

İLERİ MÜHENDİSLİK ÇALIŞMALARI VE TEKNOLOJİLERİ DERGİSİ

Havacılıkta Şekil Değiştirebilir Teknoloji Uygulamaları

Selin UZUN*¹ , Bürde İSEN*² , Tamer SINMAZÇELİK*³ 

*Kocaeli Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makina Mühendisliği Bölümü, Kocaeli, 41380, Türkiye

Derleme Makalesi, Geliş Tarihi: 27.04.2021, Kabul Tarihi: 17.06.2021

Özet

Bu çalışma kapsamında şekil değiştirebilen teknolojilerin havacılık uygulamalarında dünya çapındaki gelişmeleri, projeleri ve gelecek planları incelenmiştir. İncelenen projelerin aerodinamik, yapısal ve malzeme tasarım yaklaşımlarına yakın perspektiften bakılmıştır. Bu teknoloji sayesinde çoklu göreve uyumlu hale gelen hava aracı, istenilen konfigürasyonu sağlayarak; menzil artışı, yakıt tasarrufu, düşük karbon emisyonu gibi avantajları beraberinde getirerek havacılık sektöründeki gelişmelere ilgiyi çekerken, farklı teknolojilerin de kapısını aralayacaktır. Araştırmalar sırasında şekil değiştirebilir hava araçlarının sabit kanatlı hava araçlarına göre avantaj ve dezavantajları ele alınmıştır.

Anahtar Kelimeler: Şekil Değiştirebilir, Kanat, Kanat Ucu, Göreve Uyumlu Kanat.

Morphing Technology Applications in Aviation

Abstract

Within the scope of this study, worldwide developments, projects and future plans of morphing technologies in aviation applications were examined. The aerodynamic, structural and material design approaches of the projects examined are looked at from a close perspective. Thanks to this technology, the aircraft, which is compatible with multiple missions, provides the desired configuration; While attracting attention to the developments in the aviation sector by bringing advantages such as range increase, fuel saving and low carbon emission, it will also open the door to different technologies. During the research, the advantages and disadvantages of morphing aircraft compared to fixed wing aircraft were discussed.

Keywords: Morphing, Wing, Winglet, Mission Adaptive Wing.

¹Sorumlu yazar selinzun@gmail.com, ²burdeisen@gmail.com, ³tamersc@kocaeli.edu.tr

1. GİRİŞ

Hava araçlarının tüm uçuş koşullarına elverişli olması beklenir. Fakat hiçbir hava aracı bütün koşullar için elverişli olamaz. Hava araçlarında sadece belirli tür uçuş görevlerine uygun en iyileştirilmiş tasarımlar kullanılır. Örneğin yolcu uçakları uzun menzilli seyir kabiliyetine sahip, avcı uçakları ise yüksek hızlı ivmelenme ve manevra performansı maksimum olacak şekilde tasarlanmıştır. Havacılık alanında yaşanan gelişmelerle birlikte verimlilik ve performans artırma arayışları da beraberinde gelmiştir. Hava araçlarının tasarımında uçuş sırasında adaptasyon ve optimizasyon konularında doğadan ilham alınmıştır. Kuşların kanatlarını açması ile tüylerindeki açıklıkların taşıma kuvvetinden itki kuvvetine nasıl dönüştüğü incelenmiştir. Bu incelemelerden yola çıkarak çoklu görev performansını sağlamak için şekil değiştirebilir teknolojiler (Morphing Technology) üzerine çalışılmaya başlanmıştır (Özgen vd., 2008).

1990'ların ortalarında NASA / Langley Araştırma Merkezi'nde şekil değiştirebilen uçak konsepti çalışmaları başlatılmıştır ve günümüzde NASA'nın Çığır Açan Araç Teknolojileri Projesi kapsamında çalışmalar devam etmektedir. Bu projenin amacı hava araçları için aerodinamik yüzey şekli değişikliğini mümkün kılacak çoklu görev performansını sağlayan, hava araçlarına entegre edilebilecek sistemleri geliştirmektir. Şekil değiştirebilir teknolojinin kullanılmak istendiği bir diğer alan ise kanat uçlarıdır (Winglet). Kanat uçları, kanat ucundaki kuyruk türbülanslarını önlemek için dikeyden yaklaşık 25 derecelik bir açıyla oluşturulan küçük kanat yapılarıdır. Sabit kanat ucu kullanımı düz uçuşlar esnasında büyük bir verim sağlamakta iken, düşük hızlarda gerçekleşen iniş ve kalkış esnasında aynı verimi sağlamamaktadır. Özetle iniş ve kalkış esnasında düz bir kanat profili, uçuş esnasında ise şekil değiştirebilir kanat ucu vasıtasıyla dikeye yakın bir konuma ulaşan kanat ucu profili yardımı ile aerodinamik verimliliğin artışının bir sonucu olarak uçuş menzilin artışı, yakıt tasarrufu ve buna bağlı olarak daha az karbon salınımı gibi avantajlar sağlanması beklenmektedir.

2. ŞEKİL DEĞİŞTİREBİLİR HAVA ARAÇLARINA GENEL BAKIŞ

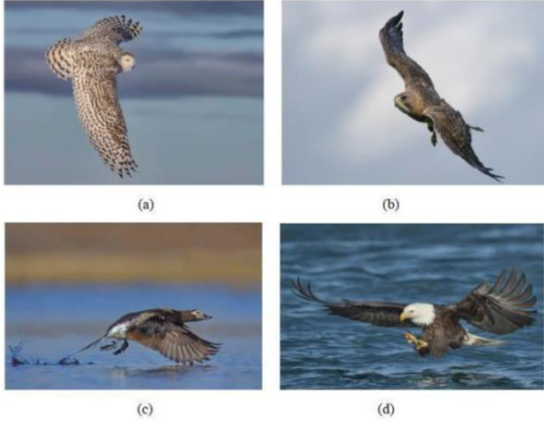
Şekil değiştirebilir hava aracı, farklı uçuş koşullarına uyum sağlamak için uçuş sırasında geometrisinin konfigürasyonunu değiştiren araç olarak tanımlanır. Bu hava araçlarındaki gövde geometrileri çeşitli hedefler doğrultusunda artırılmış performans elde edebilmek için uyarlanabilmektedir (Pendleton vd., 1992).

Şekil değiştirebilir hava araçları ile, uçuş esnasında konfigürasyonu değiştirmek suretiyle, çok amaçlı görevleri en verimli şekilde gerçekleştirmek, birden fazla sayıda, pahalı ve göreve özgü uçağa ihtiyaç duymadan görevleri yerine getirmek ve maliyet etkinliğini artırabilmek mümkündür (Acar ve Oktay, 2018).

Tüm bunların yanı sıra şekil değiştirebilir özelliği, yakıt ekonomisi, menzil artışı, karbon emisyonunda ve gürültü kirliliğinde azalmayı da beraberinde getirmektedir. Flightpath 2050 gündeminde formüle edilen yeşil tasarım kriterleri, NOx emisyonlarında %90 azalma, algılanan uçak gürültü seviyelerinde %65 ve yolcu/kilometre başına CO2 emisyonlarında %75 azalma ile temsil edilmektedir. Klasik Breguet menzil denklemi bize bu hedeflere ulaşmanın tek yolunun daha iyi motorlar, aerodinamik açıdan daha verimli kanatlar ve daha hafif yapılar olduğunu söylemektedir. Bununla birlikte, geleneksel uçak tasarımı, uçuş zarfında ve yakıt koşulunda yalnızca tek bir noktaya göre optimize eder; bu nedenle, tüm uçaklar uçuş zarfının diğer noktalarında yetersizdir. Doğrudan ve dolaylı çevre gereksinimlerini karşılayabilen daha verimli uçakların, yalnızca uçağın kabiliyetini uçustaki konfigürasyonunu her zaman en uygun konfigürasyonda olacak şekilde uyarlayarak geliştirerek elde edilebilmesi muhtemeldir. Aktif Esnek Kanat, Aktif Aeroelastik Kanat, Aktif Aeroelastik Uçak Yapıları (3AS), Akıllı Uçak Morphing Teknolojileri (SMorph), Yeni Nesil Kanatlar için Akıllı Yüksek Kaldırma Cihazları (SADE) dahil olmak üzere son 15 yılda birçok alternatif sistem araştırması yapılmıştır. NOVEL Hava Aracı Yapılandırması (NOVEMOR) kapsamında şekil değiştirebilir teknolojinin farklı konseptleri incelenmiştir. Ancak hangisinin en iyi konsept olduğunu belirleyecek açık bir yol bulunmadığı söylenmiştir (Mills ve Ajaj, 2017).

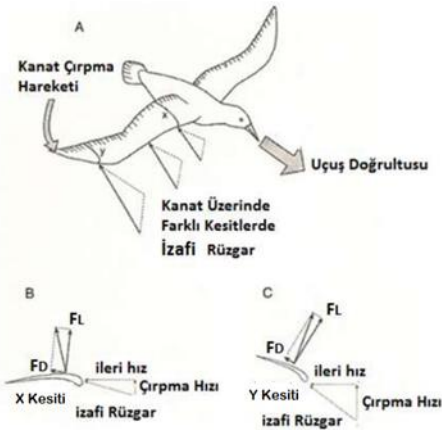
Aerodinamik verimliliği iyileştirmek için tasarlanan ve kullanılan kıvrık kanat ucu tasarımları göz önüne alındığında, gözden kaçırmamak gerekir ki mevcut tüm kanat ucu tasarımları kanat üzerine sabitlenmeleri açısından ortak bir zorluğu paylaşmaktadır. Bu nedenle, uçağın aerodinamik şekli yalnızca, uçağın en çok zaman harcayacağı ve yakıtın çoğunu tüketeceği tek bir duruma göre optimize edilir. Hava aracının kalkış ve iniş anında düşük hız etkin olduğu için girdaplardan doğan sürtünme etkisi azdır. Dolayısıyla düşük hızın etkin olduğu, yüksek kaldırma kuvvetine gereksinim duyulduğu durumlarda kıvrık kanat ucu tasarımının getirisi pek olmamaktadır. Bu nedenle düşük hızlarda kullanılmak üzere kıvrık kanat ucunun yatay konumda kalması suretiyle kaldırma kuvvetinin artırılması söz konusu olabilir. Kalkış sonrası ise istenen açıda dikey konuma dönmesi sureti ile uçuş

esnasında aerodinamik verimliliği arttırmak, beraberinde menzil artışı, yakıt tasarrufu ve düşük karbon emisyonu gibi çoklu faydaları beraberinde getirmektedir (Şahin ve Oktay, 2019).



Şekil 1. Uçuş esnasında kuşların farklı kanat konfigürasyonları (Kaygan, 2020).

Kuşların uçuş esnasındaki kanat ve gövde şekilleri ve hareketleri (Şekil 1) hava araçlarının tasarımında çok ciddi bir motivasyon kaynağıdır. Kanatların formu ve açılarının uçuş esnasında rüzgara ve hıza uygun bir şekilde optimum bir şekilde şekil değiştirebilir olmaları kuşları uçuş konusunda benzersiz kılmaktadır (Kaygan, 2020).



Şekil 2. Kanat çırpma hareketinden oluşan kuvvetler (Yavçin ve Kaptı, 2015).

Doğada sıkça rastladığımız kuşların kanat çırpmasıyla oluşan nispi rüzgar ve bundan dolayı oluşan kaldırma kuvvetinin nasıl itki kuvvetine dönüştüğü Şekil 2'de tasvir edilmiştir. Şekil 2A'da gösterildiği gibi kanadın kök kısmında kanat çırpmadan dolayı meydana gelen bir hareket söz konusudur. Fakat kanat kökünden, kanadın uç kısmına gidecek şekilde uzaklaştıkça, hücum kenarı firar kenarından daha aşağıda ve buna bağlı olarak en çok

yer değiştirme uçtaki profil tarafından yapılmaktadır. Bu gözlemlerden yola çıkarak kanat ucunun çizgisel hızı daha fazla denilebilir. Kanadın x kesitine ait profil Şekil 2B'de görülmektedir. Bu profilde FL kuvvetinin dikey doğrultusu bize ipucu vermekte olup bu kuvvetin her kanat çırpmada kuşa irtifa kazandırdığı söylenebilir. Kanadın y kesiti profili Şekil 2C'de görülmekte olup, hücum kenarı aşağıda, firar kenarı yukarıda kalarak, hem FL kuvvetinin yönünün uçuş doğrultusunda olması hem de çizgisel hızın yüksek olması nedeniyle kuşu ileri itiren hızın büyüklüğü de yüksek olmaktadır. Her kanat çırpmada kanat yukarı-aşağı yönlü hareket ederek uygun taşıma kuvveti yakalanır ve bunu ileri doğrultuya yönlendirerek itki gücünün istenildiği değerde artmasını sağlar. Uyarlanabilir kanat ucunun davranışı, hem aerodinamik hem de yapısal mekaniğin bir fonksiyonudur. Bu nedenle, uyarlanabilir kanat ucunun doğru modellenmesi her iki alanı da kapsamalıdır (Yavçin ve Kaptı, 2015).

3. TASARIM YAKLAŞIMLARI

3.1. Aerodinamik Tasarım Yaklaşımı

Yıllar içerisinde sabit kanatlı uçakların ağırlık ve boyutlandırma tasarımında yararlanılması için istatistiksel ve deneysel yöntemler geliştirilmiştir. Bu yöntemler geliştirilirken benzer tipte araçların özellikleri kullanılarak bir veri tabanı oluşturulmuştur. Şekil değiştirebilen uçaklar için böyle bir veri tabanından bahsedilememektedir. Bu sebeple, şekil değiştirebilir araçların tasarımında sonlu elemanlar yöntemi kullanılarak bir yapay veri tabanı oluşturulması ve ağırlık tahmini ile boyutlandırmanın ise bilinen yöntemlerle devam ettirilmesi önerilmektedir (Pendleton vd., 2007).

Şekil değiştirebilen bir uçak için aerodinamik analiz yaklaşımı, rijit uçaklardan farklı olarak; değişen uçuş koşullarının yanı sıra uçağın geometrik yapısındaki değişimleri de dikkate almak durumundadır. Şekil değiştirebilen hava araçlarının tasarım ve analiz aşamalarında kullanılmak üzere geometrideki değişimleri hesaba katacak, doğrusal olmayan yöntemlerin geliştirilmesi gerekmektedir. Yapılan çalışmalar, günümüzde kullanılan yöntemlerin çoğunun aracı rijit kabul edip, doğrusal yöntemler benimsenmesi, bu alanda yenilikçi çalışmalar gerektiğini göstermektedir (Özgen vd., 2008).

Üzerinde çalışılan, hayata geçirilen çalışmalar belirtilen avantajları beraberinde getirirse bile her birinin yaygın olarak benimsenmesini engelleyen belirli dezavantajları vardır. Aerodinamik açıdan bu dezavantajlara karşılık çeşitli yöntemler mevcuttur. Bunlardan biri olan plazma

aktüatörler, yüzeyde yapay akış oluşturarak geometri üzerinde değişiklik yapmak yerine doğrudan havayı kontrol etmektedir. Uçuş sırasında şekil değişimi sonucu meydana gelen olumsuzluklar plazma aktüatörler kullanılarak bertaraf edilebilir. Plazma aktüatörün istenilen yere konumlandırılabilmesi, istenilen akış kontrolüne olanak sağlaması, basit ve anlaşılır yapısı, tepki süresinin az olması gibi getiriler göz önüne alındığında umut veren yöntemler arasında yer almaktadır. Tavsiye edilen plazma aktüatörü, mevcut çalışmalara göre sadece yüksek hücum açıları için çok etkilidir (Falcao vd., 2011) (Şanlısoy, 2013).

3.2. Yapısal Tasarım

Şekil değiştirebilir kanat tasarımında en iyi yük dağılımını sağlayabilen, uyarıcılar ile yeni şeklini alabilen kanatlar tasarlanması hedeflenmektedir. Şekil değişimi ile birlikte değişecek olan irtifa dümeni (elevator), istikamet dümeni (rudder) gibi değişiklikleri iletebilecek algılayıcılar ve gerekli komutları verecek kontrol mekanizmasına ihtiyaç olduğu belirtilmiştir. Temel görev yüzeyin geometrisini değiştirerek aerodinamik kuvvet dağılımını istenen yapılandırmada en iyi hale getirmektir. Başlangıç ve hedef geometrileri yapısal tasarımın temel kriterleridir. İhmal edilmemesi gereken alt kriterlerin ise; en hafif, en az gürültü, en az aktivasyon kuvvet gereksinimi gibi kriterler olduğu söylenmiştir. Asgari gürültü yapısal tasarım açısından aeroelastik en iyileştirme, yapısal en iyileştirme ise yapının doğal frekans değerlerinin en iyi aeroelastik karakteri gösterecek biçimde ayarlanmasıdır. Yüzey şekli ne kadar iyi kontrol edilir ve pürüzlülük ne kadar az olursa aerodinamik verim o kadar artar.

Bu tür uygulamalar incelendiğinde ilk olarak başlangıç ve hedef geometri belirlenmesinin ardından şekil değişiminde kullanılacak olan mekanizma (örn: servo motor) ve malzemeler (EAP / SMA vb.) belirlenmiştir. Bu aşamalar tamamlandıktan sonra bilgisayar ortamında katı modellemeye geçilmiş ve sonlu elemanlar modelleri hazırlanmıştır. Belirlenen malzemenin özellikleri sonlu elemanlar modeline aktarılarak yapının doğal frekansları ile titreşim biçimleri belirlenmiştir. Bilgisayar ortamında benzeşimleri (simülasyonlar) yardımıyla yapının sonlu elemanlar modelinin geliştirmeleri yapılmıştır. Böylelikle en hafif ve dayanıklı yapı modeli belirlenmiştir. Bütün aşamalar tamamlandıktan sonra en uygun aeroelastik özelliklere sahip ve en az aktivasyon kuvveti gerektiren yapı belirlenerek son yapılandırmaya ulaşıldığı gözlemlenmiştir (Özgen, 2008) (Ünlüsoy vd., 2012).

3.3. Birleştirilmiş Aero – Yapısal Analiz

Yapılan çalışmalarda Aero – Yapısal Analiz için, yapısal kontrol noktaları aerodinamik kontrol noktalarına denk hale getirilerek sabitlendiği ve buna düğüm dendiği gözlemlenmiştir. Daha sonra sabitlenmiş kontrol noktaları ile yapısal analiz yapılarak kanat kaplamasında meydana gelen deformasyonlar göz önüne alınarak ilerlenmiştir. Yapının yeni şeklinin aerodinamik analizi yapılarak yeni yükler belirlenmiştir. Yakınsama elde edilene kadar bu işlemler tekrarlanmıştır. Sadece aerodinamik yükler değişkenlik göstermekte ve yapı üzerinde farklı deformasyonlara neden olmaktadır. Her düğümdeki kuvvet değişimi %1'in altına düştüğünde yakınsamanın istenen seviyeye ulaştığı varsayılmaktadır (Vale vd., 2007).

3.4. Malzeme Tasarımı

Şekil değiştiren hava araçlarında kullanılacak malzemelerin yapısal özelliklerde yüksek geri kazanım, dayanıklılık, esneklik, elastikiyet ve çevre koşullarına dayanıklı olması gibi çeşitli özellikler taşıması gerektiği belirtilmiştir. Bu uygulamalarda genellikle Elektoraktif polimerler (EAP) ve şekil hafızalı polimerler (ŞHP) kullanılmıştır. Aday malzemeler olarak bazı piezoelektrik malzemeler, şekil hafızalı alaşımlar (ŞHA) ve ferro-elektrik malzemeler gösterilmiştir.

Elektoraktif polimerler, elektrik enerjisini mekanik enerjiye dönüştürebilme özelliğine sahiptir. Malzemenin seçimi uyarıcıya bağlı olarak gerinim, kuvvet, hız, voltaj ve aktivasyon için gerekli olan tepkiye göre değişmektedir. Karbon bazlı dolgu maddeleri malzemeye rijitlik kazandırdığı için EAP'lerde genel olarak karbon nanotüpler kullanılmıştır.

Polimer malzemede şekil değişikliğini gerçekleştirebilmek için uyarıcıya ihtiyaç vardır. Yapılan incelemelere göre elektriksel, ısı, kimyasal, optik ve manyetik uyarı sistemleri bulunmaktadır. Elektriksel uyarıcılar daha az donanım gerektirmeleri ve kullanışlı olmaları nedeniyle uçaklarda kullanıma daha uygundur. Elektriksel ya da ısı uyarılma ile kullanılacak olan malzemeler, polimer malzemelerin ayırt edici özelliği olan geçiş sıcaklıklarının üzerine (camsı geçiş sıcaklığı gibi) ısıtıldıklarında şekil hafızası etkisi başlatılmış olur. Bu işlem sayesinde malzeme yumuşar ve yapının hedef şekline göre uzama gösterir. Bu işlemden sonra soğutulduğunda ise hafızasındaki şekline geri döndüğü belirtilmiştir. Şekil değişiminde geri kazanım kalitesi şekil değiştirme sırasında depolanmış mekanik enerjiden gelmektedir.

Şekil hafızalı polimerlerin rijitlik ve elastikiyet oranları ayarlanabilmektedir. Bu polimerler termoplastik ya da termoset esaslı olabilir.

Şekil hafızalı alaşımlar havacılık uygulamalarında ilk olarak 1970'li yıllarda F-14 savaş uçaklarının hidrolik borularında kaplin olarak kullanılmaya başlanmış, olumlu sonuçlar elde edilince havacılık alanında kullanımı yaygınlaşmıştır. Şekil hafızalı alaşımlardan yapılmış aktüatörler kullanarak hareketli şeritler (chevron) tasarlanmış ve bu tasarımı Boeing 777- 300 ER ticari uçağı üzerine takılı GE90-115B jet motoru üzerinde test edilmiştir. ŞHA ile tasarlanan kanatların farklı aerodinamik basınçlara dayanabildiğı ve değışen hava koşulları ile geleneksel aktüatörlerin aksine, direngenlik özelliklerinde herhangi bir kayıp olmadığı gözlenmiştir.

Havacılık uygulamalarında kullanılacak bu malzemelerden beklenen özellikler aşağıdaki gibidir:

- Yüksek tokluk,
- Yüksek çekme mukavemeti,
- Yüksek ısı iletkenliğı,
- Fiberler ile yüksek uyum,
- Yüksek kimyasal dayanım,
- Yüksek aşınmaya direnci,
- Yüksek UV ışınımı dayanımı.

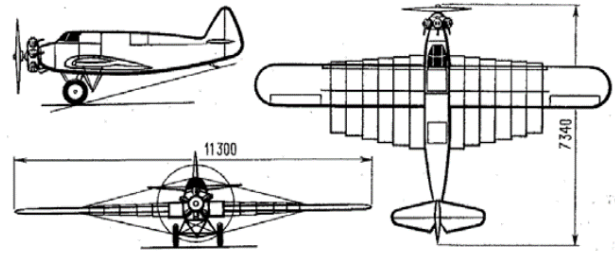
Dezavantajları ise havacılıkta kullanılan diğ er malzemelere göre çok daha maliyetli olması ve yorulma dayanımlarının düşük olmasıdır. Verimleri düşük olduğundan kullanım yerleri kısıtlı olduğ u belirtilmiştir (Özgen vd., 2008) (Acar ve Oktay, 2018) (Perkins vd., 2004).

Şekil hafızalı polimerlere örnek olarak CRG firmasının Veriflex adındaki şekil hafızalı polimeri verilebilir. Isıtılırken gerilebilir, katlanabilir, yuvarlanabilir, bükülebilir veya başka şekillerde yeniden yapılandırılabilir bal peteğı şeklinde yapı kullanılmıştır. Daha düşük sıcaklıklarda yüksek mukavemet ve sertlik değerlerine sahip olduğ u belirlenmiştir. Dinamik yapılarda ve hem yapısal mukavemet hem de "şekil değıştirme" modül esnekliğı gerektiren diğ er uygulamalarda kullanım için alternatif bir malzeme üretilmiştir (Perkins vd., 2004)

Şekil değışimlerinden kaynaklanan yapıdaki boşluklar tamamen kaplama (Fully-Covered) ve boşluk azaltma (Gap Reduction Method) ile kapatılarak aerodinamik iyileştirme yapılmaktadır. Lateks gibi esnek kaplama kullanımı orta derecede başarı gösteren bir fikirdir. Ancak yüksek dihedral katlama sırasında pürüzsüz bir yüzey sağlamak için gereken gerginlik miktarı çok fazladır. Bu yöntem şekil değıştirme mekanizmalarına önemli ölçüde ekstra yük yükleyerek aerodinamik verimlilik avantajını azaltmaktadır. Boşluk azaltma alternatif yöntemi, sorunu doğrudan çözmek değıl, etkisini azaltmaktadır. Bu yöntem, üst ve alt yüzeyler arasındaki boşluğu en aza indirmek için kanat ucu ile kanatçık arasındaki boşluğu azaltmayı amaçlamaktadır. Kanat ucunun 180 derece hareket edecek şekilde tasarlanması en zor kısmıdır. Bu hesap edilerek yöntem kullanılmalıdır (Mills ve Ajaj, 2017).

4. ÖRNEKLER

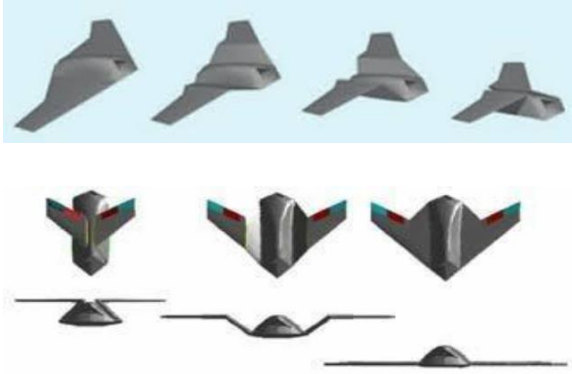
Bu bölümde dünya çapındaki gelişmeler, konu ile ilgili projelere dair bilgiler aşağıda sunulmuştur.



Şekil 3. Bakshaev LIG-7 (Weisshaar, 2006).

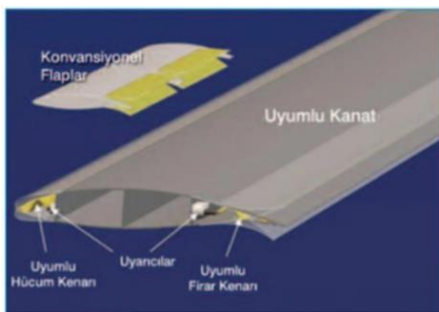
İki boyutlu uçak iç i operasyona sahip alışılmadık ve yenilikçi geçiş yapan bir uçak olan Bakshaev LIG-7 (Şekil 3), 1937'de Sovyetler Birliğı'nde geliştirilmiştir. Şekilde gösterilen bu uçak, seyir uçuş u için tasarlanmış, yüksek açı oranına sahip ince bir kanada sahiptir. Kalkış ve iniş için, gövdeden kanat açıklılığının 2/3'üne kadar altı geniş akor kanat bölümü genişletilmiştir. 50 cm genişliğindeki her kanat bölümü, iç tarafta bir destek kirişi ve dış tarafta hafif bir çerçeve ile kontrplaktan yapılmıştır. Teleskopik kanat bölümleri, kokpitten elle çalıştırılan gerilmiş çelik tellerle geri çekilmiş ve uzatılmıştır. Geri çekilebilir tüm bölümler, geri çekildiğinde gövdenin içinde tamamen gizlenmektedir. 1937'de uçuş testleri, kanatların geri çekilmesi (20 ila 30 saniye) ve uzatmanın (30 ila 40 saniye) uçuş sırasında gerçekleştirilmesinin yerde olduğ undan daha kolay olduğ unu göstermiştir. Seyir esnasında herhangi bir tuhaflık gözlemlenmemiştir. Gözlemcilere göre, şekil değıştirme etkisi kalkış ve iniş özellikleri üzerindeki

etkisi etkileyici ve güvenilir. Küçük bir kanat yüzeyine sahip tek kanatlı bir uçağa benzeyen bir tasarım oluşturmak için akıştan etkilenen alanı azaltmak için gövdeye katlanmıştır (Weisshaar, 2006).



Şekil 4. Lockheed Martin'in "Katlanan Kanat" konsepti (Kikuta, 2003).

Şekil 4'te bulunan Lockheed Martin firmasının geliştirdiği "Katlanan Kanat (folding wing)" konseptinde, kanat kaplama malzemesi olarak şekil hafızalı polimerler (Shape Memory Polymer) kullanılmıştır. Bu malzeme içerisine yerleştirilen küçük ısıtıcılar sayesinde gerçekleşen ısıtma işlemi sayesinde malzeme saniyeler içerisinde yumuşayarak şekil değiştirmektedir. Bu uçak, geometrik şeklini o kadar büyük ölçüde değiştirebilir ki, uzun menzilli seyir, yüksek hızlı fırlamaya geçiş gibi aşırı görev gereksinimlerini yerine getirebilmektedir. Gelişmiş cilt malzemesi ve dikişsiz cilt tasarımı, uçuş sırasında yüksek aerodinamik verimlilik için yüzey düzgünlüğünü koruyabilmektedir. Kanat kıvrım bölgelerindeki karmaşık altyapı, kanat yapısı, çalıştırma bileşenleri, enstrümantasyon ve vakum tüplerini barındırmaktadır. Sistem 130° kanat katlanmasına izin vermektedir. Ancak, Lockheed-Martin'in uçağının kumanda sistemi yazılımındaki sorunlardan dolayı uçuşunu gerçekleştiremediği bildirilmektedir (Özgen vd., 2008) (Acar ve Oktay, 2018).



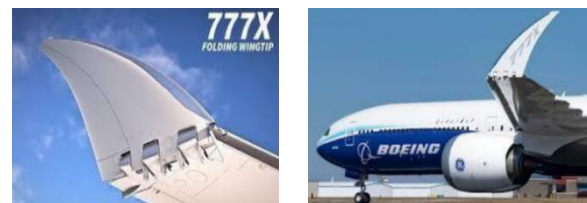
Şekil 5. FlexSys Inc. firması tarafından geliştirilen "Uyumlu Kanat" (Özgen vd., 2008).

FlexSys Inc. Firması tarafından, Amerikan Hava Kuvvetleri Laboratuvarı'nın (American Air Force Research Laboratory- AFRL) desteği ile 'Uyumlu Kanat'ın (compliant wing) (Şekil 5) rüzgar tüneli ve uçuş testlerini gerçekleştirmiştir. 127 cm açıklığa sahip değişken kamburluklu tek parça kanadın fırar kenarı 30 derece/saniye hızla bükülebilmektedir. Kanadın veter boyu 76,2 cm uzunluğunda olup, fırar kenarı toplam 10 derece bükülebilmekte, tüm kanat ise 1 derece/feet oranında burulabilmektedir (twist). Deneyler, hücum ve fırar kenarlarının deforme edilmesinin, kanadın aerodinamik etkinliğini belirgin bir şekilde arttırabileceği sonucunu ortaya çıkarmıştır. Bu şekil değişiklikleri uçuş şartlarındaki değişimlere bağlı olarak otomatik olarak yapıldığında önemli yakıt ekonomisi sağlanacak ve manevra kabiliyetinde önemli artışlar gerçekleştirilecektir (Özgen vd., 2008).



Şekil 6. Flexsys şirketi tarafından geliştirilen esnek kanat flapı (Acar ve Oktay, 2018).

Şekil değiştirebilir kanat teknolojisi üzerine 2014 yılında NASA Armstrong Uçuş Araştırma Merkezi ve FlexSys şirketi ortaklığında FlexFoil adıyla Gulfstream III jeti üzerinde deneme yapılmış ve başarılı olmuştur. Geliştirilen şekil değiştirebilir kanat flapı (Şekil 6), -9°C ile +40°C sıcaklıkları arasında 30°'ye kadar şekil değişimi sağlayabilmektedir. Bu da günümüzde motor yardımı ile kontrol edilen kanat flaplarına ihtiyaç bırakmamaktadır. Şekil değiştirebilir kanat flapı kullanımı ile ağırlıkta azalma, bakım masraf ve işçiliğin azalması (ŞHA kullanıldığı için motor karmaşıklığı azalmakta), %3-12 arası yakıt tasarrufu ve iniş-kalkış sırasında %40'a kadar gürültü azaltılabileceği belirtilmektedir (Acar ve Oktay, 2018).



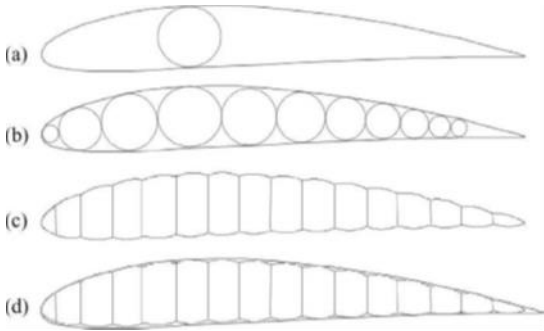
Şekil 7. Boeing 777X – Folding Wingtip

Airbus ve Boeing tarafından izlenen mevcut eğilim, kanat uçlarının havalimanı kısıtlamalarını karşılamak için yerde katlanabildiği ve uçuş sırasında daha geniş kanat açıklığının aerodinamik verimliliği en üst düzeye çıkarmasına izin veren daha geniş kanat açıklığına sahip uçaklar inşa etmektir. Umut verici bir örnek, 777-200LR için 64,8 m'ye kıyasla 71,0 m kanat açıklığına sahip olmasını sağlayan katlanır kanat uçlarına sahip olan Boeing 777-x'tir (Şekil 7) (Mills ve Ajaj, 2017).



Şekil 8. Festo (Almanya) firması tarafından geliştirilen robotik kuş (Yavçin ve Kaptı, 2015).

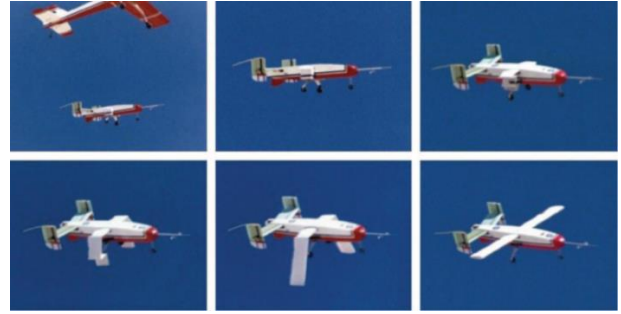
Festo (Almanya) firması tarafından geliştirilen "smartbird" adlı robotik kuş çalışması Şekil 8'de gösterilmektedir. Tasarlanan bu robotik kuş, formüller ve hesaplamalar ile üretilmesine rağmen defalarca başarısızlıkla sonuçlanmıştır. Uzun süren denemeler sonucunda uygulanan iyileştirmelerle doğadaki kuş uçuşunu taklit etmeyi başardıklarını bilim dünyasına duyurmaktadırlar (Yavçin ve Kaptı, 2015).



Şekil 9. Şişirilebilir kanat kesitleri (Min vd., 2010).

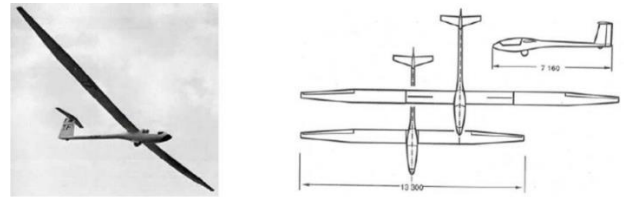
Şişirilebilir kanatlar, yerleştirildiklerinden 10 kat daha küçük paket hacimli bir çözüm sunmaktadırlar. Şişirilebilir kanadın mukavemeti ve sertliği, kısıtlayıcı malzemenin iç basıncı ve esneklik modülü tarafından kontrol edilmektedir. Şekil 9, birkaç çeşit şişirilebilir kanat kesitini göstermektedir. En basit şişirilebilir kanat tasarımı, ana kanat direği olarak kullanılan tek bir şişirilebilir borudan oluşan Şekil 9a'da gösterilmektedir. Şekil 9b, kiriş hattı boyunca kanat kutusu olarak hizmet edebilen dış yüzeyli çok sayıda silindirik uçak kanadı ana kirişlerini göstermektedir. Şekil 9c'de gösterilen kaplamasız bölme tasarımı "engebeli" bir görünüme

sahiptir. Şekil 9d, geliştirilmiş aerodinamiğe sahip bir cilt nedeniyle daha yumuşak bir görünümü göstermektedir (Min vd., 2010).



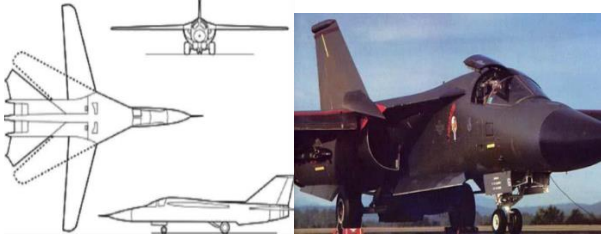
Şekil 10. Uçuş sırasında NASA Dryden I2000 şişirilebilir kanatlarının hızlı açılma dizisi (Min vd., 2010).

NASA Dryden I2000 (Şekil 10) şişirilebilir kanatlı uçağın bir örneğidir. Taşıyıcı uçaktan ayrıldığında, şişirilebilir kanatları, yerleşik bir basınçlı nitrojen sistemi aracılığıyla dışarı fırlatılarak hızlıca açılır. Tüm şişirme süreci, sıkıştırılmış hava kullanılarak 1/4 saniyeden daha az sürmektedir ve bu neredeyse insan gözünün görebildiğinden daha hızlıdır. Şişirilebilir kanatlar da iki umut verici şekilde uygulanabilmektedir. Kanat, güneş ışığından gelen ultraviyole ışınlarına veya LED'ler gibi iç kaynaklardan onlarca saniye içinde sertleşecek olan ultraviyole ışınlarına duyarlı bir malzeme ile kaplanabilir. Diğer alternatif ise şişirmeyi sağlayacak gaz reaksiyonlarından yararlanmaktır (Min vd., 2010).



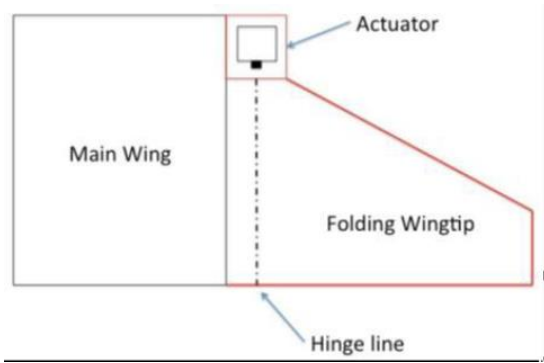
Şekil 11. Alman FS-29 yelkenli uçağı ve fs-29 planör geometrisi ve yandan görünüm (Weisshaar, 2006).

Şekilde gösterilen Alman FS-29 planör (Şekil 11), yükselen performansı iyileştirmek için teleskopik bir kanatla tasarlanmıştır. "Performans uçuşu", bir uçağın mümkün olan en kısa sürede belirli bir mesafeyi kat etmesini gerektirmektedir. Bunu yapmak için yelkenli, seyir veya tırmanma modunda olmasına bağlı olarak iki farklı hızda çalışmaktadır. Tasarımcılar, bir uçuş modundan diğerine geçerken performansı artırmak için kamber değiştirme kanatçıkları ve su balastı kullanılmıştır (Weisshaar, 2006).



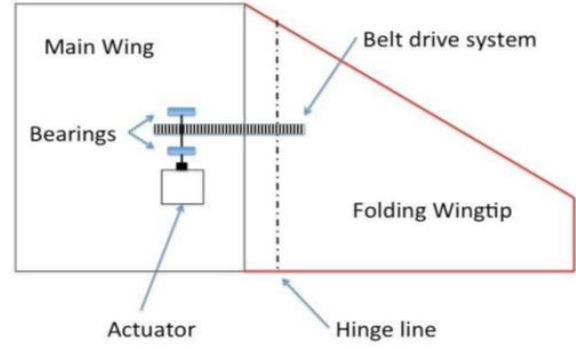
Şekil 12. Kanat boşluğu üzerindeki akışı iyileştirmek için vorteks jeneratörlü F-111 uçağı (Min vd., 2010).

Süpürme kanadı (Swing wing) özelliğine sahip ilk üretim uçağı, 1960'larda geliştirilen ve ilk kez 1967'de hizmete giren Şekil 12'de gösterilen F-111' dir. F-111, kanatları tamamen açılmış olarak 2000 fit kadar mesafede kısa bir sürede kalkış ve iniş yapabilmekte ve ayrıca kanatları tamamen geriye çekilerek ses hızının iki katından daha fazla bir hıza ulaşabilmektedir (Min vd., 2010).



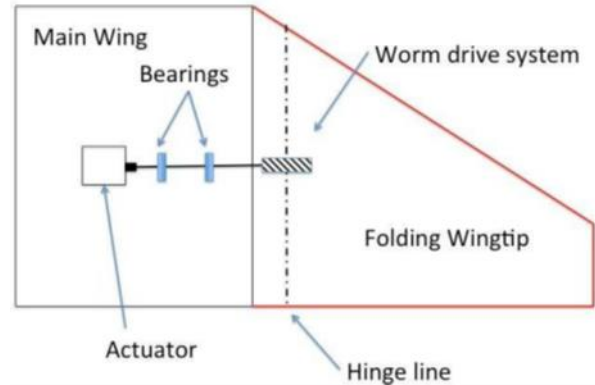
Şekil 13. Mentеше hattı aktüatörlerini kullanan Konsept 1 (üstten görünüm) (Mills ve Ajaj, 2017).

Konsept 1 (Şekil 13), gereken dönme torkunu geliştirmek için mentеше hattı aktüatörlerinin kullanımını araştırmaktadır. Bu tasarımın avantajı, aktüatörler ile mentеше hattı arasındaki doğrudan bağlantının ek iletim kayıplarını azaltması ve sistemi daha verimli hale getirmesidir. En büyük dezavantaj, aktüatörün montaj pozisyonundan dolayı kanatçık alanındaki kayıptır. Aktüatörü bu pozisyona yerleştirmenin bir başka dezavantajı, uçağın iniş veya kalkış sırasında devrilme hareketi yapması durumunda hasara açık olması olduğu belirtilmiştir. Ek olarak, aktüatör kütlesi bu pozisyonda kök eğilme momentini maksimize edeceği hesaplanmıştır.



Şekil 14. Kasnak dişli sistemi kullanan Konsept 2 (üstten görünüm) (Mills ve Ajaj, 2017).

Konsept 2 (Şekil 14), kanatçık yüzey alanını maksimize etmeyi amaçlamaktadır. Aktüatör torkunu mentеше hattına aktarmak için zamanlama kasnakları ve kayışları sistemi kullanılmıştır. Konsept 1 ile karşılaştırıldığında, daha yüksek iletim kayıpları gözlemlenmiş ve bu, yatakların kullanılmasıyla kontrol edilmiştir. Aktüatörün kendisine yanal yük etki etmemesini sağlamak için aktüatörün yanına yerleştirilmiş rulman kullanılmıştır.



Şekil 15. Sonsuz dişli sistemi kullanan Konsept 3 (üstten görünüm) (Mills ve Ajaj, 2017).

Şekil 15'te gösterilen Konsept 3, torku aktarmak için bir helezon dişli (sonsuz dişli) kullanılmıştır. Bu sistemin en büyük avantajının, kapatma kilitleme özelliği olduğu belirtilmiştir. Vida üzerindeki helis açısı dikkatlice seçildiğinde, vida aktif olarak sürülmedikçe tekerlek dönmemektedir. Bu, tek bir pozisyonda kaldığında sistem için sıfır güç gerektiği anlamına gelmektedir. Ana kanadın ucu ile kanatçığın kökü arasındaki boşluk kritik bir bölgedir. Herhangi bir çalıştırma şekliyle, bu parçalar arasında havanın kaçmasına izin veren ve verimliliği düşüren bir boşluk olacağı belirtilmektedir. Bu boşluğun etkisinin olduğu seviye henüz ölçülmemiştir, ancak sorun dikkate alınmıştır. Bu sorunu çözmek için iki ana fikir araştırılmıştır. Birincisi, bölgeyi bir çeşit deri kullanarak tamamen kapatmaktır. İkincisi, boşluğu olabildiğince aza indirmektir (Mills ve Ajaj, 2017).

5. GELECEKTEKİ OLASI UYGULAMALAR

Bu araştırma kapsamında, dünya çapındaki gelişmeler, projeler ve gelecek planları incelenmiştir.

Şekil değiştirebilir yapının kullanılması, uçağın birden fazla özelliğe sahip olmasını ve çoklu görev performansını artırmaktadır. Hem İHA sektöründe, hem sivil havacılık sektöründe hem de askeri havacılık sektöründe, istenilen karakteristik özelliklere geçiş yapılarak, uçuşun istenilen aşamasında istenilen karakteristik değişiklikleri gerçekleştirerek, gelecekteki gelişmeler ve popüleriteye ulaşmak için çok önemli bir uygulamadır. Gün geçtikçe azalan hammadde ve fosil yakıt pazarının ekonomiye ve çevreye zararları göz önüne alındığında, yolcu, askeri savaş jetleri ve İHA'larda şekil değiştirebilir kanat tasarımlarının kullanılması hammadde ve fosil tüketiminin azaltılmasına yardımcı olmaktadır. Daha az yakıt ve artan uçuş konforu sayesinde hem havacılık sektörüne avantaj sağlayacak hem de farklı teknolojilerin kapısını aralayacaktır.

Bu alanda yaşanan gelişmelerden elde edilecek sonuçlar havacılık sektörünü ileriye taşınmanın yanı sıra hava ve gürültü kirliliklerini azaltarak insan hayatında da kaliteyi artıracak iyileştirmeleri de beraberinde getirecektir. Avrupa Komisyonu ve Avrupa Havacılık Endüstrisi'nin ortakları Clean Sky adlı bir teknoloji girişimi oluşturulmuş ve havacılığın yarattığı çevre ve gürültü kirliliklerini azaltmaya yönelik proje çalışmaları başlatılmıştır. Bu projelerden birçoğunda şekil değiştirebilen kanatlar kontrol yüzeyleri değerlendirilmektedir.

Bunlara ek olarak, şekil değiştirme şeklinin değişme hızı önemlidir. Yavaş değişiklikler, bazı görevler için performansı değiştirmek için yeterli olabilirken, hızlı değişiklikler, uçağın dönüşünü daha verimli hale getirecek şekillerde uçak manevra kabiliyetine katkıda bulunabilmektedir. Şekil değiştirebilir tasarım çalışması disiplin ve süreklilik isteyen bir çalışma gerektirmektedir. Böyle bir çalışmaya başlarken tüm etkiler göz önüne alınarak, gelişme kaydedilmelidir. Şekil değiştirebilir kanatların kullanılması, gelecekte de kullanımı ile şüphesiz büyük avantajlar getirecektir. Üretim tekniklerinin teknoloji ile ilerlemesi ve geçişli kanatların kullanımında en doğru tasarım ile şekil değiştirebilir kanat uygulaması kısa vadede seri üretim olarak yerini alacağı düşünülmektedir. Yeni kanatta test edilen şekil değiştiren yapı, gelecekte belki de tüm uçak bileşenleri için denenecek ve daha gelişmiş bir tasarımla herkes için kullanışlı bir teknolojiye yol açacaktır.

Ancak unutulmamalıdır ki dış yüzey, iç yapı, çalıştırma, kontrol sistemleri vb. içeren şekil değiştirebilir teknolojisinin seçimi, kabiliyeti ve maliyetin nasıl dengeleneceğine bağlı olacaktır. Her şekil değişimine bağlı olarak kanadın aerodinamik kuvvetleri, momentleri, ağırlık merkezi ve eylemsizlik momenti değişeceği için hesaplamalar yapılırken bunlar göz ardı edilmemelidir. Bunun yanı sıra, yeterli yapı mukavemeti, kinematik, çalıştırma sistemi, ağırlık ve tüm alt sistemlerin entegrasyonunun geliştirilmesinde de zorluklar vardır (Acar ve Oktay, 2018) (Ryseck vd., 2019).

Yapılan araştırmalar bize gösteriyor ki, geçiş kanadı üretimi kolay olmamakla birlikte seri üretimde yerini almaya başladıkça, havacılık açısından insanoğlunun ihtiyaçlarının daha üst düzeyde karşılayacaktır.

KAYNAKLAR

Acar E. ve Oktay T. (2018). Havacılık ve Uzay Uygulamalarında Şekil Hafızalı Alaşım, Ömer Halisdemir Üniversitesi Mühendislik Bilimleri Dergisi, 7(1), 335–349.

Falcão L., Gomes A. A., and Suleman A., (2011). Aerostructural design optimization of a morphing wingtip, Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 22(10), 1113–1124.

Kaygan E. (2020). Aerodynamic Analysis of Morphing Winglets for Improved Commercial Aircraft Performance, Journal of Aviation, 4(1), 31-44.

Kikuta M. T. (2003). Mechanical Properties of Candidate Materials for Morphing Wings (Master of Science), Virginia Polytech. Institute State University.

Mills J. and Ajaj R. (2017). Flight dynamics and control using folding wingtips: An experimental study, Aerospace, 4(2), 1-24.

Min Z., Kien V.K., and Richard L.J.Y. (2010). Aircraft morphing wing concepts with radical geometry change, The IES Journal Part Civil and Structural Engineering, 3(3), 188–195.

Özgen S., Güçlü S., Şahin M., Yaman Y., Bayram G., Uludağ Y. ve Yılmaz A. (2008). Şekil Değiştiren Uçaklar Havacılıkta Yeni Bir Devrim Yaratabilir mi, Savunma ve Havacılık, 22126, 125-128.

Pendleton E., Lee M. and Wasserman L. (1992). Application of Active Flexible Wing technology to the Agile Falcon, Journal of Aircraft, 29(3), 444–451.

Pendleton E., Flick P., Paul D., Voracek D., Reichenbach E., and Griffin K. (2007). The X-53 a summary of the Active Aeroelastic Wing flight research program, Structural Dynamics and Materials Conference 2.

Perkins D. A., Reed J. L., and Havens E. (2004). Morphing Wing Structures for Loitering Air Vehicles, 45th Structural Dynamics and Materials Conference.

Ryseck P., Yeo D., Hrishikeshavan V., and Chopra I. (2019). Aerodynamic and mechanical design of a morphing winglet for a Quadrotor Biplane Tail-sitter, Autonomous VTOL Technical Meeting and Electric VTOL Symposium.

Şanlısoy A. (2013). Plazma Aktüatörün NACA2415 Model Uçak Kanadı Etrafındaki Akış Kontrolü Üzerine Etkisinin İncelenmesi (Yüksek Lisans Tezi), Niğde Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü.

Şahin H. ve Oktay T. (2019). Başkalaşan Kanat Ucu Tasarımı ve Avantajları, Avrupa Bilim ve Teknoloji Dergisi, 17, 606–610.

Ünlüsoy L., Körpe D.S., Şahin M., Özge S., ve Yaman Y. (2012). Büyük Oranda Şekil Değiştirebilen Kanatların Aerodinamik ve Yapısal Tasarımı, 6. Savunma Teknolojileri Kongresi.

Vale J., Lau F., Suleman A., Gamboa P., and Aleixo P. (2007). Design and Testing of a Morphing Wing for an Experimental UAV, The Applied Vehicle Technology Panel Symposium.

Weisshaar T. A. (2006). Morphing aircraft technology-new shapes for aircraft design, Multifunctional Structures/Integration of Sensors and Antennas.

Yavçin E. ve Kaptı A. O. (2015). Uçma hareketinin biyomekaniğinin incelenmesi ve bir robotik kuş tasarımı çalışması, SAÜ Fen Bilimleri Dergisi, 19(1), 27-40.