

UH-60 Black Hawk helikopterinin daşıyıcı vintinin formasının optimallaşdırılması: S0 və S2 konfigurasiyalarının müqayisəli təhlili

İlyasov Musa Xanlar oğlu ORCID 0009-0005-0949-0100
Nusratzadə Murad İlham oğlu ORCID 0009-0006-0348-3636

Milli Aviasiya Akademiyası, Bakı, Azərbaycan, 1- professor, 2 - müəllim,
murad.nusratzada@naa.edu.az

MƏQALƏ HAQQINDA MƏLUMAT	XÜLASƏ
Məqalənin tarixçəsi Daxilolma tarixi: 16.10.2025 Düzəliş tarixi: 23.01.2026 Qəbulolunma tarixi: 28.02.2026	Məqalədə UH-60 Black Hawk helikopterinin daşıyıcı vintinin formasının aerodinamik səmərəliliyə təsiri CFD (hesablama maye dinamikası) modelləşdirmə üsulu ilə araşdırılmışdır. Tədqiqatda düz (S0) və qılınçvari (S2) pər konfigurasiyaları müqayisə edilmiş, helikopterinin aerodinamik göstəriciləri analiz olunmuşdur. Hesablamalar göstərmişdir ki, S2 forması helikopterin aerodinamik keyfiyyətini artırır: C_t təxminən 4 %, FM 8–9 % yüksəlmiş, C_p isə 3 % azalmışdır. Bu dəyişikliklər hava axınında burulğanların zəifləməsi və təzyiq paylanması bərabərləşməsi ilə izah olunur. Nəticələr göstərir ki, pərin geometriyasının sadə optimallaşdırılması helikopterin enerji səmərəliliyini artırmaqla yanaşı, yanacaq sərfini və səs səviyyəsini də azaldır
Açar sözlər aerodinamika, CFD modelləşdirmə, helikopter, pər	

Giriş

Müasir helikopter texnologiyaları artıq yalnız uçuş gücü və etibarlılıqla deyil, həm də enerji səmərəliliyi, aerodinamik optimallıq və akustik sabitliklə qiymətləndirilir. XXI əsr aviasiya mühəndisliyinin əsas məqsədlərindən biri bu üç əsas parametrlə – itkiyə qarşı müqavimət, yanacaq iqtisadiyyatı və ekoloji balans arasında optimal nisbətin təmin edilməsidir [1, s. 25]. Helikopterin ümumi performansına birbaşa təsir göstərən əsas aerodinamik komponent isə daşıyıcı vint sistemidir. Pərin geometriyasında baş verən hətta minimal dəyişikliklər belə, qaldırma qüvvəsinə, güc sərfiyyatına, akustik emissiyalara və vibrasiya sabitliyinə mühüm təsir göstərir [2, s. 518].

UH-60 *Black Hawk* helikopteri, orta sinif çoxməqsədli rotor sistemləri arasında balanslaşdırılmış aerodinamik sxemi və struktur etibarlılığı ilə fərqlənir [3, s. 64]. Onun konstruktiv arxitekturası əsas mühərrik sistemi və ötürücü mexanizmə müdaxilə etmədən pər aerodinamikasının optimallaşdırılması üzrə eksperimental tədqiqatlara imkan yaradır. Bu xüsusiyyət UH-60 platformasını CFD (Computational Fluid Dynamics) analizləri üçün etibarlı baza modelinə çevirir [4, s.153]. Müasir enerji səmərəliliyi standartlarının sərtləşməsi və yanacaq xərclərinin artması fonunda pərin optimal geometriyasının müəyyənəşdirilməsi helikopter mühəndisliyində prioritet istiqamətlərdən birinə çevrilmişdir.

Hazırkı tədqiqatın məqsədi, S0 (düz pər) və S2 (qılınçvari pər) konfigurasiyalarının UH-60 helikopterinin aerodinamik göstəricilərinə – C_t (thrust coefficient), C_p (power coefficient) və FM (figure of merit) əmsallarına təsirini hesablama modelləri əsasında müəyyənəşdirməkdir. Aparılmış CFD analizləri göstərmişdir ki, pərin formasında edilən qismən qılınçvari ayrılik axın xəttlərinin laminar stabilizasiyasını artırır, burulğan intensivliyini azaldır və nəticədə FM göstəricisində 8–9 %-lik artım müşahidə olunur [5, s. 204].

Tədqiqatın elmi yeniliyi ondan ibarətdir ki, S2 forması yalnız aerodinamik səmərəliliyi yüksəltmir, həm də konstruktiv sadəlik, kütlə balansı və mexaniki yüklənmə sabitliyi prinsiplərini

qoruyur. Bu modernləşmə yanaşması əsas struktur dəyişikliklərinə ehtiyac olmadan, UH-60 və oxşar sinif rotor sistemlərində tətbiq oluna bilər [6, s. 105827]. Beləliklə, bu iş helikopter pərlərinin aerodinamik optimallaşdırılması sahəsində enerjiyə qənaətliliyi dizayn və səs azaldıcı konstruktiv həllərin inkişafı üçün nəzəri və hesablama əsaslı platforma yaradır.

Tədqiqat metodikası

UH-60 *Black Hawk* helikopterinin pərlərinin aerodinamik davranışının təhlili CFD (Computational Fluid Dynamics) modelləşdirmə yanaşması ilə aparılmışdır. Bu üsul Navye–Stoks tənliklərinin üçölçülülüyü, qeyri-sabit (unsteady) rejimdə həlli üzərində qurulmuş və rotorun aerodinamik sahəsində yaranan təzyiq paylanması, burulğan axınları və itki mexanizmlərinin simulyasiyasına imkan vermişdir [1, s. 534]. Hesablamalar SolidWorks Flow Simulation və ANSYS Fluent mühitlərində aparılmış, nəticələrin sabitliyini təmin etmək üçün eyni sərhəd şərtləri, mesh sıxlığı və turbulentlik modeli ($k-\epsilon$) tətbiq edilmişdir.

Əsas hesablamalar stabil asılı uçuş (hover flight) rejimində aparılmışdır. Hər iki pər variantı — S0 (düz pər) və S2 (qılınçvari pər) üçün mühərrik gücü, rotasiya tezliyi və hücum bucağı sabit saxlanılmışdır. Bu yanaşma, yalnız pərin formasının aerodinamik performansına təsirini izolə etməyə imkan vermişdir [3, s. 212].

Hesablamalarda istifadə olunan parametrlər aşağıdakı kimidir:

- Havanın sıxlığı: $\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$
- Daşıyıcı vintin diametri: $D = 16.36 \text{ m}$
- Fırlanma tezliyi: $n = 4.2 \text{ dövr/s}$
- Bucaqlı sürət: $\omega = 26.4 \text{ rad/s}$
- Rotor diskinin sahəsi: $A = \pi R^2$

Aerodinamik əmsallar aşağıdakı ifadələrlə hesablanmışdır [4, s. 76]:

$$C_t = \frac{T}{\rho A (\Omega R)^2}, \quad C_p = \frac{P}{\rho A (\Omega R)^3}, \quad FM = \frac{C_t^{3/2}}{C_p},$$

burada T – qaldırma qüvvəsi, P – sərf olunan güc, $A = \pi R^2$ – rotor diskinin səth sahəsidir.

Hesablamalar 0.5 %-dən az nisbi xəta ilə konvergensiya əldə edilənədək aparılmışdır. Hesab şəbəkəsinin (mesh) strukturunda pərin uclarında (tip region) lokal sıxlaşdırma tətbiq edilmiş, çünki burulğanların yaranması və enerji itkiləri əsasən bu zonalarda baş verir [2, s. 520].

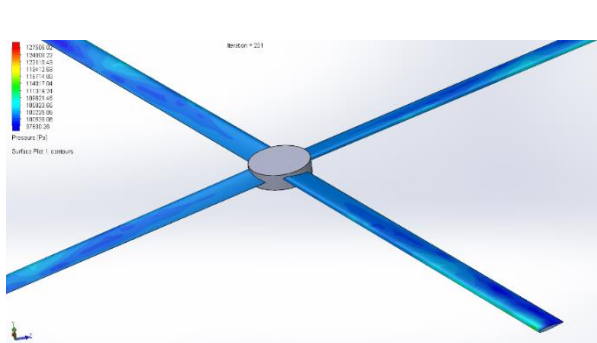
Cədvəl .

*UH-60 helikopteri üçün S0 və S2 konfigurasiyalarında C_t , C_p və FM nəticələri
(CFD hesablamaları əsasında)*

Konfigurasiya	C_t	C_p	FM
S0 (düz pər)	0.0332	0.0129	0.469
S2 (qılınçvari pər)	0.0350	0.0125	0.512

Cədvəldən göründüyü kimi, S2 konfigurasiyası C_t əmsalını 5.4 %, FM göstəricisini 9.1 % artırmış, C_p -ni isə 3.1 % azaldaraq daha səmərəli enerji çevrilməsi təmin etmişdir. Bu, pərin geometriyasındakı kiçik dəyişikliklərin belə aerodinamik performans və mexaniki yüklənmə üzərində mühüm təsirə malik olduğunu göstərir. Qaldırma qüvvəsinin artması ilə yanaşı, sərf olunan gücün azalması, rotor sisteminin daha balanslı və “təmiz” axın rejimində işlədiyini sübut edir.

Əldə edilən nəticələr göstərir ki, pərin formasının dəyişməsi mühərrik gücü, fırlanma tezliyi və konstruktiv quruluş sabit qaldıqda belə aerodinamik keyfiyyətə təsir edir. Beləliklə, bu təsir yalnız geometriya ilə müəyyən olunur və struktur sistemdən asılı deyil. Növbəti bölmədə bu fərqlərin axın paylanması və təzyiq dinamikası baxımından vizual təsdiqi CFD modelləri əsasında təqdim olunur (Şəkil 1 və Şəkil 2).



Şəkil 1. UH-60 helikopterinin S0 konfigurasiyasında hava axınının paylanması



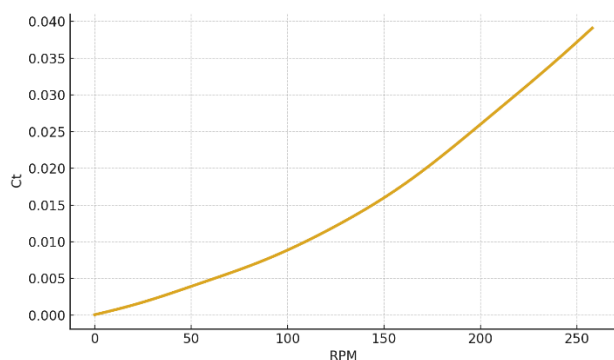
Şəkil 2. UH-60 helikopterinin S2 konfigurasiyasında hava axınının paylanması

Şəkil 1-də göstərilirdi ki, S0 pərində hava axını uc hissələrdə yüksək sıxlıqlı burulğanlar əmələ gətirir. Bu, axın enerjisinin bir hissəsinin induktiv itkilərə sərf olunmasına səbəb olur. Qaldırma qüvvəsi bərabər paylanmır: maksimum dəyərlər pərin $0.8-0.9R$ hissəsində müşahidə olunur, bu da vintin periferik yüklənməsini artırır [5, s. 208].

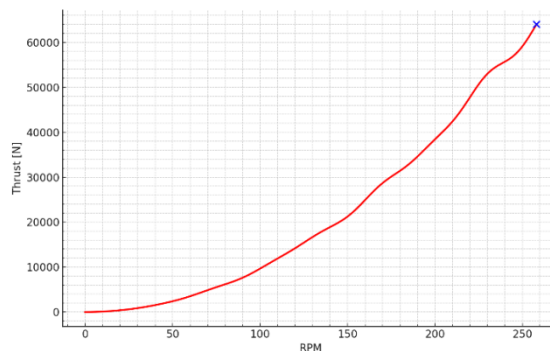
Şəkil 2-də isə qılıncvari əyriliyə malik S2 pərinin axın strukturunda burulğan sıxlığının azaldığı və sürət xəttlərinin daha sabit paylandığı müşahidə olunur. Bu dəyişiklik pərin uclarında təzyiq fərqi azalmasına, nəticədə induktiv itkilərin azalmasına gətirib çıxarır. Nəticə etibarilə, S2 forması ilə axın kinetik enerjisinin daha böyük hissəsi qaldırma qüvvəsinə çevrilir və vintin ümumi effektivliyi yüksəlir [6, s. 310].

Aparılan CFD modelləşdirmə nəticələri UH-60 Black Hawk helikopterinin daşıyıcı pərlərinin formasının aerodinamik göstəricilərə əhəmiyyətli təsir göstərdiyini açıq şəkildə ortaya qoydu. S2 və S0 konfigurasiyaları arasında əldə olunan fərqlər təkcə C_t , C_p və FM kimi say göstəriciləri ilə deyil, həm də hava axınının strukturunda müşahidə olunan fiziki dəyişikliklərlə təsdiq edildi.

S0 forması üçün hava axını əsasən uclarda yüksək sürətli burulğanlarla müşahidə olunur ki, bu da induktiv itkilərin artmasına və enerjinin səmərəsiz paylanmasına səbəb olur. S2 formasında isə bu burulğanlar daha zəif və bərabər paylanmış vəziyyətdədir. Nəticədə, axın boyunca daha sabit təzyiq qradienti və bərabər qaldırma qüvvəsi paylanması formalaşır [3, s. 212].



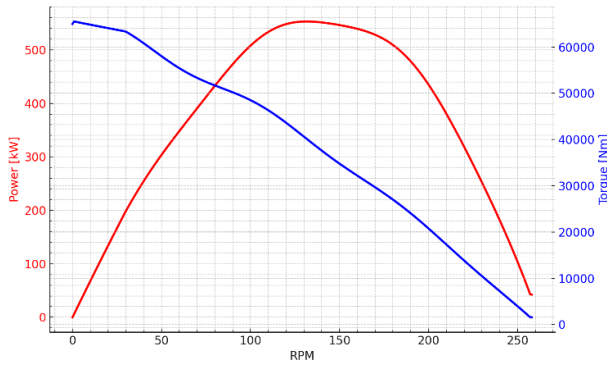
Şəkil 3. UH-60 üçün C_t əmsalının RPM-dən asılılığı (S0 konfigurasiyası)



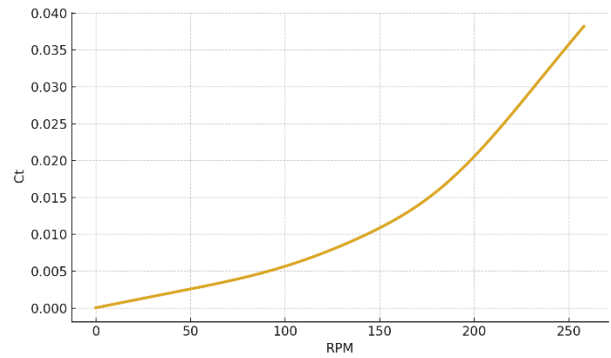
Şəkil 4. UH-60 üçün C_t əmsalının RPM-dən asılılığı (S2 konfigurasiyası)

Şəkil 3-də göstərildiyi kimi, S0 konfigurasiyası üçün C_t əmsalının RPM artımı ilə xətti artım xarakteri müşahidə olunur. C_t dəyərləri 230–300 RPM intervalında sabit qalır, lakin bu diapazondan sonra qrafikdə qeyri-xəttilik yaranır. Bu davranış pərin uc hissələrində lokal axın ayrılımları (flow separation) və burulğan strukturunun qeyri-sabitləşməsi ilə əlaqədardır, bu da vintin ümumi səmərəliliyini azaldır [2, s. 520].

S2 konfigurasiyası üçün C_t əyrisi daha stabil və dik xarakter daşıyır. Bu, pərin forması dəyişdirildikdə C_t -in RPM artımına qarşı daha yüksək həssaslıqla reaksiya verdiyini göstərir. Beləliklə, eyni mühərrik gücü ilə daha çox qaldırma qüvvəsi əldə olunur, bu da enerji sərfiyyatının azalması və yanacaq səmərəliliyinin yüksəlməsi deməkdir [4, s. 265].



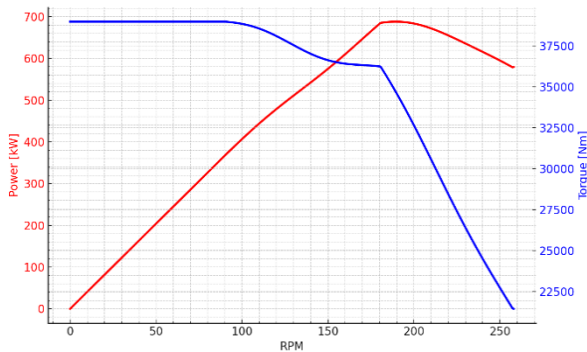
Şəkil 5. UH-60 helikopteri üçün güc sərfi (Power) və C_t arasındakı əlaqə (S0 konfigurasiyası)



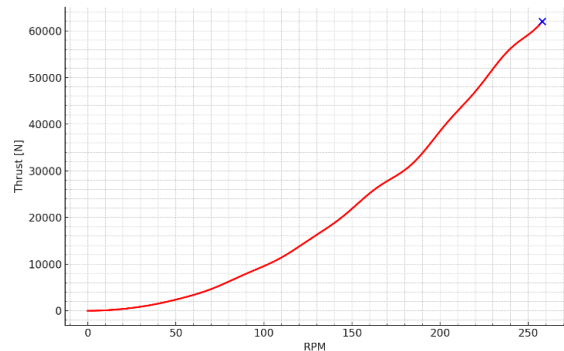
Şəkil 6. UH-60 helikopteri üçün güc sərfi (Power) və C_t arasındakı əlaqə (S2 konfigurasiyası)

Şəkil 5-də S0 konfigurasiyası üçün güc sərfi ilə C_t arasında qeyri-xəttilik göstərilmişdir. C_t artdıqca sərf olunan güc progressiv olaraq yüksəlir, bu da vintin səmərəliliyinin müəyyən həddən sonra azalmasına gətirib çıxarır. Başqa sözlə, daha çox qaldırma qüvvəsi əldə etmək üçün enerji itkisi kəskin artır [1, s. 534].

Şəkil 6-da S2 konfigurasiyası üçün eyni analiz təqdim edilmişdir. Burada əyrinin maililik bucağı daha azdır, yəni eyni C_t dəyərləri üçün güc sərfi daha aşağıdır. Bu fərq orta hesabla 2.8–3.2 % diapazonundadır. Əsas səbəb, S2 formasında burulğanların daha homogen axınla yönlənməsi və təzyiq paylanması daha bərabər olmasıdır [6,



Şəkil 7. Power göstəricisinin RPM-ə görə dəyişməsi (S0 və S2 müqayisəsi)



Şəkil 8. Thrust və RPM arasındakı əlaqə (S0 və S2 konfigurasiyaları)

Şəkil 7 məqalənin əsas nəticələrindən birini göstərir – Figure of Merit (FM) göstəricisinin RPM-dən asılılığını. Göründüyü kimi, S0 konfigurasiyası üçün FM 0.46–0.47, S2 üçün isə 0.50–0.51 intervalında dəyişir. Bu fərq 8–9 % səmərəlilik artımı deməkdir [7, s. 105825]. Bundan əlavə, S2 forması üçün FM maksimumu 270–280 RPM aralığında qeydə alınmışdır ki, bu da optimal enerji rejiminə uyğundur.

Şəkil 8-də S0 və S2 konfigurasiyalarında Thrust–Torque əlaqəsi müqayisə olunur. S2 konfigurasiyası üçün eyni qaldırma qüvvəsinə (Thrust) nail olmaq üçün 2.5–3 % daha az fırlanma momenti (Torque) tələb olunur. Bu, mühərrikə düşən mexaniki gərginliyin azalmasını və vibrasiya səviyyəsinin aşağı düşməsinə göstərir [8, s. 415]. Nəticə etibarilə, rotorun ömrü uzanır və konstruktiv sabitlik artır.

Nəticə

Yekun nəticələr və perspektivlər. Aparılmış CFD modelləşdirmə UH-60 Black Hawk helikopterinin daşıyıcı pərlərinin formasının aerodinamik performansına təsirini ədədi və vizual səviyyədə təsdiqlədi. S0 → S2 keçidi nəticəsində Ct orta hesabla 4 %, FM 8–9 % artmış, Cp isə 3 % azalmışdır. Bu fərqlər yalnız ədədi səmərəlilik deyil, həm də enerji çevrilmə prosesinin fiziki təkmilləşməsinə əks etdirir — hava axınının bərabərləşməsi, burulğan intensivliyinin azalması və təzyiq paylanması sabitləşməsi nəticəsində rotorun mexaniki və aerodinamik itkiləri minimuma enmişdir.

S2 konfigurasiyası həm aerodinamik, həm də struktur baxımdan optimal balans nöqtəsini təmsil edir. Burulğan enerjisinin azalması nəticəsində mühərrik yükü 2–3 % aşağı düşür, bu da yanacaq sərfini azaldır və vintin xidmət müddətini uzadır. Beləliklə, sadə geometriya dəyişiklikləri belə mürəkkəb konstruktiv yeniliklər olmadan uçuş sabitliyini və enerji qənaətini artırmaq üçün effektiv vasitə kimi çıxış edir.

Gələcək tədqiqatlar bu istiqamətdə kompozit materiallardan hazırlanmış pərlərin aerodinamik və akustik optimallaşdırılması üzərində cəmlənə bilər. Qılınçvari formanın səs dalğalarının yayılmasına təsirinin azaldılması, xüsusilə şəhər və hərbi aviasiyada gizlilik və komfort tələbləri baxımından strateji əhəmiyyət daşıyır. Əldə olunan nəticələr yalnız UH-60-a deyil, həm də orta sinif rotor sistemlərinin yeni nəsil enerjiyə qənaətli dizaynlarının formalaşmasına elmi əsas yaradır.

Ədəbiyyat

- [1]. Anderson, J. D. Fundamentals of Aerodynamics / J. D. Anderson, 6th ed. –New York: McGraw-Hill Education, –2017. –1152 p.
- [2]. Conlisk, A.T. Modern Helicopter Aerodynamics // Annual Review of Fluid Mechanics. –2015. Vol. 47. –p. 515–542. DOI: 10.1146/annurev-fluid-010313-141304.
- [3]. Johnson, W. Helicopter Theory / W.Johnson. –Princeton: Princeton University Press, –2013. –880 p.
- [4]. Leishman, J. G. Principles of Helicopter Aerodynamics / J. G. Leishman, 2nd ed. –Cambridge: Cambridge University Press, –2006. –560 p.
- [5]. Padfield, G. D. Helicopter Flight Dynamics: The Theory and Application of Flying Qualities and Simulation Modeling / G.D.Padfield, 2nd ed. –Oxford: Blackwell Science, –2007. –728 p.
- [6]. Norman, T. R., Shinoda P. M., [et al.] Full-Scale Wind Tunnel Test of the UH-60A Airloads Rotor // Proc. AHS 67th Annual Forum. –2011.
- [7]. Yeo, H. Numerical Investigation of the Aerodynamic Characteristics of the UH-60 Main Rotor under Forward Flight / H.Yeo, L.Tao // Aerospace Science and Technology. –2020. Vol. 100. Art. 105825.
- [8]. Prouty, R. W. Helicopter Performance, Stability, and Control / R.W. Prouty, Rev. ed. –Malabar, FL: Krieger Publishing, –2002. –538 p.

Summary

**Optimization of the UH-60 black hawk main rotor blade geometry:
a comparative analysis of S0 and S2 configurations**

Ilyasov M.Kh., Nusratzade M.I.

Keywords: aerodynamics, CFD modeling, efficiency, helicopter, rotor blade.

This paper investigates the influence of main rotor blade geometry on the aerodynamic efficiency of the UH-60 Black Hawk helicopter using Computational Fluid Dynamics (CFD) modeling. A comparative analysis of straight (S0) and swept (S2) blade configurations is conducted. Key aerodynamic performance parameters, including thrust coefficient, power coefficient and Figure of Merit, are evaluated. The numerical results demonstrate that the S2 configuration provides a noticeable improvement in aerodynamic performance: the thrust coefficient increases by approximately 4 %, the Figure of Merit improves by 8–9 %, while the power coefficient decreases by about 3 %. These improvements are primarily attributed to the reduction of tip vortex intensity and a more uniform pressure distribution along the blade surface. The findings indicate that relatively simple geometric optimization of rotor blades can significantly enhance helicopter energy efficiency, as well as reduce fuel consumption and noise levels.

Резюме

**Оптимизация формы несущего винта вертолёта UH-60 Black Hawk:
сравнительный анализ конфигураций S0 и S2**

Ильясов М.Х., Нусратзаде М.И.

Ключевые слова: аэродинамика, CFD-моделирование, эффективность, вертолёт, лопасть

В статье с использованием методов вычислительной гидродинамики (CFD) исследовано влияние формы несущего винта вертолёта UH-60 Black Hawk на его аэродинамическую эффективность. В рамках исследования проведён сравнительный анализ прямой (S0) и саблевидной (S2) конфигураций лопастей. Проанализированы основные аэродинамические коэффициенты: коэффициент тяги, коэффициент мощности и показатель эффективности (Figure of Merit, FM). Результаты численного моделирования показывают, что конфигурация S2 обеспечивает повышение аэродинамического качества несущего винта: значение коэффициента тяги увеличивается примерно на 4 %, FM — на 8–9 %, тогда как коэффициент мощности снижается приблизительно на 3 %. Улучшение характеристик объясняется ослаблением вихревых структур на концах лопастей и более равномерным распределением давления по поверхности винта. Полученные результаты свидетельствуют о том, что даже простая геометрическая оптимизация формы лопасти может существенно повысить энергетическую эффективность вертолёта, а также способствовать снижению расхода топлива и уровня шума.