıklar
B64C27/64	Pal ayarlanması kontrolü ya da rotor başına göre bağıl hareket için mekanizmalar, örn. ilerleme/gecikme hareketi → taşınma, iletim → mekanik → sıvı basıncı kullanımı
B64C27/68	Pal ayarlanması kontrolü ya da rotor başına göre bağıl hareket için mekanizmalar, örn. ilerleme/gecikme hareketi → taşınma, iletim → mekanik → elektrik enerjisi kullanımı

B64C27/72	Rotorlu araçlar → rotorlar → pal ayarlanması kontrolü ya da rotor başına göre bağlı hareket için mekanizmalar, örn. ilerleme/gecikme hareketi → pal üzerine etkimesi
-----------	--

Tablo 4: Patent veri tabanı analizi için kullanılan sınıflar ve sınıf açıklamaları listesi

Sektör Trend Analizi

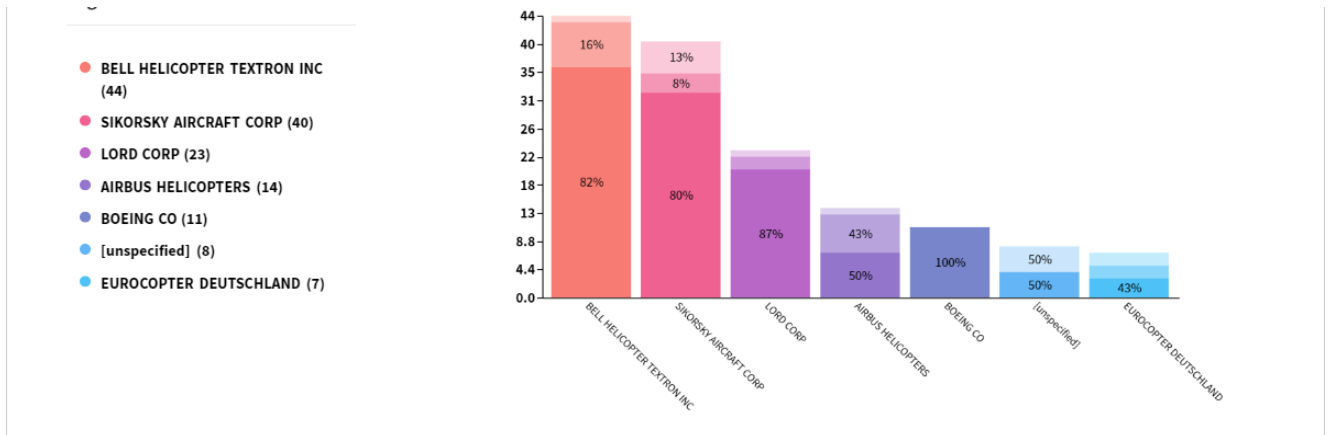
Gerçekleştirilen araştırma neticesinde 563 başvuru, 253 patent ailesi elde edilmiştir. Söz konusu patent ailelerinin topografik haritası ise Şekil 56'da sunulmuştur. Topografik harita elde edilen patent başvurularının teknik alanlarına göre dağılımını göstermektedir.



Şekil 56: Topografik Harita

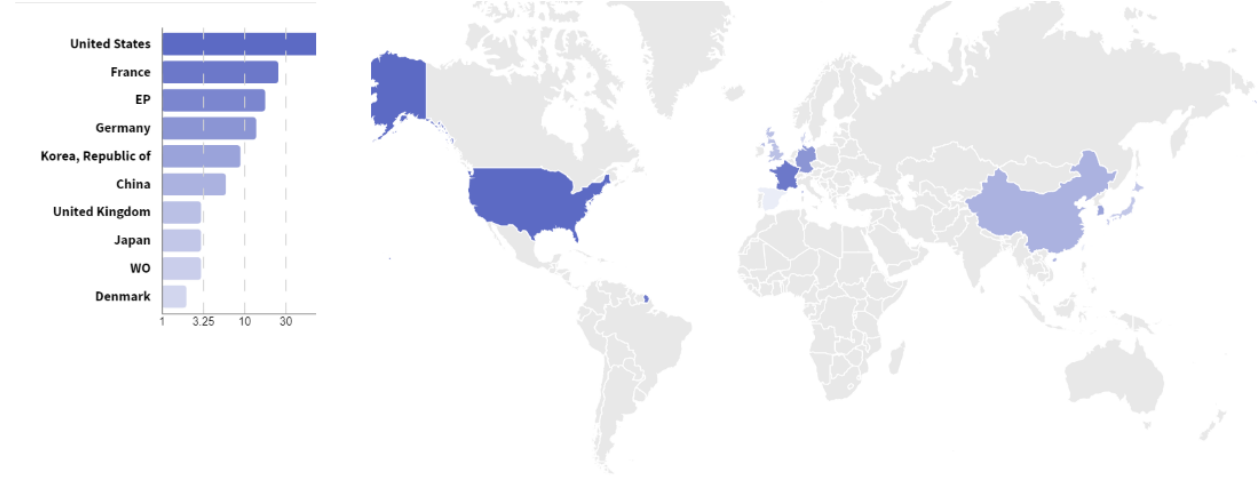
Elde edilen topografik haritaya göre “Force-Generator, Anti-Vibration, Anti-Moment”, “Viscosity, Fluid, Material”, “Sensor, Hydraulic, LIVE®”, “Fluid Inertia Isolator, Piston” konu başlıklarında yoğun bir şekilde başvuru yapıldığı görülmektedir.

Araştırma sonucunda elde edilen veriler üzerinden 2010 yılından günümüze pallerde titreşimlerin azaltılması konusunda çalışan ve en çok başvuru sahibi 10 firma ve başvuru sayıları Şekil 57’de sunulmuştur.



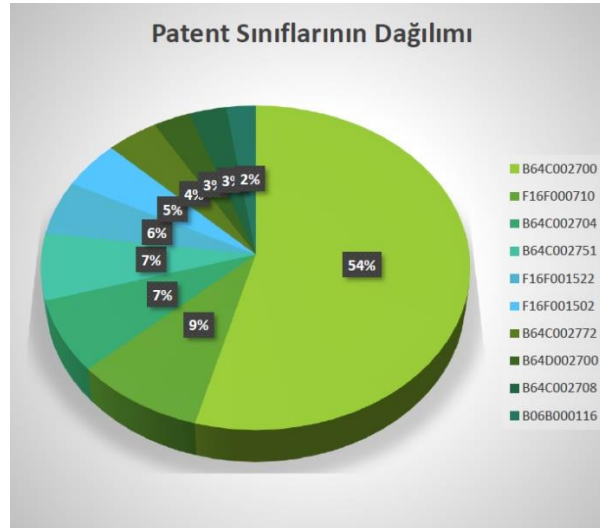
Şekil 57: Başvuru Sahibi Firmalar

Grafikten elde edilen veriler neticesinde Textron Bell Helicopter, Sikorsky Aircraft Corp., Lord Corp, ve Airbus Helicopter'in en çok patent başvurusu sahibi firmalar oldukları tespit edilmiştir.



Şekil 58: Patent Başvurularının Bölgesel Dağılımı

Arama sonucunda elde edilen patent başvurularının orijinlerinin bölgesel dağılımları Şekil 58'te sunulan haritadadır. Haritaya göre en çok başvuruyu Amerika, Fransa ve Almanya Patent Ofisleri almıştır.



Şekil 59: Patent Sınıflarının Dağılımı Grafiği

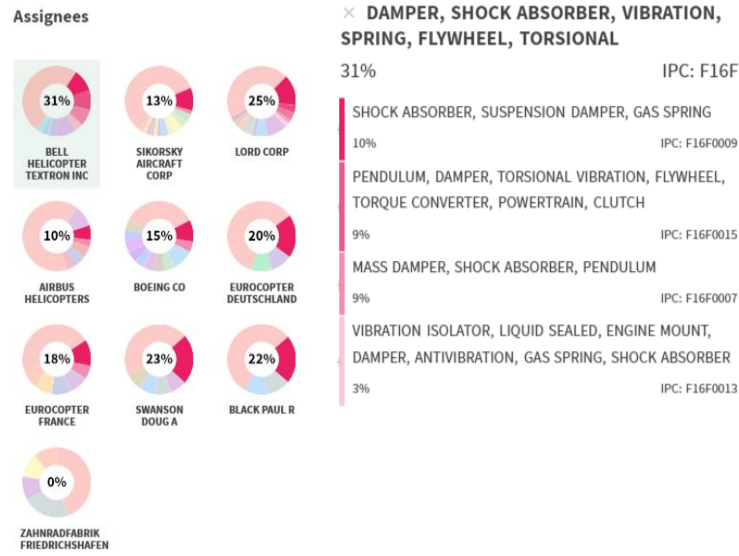
Elde edilen sonuçlar doğrultusunda ilgili patentler B64C002700, F16F000710 ve B64C002704 sınıflarında yoğunluktadır. Grafikte yer alan sınıflar ve sınıfların açıklamaları aşağıda bulunan Tablo 5'te yer almaktadır.

Patent Sınıfı	Sınıf Açıklaması
B64C27	Rotorlu araçlar; buna özgü rotorlar
F16F7	Titreşim damperleri amortisörler
B64C2704	Aktüatör gibi aktif sistemlerle titreşim sönümler

B64C2751	Pal hareketlerinin sönümlenmesi
F16F1522	Damperlerin ve yayların birlikte kullanılarak sistemlerde titreşimlerin bastırılması
B6C2772	Pallere etki eden mekanizmalar
B06B116	Döner dengesiz kütleleri içeren sistemlerin çalışması
B64C2708	Rotor dengeleme cihazları

Tablo 5: Patent Sınıfları Açıklamaları

Patent arama ve teknoloji trend analizi yapabilen paket yazılımı [Derwent Innovation Tool,2020] ile yapılan araştırma sonucunda, başvuru yapan şirketlerden elde edilen sonuçlar çerçevesinde patent başvuru yaptıkları patent sınıfları incelenip teknik odakları analiz edilmiştir.



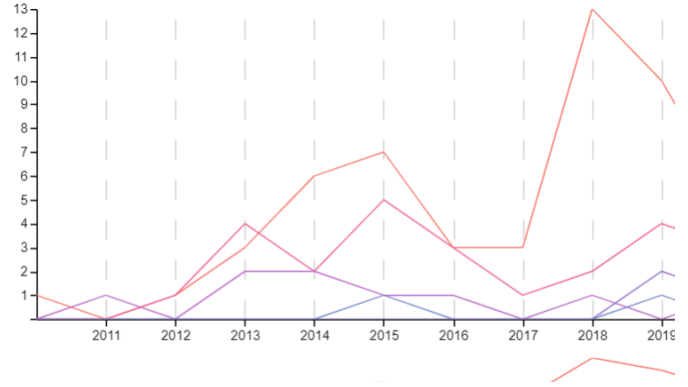
Şekil 60: Teknik Alanların Şirketler Bazında Dağılımı

2010 yılından bu yana titreşim sönümlenmesi ile ilgili yaptıkları başvurularda Bell Helicopter Inc. başvurularının %31'i, Sikorsky Corp. başvurularının %13'ü, Lord Corp. başvurularının ise %25'i sönümleyiciler, titreşim, yay ve burulma ağırlıklı konularının yer aldığı F 16F sınıfı üzerinedir ve dağılımları Şekil 52'de görülmektedir.

Yapılan araştırma sonucunda en çok başvuru yapan 3 firmanın başvurularının analizi sonucunda son yıllarda başvuru yaptıkları alanlar incelenmiştir. Yapılan araştırma sonucunda tüm firmaların çalışma odakları havacılık sektörü olması sebebiyle yapılan başvuruların ortak noktası B64C sınıfı (hava araçları) en çok başvuru yapılan patent sınıfı olduğu görülmüştür. Analiz yorumları bu sınıf haricinde olan diğer sınıflar içindir. Bu analiz sonucunda aşağıdaki çıktılar elde edilmiştir;

Legend

- UNMANNED AERIAL VEHICLE, DRONE, UAV
- DAMPER, SHOCK ABSORBER, VIBRATION, SPRING, FLYWHEEL, TORSIONAL
- AIRCRAFT, AIRPLANE
- ULTRASONIC TRANSDUCER, ULTRASOUND, PIEZOELECTRIC ELEMENT, ACOUSTIC, VIBRATOR
- BEARING

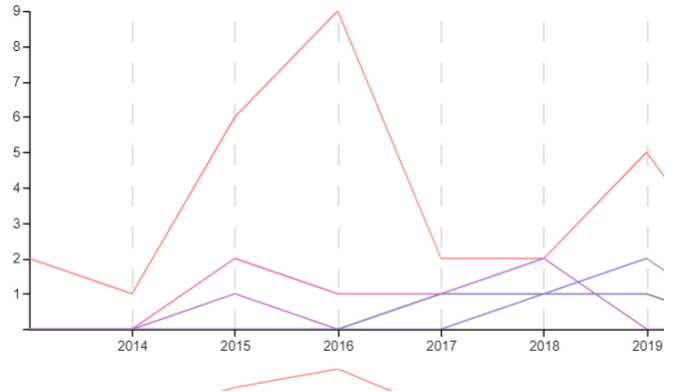


Şekil 61: Bell – Textron Firmasının Başvurularının Yıllara ve Konulara Göre Dağılımı

Arama sonucunda elde edilen, 2010 yılından günümüze kadar yapılan 253 patent başvurusunun 58'ine Bell- Textron Inc. firmasının sahip olduğu görülmektedir. Şok emiciler, titreşim gibi mekanik unsurları içeren sınıflar üzerine yaptıkları başvurular 2010 yılından günümüze en çok başvuru yapılan sınıf olarak görülmektedir.

Legend

- UNMANNED AERIAL VEHICLE, DRONE, UAV
- DAMPER, SHOCK ABSORBER, VIBRATION, SPRING, FLYWHEEL, TORSIONAL
- TESTING, TIRE, SENSOR, MONITORING, ENGINE, DETECTING
- GAS TURBINE ENGINE, AIRFOIL, TURBOMACHINE
- WIND TURBINE

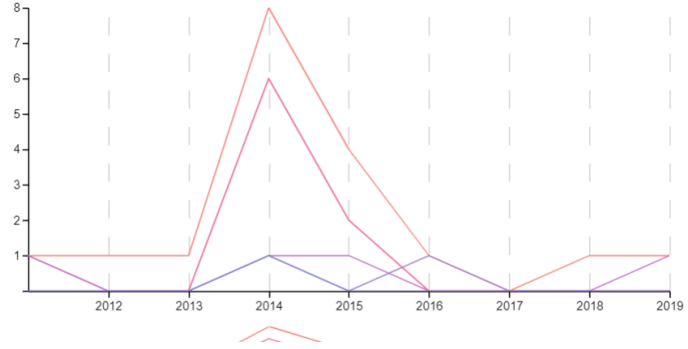


Şekil 62: Sikorsky Helicopter Firmasının Başvurularının Yıllara ve Konulara Göre Dağılımı

Arama sonucunda elde edilen 2010 yılından günümüze kadar yapılan 253 patent başvurusunun 34'üne Sikorsky Aircraft Corp. firmasının sahip olduğu görülmektedir. Şok emiciler, titreşim gibi mekanik unsurları içeren sınıflar üzerine yaptıkları başvurular arasında en çok başvuru yapılan sınıf olarak görülmektedir fakat yıllık yaptıkları başvuru sayısında dikkat çekici bir değişim görülmemektedir. Sensör teknolojilerinin yoğun olduğu alanlara (G01M sınıfı) yaptıkları başvurular ile titreşimin ölçülmesi/belirlenmesi konularına 2014 yılından itibaren başvuru yapmaya başladıkları görülmektedir.

Legend

- UNMANNED AERIAL VEHICLE, DRONE, UAV
- DAMPER, SHOCK ABSORBER, VIBRATION, SPRING, FLYWHEEL, TORSIONAL
- AIRCRAFT, AIRPLANE
- AUTONOMOUS VEHICLE, DRONE, FLIGHT, AIRCRAFT
- COMPUTING, PROCESSOR, TOUCH, DISPLAY, CONTENT, MEMORY

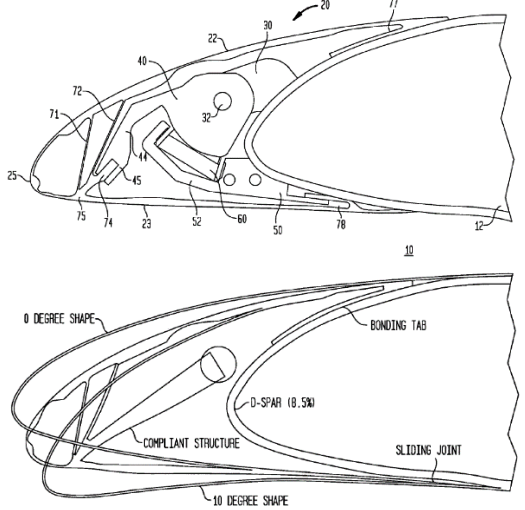
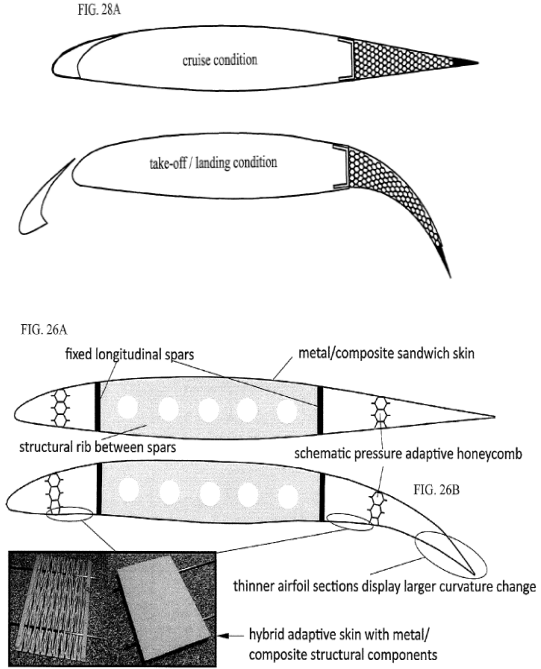
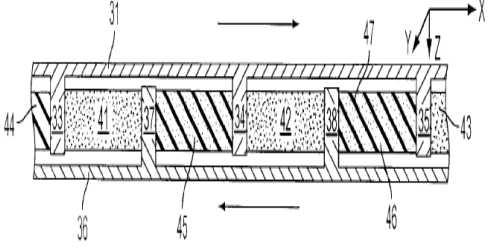


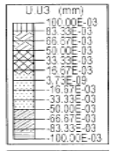
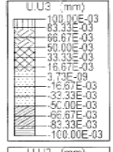
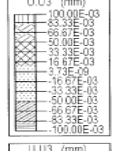
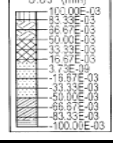
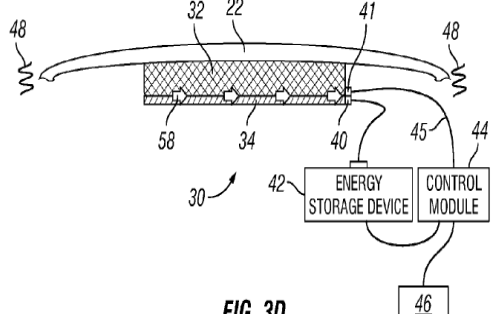
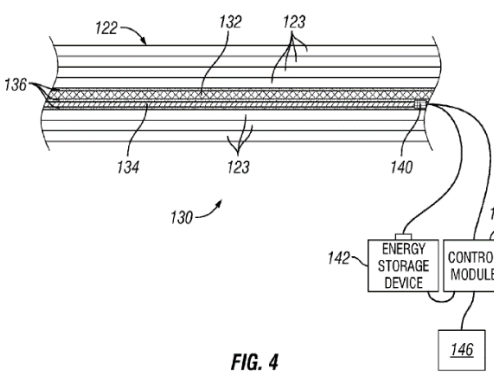
Şekil 63: Lord Co. Firmasının Başvurularının Yıllara ve Konulara Göre Dağılımı

Arama sonucunda elde edilen 2010 yılından günümüze kadar yapılan 253 patent başvurusunun 22'sine Lord Corp. firmasının sahip olduğu görülmektedir. Şok emiciler, titreşim gibi mekanik unsurları içeren sınıflar üzerine yaptıkları başvurular arasında en çok başvuru yapılan sınıf (F16F) olarak görülmektedir. 2016 yılından itibaren başvuru sayılarında düşüş görülmektedir. Bu alanda güncel bir teknolojiye koruma sağlamak için son yıllarda başvuru yapmadıkları görülmektedir.

Helikopter Pallerinde İstenmeyen Titreşimlerin Azaltılması Patent Veri Tabanı Analizi

Başlık / Numara	Şirket	Rüçhan	Buluş Özeti	Görseller
Döner kanat aktif akış kontrolü için yöntem ve sistem / US10302064 B2 [Clingman D. J., Mallari M. L. R., 2015]	Boeing	2015	Buluş, pal yüzeylerinin akış dinamiği karakteristiğini iyileştirmeyi amaçlamaktadır. Helikopter çapraz akışa maruz kaldığında kaldırma kuvveti azalması, titreşim artması gibi problemler oluşmaktadır. Bu gibi problemleri gidermek için buluş, basınçlı hava kullanımı gibi karmaşık ve alan gereksinimi olan sistemler yerine, atmosfer havasının rotordan pal kökleri vasıtası ile pal içerisine gönderilip, rotorun dönmesi ile oluşan merkezkaç kuvveti ile oluşan basınç gradyanları sayesinde, pal içerisine boylu boyunca yerleştirilmiş çıkışları kullanarak hava tahliyesini gerçekleştirir. Giriş ve çıkışlarda kontrol valfleri yer almakta, bu valflerin kontrolü sağlanarak titreşim kontrolü sağlanmaktadır.	FIG. 4A FORWARD ROTOR / LOWER ROTOR / LEFT ROTOR FIG. 4B AFT ROTOR / UPPER ROTOR / RIGHT ROTOR

Değişken yüzey konturlarının uyumlu yapı tasarımı / US8418966B2 [Ervin F. G., Hetrick A. J., Kota S., 2006]	FlexSys Inc	2006	Bu buluş ile döner eleman, krank mekanizması, bağlaştırmalar (coupler), çeşitli mekanik bağlantı ve mesnetler ile yağmur damlasının değişken aerodinamik durumlara adapte olması sağlanmaktadır.	
Basınç adaptif şekil değiştiren yapı için yöntem ve aparat / US8366057B2 [Barrett M. R., Vos R., 2009]	University of Kansas	2009	Bu buluşta, basınç uyumlu (pressure adaptive) biçim değiştirebilen yapılardan bahsedilmektedir. Altıgen birim hücreler ve pnömatik eyleyiciler kullanılmaktadır. Yapı, bal peteğinden (honeycomb) oluşmaktadır. Hücrelerin her biri, hücre mükemmel bir altıgen oluşturduğunda dairesel bir tüp oluşturan ve esnek olmayan bir torba (pouch), (veya mesane) (bladder) içerir. Hücre diferansiyel basıncını (CDP) değiştirilerek petek sertliği değiştirilebilir.	
Aktif burulma boş kiriş sistemi / US8246303B2 [O'Brien J. M., Pogue R. W., Thomas P. J., 2008]	US Secretary of Navy	2008	Buluş ile, içi boş bir kirişin uzunlamasına eksenine boyunca aralıklı dönme bükülmesini aktif olarak kontrol eden bir sistem sağlanmaktadır. Düzenekte eyleyici, mekanik sıkıştırma blokları ile dönüşümlü olarak çok sayıda termal genleşme materyali blokları mevcuttur; termal genleşme materyali blokları, uzunlamasına boylamasına yönde genleşmeye neden	

			olacak şekilde ısıtılır. Diğer alternatif eyleyiciler arasında dişli vida, piezoelektrik veya manyetostriktif bloklar, bir hidrolik aktüatör veya bir pnömatik aktüatör gibi bir döner eyleyici bulunur. Katı termal genleşme blokları (expansion blocks) ile temas halinde olan bir elektrik direnç bobini içeren elektrik rezistanslı ısıtıcı sistemde yer almaktadır. Termal genleşme blokları ve Mekanik sıkıştırma blokları polietilen içerir.	   
Titreşim toplanması, değişken-rijitlik sistemi ve yöntemi /US1006573 1B2 [Felker J. C., Suntsova A. S., 2015]	Boeing Co	2015	Buluş, taşıtın titreşim enerjisini kullanarak bir taşıt yapısının rijitliğini değiştirmek için bir sistemdir. Yapı şunları içermektedir: yük taşıyacak şekilde yapılandırılmış bir yapısal eleman; ve yapısal parçaya bağlı bir sertlik ayarlama cihazı olup, sertlik ayarlama cihazı şunları içerir: elektrikle çalışan değişken sertlik katmanı; değişken sertlik katmanına bağlanmış bir dönüşüm katmanı. Dönüşüm katmanı, bir mezopo piezoelektrik nanojeneratör (mezoporous piezoelectric nanogenerator) (MPN) filmidir. Değişken rijitlik katmanı SMP (shape memory polymer) ya da RSVMM (redox stimulated variable modulus material) malzeme olabilir.	 

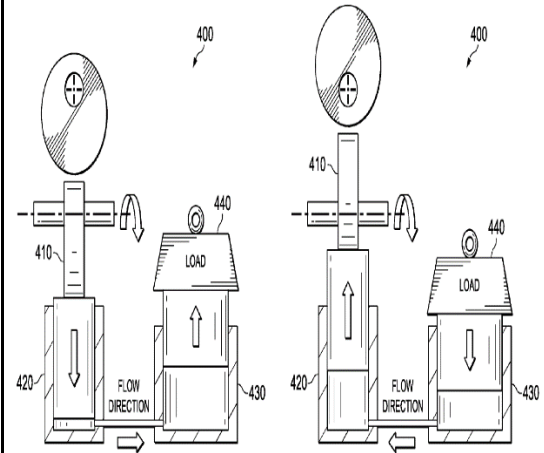
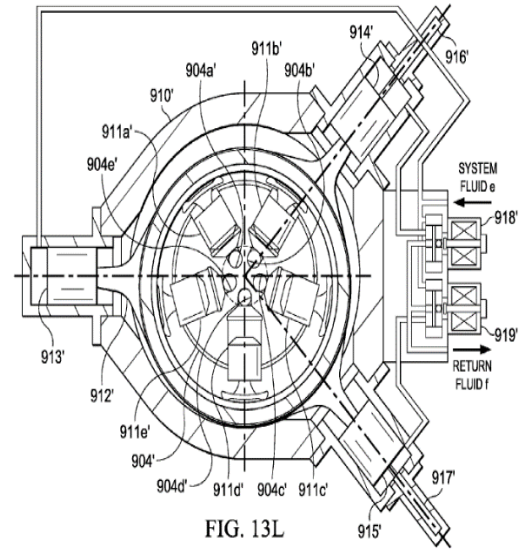
Hidrolik döngüsel kontrol ile bağımsız pal kontrol sistemi /US8973864 B2

[Femmy A. C., 2012]

Bell
Helicopter
Textron
Inc

2012

Bu buluşta, hidrolik döngüsel kontrollü (cyclic control) bağımsız kanat kontrol sisteminden bahsedilmektedir. Buluşun teknik avantajlarından birisi, bağımsız pal kontrolü için enerjinin korunmasıdır. Birinci ve ikinci sıvılar değişken basınçlara, üçüncü sıvı ise hemen hemen sabit basınca sahiptir. Bir kam ve kam içerisinde dairesel olarak uzanan pistonlar Birinci lineer kontrol çifti, kamı birinci eksen boyunca yeniden konumlandırır; ikinci lineer kontrol çifti, kamı ikinci eksen boyunca yeniden konumlandırır; üçüncü lineer kontrol çifti, kamın üçüncü eksen boyunca hareketine karşı koyar. Buluş ile başka bir avantaj olarak, durum görüntüleme sistemleri ve ikincil kuvvet yoklarına gerek olmaz.



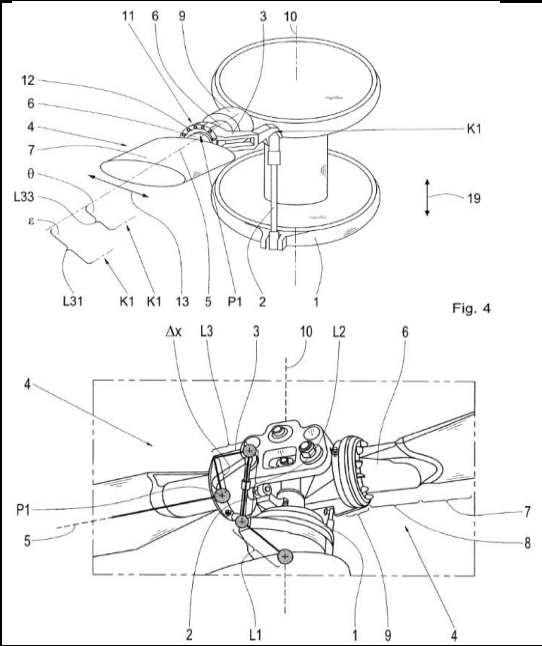
Helikopter için yaprak (leaf) kaldırıcı kolu /DE1020162 20609B4

[Hartmann S., 2016]

ZF
Friedrichs
hafen AG

2016

Bu buluş ile, helikopterin yunuslama eksenini hareketinin gerçekleştirildiği itki çubukları (pushrods), kuvvetin etki ettiği noktanın ve kuvvetin mesnetlendiği pivot noktayı ve birbirlerine göre konum ve açılarını değiştirerek sisteme etkiyen kuvvet ve momentleri değiştirir ve titreşim etkilerini kompanse eder.



Rotor pal sisteminde titreşim ya da gerilmeleri azaltmak için sistem /US2017015 8317A1 [Hausberg A., Steffen H., 2015]	ZF Friedrichs hafen AG	2015	Bu buluş ile, pallerin yunuslama eksenini etrafındaki hareket için gerekli hareketi sağlayan kontrol çubukları (control rod) elektromekanik olarak kontrol edilmektedir. Bir birinci devre ve bir ikinci devre, kontrol çubuklarını devreye almak, devreden çıkarmak ve hareketlerini kontrol etmek için bulunmaktadır	
Çok palli rotorun takip ve dengesinin ayarlanması /EP3296198 B2 [Büsing M., 2016]	Airbus Helicopter s Deutschla nd GmbH	2016	Bu buluş ile, çok palli rotorların takibi ve dengelenmesi gerçekleştirilebilmektedir. Buluş, değiştirilebilir burçlar aracılığı ile yunuslama açısının kontrolünü sağlayan yunuslama bağlantı kolunun palin uzunlamasına eksenini ile önceden belirlenmiş olan mesafesinin değiştirilmesi ile pallerin takibi ve dengelenmesini gerçekleştirmektedir.	
Ayarlanabilir pal /FR3045714 B1 [Andrzejewski A., Haloui E. A., Seminel B., 2015]	Ratier Figeac SAS	2015	Bu buluşta, çalışma sırasında ayarlanabilir pal bahsedilmektedir. Sistemde; aktif dengeleme ağırlığı, mekanik avans ağırlığı (flyweight), aktüatör ve karşı ağırlık bulundurmaktadır. Palin ağırlık merkezinin konumuna göre, ağırlıklar muhafaza içerisinde hareket etmekte ve pal ağırlık merkezi olması gereken konuma getirilmektedir.	

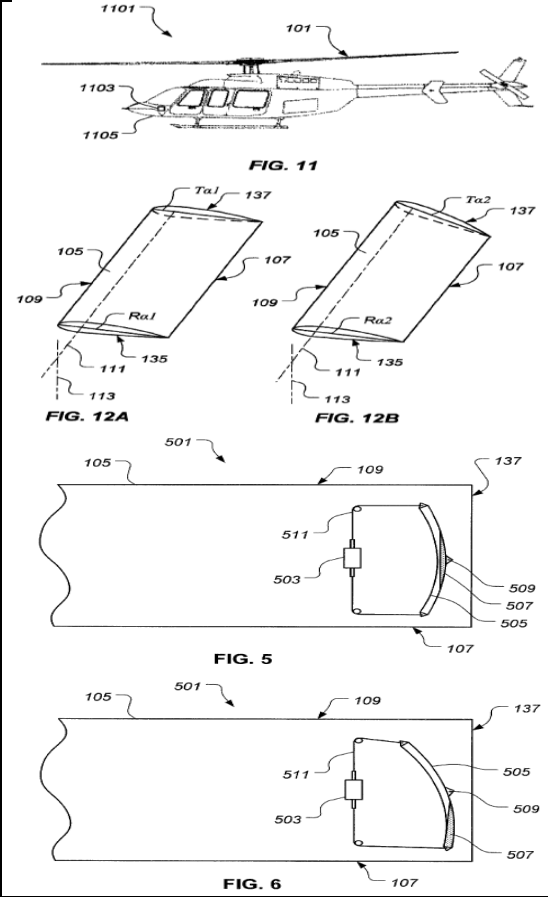
**Tekrar
yapılandırılabilir rotor
pali
/US8876036
B2**

**[McCollough
M. J.,
Wasikowski
M., 2011]**

Textron
Innovation
s Inc

2011

Bu buluş, yeniden yapılandırılabilir bir rotor kanadı sistemini anlatmaktadır. Rotor kanadında kanat açıklığı boyunca burulma bükümü (spanwise torsional twist) üretmek üzere çevrilecek şekilde yapılandırılmış bir iç kütle sistemde bulunmaktadır. Bir aktüatör, rotor kanadının kütle merkezinin yerini değiştirmek için kütleyi seçici olarak çevirecek şekilde yapılandırılmıştır. Buluş, kontrol sisteminin uçakta titreşimi azaltmak, akustik imzayı değiştirmek, kaldırma kuvvetini değiştirmek gibi amaçlar için rotor kanadında çapraz bir bükülme sağlamak üzere iç kütleyi otomatik olarak çevirecek şekilde yapılandırıldığı sistemdir.



Statik ve/veya dinamik olarak rotor aracı kuyruk rotorunu dengeleme yöntemi /US1047949 4B2

[Certain B., Jouve J., 2014]

Airbus Helicopter s SAS

2014

Bu buluş ile, rotorlu bir aracın kuyruk rotorunu statik ve / veya dinamik olarak dengeleme yöntemi gerçekleştirilmektedir. Buluş, dengeleme ağırlığı, mekanik avans ağırlığı (flyweight), kompanze ağırlığı ve ağırlıkların bağlı olduğu mesnetler içermektedir. Ağırlık merkezinin olması gerektiği noktaya ve ana atalet eksenine göre bahsedilen ağırlıklar uygun konumlara uygun ağırlıklar olacak şekilde takılır ve yeniden ayarlanır. Kompanze ağırlığı deforme edilebilir kısım içermektedir ve P düzlemi içerisinde hareket etmektedir. Deforme olabilir bölüm 0.05 m ile 0.09 m arasında bir uzunluğa sahiptir. Uç rotor 100 g ile 200 g arasında bir ağırlığa sahiptir.

Fig.1

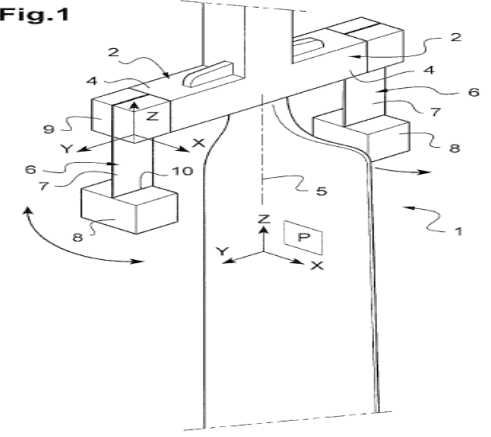


Fig.2

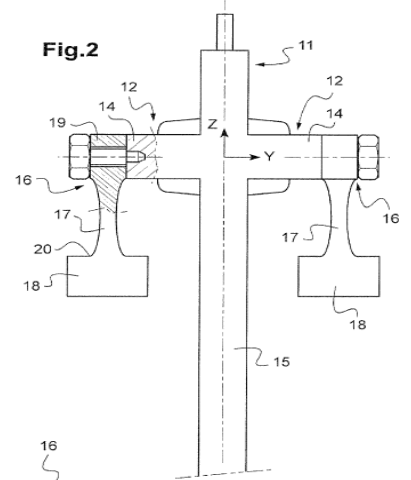
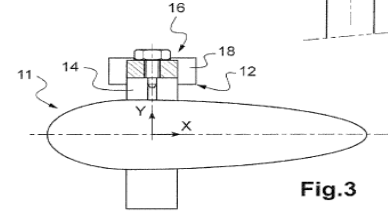


Fig.3



Ayarlanabilir pal dengeleme modülü /US1054984 0B2

[Haldeman P. A., 2017]

Textron Innovation s Inc

2017

Bu buluşta, ayarlanabilir pal denge modülü yer almaktadır. Sistemde, ayar vidası, ayar vidası ile temas halinde olan dişli mili ve dişli mili ile temas halinde olan kütle içerir. Ayar vidası, kademeli olarak palin dış yüzeyinden erişilebilen bir ayar kadranı (adjustment dial) ile kontrol edilir. Kütle, dişli açıklığının içinden uzanan ayar vidasının dişli miline sahiptir, böylece dişli milin dönüşü, kütlein dişli milin uzunluğu boyunca hareket etmesine neden olur ve kütle ağırlık merkezinin istenen konumuna göre yer değiştirir.

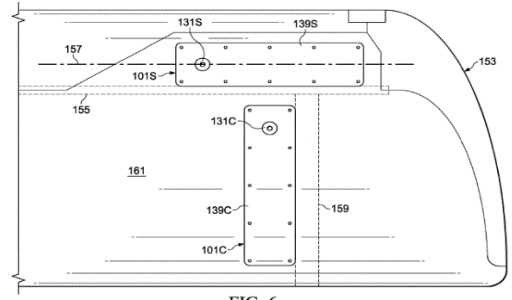
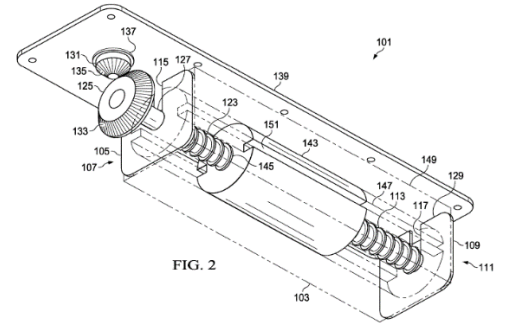
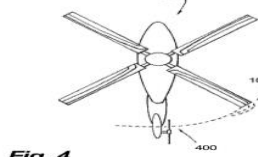
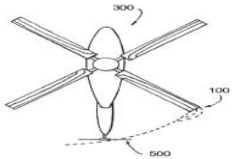
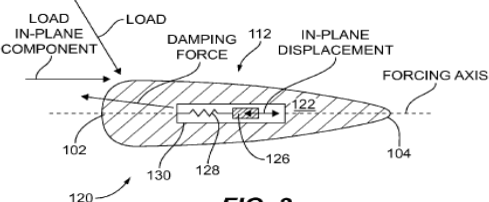
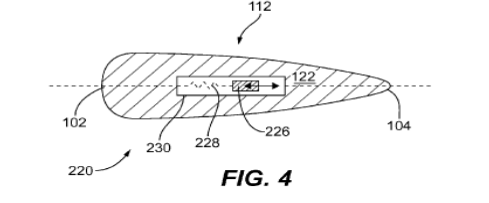
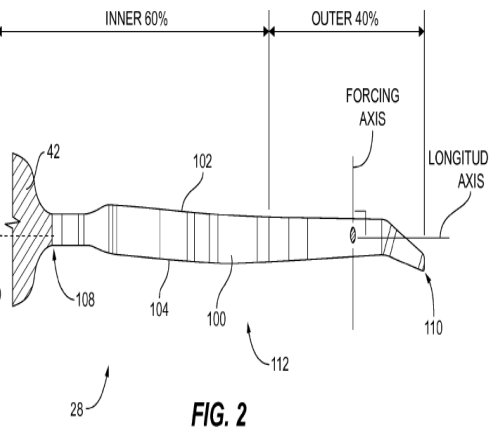
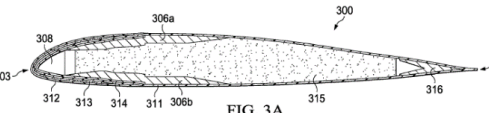
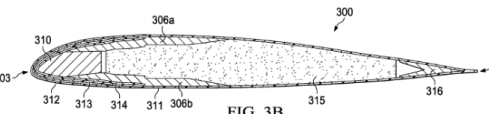
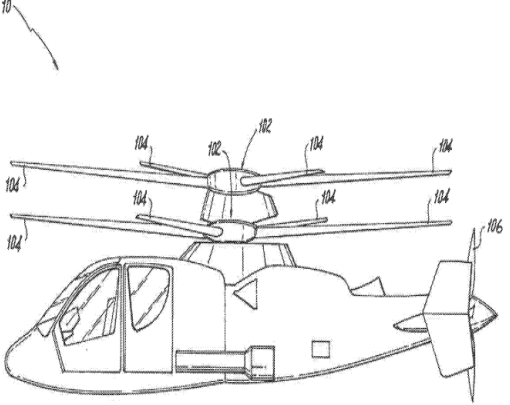
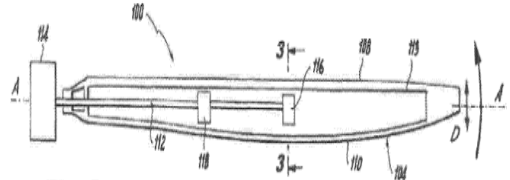
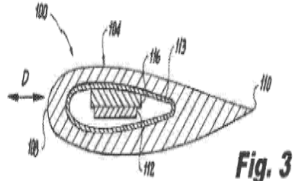
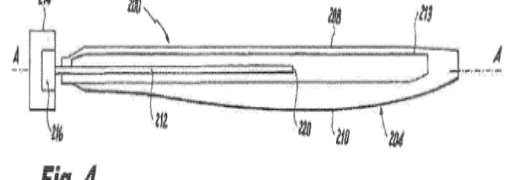
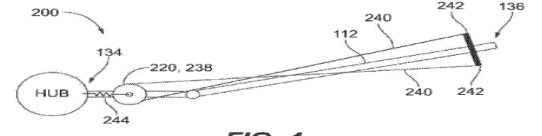
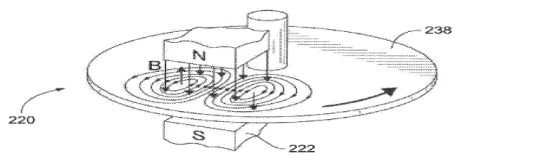
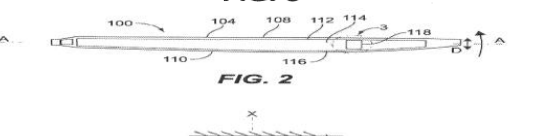
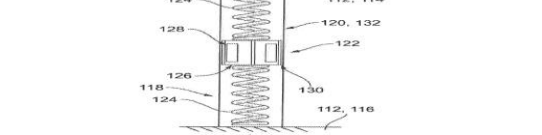


FIG. 6

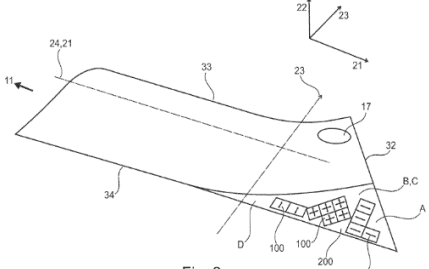
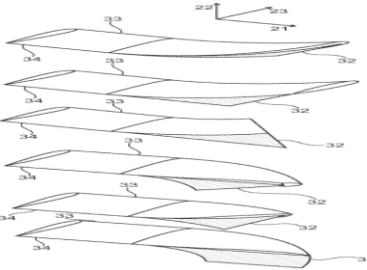
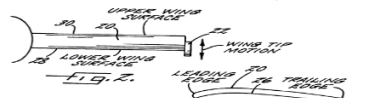
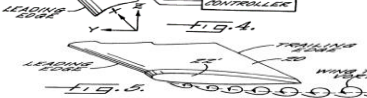
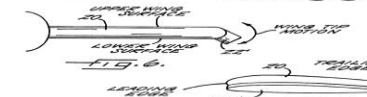
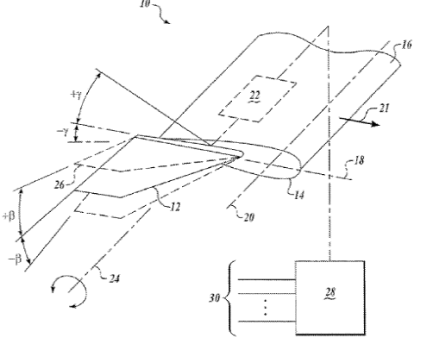
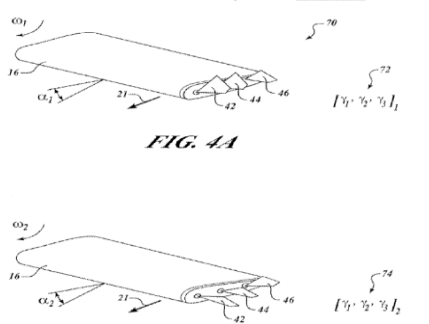
Pal momenti ayarlama sistemi /US2019034 4882A1 [Dunn E., 2018]	Sikorsky Aircraft Corp	2018	Bu buluşta, pal momenti ayar sisteminden bahsedilmektedir. Sistem, hava aracı paline monte edilmiş bir ağırlıklı tertibat içerir. Ağırlıklı tertibat, rotor pali dönme eksenini etrafında döndürüldüğünde rotor kanadı düzeneğinin momentini ayarlamak için bir kütleyi hareket ettiren bir aktüatör içerir. Ağırlıklı düzenek ayrıca kütleye bağlı bir etkileme (biasing) mekanizması içerir. Etkileme mekanizması, rotor pali dönme eksenini etrafında döndürüldüğünde kütle üzerine etki eden merkezkaç kuvvetine karşı koyacak şekilde konumlandırılmıştır.	
Göreve adaptif rotor pali /US9505492 B2 [Scott W. M., 2012]	Sikorsky Aircraft Corp	2012	Bu buluşta, görev uyumlu (mission adaptable) rotor palinden bahsedilmektedir. Sistem; çok sayıda rotor palinin bir veya daha fazla rotor pali boyunca uzanan bir seyyar hava kanalı, rotor palinin birinci kenarına yerleştirilmiş en az bir girişe ve rotorun ikinci karşıt kenarına yerleştirilmiş en az bir çıkış ve giriş çıkışlardaki akışı kontrol eden valfler içermektedir. Pal ucunda çıkış yer alabilmektedir. Gerekli ayarlamalar ile bir görevde daha çok kaldırma kuvveti elde edilebilirken, bir diğer görevde daha az gürültü sağlanabilmektedir.	
Azaltılmış pal girdap etkileşimi /US2018029 7692A1 [Sargent C. D., Scott W. M., 2015]	Sikorsky Aircraft Corp	2015	Bu buluşta azaltılmış pal girdabı etkileşiminden bahsedilmektedir. Sistem, pal kökünden havanın alındığı bir giriş, pal ucundan havanın tahliye edildiği bir çıkış, pal dönerken akışı yaymak amacıyla havayı girişten çıkışa yönlendirmek için giriş ve çıkış arasında bir santrifüj (centrifugal) hava akış kanalı ve valfler bulunmaktadır. Pal girdap etkileşimini azaltmak için gerekli giriş ve çıkış valfleri, kontrolcü vasıtası ile açılıp kapatılmaktadır.	

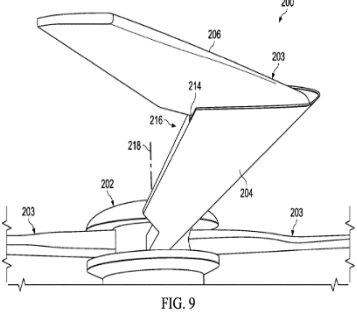
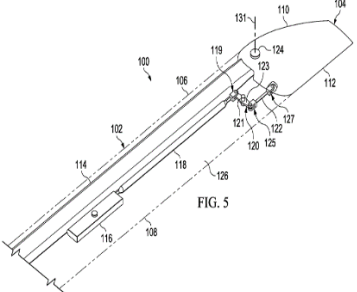
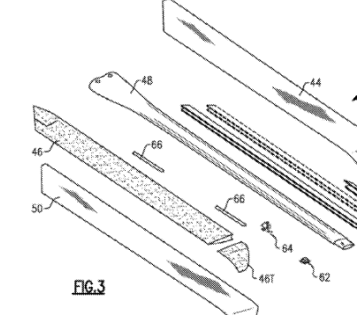
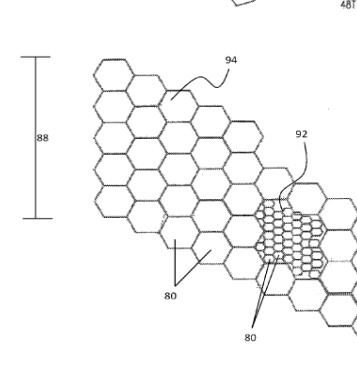
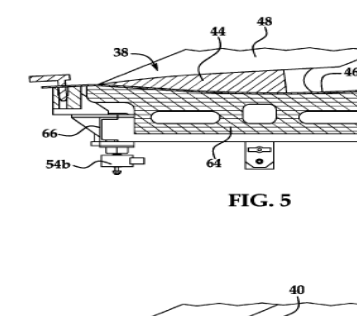
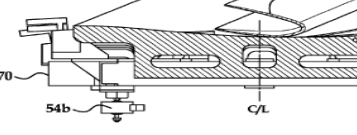
				 Fig. 4  Fig. 5
Rotor pal montajlarının sönümlenmesi için sistem ve yöntem /US2017003 6758A1 [Hunter H. D., Nussenblatt L. E., 2015]	Sikorsky Aircraft Corp	2016	Bu buluşta, rijit rotor sistemler için pal sönümlenmesi için sistemler ve yöntemlerden bahsedilmektedir. Eş eksenli rotor sistemlerinde rijit rotor sistemleri kullanılması üst ve alt disklerin pozisyonlamasını sağlamaktadır ancak ilerleme/gecikme ayarlama mekanizması olmadığı için düzlemsel kuvvetler sisteme etki etmektedir. Buluş bu soruna çözüm sunmaktadır. Buluşta damper elemanı bir yay-kütle sistemi içerir. Damper, pal ucuna pal kökünden daha yakın konumda bulunmaktadır. Yay-kütle sistemi, pal gövdesine göre hareket edebilen ve yay tarafından pal gövdesine birleştirilen bir kütle içerir. Damper elemanı bir hidrolik sönümleyicidir. Damper elemanı ayarlanabilir.	 FIG. 3  FIG. 4  FIG. 2
Performans esnekliği için adaptif rotor pal tasarımı /EP3378766 B1 [Maresh R. A., Philips B. N., Sutton A. D., Wasikowski E. M., 2017]	Bell Helicopter Textron Inc	2017	Bu buluş, performans esnekliği için adaptif rotor pal tasarımından bahsetmektedir. Sistemde, pal ucu boşluk içermektedir, bu boşluk çoklu modüler ağırlıkların çeşitli çevresel konumlarda bulunmasına olanak sağlamaktadır. Böylelikle palden beklenen çeşitli isterler karşılanabilmekte, titreşim azaltılması isteniyorsa titreşim azaltılmaktadır.	 FIG. 3A  FIG. 3B

Rotor araçlarında pal boyunları (necks) ve pal manşon kaportası (sleeve fairing) için kalın aerodinamik profiller /EP3501979 B1 [Alfano D., Desvigne D., 2017]	Airbus Helicopter s SAS	2017	Bu buluşta, kanat ağzları ve uçak rotoru için kanat manşeti kaplamaları (blade cuff fairings) için kalın kanat profillerinden bahsedilmektedir. Buluş konusu pal tasarımı, bağıl kalınlık t/c ve diğer parametrelerin fonksiyonu olarak özel oranlar içermektedir. Bu pal tasarımları daha az titreşim oluşmasını sağlamaktadır. Kalın kanat profili, kuyruk kirişi (tail boom) veya uçağın yatay ve/veya dikey stabilizatörü üzerinde rotordan girdap izi (wake) sonucu oluşan titreşimi azaltmaya yarar. Girdap izinde yer alan kararsızlıkların büyüklüğünün (amplitude) sınırlandırılması ve sıklık imzasının (frequency signature) azaltılması sağlanır.	

Rotor sönümlemesi /US1044253 1B2 [Andrews J. J., 2016]	Sikorsky Aircraft Corp	2015	Bu buluşta, rijit rotor sistemler için pal sönümlemesi için sistemler ve yöntemlerden bahsedilmektedir. Eş eksenli rotor sistemlerinde rijit rotor sistemleri kullanılması üst ve alt disklerin pozisyonlamasını sağlamaktadır ancak ilerleme/gecikme ayarlama mekanizması olmadığı için düzlemsel kuvvetler sisteme etki etmektedir. Buluş bu soruna çözüm sunmaktadır. Sistemde sönümleyici palağzına bağlı bir sönümleyici pedi (damper pad) vardır. Damper, peddeki elastik veya viskoelastik etki yoluyla sönümleme sağlamak için sönümleme aralığı ve kanat aralığı arasına geçen bir elastomer veya viskoelastik ped içerir. Sistemdeki sönümleyici spar kenar boyu olan yöndeki eğilmeye karşı rijittir ve sönümleyici spar pal sparına göre hareket edebilmektedir. Damper sparındaki damper, damper sparı ile pal sparı arasındaki bağıl hareketi sönümlemektedir.	   
Rotor sönümleyiciler /US2018011 1681A1 [Andrews J. J., Welsh A. W., 2016]	Sikorsky Aircraft Corp	2016	Düzlemsel rijit rotorlarda (eş eksenli rotor sistemleri gibi) yüksek itki manevraları durumu ve mafsallı rotorlarda yer rezonansı durumlarında rotor stabilitesi oldukça azalır. Buluş bu soruna bir çözüm sunmaktadır. Kenar boyunca pal esnektir. Sönümleme sistemi, pal sparına takılmış girdap akımı (eddy current) sönümleyici içermektedir. Manyetik elemanın sönümleyici gövdesine göre bağıl hareketi manyetik girdap akımlarını (eddy currents) endükler ve kenar boyunca titreşim sönümlemesi yapılır.	   

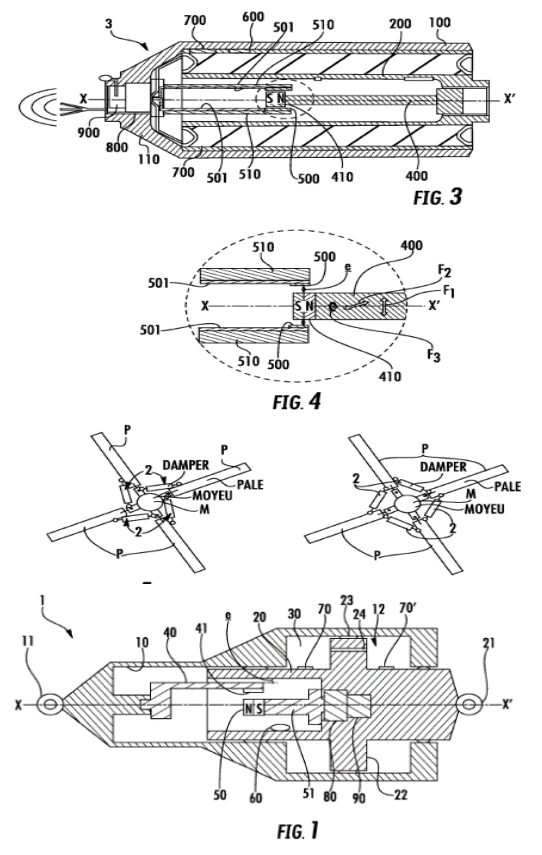
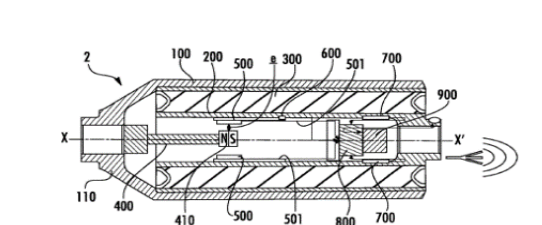
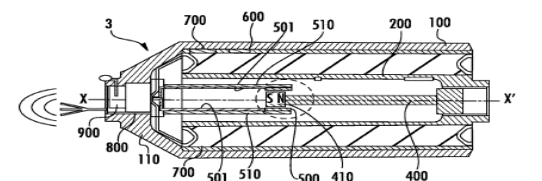
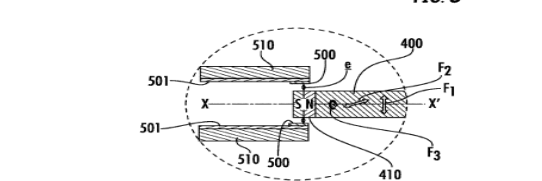
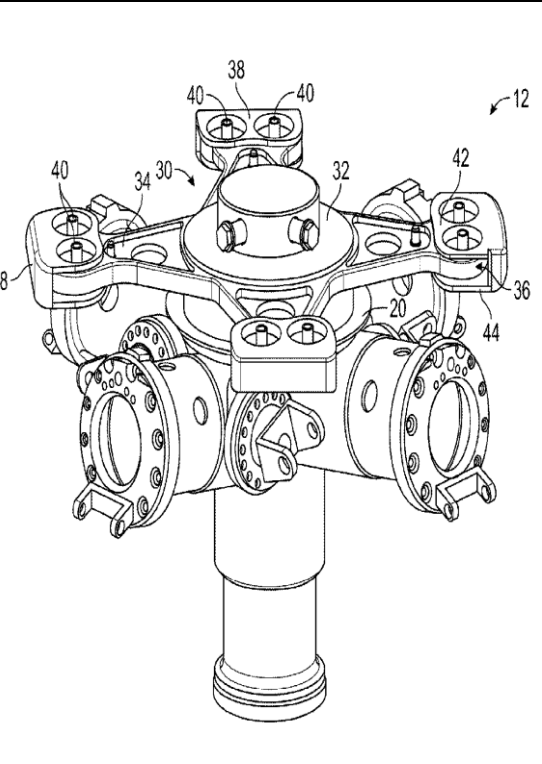
Azaltılmış burulma rijitlikli pal /US1066189 0B2 [Bianchi L., Reveillon D., 2013]	Airbus Helicopter s SAS	2013	Bu buluşta, düşük burulma sertliğine sahip pallerden bahsedilmektedir. Sistemde, dış kaplama içerisinde boşluk bulunmaktadır ve boşluk doldurma malzemesi ile doldurulmuştur. Doldurma malzemesi iki bağımsız bloktan oluşmuştur ve iki komşu bloğu ayırmak için bir şerit (strip) bulunmaktadır. Blokların konumları değiştirilerek pal özellikleri değiştirilebilmekte ve titreşim azaltılabilmektedir.	
Uçuş esnasında değişken kanat katlama sistemi /US1040716 0B2 [Goldman A. B., 2017]	Bell Helicopter Textron Inc	2017	Bu buluşta, uçuş esnasında değişken kanat katlama sisteminden bahsedilmektedir. Pal geometrisi değiştirilerek istenen pal özellikleri elde edilebilmekte ve titreşim azaltılabilmektedir. Sistemdeki eyleyiciler lineer motorlar içermektedir. Birden çok lineer motorlar küresel mafsal (ball joint) ile bağlanmıştır. Kanat katlandıktan sonra kanadı mevcut pozisyon ve yöneliminde kilitleyebilmek için hidrolik mengeneler (clamps) sistemde yer almaktadır.	

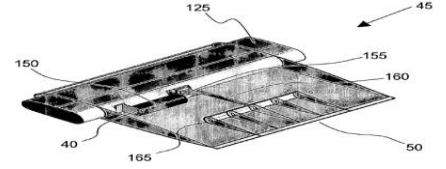
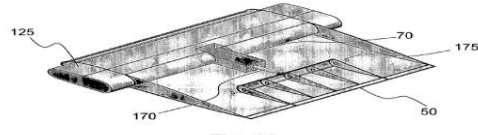
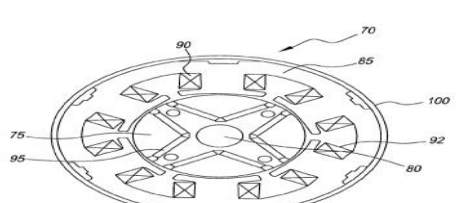
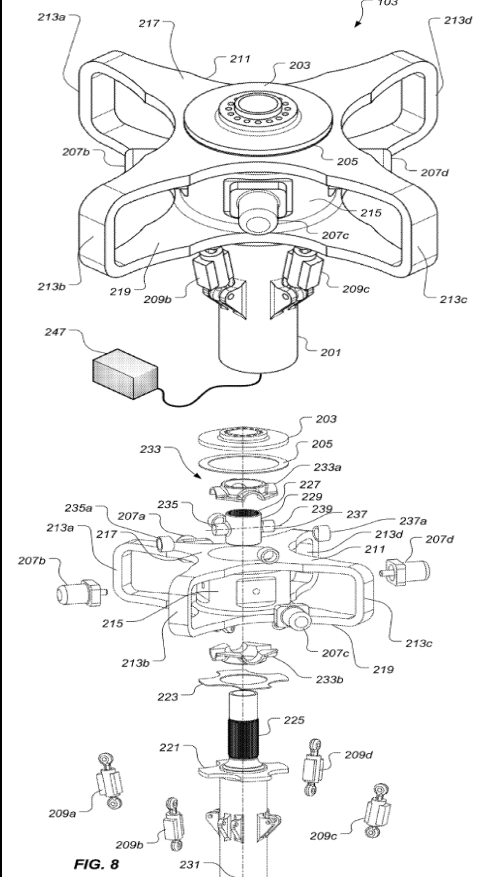
Helikopter rotor pal ucunun anizotropik tahrik edilmesi /EP2228299 B1 [Grohmann B., Storm S., 2009]	Daimler Chrysler Aerospace AG	2009	Bu buluşta, helikopter rotor pal ucunun anizotropik tahrik edilmesinden bahsedilmektedir. Sistemde, üç eyleyici bulunmaktadır. İlk eyleyici kanat uzunluğu boyunca, ikinci eyleyici uzunluğa dik olan düzlemsel yön boyunca, üçüncü eyleyici ise birinci ve ikinci eyleyicinin bulunduğu bölgeler arasında yer almakta ve çok katmanlı bir yapıda bulunmaktadır.	 Fig. 8 
Aktif değişken uç birimli kaldırma yüzeyi ve kaldırma yüzeyinin etkilenmesi için yöntem /US6394397 B1 [Barlow E. L., Ngo T. H., 2000]	Boeing Co	2000	Bu buluşta, aktif değişken uç birimli kaldırma yüzeyinden bahsedilmektedir. Ana kanadın içerisinde boşluk bulunmaktadır ve bu boşluk içerisinde eyleyici bulunmaktadır. Eyleyici, kanat ucunu çeşitli yönlerde hareket ettirerek kanat ucu girdabının azalmasını sağlamaktadır.	 FIG. 1. WING TIP VORTEX  FIG. 2. WING TIP VORTEX  FIG. 3. WING TIP VORTEX  FIG. 4. WING TIP VORTEX  FIG. 5. WING TIP VORTEX  FIG. 6. WING TIP VORTEX  FIG. 7. WING TIP VORTEX  FIG. 8. WING TIP VORTEX
Gelişmiş rotor ucu performansı için sistem ve yöntem /US7757992 B2 [Bussom R., McVeigh A. M., Narducci P. R., Zientek A. T., 2004]	Boeing Co	2004	Bu buluşta, pal ucu için gelişmiş performans sistemi ve yönteminde bahsedilmektedir. Seçilen görev koşuluna göre kontrolcü uygulanması gereken girdiyi hesaplar ve ana palin ucunda bulunan pal uçlarının yönlerini eyleyici vasıtası ile istenilen yönde ayarlayarak titreşimin azaltılması sağlanabilir.	 FIG. 4A  FIG. 4B

Değişken açısal hareket uzantılı (sweep) rotor aracı pal ucu /EP3372497 B1 [Foskey E. C., 2017]	Bell Helicopter Textron Inc	2017	Bu buluşta, değişken açısal hareket uzantılı pal ucundan bahsedilmektedir. Dönüş hareketi bir pin etrafında, hidrolik cihaz ya da elektrik motoru ile tahrik edilen bir eyleyici vasıtası ile gerçekleşir. Böylelikle farklı durumlarda pal ucunda istenen açısal yönelim gerçekleştirilmiş olur.	 
Dengelenmiş rotor palı için çekirdek malzemesi /EP3293110 B1 [Cotton E., Daniels A., 2016]	Sikorsky Aircraft Corp	2016	Bu buluşta, rotor palinin dengelenmesi için gerçekleştirilen alt montaj tasarımı anlatılmaktadır. Yöntem; pal içerisindeki çekirdek malzemesi hariç tüm alt sistemlerin ağırlıklarının ölçülmesi, çekirdek ve diğer alt sistemlerin istenen ağırlık ve moment dağılımı elde edilecek şekilde çekirdeğin konfigürasyonunun hesaplanması, çekirdeğin üretilmesi ve palin tamamını oluşturmak üzere çekirdek ve diğer alt sistemlerin montajlanmasını içermektedir.	 
Hava aracı rotor pallerinin statik dengelenmesi için yöntem /US9914534 B2 [Drago S. A., Hafner M. E., Meyer M. L., Scott P. A., 2015]	Sikorsky Aircraft Corp	2015	Bu buluşta, rotor pallerinin statik dengelenmesi için yöntem anlatılmaktadır. Yöntemde, her bir bileşenin yük hücreleri üzerinde yer alan denge fikstürüne göre momentlerinin hesaplanması, kıyaslanması ve dengesizlik durumunda ağırlık eklenmesi ya da çıkarılması söz konusudur. Yapıştırıcı homojen şekilde bileşenlere yapıştırılmaktadır.	 

Helikopter rotor kuvveti azaltılması ve uç boşluğu kontrolü /US9233753 B2 [Eller E., Knag J., 2013]	Sikorsky Aircraft Corp	2013	Bu buluşta, eş eksenli helikopter rotor kuvveti azaltılması ve pal ucu boşluğu kontrolünden bahsedilmektedir. Rotorlar menteşesiz rijit rotorlardır. Yöntem; hava aracı ile ilgili en az bir girdinin işlemci tarafından alınması ve işlenmesi, uçuş kontrol sinyalinin oluşturulması, alt ya da üst rotora etkiyen eğilme momentinin sensörler vasıtası ile algılanması, bahsedilen eğilme momentlerinin işlem görmemiş eğilme sinyallerine dönüştürülmesi, harmonik yükler ve uçuş kontrol sinyalleri ışığında servo kontrol sinyallerinin üretilmesi, hesaplama cihazının pallere bağlı olan servoları üst ve alt rotorlar arasındaki pal ucu boşluğunun artırılmasına için pallerin eğilmesinin azaltılmasına yönelik servo kontrol sinyallerine göre kontrol etmesini içermektedir.	
Hava aracı için titreşim kontrol montajı ve hava aracı titreşiminin kontrolü /US2017033 4553A1 [Gmirya Y., Welsh A. W., 2014]	Sikorsky Aircraft Corp	2016	Bu buluş, hava aracı titreşim kontrolünü anlatmaktadır. Buluşta, birinci eksen boyunca dönebilir bir kafes, başka bir ikinci eksen etrafında dönebilir bir cayroskop bulunur. Cayroskop, hava aracı tarafından üretilen ve titreşime sebep olan momentlerin zıttı yönünde kontrol edilebilir moment üretir ve titreşimi gidermiş olur.	
Swashplates iz (swashplateless) eş eksenli (coaxial) rotorun titreşim kontrolü /US1035123 3B2	Sikorsky Aircraft Corp	2013	Bu buluşta, swasplatesiz eş eksenli rotorun titreşim kontrolü anlatılmaktadır. Sistemde, üst ve alt rotolara düzlemsel olarak yerleştirilmiş ve yunuslama ekseninde de tahrik sağlayan eyleyiciler bulunmaktadır. Yüksek harmonik kontrol (HHC) sistemi şunları içermektedir; üst ve alt rotor sistemlerinde oluşan altışar titreşim	

[Mayrides D. B., Welsh A. W., Weiner D. S., 2013]			yüklerinin, şasi üzerinde oluşturduğu net altı titreşim yükünün belirlenmesi ve şasideki sensörden gelen titreşim bilgisi doğrultusunda kontrolcünün üst ve alt rotorlarda yer alan eyleyicilerin uygulaması gereken kuvvetleri HHC algoritması ışığında hesaplaması ve eyleyicilerin bu kuvvetleri uygulaması ile titreşimin bastırılması.	
Rotor pali için elektrik enerjisi üretimi sistemi /EP3205583 B1 [Sebald J., Thomas B., 2016]	Airbus Defence and Space GmbH	2016	Bu buluşta, rotor palinden elektrik enerjisi üretilmekten bahsedilmektedir. Sistemde, rotor pali için elektrik gücü üretim sistemi, elektromekanik enerji dönüşüm cihazı, enerji dönüşüm cihazına mekanik olarak bağlanan kuvvet yatağı (guide) yer alır. Enerji dönüşümü piezoelektrik malzemeler ile gerçekleştirilir. Piezoelektrik malzemelerden özel olarak, uyumlu piezoelektrik polimerler olan PVDF, PVDF-TrFE ya da karbon nanotüp (CNT) tabanlı malzemeler kullanılabilir. Bu enerji ile pal LED leri aydınlatılabilir, bir sensör ya da aktüatöre gerekli enerji verilebilir.	

Damper için performans görüntüleme sistemi /US9709124 B2 [Levallard P., Sautier P., 2013]	Hutchinson Technology Inc	2013	Bu buluşta, damperler için bir performans görüntüleme sisteminden bahsedilmektedir. Bahsi geçen damper, helikopter rotorunda sürüklenme yönündeki titreşim damperidir. Sistem, bir manyetik dipol, diğer armatürlere sabitlenmiş ve boyuna eksenine paralel olarak dipole bakacak şekilde konumlandırılmış ve belirlenen bir boşlukla dipolden ayrılmış en az bir 3D Hall etkisi ile çalışan bir manyetik sensör, titreşim emici ile termal temas halinde bulunan en az bir sıcaklık sensörü; titreşim emici tarafından deneyimlenen basınçları veya yükleri gösteren veriler üretecek şekilde düzenlenmiş en az bir kuvvet sensörü içermektedir. 3D Hall etkili manyetik sensörü dipoldan belirlenen hava boşluğu ile ayrılmıştır. 3D Hall etkili manyetik sensörü damper gövdelerinin bağıl hareketini algılar, sıcaklık sensörü titreşim sönümlleme elemanının sıcaklığını ölçer, kuvvet sensörü titreşim damperinin maruz kaldığı kuvvet ya da basınçları ölçer.	 FIG. 1  FIG. 2  FIG. 3  FIG. 4
Ana rotor göbeğini dengeleme yöntemi /US1053831 5B2 [Kopanski K., 2014]	Sikorsky Aircraft Corp	2016	Tekniğin bilinen durumunda birinci frekansta sönümlleme yapılması için pallere sabit ağırlıklar yerleştirilir. Ancak bu yöntem zaman alır ve sadece helikopter yerde iken bu işlem gerçekleştirilebilir. Bu buluşta, ana rotor göbeğinin dengeleme yöntemi anlatılmaktadır. Sistemde, bir eksen etrafında dönen rotor göbeği, rotor göbeğine montelenen ve aynı düzlem içerisinde dönen palller, rotor göbeğine bağlı olan ve rotor göbeğinin dönüş ekseninden ötelenmiş pozisyonda bulunan titreşim azaltıcı sistem, rotor göbeğine bağlı olan hareket edebilir mekanizma, titreşim azaltıcı sistem hareketli platforma bağlanarak hareketli mekanizmanın titreşim azaltıcı	 FIG. 12

			sistemi rotor göbeğine göre bağlı olarak hareket ettirmesi gerçekleştirilmektedir.	
Helikopter rotor kontrolü için fırçasız doğru akım (BLDC) motor tabanlı lineer ya da döner eyleyici /US8915710 B2 [Bedwell J. R., Chaudhry Z., Hoffman A. L., Sun F., Wake E. B., Yeh L. J., 2005]	Sikorsky Aircraft Corp	2005	Bu buluşun amacı, helikopterlerdeki swashplate mekanizmasını, birincil uçuş kontrolü (PFC) ve/veya yüksek harmonik kontrol (HHC) gerçekleştirebilen bir mekanizma ile değiştirmek, mekanizmanın tamamen pal içerisinde bulunması, böylelikle swashplate'in sebep olduğu ağırlık, sürüklenme ve titreşim etkilerini azaltmaktır. Buluşta, fırçasız doğru akım motorunun makaralı vida (roller screw) ya da vidalı mili (ball screw) tahrik etmesi ile flap ve slat lerin istenen hareketleri gerçekleştirilmesi sağlanmaktadır.	 Fig. 11  Fig. 12  Fig. 5  Fig. 6
Rotor aracı için rotor göbeği /US9896199 B2 [Foskey C., Stamps B. F., Sutton D., 2013]	Bell Helicopter Textron Inc	2013	Bu buluşta, rotor aracı için göbekten bahsedilmektedir. Rotor göbeği, boyunduruk (yoke), direk (mast) ve bir veya daha fazla radyal olarak yönlendirilmiş eyleyici içerebilir. Birinci ve ikinci radyal eyleyicilerin her biri, direk ile ilgili boyunduruğun ötelenmesini gerçekleştirmek üzere yapılandırılmış bir pistona sahiptir. Radyal eyleyiciler, düzlem içi girdap titreşimlerini zayıflatacak şekilde yapılandırılmıştır. Rotor göbeğinde, kanat çırpma (flapping) ve dikey titreşimleri azaltmak için, direk ve boyunduruk arasında eyleyiciler bulunabilir.	 FIG. 8

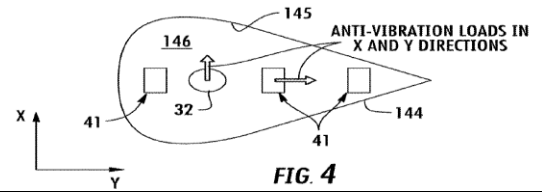
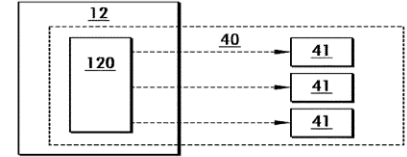
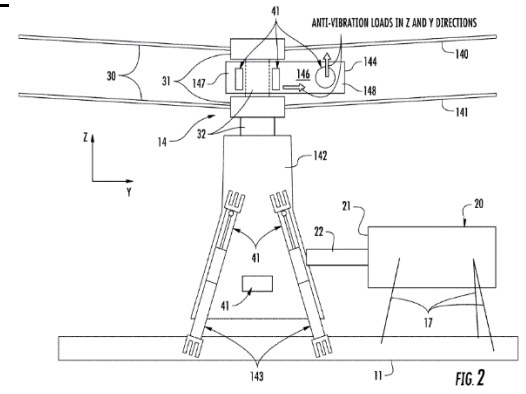
Anti-titreşim momenti üreten hava aracı tahrik etme sistemi /US1053831 4B2

[Basking K. B., Butler P. C., Hunter H. D., Welsh A. W., 2014]

Sikorsky Aircraft Corp

2014

Bu buluşta, hava aracı için anti-titreşim momenti üreten bir tahrik sistemi anlatılmaktadır. Eş eksenli rotorlarda üst ve alt rotor arasında kaporta (fairing) bulunur. Kaportaya yerleştirilen, X ve y yönünde hareket edebilen anti-titreşim yüklerinin eyleyiciler vasıtasıyla tahrik edilmesiyle aktif titreşim kontrolü sağlanmış olur.



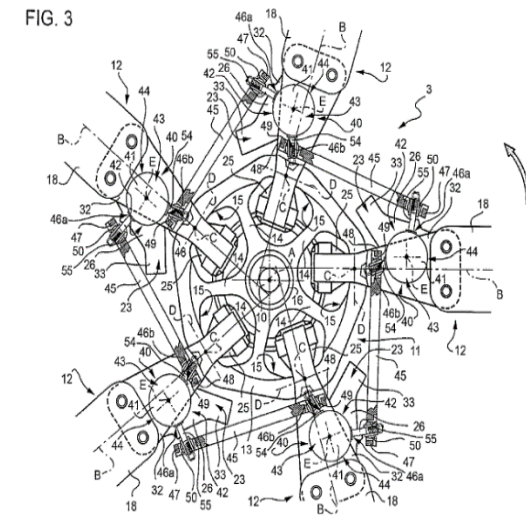
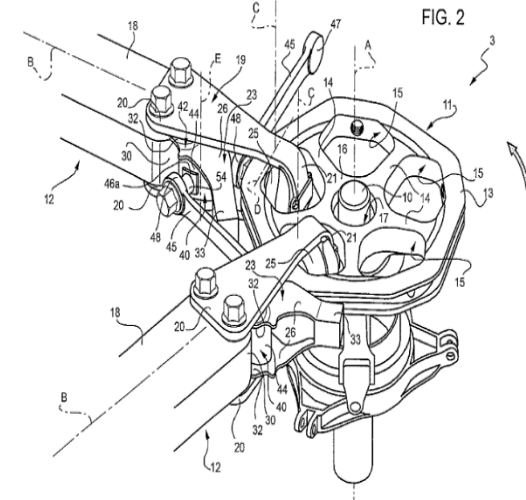
Helikopter rotoru /US8496435 B2

[Attilio C., Ballerio D., Nannoni F., Nour A. P., 2009]

Leonardo SpA

2009

Bu buluş, bir rotor sönümleme cihazı ile ilgilidir. Sistemde; birinci eksen etrafında dönen bir tahrik miline sahip helikopter için bir rotor; birinci eksen etrafında tahrik mili ile açılabilir olarak bütünleşmiş bir göbek; ve göbekten birinci eksenin karşı taraflarına çıkıntı yapan ve ilgili ikinci eksen boyunca birinci eksene çaprazlama (crosswise) olarak uzanan en az iki pal; her bir pal göbeğe ve diğer pale göre ilgili ikinci eksene çapraz olarak ilgili üçüncü eksene göre hareket edebilir. Rotor, ilgili pallerin ilgili üçüncü eksenler etrafında salınımını sönümlemek için en az iki sönümleyiciye sahiptir ve birinci bölümler, üçüncü eksenler boyunca pallerle bütünleşik olarak hareket edebilir; ve sönümleyiciler, birinci kısımlara elastik olarak ve birbirlerine işlevsel olarak bağlı ilgili ikinci kısımlara sahiptir.



Rotor sönümlerme cihazı /US9079660 B2 [Zoppitelli E., Rampal E., 2011]	Airbus Helicopter s SAS	2011	Bu buluşta, bir rotor sönümlerme cihazı anlatılmaktadır. Sistemde; döner bir halkaya ve çok sayıda kola sahip bir rotor için bir damper cihazı, her bir kol halkaya bağlanan bir birinci uçtan uzanır. Bir pale menteşelenmek için uygun bir ikinci uca birinci mekanik bağlantı ile sağlanır. Damper cihazı, döner olmayan bağlayıcıya ve bir arayüzün döner olmayan bir elemanına (non-rotary member) sabitlenmiş döner olmayan damper araçlarını içerir, arayüz arasına yerleştirilir bir kola iletilen bir palin döner hareketini, damper aracı üzerinde harekete (translation) dönüştüren döner olmayan sönümlerme aracı ve halka içerir. Damper aracı viskoelastik eleman içermektedir.	
Rotor aracı palinin yunuslama ve burulması için aparat, sistem ve yöntem /US9487291 B2 [Birchette S. T., Straub K. F., Zientek A. T., 2012]	Boeing Co	2012	Tekniğin bilinen durumunda palin burulması için piezoelektrik eyleyiciler veya şekil hafızalı alaşımlar kullanılabilmektedir. Ancak bu sistemlerin yüksek voltaj gereksinimi, düşük aktive olma zamanları gibi problemleri bulunmaktadır. Bu buluşta, pallerin yunuslama ve burulması için bir aparat anlatılmaktadır. Sistemde; pal pal ucu eyleme mekanizması ve pal kökü eyleme mekanizmalarının bağıl olarak farklı miktarlarda dönmeleri ile pal ucu, pal köküne göre farklı miktarda dönebilmektedir. Burulma için tork tüpü kullanılabilmektedir.	

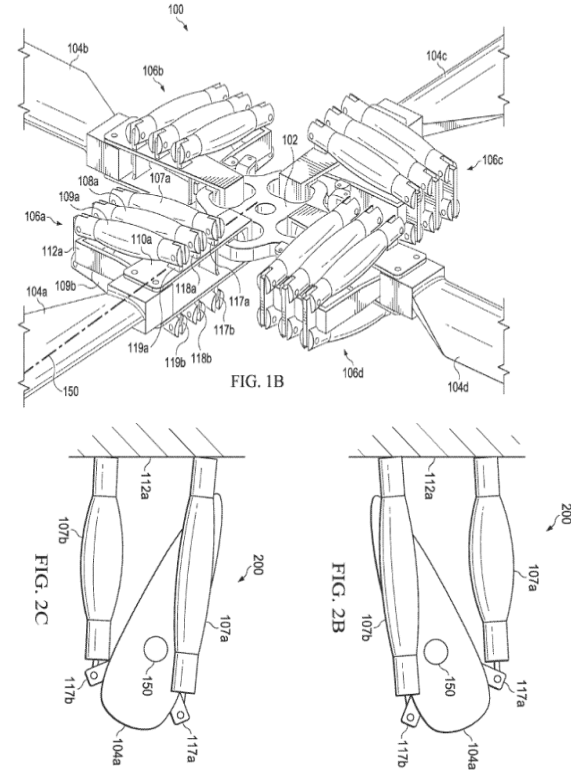
Pnömatik kaslardan yararlanan bağımsız pal kontrolü /US9751624 B2

[Schank T., 2014]

Bell
Helicopter
Textron
Inc

2014

Tekniğin bilinen durumunda bağımsız pal kontrolünde kullanılan sıvıların sızma problemleri ve motor eyleyicilerin ağır olması, düşük torka sahip olmaları ve ayrı bir mekanik iletim mekanizması gerekmesi gibi problemler vardır. Bu buluşta, pallerin yunuslama ve burulma hareketi için pnömatik kasların kullanılmasından bahsedilmiştir. Pnömatik kas, içerisinde basınçlı hava ile çalışmaktadır.



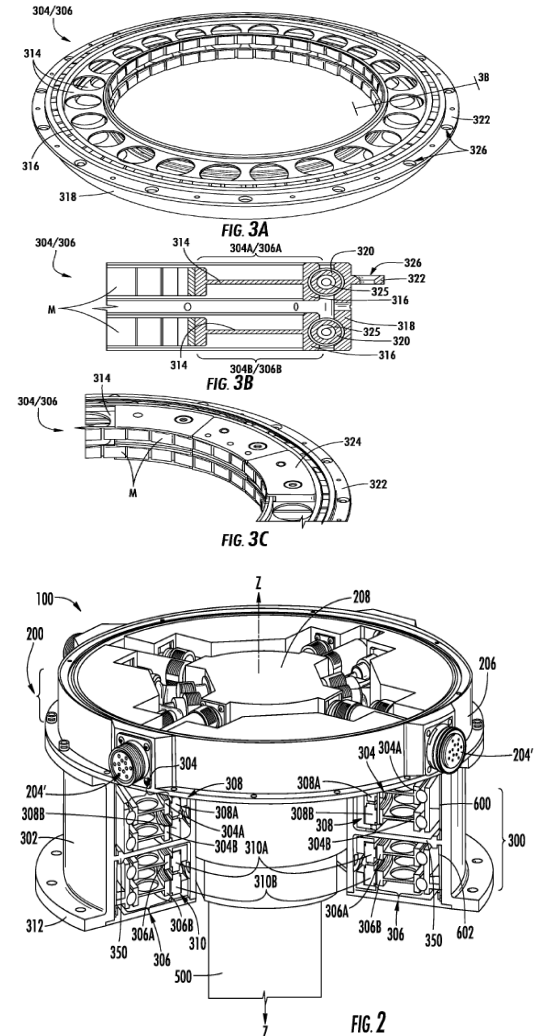
Göbek monteli aktif titreşim kontrolü (HAVC) cihazları, sistemleri ve yöntemleri /US1004685 2B2

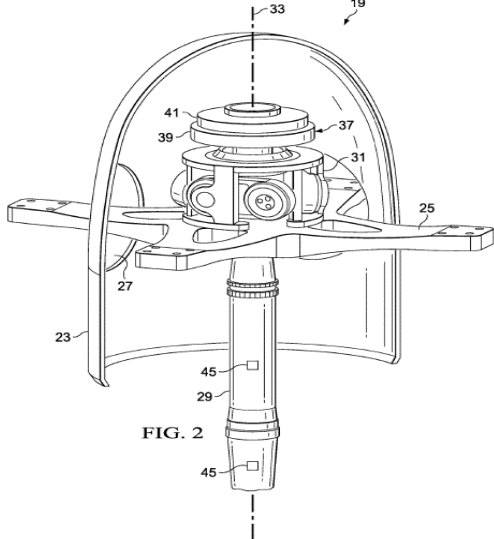
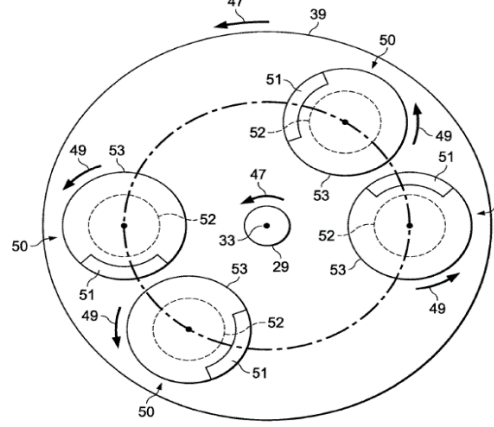
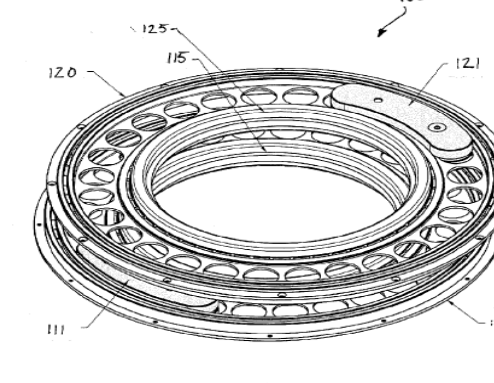
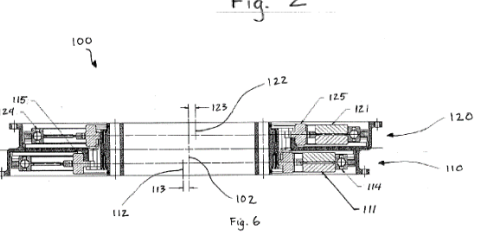
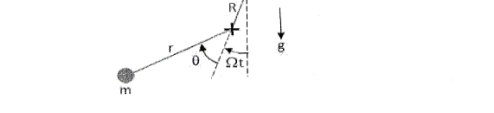
[Altieri E. R., Black R. P., Brannan F. W., Jolly R. M., Swanson A. D., Winzenz L. W., 2012]

Lord Corp

2012

Bu buluş, göbeğe monteli aktif titreşim kontrolü (HAVC) cihazı ile ilgilidir. Cihazda; döner göbeğin bağlandığı muhafaza, benzer olmayan metal bileşenlerin sahip olduğu farklı termal genleşme katsayılarını düzenleyen tolerans yüzükleri içermektedir. Eş eksenli yüzük motorlar dengesiz kütlelerin dönmesini sağlamak üzere ayarlanmıştır. Net kuvvetlerinin istenmeyen titreşimleri iptal etmesini sağlayan dengesiz kütlelerin; dönüş pozisyonunu, fazını ve/veya hızını kontrol etmek için elektrik modülü cihazda bulunmaktadır.



Eş merkezli olmayan (non-concentric) döner kütleler ile aktif titreşim kontrolü /US1006573 0B2 [DeWaters J., Heverly E. D., Stamps B. F., 2014]	Bell Helicopter Textron Inc	2014	Bu buluşta, eş merkezli olmayan döner kütleler ile ana rotorda titreşim kontrolünden bahsedilmektedir. Birinci motor ve ikinci motor birinci kütle ve ikinci kütle döndürmektedir. Motorlar kütlelerin dönmesinden ve konumlarından sorumludurlar. Sensörlerden gelen titreşim verileri ile kütlelerin dönüş hızı, dönüş yönü, indekslenmesi ve faz açılarının kontrol edilmesini sağlayan kontrolcü vardır. Uçuş sırasında motorların kütlelerin kontrolü ile bir frekansı olan rotordan endüklenmiş titreşimleri azaltmak için salınlı kesme kuvvetleri oluşturulmaktadır.	 FIG. 2  FIG. 7
Göbek tabanlı aktif titreşim kontrol sistemleri, cihazları ve eksantrik dengelenmiş rotorlar ile yöntemler /US1054391 0B2 [Fricke G., Jolly R. M., Kakaley D., 2014]	Lord Corp	2014	Bu buluşta, merkezden kaçık dengelenmemiş rotorlar ile hub tabanlı aktif kontrol sisteminden bahsedilmektedir. Döner bir göbek üzerindeki göbek yüklerini iptal etmek için kontrol edilebilen bir döner kuvvet vektörü oluşturan en az bir çift birlikte dönen motorlu dengelenmemiş rotor içerir. Bu kontrol, her rotorun göbek dönüş ekseninden ötelenmiş bir dönüş eksenine sahip olduğu bir konfigürasyon kullanılarak elde edilebilir. Bu şekilde, çalışma hatası modunda, sistem merkezkaç kuvvetleri kütlelerin düşük statik dengesizlik yönüne dönmesine neden olacak şekilde tasarlanmıştır. Rotor fazları kontrol edilebilir döner kuvvet vektörü olacak şekilde kontrol edilebilmektedir.	 Fig. 2  Fig. 6  Fig. 7

Geliştirilmiş gürültü azalması sağlayan çevrimiçi sistem tanımlaması kullanan aktif titreşim kontrol sistemi /US6229898 B1 [Goodman K. R., 1998]	Sikorsky Aircraft Corp	1998	Bu buluşta, gürültü azalışı sağlayan, çevrimiçi sistem tanımlaması kullanan aktif titreşim kontrol sisteminden bahsedilmektedir. Araçtaki titreşimi algılayan bir sensör, Kalman filtreleme algoritmalarını kullanan bir kontrol devresi, bir eyleyiciden sensöre bir önceki komut kuvvetini adapte eden ve böylece tahmini bir araç tepkisini temsil eden bir parametreyi dinamik olarak güncelleyen bir kontrol sinyali üretilmektedir. Dinamik olarak güncellenen bu parametre, ampirik olarak türetilmiş sabit bir değerin ve eyleyici tarafından uygulanan kuvvetlerdeki değişikliğin bir fonksiyonu olan bir kovaryansın (covariance) kullanılması sonucu gerçekleşir.	
Eyleyici eşitlenmesi için Kalman filtresi lineer durum tahmin edicisinin entegre edilmesi /US8626359 B2 [Andrews J. J., 2010]	Sikorsky Aircraft Corp	2010	Bu buluşta, eyleyici eşitlenmesi için Kalman filtresinin kontrolcüye entegre edilmesi anlatılmaktadır. Başlangıç kontrol sinyali ve sensör tepki sinyali ilişkilendirilerek ve eyleyici yanlışlıkları, sensör hassasiyetleri ve gürültü (noise) hesaba katılarak sinyal değiştirilir. Buradaki kontrolcü, başlangıç kontrol sinyali ile toplama için, eyleyici komutlarına doğrusal sensör duyarlılığının ters bir değerini (inverse value of a linear sensor sensitivity) ve harici arızalara karşı sensör duyarlılığı değerini veren bir Kalman filtresi içerir.	

Aktif gecikme damperli titreşim kontrolü /US1011270 9B2 [Heverly E. D., Smith M., Stamps B. F., 2014]	Bell Helicopter Textron Inc	2014	Bu buluşta, aktif gecikme damperli titreşim kontrolü anlatılmaktadır. Sistemde; birinci, ikinci ve üçüncü damperler ve bahsedilen damperlerin kendilerine ait muhafaza, kontrolcü tarafından pompa sistemi ve sönümlerme cihazı bulunmaktadır. Her bir sönümleyici kontrol bilgisayarını sönümlerme özellikleri ve performansı için geri besleme sensörleri kullanan kapalı devre kontrol sistemi ile kontrol edilir. Daha sonra kontrolcü, sönümleyicinin dinamik yay oranını ayarlayarak optimum performans sağlamak üzere pompa sisteminde uygulanması gereken uygun aksiyonu belirler.	
Hava aracı için çift frekans damperi /US8622375 B2 [Bosworth J., Smith R. M., Stamps B. F., Yuce M., 2012]	Textron Innovation s Inc	2012	Bu buluşta, hava aracı için çift frekans damperinden bahsedilmektedir. Çift frekanslı bir damper, bir sıvı atalet titreşim giderici (liquid inertia vibration eliminator) (LIVE) kısmı ve bir sıvı damper kısmı içerir. CANLI kısım ve sıvı damperi kısmı seri olarak çalışır ve işlev görür, böylece çift frekanslı damper hem sertlik (stiffness) hem de çoklu frekanslarda sönümlerme için optimize edilir. LIVE kısmı, düşük frekanslı salınım kuvvetlerinin (low frequency oscillatory forces) öncelikli olarak akışkan damperi kısmının yüksek yay oranı ve yüksek sönümlerme oranı özellikleri ile seçilmesine neden olmak ve aynı zamanda öncelikle düşük LIVE ünitesi kısmının yay oranı ve düşük sönüm oranına sahip olmasını sağlamaktadır.	

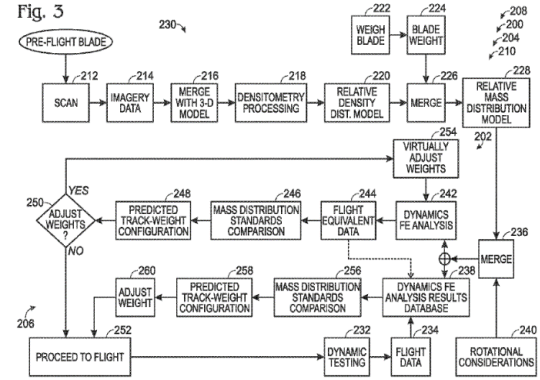
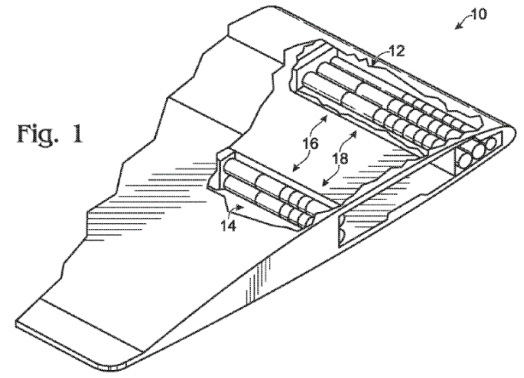
**Helikopter
rotor pal
dengelenme
si için
yöntem ve
sistemler
/US8954298
B2**

**[Mlinar E. S.,
Santerre E.
A., 2012]**

Boeing Co

2012

Bu buluş, helikopter rotor pal dengelenmesi için bir yöntem ve sistem anlatmaktadır. Yöntem; rotor palinin yoğunluk verisinin bilgisayar tarafından alınması, bilgisayar tarafından rotor palinin yoğunluk haritasının oluşturulması, bilgisayardaki yoğunluk haritası ile palin 3D modelinin birleştirilerek rotor palinin bağıl yoğunluk dağılımının çıkartılmasını içermektedir. Palin 3D modeli, rotor palinin dış konturunun içerisinde çoklu hacimlerin sonlu olarak bulunmasını içermektedir. Rotor pali taranarak yoğunluk verisi elde edilmektedir.



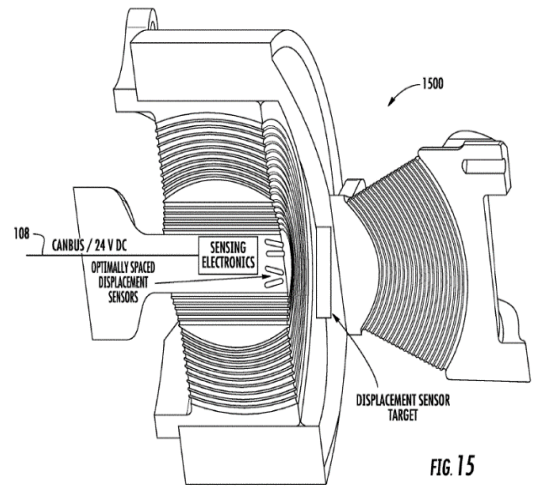
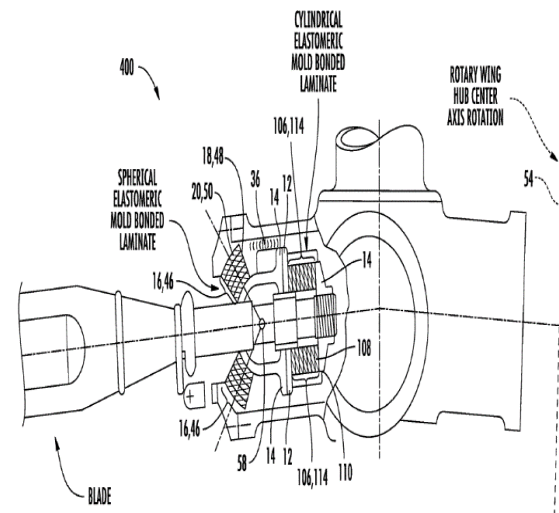
**Entegre
akıllı
algılama
sistem ve
yöntemleri
/US2019030
8721A1**

**[Mlinar E. S.,
Santerre E.
A., 2012]**

Lord Corp

2016

Tekniğin bilinen durumunda palin hareketleri hakkında geri bildirim alınması, bir ya da daha çok magnetin magnetometreye göre hareketi ile oluşan manyetik alandaki dalgalanmaların tespiti ile gerçekleştirilir ve bu indirekt tespittir. Direkt tespit sistemi gereksinimi bulunmaktadır. Bu buluş, hareket kontrol yatakları ile ilgilidir. Buluş ile rotorun öm. hareketleri, kuvvetleri, torkları gibi durumları gerçek zamanlı olarak ölçülebilmektedir. Böylelikle hemen uçuş durum görüntülenmesi hem de rotor aracı için sağlık görüntülenmesi gerçekleştirilebilmektedir. Sensörler şunları içermektedir; ivmeölçerler, DVRTler (Differential Variable Reluctance Transducer), gerinim ölçerler, piezoelektrik sensörler, magnetometreler, takometreler, tork sensörleri, sıcaklık sensörleri ve eylemsizlik ölçüm üniteleri (IMUs). Veriler uçuş kontrol sistemine veri yolu (data bus) ile aktarılır.



Döner kanat hava aracı pal takibi /US9758258 B2 [Fang A., Lozano P. S., 2012]	Sikorsky Aircraft Corp	2012	Tekniğin bilinen durumunda pal takibi; görünürlüğü hassas optik kamera ekipmanları ve pal gökyüzünü bloke ettikçe zıtlık farklılıklarını belirleyebilmek için elektromanyetik ışık dalga spektrumu kullanılır. Bu yöntemlerin birçok dezavantajı vardır. Bu buluş, bir pal takibini kullanılır. Sistemde; pallerin uzunlamasına kirişleri üzerinde birçok sensör bulunur ve sensörler lokal veri işlemesi gerçekleştirilebilmektedir. Paldeki veriler kablosuz olarak taşınabilmektedir. Döner göbeğe referans sensör yerleştirilir, referans sensörden ve paldeki sensörlerden gelen verileri işleyen işlemci bu verilere göre, palin ilerleme/gecikme, kanat çırpma ve yunuslama hareketlerinden en az birini belirler. Referans ve pal sensörleri, üzerlerinde mikroişlemler yapılması ve kablosuz veri aktarımına olanak sağlaması için MEMS malzemedir.	
---	-------------------------------	-------------	---	--

SONUÇ

Patent veri tabanı analizi ile genel perspektife bakıldığında, titreşimlerin azaltılması için rotor üzerindeki tasarımların ve pallerin, değişken uçuş koşullarına uyum sağlama yeteneklerinin geliştirilmesinin amaçlandığı görülmektedir.

Yapılan prototipler ve ürünler bazında bakıldığında ise; helikopter teknolojisini lideri konumundaki Sikorsky şirketi yoğunlukla, coaxial rotor (eş eksenli zıt yönde dönen rotorlar) teknolojisi üzerine patent başvurusu yaptığı görülmektedir. Bu konu üzerine yapılan çalışmalar patent veri tabanı analizlerinden ve geliştirdikleri “Sikorsky – Boeing SB-1 Defiant” adlı helikopter modelinden görülebilmektedir. Ayrıca Flexsys şirketi, havacılık fuarında prototipini sunduğu uçak kanadının tüm kanat yapısı ile yekpare üretilmesi sonucunda değişken uçuş koşullarına kanatların uyum sağlamasını hedeflenmiştir. İdeal sistemin bu yönde olduğu görülmektedir.

Airbus şirketinin hava aracı üzerinde bulunan pallerdeki titreşimi azaltmak için başvurduğu yöntemler incelendiğinde; rotora yerleştirilen damperlerin kullanımı ve ağırlıkların manipülasyonu ile ağırlık merkezinin değiştirilmesi, pal kökü tasarımı, titreşim enerjisinin depolanarak elde edilen enerjinin hava aracında enerji gerektiren yerlerde kullanımı, kuyruk titreşimlerinin azaltılması ve tiksotropik malzeme ile göbek - rotor (hub – rotor) kontrolünün öne çıktığı görülmektedir.

Bell Helicopter (Textron Inc) şirketinin hava aracı üzerinde bulunan pallerdeki titreşimi azaltmak için başvurduğu yöntemler incelendiğinde; genel çalışma odaklarının rotor üzerinden pallerdeki titreşimin sönümlenmesi üzerine olduğu görülmektedir. Bu bağlamda, özellikle sıvılar ile sönümlenme üzerine çalıştıkları görülmektedir. Bu prensiple çalışan ve geliştirdikleri LIVE© teknolojisi ile ilgili oldukça fazla sayıda patent başvurusunda bulundukları görülmektedir. Buna ek olarak, titreşim sönümlenme için çalışma alanlarından öne çıkan konular; katlanabilir pal ve pal ucu

(wingtip) yapısı, elektoreolojik sıvı ile sönümlleme, göbek–rotor kontrolünün aktuatörler ve hidrolik sistem ile yapılması, rotorda yay ve sıvılar ile elastik enerji depolanması, pnömatik kaslar ile rotor kontrolü, rotorda yer alan sönümleyiciler ve yerleri değiştirilebilen ağırlıklar yöntemleridir.

Sikorsky Aircraft Corp şirketinin hava aracı üzerinde bulunan pallerdeki titreşimi azaltmak için başvurduğu yöntemler incelendiğinde; coaxial rotor teknolojisine ve bu alandaki problemleri çözmeye odaklandıkları görülmektedir. Buna ek olarak, titreşim sönümlleme için çalışma alanlarından öne çıkan konular; pal içerisinde hava geçirilmesi, helikopter rotor kontrolcüsünde Kalman filtresinin kullanımı, rotorda sönümleyiciler ve aktuatörlerin kullanımı, palde sensör kullanımı, BLDC motor ile kontrol yüzeylerinin yüksek harmonik kontrolünün gerçekleştirilmesi, pal içerisinde konumu değişebilen ağırlıklar, pal içerisinde Eddy akımı (eddy current) ile çalışan sönümleyiciler, üretilen palin yük hücresi ile yük dağılımın tespit edilip buna göre çekirdek (core) tasarımı yapılması, coaxial rotor teknolojisinde pal ucu yükseklikleri ve rotor serbestlik derecelerine yanıt verilmesi ve esnek kiriş (flexbeam) teknolojisine yönelik çalışmaları görüşmüştür.

Patent veri tabanında son dönemlerde kullanılmaya başlanan, gelişmiş teknolojilerden bazıları ise şunlardır; şekil hafızalı alaşımlar (shape memory alloy) (SMA), şekil hafızalı alaşımlı aktuatörlerin daha etkin ve verimli kullanımı için nanoparçacıkların yapı kompozisyonuna entegre edilmesi, elektoreolojik (electo-rheological) sıvılar, piezoelektrik (piezoseramik, piezokompozit ve piezopolimerler), manyetostriktif, elektrostriktif, elektroaktif, ferroelektrik ve elektroaktif polimerler, grafen oksit, karbon nanotüp, mezopo piezoelektrik nanojeneratör (mezoporous piezoelectric nanogenerator) (MPN) filmi, viskoelastik malzeme kullanımı, Eddy akımı (Eddy current) kullanımı ile sönümlleme yapılması, termoduyarlı malzeme kullanımı, supramoleküler bileşiklerin kullanımı, 3D Hall etkisinin kablosuz sensörlere entegre edilerek performans görüntülenmesinin daha sağlıklı yapılması, pallerde pnömatik kas aktuatörlerinin kullanımı, akışkan yapay kas (fluid artificial muscle) (FMA) kullanımı, pal rulmanlarındaki sensör kullanımında; DVRT, gerinim ölçer, piezo elektrik sensörleri, manyetometreler, takometreler, tork sensörleri, sıcaklık sensörleri ve atalet ölçüm birimlerini (IMU'lar) gibi bileşenlerin kullanılması ile gelişmiş sensör sistemlerinin elde edilmesi, Sıvı Atalet Titreşim Yok Edicisi (Liquid Intertia Vibration Eliminator) (LIVE©) teknolojileridir.

Kaynaklar

Austruy J., 2011, Rotor Hub Vibration and Blade Loads Reduction, and Energy Harvesting via Embedded Radial Oscillator.

Welsh A. W., 2018, Sikorsky, Helicopter Vibration Reduction.

Cranga P., Konstanzer P., 2002, Recent Advances in Eurocopter's Passive and Active Vibration Control.

FAA, 2020, Chapter 4, Helicopter Components Sections and Systems, https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/helicopter_flying_handbook.

Kessler C., 2011, Active Rotor Control for Helicopters: Individual Blade Control and Swashplateless Rotor Designs .

Byham M. G., Lowson V. M., Hawkings L. D., Perry John Frederick, 1975, "Helicopter Rotor Blades", U.S. Patent 4077741A.

Miljković Dubravko, 2009, Review of Active Vibration Control.

Chandrasekar Jaganath, Friedmann P. Peretz, Liue Li, 2005, Higher–Harmonic-Control Algorithm for Helicopter Vibration Reduction Resivited.

Kessler Ch., 2011, Active Rotor Control for Helicopters: Motivation and Survey on Higher Harmonic Control.

Wretblad Linus, 2020, A GoldMine of Knowledge is Hidden in Patents, <https://www.sacc-sf.org/a-goldmine-of-knowledge-is-hidden-in-patents>.

Derwent Innovation Tool, <https://clarivate.com/derwent>

Clingman D. J., Mallari M. L. R., 2015, "Methods and Systems For Rotary Wing Active Flow Control", U.S. Patent 10302064B2, Boeing.

Ervin F. G., Hetrick A. J., Kota S., 2006, "Compliant Structure Design of Varying Surface Contours", U.S. Patent 8418966B2, FlexSys Inc.

Barrett M. R., Vos R., 2009, "Method and Apparatus For Pressure Adaptive Morping Structure", U.S. Patent 8366057B2, University of Kansas.

O'Brien J. M., Pogue R. W., Thomas P. J., 2008, "Active Twist Hollow Beam System", U.S. Patent 8246303B2, US Secretary of Navy.

Felker J. C., Suntsova A. S., 2015, "Vibration-Harvesting Variable-Stiffness System and Method", U.S. Patent 10065731B2, Boeing Co.

Femmy A. C., 2012, "Independent Blade Control System with Hydraulic Cyclic Control", U.S. Patent 8973864B2, Bell Helicopter Textron Inc.

Hartmann S., 2016, "Leaf Lever Arm and Method For Adjusting the Cyclic Control Amplitude of a Helicopter on a Blade-Individual Basis", Deutschland Patent 102016220609B4, ZF Friedrichshafen AG.

Hausberg Andre, Steffen Hartmann, 2015, "System for Reducing Vibrations or Stresses in a Rotor Blade System", U.S. Patent Publication 20170158317A1, ZF Friedrichshafen AG.

Büsing M., 2016, "Adjustment of Track and Balance of a Multi-Blade Rotor", E.P. Patent 3296198A1, Airbus Helicopters Deutschland GmbH.

Andrzejewski A., Haloui E. A., Seminel B., 2015, "Adjustable Knife in Operation Rotor of Rotating Machine Rotating Machine and Aircraft", F.R Patent 3045714B1, Ratier Figeac SAS.

McCollough M. J., Wasikowski M., 2011, "Reconfigurable Rotor Blade", U.S. Patent 8876036B2, Textron Innovations Inc.

Certain B., Jouve J., 2014, "Rotorcraft Tail Rotor A Rotocraft Fitted with Such a Tail Rotor and a Method of Statically and/or Dynamically Balancing a Rotorcraft Tail Rotor", U.S. Patent 10479494B2, Airbus Helicopters SAS.

Haldeman P. A., 2017, "Adjustable Blade Balance Module", U.S. Patent 10549840B2, Textron Innovations Inc.

Dunn E., 2018, "Blade Moment Adjustment System", U.S. Patent Pub 20190344882A1, Sikorsky Aircraft Corp.

Scott W. M., 2012, "Mission Adaptive Rotor Blade", U.S. Patent 9505492B2, Sikorsky Aircraft Corp.

Sargent C. D., Scott W. M., 2015, "Reduced Blade Vortex Interaction", U.S. Patent Pub 20180297692A1, Sikorsky Aircraft Corp.

Hunter H. D., Nussenblatt L. E., 2015, "Systems and Methods for Damping Rotor Blade Assemblies", U.S. Patent Pub 20170036758A1, Sikorsky Aircraft Corp.

- Maresh R. A., Philips B. N., Sutton A. D., Wasikowski E. M., 2017, "Adaptable Rotor Blade Design for Performance Flexibility", E.P. Patent 3378766B1, Bell Helicopter Textron Inc.
- Alfano D., Desvigne D., 2017, "Thick Aerodynamic Profiles for Blade Necks and Blade Sleeve Fairings for an Aircraft Rotor", E.P. Patent Pub 3501979A1, Airbus Helicopters SAS.
- Andrews J. J., 2016, "Rotor Damping", U.S. Patent 10442531B2, Sikorsky Aircraft Corp.
- Andrews J. J., Welsh A. W., 2016, "Rotor Dampers", U.S. Patent Pub 20180111681A1, Sikorsky Aircraft Corp.
- Bianchi L., Reveillon D., 2013, "Blade with Reduced Torsional Rigidity and Rotor Equipped with Such a Blade", U.S. Patent 10661890B2, Airbus Helicopters SAS.
- Goldman A. B., 2017, "Variable In-Flight Wing Fold System", U.S. Patent 10407160B2, Bell Helicopter Textron Inc.
- Grohmann B., Storm S., 2009, "Anisotropic Actuation of a Helicopter Rotor Blade Tip", E.P. Patent 2228299B1, Daimler Chrysler Aerospace AG.
- Barlow E. L., Ngo T. H., 2000, "Lifting Surface with Active Variable Tip Member and Method for Influencing Lifting Surface Behavior Therewith", U.S. Patent 6394397B1, Boeing Co.
- Bussom R., McVeigh A. M., Narducci P. R., Zientek A. T., 2004, "System and Method for Improved Rotor Tip Performance", U.S. Patent 7757992B2, Boeing Co.
- Foskey E. C., 2017, "Variable Sweep Rotorcraft Blade Tip", E.P. Patent 3372497B1, Bell Helicopter Textron Inc.
- Cotton E., Daniels A., 2016, "Core Material for Balanced Rotor Blade", E.P. Patent 3293119B1, Sikorsky Aircraft Corp.
- Drago S. A., Hafner M. E., Meyer M. L., Scott P. A., 2015, "Method for Static Balancing of Aircraft Rotor Blades", U.S. Patent 9914534B2, Sikorsky Aircraft Corp.
- Eller E., Knag J., 2013, "Helicopter Rotor Load Reduction and Tip Clearance Control", U.S. Patent 9233753B2, Sikorsky Aircraft Corp.
- Gmirya Y., Welsh A. W., 2014, "Vibration Control Assembly for an Aircraft and Method of Controlling Aircraft Vibration", U.S. Patent Pub 20170334553A1, Sikorsky Aircraft Corp.
- Mayrides D. B., Weiner D. S., Welsh A. W., 2013, "Vibration Control of a Swashplateless Coaxial Rotor", U.S. Patent 10351233B2, Sikorsky Aircraft Corp.
- Sebald J., Thomas B., 2016, "Electrical Energy Generating System for a Rotor Blade Illumination System for a Rotor Blade Rotor Blade and Rotor System", E.P. Patent 3205583B1, Airbus Defence and Space GmbH.
- Levallard P., Sautier P., 2013, "Instrumented Damper and Performance Monitoring System Comprising Such a Damper", U.S. Patent 9709124B2, Hutchinson Technology Inc.
- Kopanski K., 2014, "Method of Balancing a Main Rotor Hub", U.S. Patent 10538315B2, Sikorsky Aircraft Corp.

Bedwell J. R., Chaudhry Z., Hoffman A. L., Sun F., Wake E. B., Yeh L. J., 2005, "Brushless Direct Current (BLDC) Motor Based Linear or Rotary Actuator for Helicopter Rotor Control", U.S. Patent 8915710B2, Sikorsky Aircraft Corp.

Foskey C., Stamps B. F., Sutton D., 2013, "Rotor Hub for a Rotorcraft", U.S. Patent 9896199B2, Bell Helicopter Textron Inc.

Basking K. B., Butler P. C., Hunter H. D., Welsh A. W., 2014, "Anti-Vibration Moment Generating Aircraft Actuation System", U.S. Patent 10538314B2, Sikorsky Aircraft Corp.

Attilio C., Ballerio D., Nannoni F., Nour A. P., 2009, "Helicopter Rotor", U.S. Patent 8496435B2, Leonardo SpA.

Zoppitelli E., Rampal E., 2011, "Rotor Damper Device and an Associated Rotor and Aircraft", U.S. Patent 9079660B2, Airbus Helicopters SAS.

Birchette S. T., Straub K. F., Zientek A. T., 2012, "Apparatus System and Method for Pitching and Twisting a Blade of a Rotorcraft", U.S. Patent 9487291B2, Boeing Co.

Schank T., 2014, "Individual Blade Control Utilizing Pneumatic Muscles", U.S. Patent 9751624B2, Bell Helicopter Textron Inc.

Altieri E. R., Black R. P., Brannan F. W., Jolly R. M., Swanson A. D., Winzenz L. W., 2012, "Hub-Mounted Active Vibration Control (HAVCS) Devices Systems and Methods", U.S. Patent 10046852B2, Lord Corp.

DeWaters J., Heverly E. D., Stamps B. F., 2014, "Active Vibration Control System with Non-Concentric Revolving Masses", U.S. Patent 10065730B2, Bell Helicopter Textron Inc.

Fricke G., Jolly R. M., Kakaley D., 2014, "Hub-Based Active Vibration Control Systems Devices and Methods with Offset Imbalanced Rotors", U.S. Patent 10543910B2, Lord Corp.

Goodman K. R., 1998, "Active Vibration Control System Using On-Line System Identification with Enhanced Noise Reduction", U.S. Patent 6229898B1, Sikorsky Aircraft Corp.

Andrews J. J., 2010, "Implementation of Kalman Filter Linear State Estimator for Actuator Equalization", U.S. Patent 8626359B2, Sikorsky Aircraft Corp.

Heverly E. D., Smith M., Stamps B. F., 2014, "Vibration Control with Active Lag Damper", U.S. Patent 10112709B2, Bell Helicopter Textron Inc.

Bosworth J., Smith R. M., Stamps B. F., Yuce M., 2012, "Dual Frequency Damper for an Aircraft", U.S. Patent 8622375B2, Textron Innovations Inc.

Mlinar E. S., Santerre E. A., 2012, "Methods and Systems for Helicopter Rotor Blade Balancing", U.S. Patent 8954298B2, Boeing Co.

Altieri R., Churchill D., Jolly M., Kakaley D., Marr Conor, Swanson D., 2016, "Integrated Smart Sensing Systems and Methods", U.S. Patent Pub 20190308721A1, Lord Corp.

Fang A., Lozano P. S., 2012, "Rotary Wing Aircraft Blade Tracking", U.S. Patent 9758258B2, Sikorsky Aircraft Corp.