

〔研究ノート〕

NBU GEN-HEL の開発（第3報） — NASA ロータ風洞試験との回転トルク比較検証 —

大城 鳳花*, 中山 周一*²

*日本文理大学工学部航空宇宙工学科（2024年度卒業）

*²日本文理大学工学部航空宇宙工学科

Helicopter Rotor Simulation Program NBU GEN-HEL Development (3rd Report) — Verification Challenge to Compare with NASA Rotor Wind Tunnel Test Torque —

Fuka OSHIRO*, Shuichi NAKAYAMA*²

*Department of Aerospace Engineering, School of Engineering, Nippon Bunri University (Graduate, AY2024)

*²Department of Aerospace Engineering, School of Engineering, Nippon Bunri University

1. はじめに

NASA CR (Contractor Report) として基本モデルが公開されている GEN-HEL⁽¹⁾を本学で内製することを目標に2023年度から卒業研究で取り組み、2024年度には

NASA によるロータ風洞試験結果⁽²⁾と比較検証を行い、ブレード失速による非線形性を捉える等の成果を得た。本稿では、ロータ揚力とロータ抗力の NASA ロータ風洞試験比較検証を行った第2報⁽³⁾に引き続き、トルクの検証結果等について報告する。

2. ブレード運動の数学モデル

ヘリコプタ・ブレードは、回転自由度を有するヒンジを介してハブに固定されており、ブレード回転に伴いヒンジ回りのフラップ角 ζ 、リードラグ角 β が変化する。このフラップ角、リードラグ角に関する運動方程式は次式のように表される⁽⁴⁾。

$$\begin{bmatrix} mr_{cg}^2 & 0 \\ 0 & mr_{cg}^2 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{\zeta} \\ \ddot{\beta} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} 0.05(2mr_{cg}\Omega\sqrt{r_{cg}e}) & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{\zeta} \\ \dot{\beta} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} mer_{cg}\Omega^2 & 0 \\ 0 & mr_{cg}(e+r_{cg})\Omega^2 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \zeta \\ \beta \end{Bmatrix} = r_a \begin{Bmatrix} Fb_X \\ -Fb_Z \end{Bmatrix} \quad (1)$$

ここで、 m はブレード質量、 r_{cg} はブレード重心とヒンジまでの距離、 e はハブ中心からヒンジまでの距離、 Ω はロータ回転角速度である。右辺は次式で表されるブレード空気力であり、 r_a はヒンジからブレード空気代表点までの距離である⁽⁴⁾。

$$\begin{Bmatrix} Fb_X \\ Fb_Y \\ Fb_Z \end{Bmatrix} = \frac{1}{u_0 u_{tr}} \begin{bmatrix} u_t u_{tr} & u_r u_0 & -u_t u_p \\ -u_r u_{tr} & u_t u_0 & u_r u_p \\ u_p u_{tr} & 0 & u_{tr}^2 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} -d \\ 0 \\ -l \end{Bmatrix} \quad (2)$$

$\{Fb_x, Fb_y, Fb_z\}^T$ は、ブレード相対風座標系で定義されるブレード揚力 l とブレード抗力 d をブレード固定座標系に変換したもので、両座標系の変換行列は、ブレード固定座標系で表したブレード相対風 $\{u_t, -u_r, u_p\}^T$ および同速度から構成される $u_{tr} = \sqrt{u_t^2 + u_r^2}$, $u_0 = \sqrt{u_t^2 + u_r^2 + u_p^2}$ で表現される。ブレード相対風 $\{u_t, -u_r, u_p\}^T$ は、次式により、ブレードフラップ角、リードラグ角の他、飛行速度 V 、ロータシャフト迎角 α_s で表される⁽⁴⁾。

$$\begin{pmatrix} u_t \\ -u_r \\ u_p \end{pmatrix} = e \begin{pmatrix} \Omega \cos \zeta \\ \Omega \sin \zeta \cos \beta \\ \Omega \sin \zeta \sin \beta \end{pmatrix} + r_{cg} \begin{pmatrix} (\Omega + \dot{\zeta}) \cos \beta \\ 0 \\ -\dot{\beta} \end{pmatrix} + V \begin{pmatrix} \cos \alpha_s \sin(\psi + \zeta) \\ -\cos \alpha_s \cos(\psi + \zeta) \cos \beta - \sin \alpha_s \sin \beta \\ -\cos \alpha_s \cos(\psi + \zeta) \sin \beta + \sin \alpha_s \cos \beta \end{pmatrix} \quad (3)$$

$$\theta = \theta_0 - A_1 \cos \psi - B_1 \sin \psi \quad (5)$$

3. 計算結果

3-1 計算諸元およびプログラム

表1の諸元により(1)式を odeint を用いて時間積分する python プログラムを作成した。ソースコードは第2報⁽³⁾の付録に収録されている。

表1 計算(実機)諸元⁽⁴⁾

記号	値	意味
Ω	27[rad/s]	ロータ回転角速度
m	72.5[kg]	ブレード質量
R	8.178[m]	ロータ半径
e	0.381[m]	ヒンジオフセット
r_{cg}	5.32[m]	ブレード重心位置
r_a	4.7[m]	ブレード空力半径
r_Q	6.1[m]	トルク半径
S	3.36[m ²]	ブレード面積
c	0.527[m]	ブレード翼弦長
ρ	1.225[kg/m ³]	標準大気

3-2 計算結果

NASA ロータ風洞試験との比較検証は、 α_s , μ , θ_0 を入力条件とした計算結果からロータ6分力係数 C_L , C_D , C_Q を求め TM4183記載値と比較する⁽³⁾。

α_s はロータシャフトの迎角、 μ はアドバンス比と呼ばれるホバリング時のブレード翼端速度 ΩR と風洞風速(飛行速度)の比⁽⁵⁾,

$$\mu = \frac{V \cos \alpha_s}{\Omega R} \quad (4)$$

A_1 , B_1 , θ_0 は次式によりブレードピッチ角 θ を構成し、 θ_0 はコレクティブピッチ角、 A_1 , B_1 はサイクリックピッチ角と呼ばれる⁽⁵⁾。 A_1 , B_1 は TM4183記載値を使う場合と、プログラムで計算する場合がある⁽³⁾。

(2)式のブレード空気を座標変換行列⁽⁴⁾ $[\alpha_s]_{I/HF}$, $[\psi_j]_{HF/HR}$, $[\zeta_j]_{HR/BW}$, $[\beta_j]_{BW/B}$ によりロータ6分力の基準となる風洞風を X 軸とする慣性座標系に変換し、

$$\begin{pmatrix} -D_j \\ Y_j \\ -L_j \end{pmatrix} = [\alpha_s]_{I/HF} [\psi_j]_{HF/HR} [\zeta_j]_{HR/BW} [\beta_j]_{BW/B} \begin{pmatrix} Fb_{Xj} \\ Fb_{Yj} \\ Fb_{Zj} \end{pmatrix} \quad (6)$$

$j=0, 1, 2, 3$ の各ブレード分を合算してロータ揚力 L 、ロータ抗力 D を求める。

$$L = \sum_{j=0}^3 L_j, D = \sum_{j=0}^3 D_j, \quad (7)$$

トルク Q はハブ回転座標系でのブレード空力 Fhr_{Xj} , Fhr_{Yj} , Fhr_{Zj} を求め

$$\begin{pmatrix} Fhr_{Xj} \\ Fhr_{Yj} \\ Fhr_{Zj} \end{pmatrix} = [\zeta_j]_{HR/BW} [\beta_j]_{BW/B} \begin{pmatrix} Fb_{Xj} \\ Fb_{Yj} \\ Fb_{Zj} \end{pmatrix} \quad (8)$$

$j=0, 1, 2, 3$ の各ブレード分を合算する。

$$Q = \sum_{j=0}^3 r_Q Fhr_{Xj} \quad (9)$$

r_Q はトルクの代表半径である⁽⁴⁾。

以上の揚力 L 、抗力 D 、トルク Q からロータの円面積、ホバリング時の翼端速度による無次元係数^(2,5) を求める。

$$\begin{cases} C_L = \frac{L}{\rho \pi R^2 (\Omega R)^2} \\ C_D = \frac{D}{\rho \pi R^2 (\Omega R)^2} \\ C_Q = \frac{Q}{\rho \pi R^3 (\Omega R)^2} \end{cases} \quad (10)$$

第2報⁽³⁾から、 $\mu=0.25$, $\alpha_s=-5.2$ [deg] での計算結果を縦軸ロータ揚力係数、横軸をロータ抗力係数で整理した結果を図1に示す。

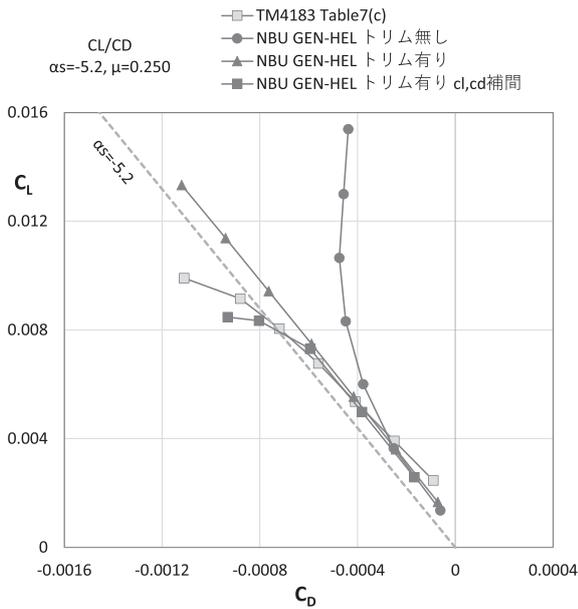


図1 検証結果, 揚抗特性

●は TM4193⁽²⁾記載の A_1 , B_1 , θ_0 で計算した結果, ▲は θ_0 を TM4183⁽²⁾記載値とするが, A_1 , B_1 は計算されたフラッピング角からロータ回転面がシャフトに垂直になるように設定された場合を示す。▲と●は, ブレードの空気力について2次元性が成り立つ想定のもと, 揚力係数を迎角に比例, 抗力係数を0.01で一定とした。■は▲に対して, ブレード揚力係数と抗力係数を NASA CR⁽¹⁾に記載されている失速込みの数値データの内外挿により求めた。

図1の元となる計算結果からトルク係数を計算した結果を図2に示す。

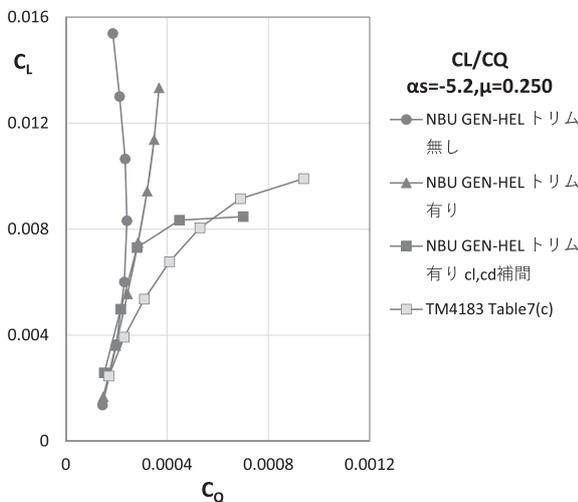


図2 検証結果 (トルク)

A_1 , B_1 を計算させた▲は図1からロータが前傾し推進力を発生させている⁽³⁾ため, TM4183⁽²⁾記載の A_1 , B_1 を使った●に比べて, トルクが増えている。更に A_1 , B_1 を計算し, 失速込みの2次元翼データ⁽³⁾を使った■は高揚力域でトルクが増えていることが確認できる。

ただし, 揚力の大小によるトルク変化はほとんどみられていない。これは(3)式で誘導速度を含めていないためであり, NBU Gen-Hel では誘導抗力によるトルク成分が計算されない。これを補正する方法を検討する。

誘導トルク Q_i によるパワー P_i は, ロータ全体を翼と見なした場合の誘導抗力 D_i と次の関係が成り立つはずである。

$$P_i = D_i V = Q_i \Omega \rightarrow Q_i = \frac{D_i V}{\Omega} \quad (11)$$

固定翼の誘導抗力係数は次の(12)式である⁽⁶⁾から, (11)式と(12)式からロータの誘導トルクを導出してみる。

$$\tilde{C}_{Di} = \frac{\tilde{C}_L^2}{\pi A} = \tilde{C}_L^2 \frac{S}{\pi b^2} \quad (12)$$

~ (ティルダ) は(10)式に示した回転翼の無次元と異なる固定翼式の無次元数であることを示し, A は主翼のアスペクト比で, 翼面積 S と主翼幅 b との関係にある。有次元での誘導抗力は,

$$D_i = \left(\tilde{C}_L^2 \frac{S}{\pi b^2} \right) \left(\frac{1}{2} \rho V^2 S \right) = \frac{L^2}{\frac{1}{2} \rho V^2 \pi b^2} \quad (13)$$

となる。誘導トルク Q_i を(10)式に示される回転翼の流儀で無次元化すると

$$\begin{aligned} C_{Qi} &= \frac{D_i V / \Omega}{\rho \pi R^3 (\Omega R)^2} = \frac{L^2}{\frac{1}{2} \rho V_x^2 \pi b^2} \frac{V}{\Omega R} \frac{1}{\rho \pi R^2 (\Omega R)^2} \\ &= \frac{L^2}{\frac{1}{2} \rho \pi (2R)^2 (\Omega R)^2} \frac{\Omega R}{V} \frac{1}{\rho \pi R^2 (\Omega R)^2} \\ &= \frac{C_L^2}{2\mu} \end{aligned} \quad (14)$$

を得る。NBU Gen-Hel の計算結果に誘導トルク C_{Qi} を加える補正を行った結果を図3に示す。図3には C_{Qi} 自体も点線で示している。補正後の結果は全体的に NASA 試験結果に近づいただけではなく, 翼型テーブルを使った場合■は非線形的なトルクの増加を捉えて, ロータ風洞試験結果 (グレーの□) に近づいたことが確認できる。

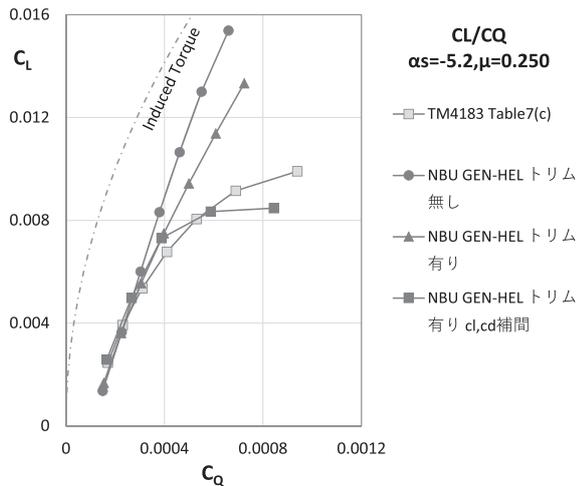


図3 トルク比較結果 (誘導トルク補正後)

3-3 その他の計算結果

TM4183⁽²⁾から本研究での比較検証相手として選定⁽³⁾した Table 7 (c) の風洞試験は、第2報⁽³⁾で取り上げた $\mu=0.301$, $\alpha_s=-5.2^\circ$ 以外にも表2に示される条件で実施されている。この内、付録を付した条件の推算結果を本稿の付録に収録する。トルク係数は前節に示した補正ありである。

表2 table 7 (c) 試験条件

μ	α_s deg	本研究
0.15	0.0	付録
	-1.8	付録
	-5.0	付録
0.20	0.0	
	-3.3	
0.25	0.0	付録
	-5.2	付録
	-7.0	付録
0.30	0.0	
	-6.2	付録
	-8.0	付録
0.35	-5.0	
	-9.1	付録
0.40	-7.9	
	-11.8	

4. 考察

図3に示されるロータトルクのトリム無の●とトリム有の▲の違いについて、(11)式とおなじような観点から考察する。ロータ抗力(推進力)の違い ΔD によるロータ仕事率の違い ΔP を(11)式と同様にトルクに換算すると次式となる。

$$\Delta P = \Delta DV = \Delta Q \Omega \rightarrow \Delta Q = \Delta D \frac{V}{\Omega} \quad (15)$$

これを無次元化すると次式となる。

$$\Delta C_Q = \frac{\Delta Q}{\rho(\pi R^2)(\Omega R)^2 R} = \frac{\Delta D}{\rho(\pi R^2)(\Omega R)^2} \frac{V}{\Omega R} = \mu \Delta C_D \quad (16)$$

この ΔC_Q によりトリム無●を補正した結果を図4に示す。トリム有▲に一致していることが確認できる。

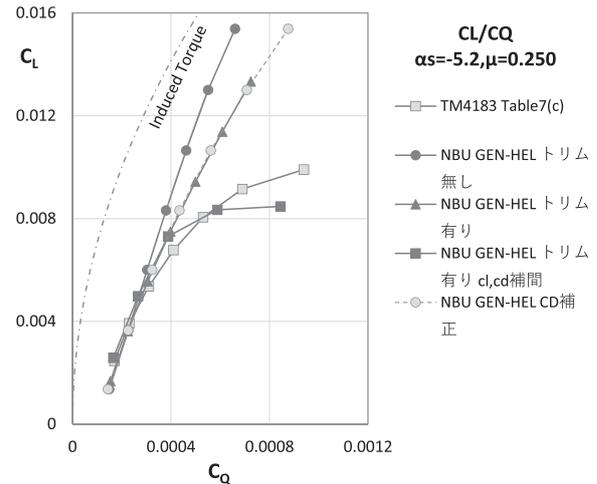


図4 ロータ推進力の違いによるトルク変化

5. おわりに

NASA が公開している CR166309⁽¹⁾に基づいたシミュレーションプログラムを開発し、NASA が行った実機レイノルズ数のロータ風洞試験結果⁽²⁾と比較検証した。ブレードを1つの要素として扱っている等のモデル粒度が低いプログラムでも風洞試験で計測されたロータ6分力に近い計算結果を得た。2次元翼の揚力・抗力特性を反映することで、ブレードの失速による高揚力域での非線形性を捉える等の成果を得た。シミュレーションプログラムの意義は、実験に頼ることなく諸条件を変えた場合の影響を迅速に評価できることや、現象の細部について分析できる点にあり、本学においても2024年度卒業研究の成果を土台にして今後の教育研究での活用が期待される。

今後の課題を列挙しておく。

- 誘導速度を計算し、揚力傾斜やトルク係数の補正を取りやめる。
- 翼を分割し、翼端と翼根で周速が違う効果を反映する。その際に、ブレードのねじり下げと、マッハ数の違いも反映する。

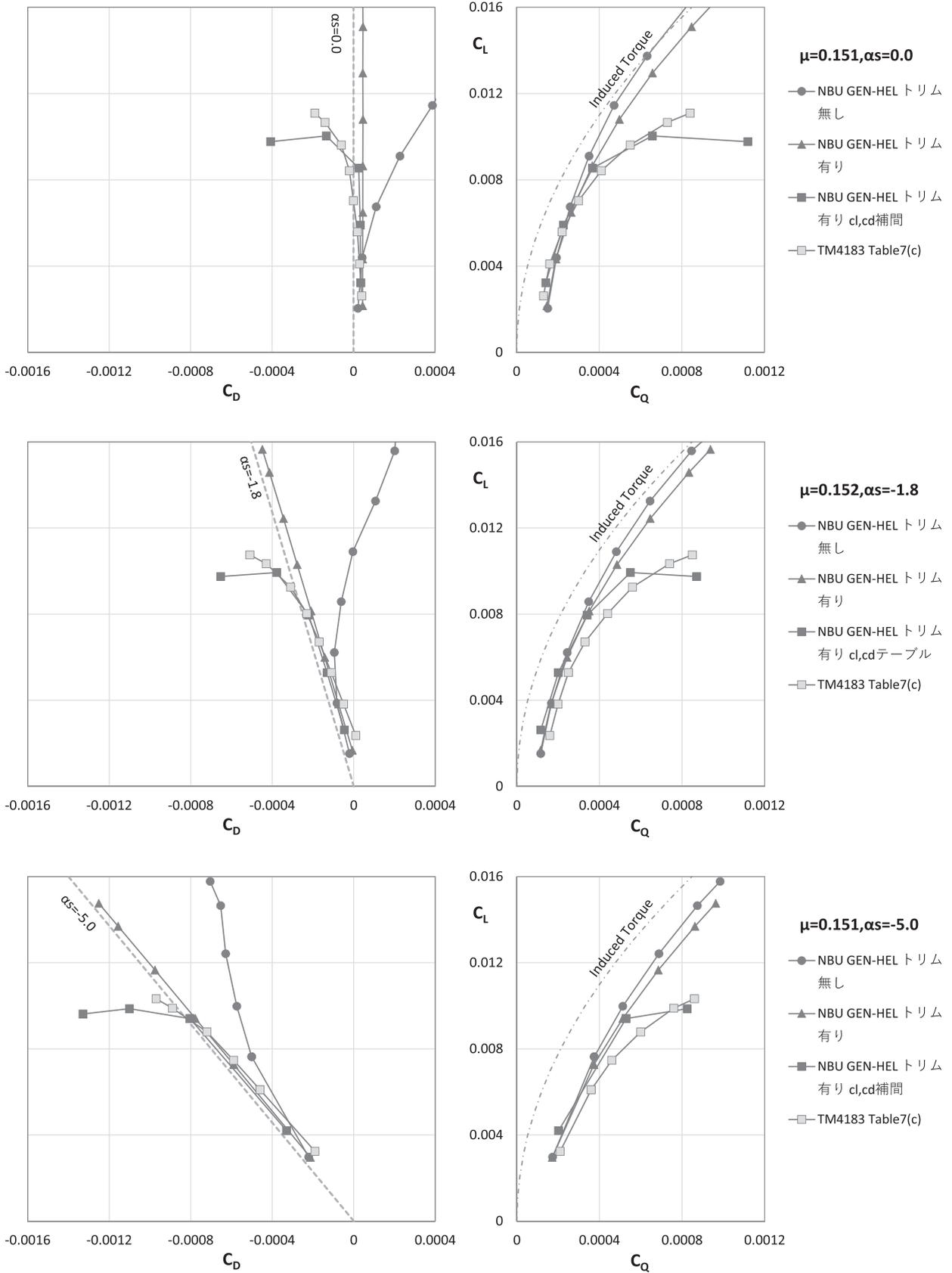
- ハブ固定ではなく機体運動を含めることでフリーフライトをシミュレーションする。

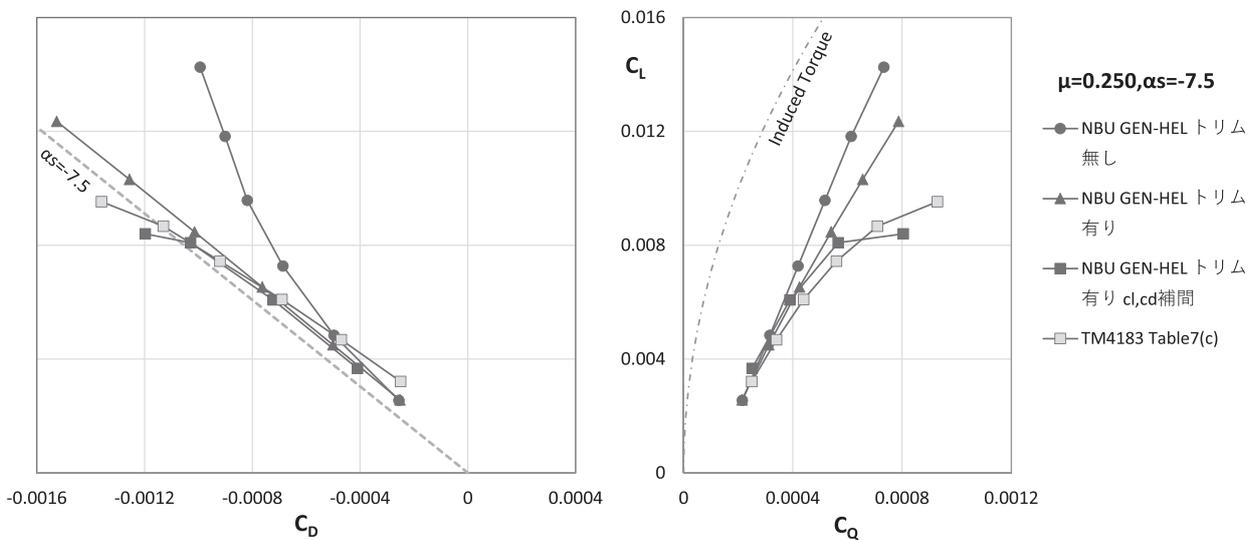
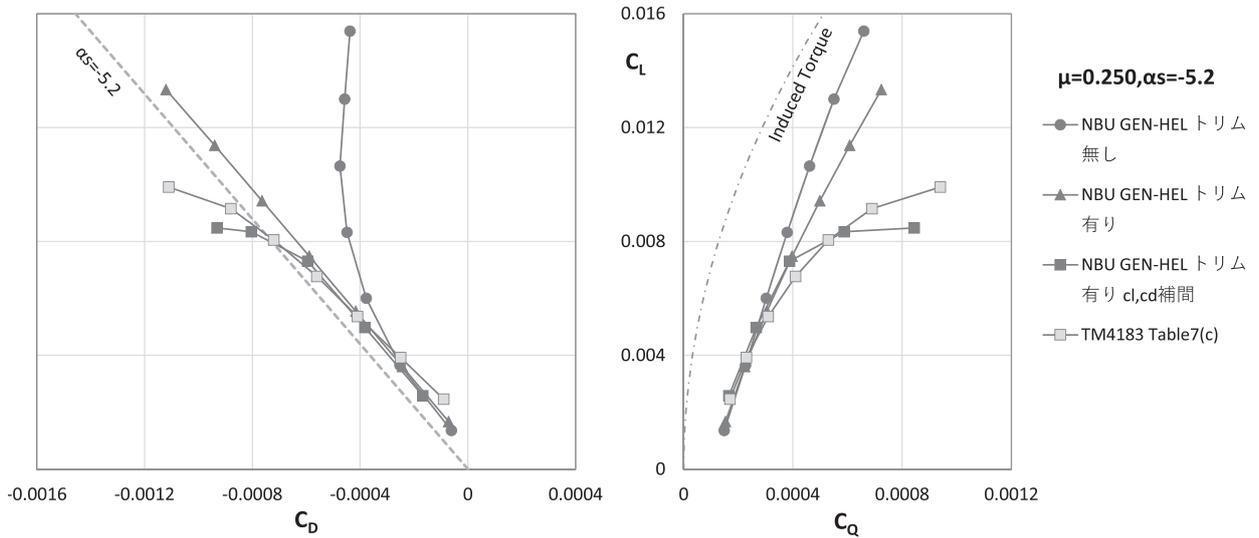
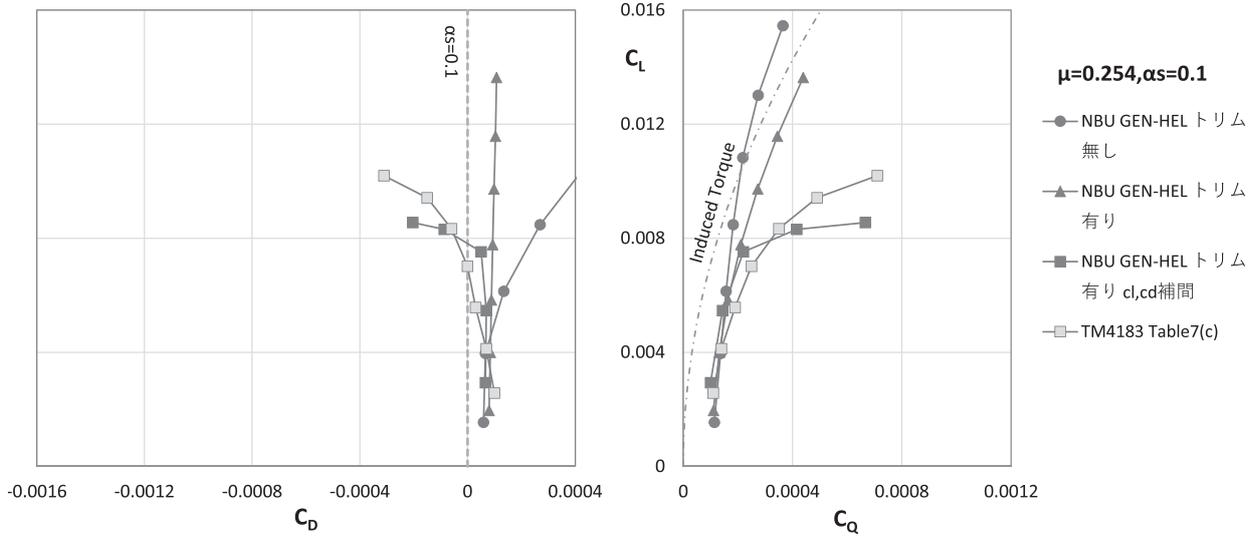
参考文献

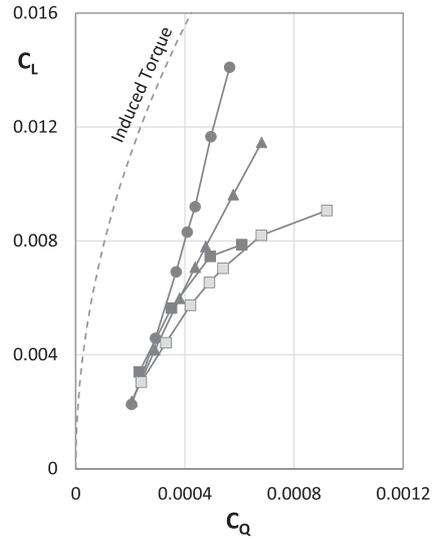
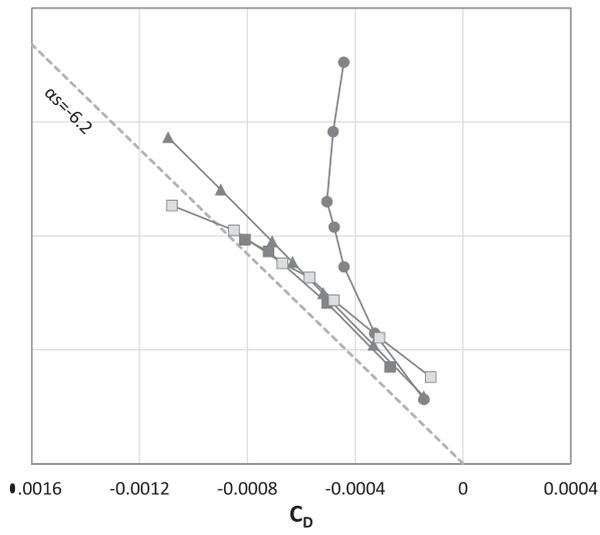
- (1) Howlett, J. J., UH-60A Black Hawk engineering simulation program. Volume 1 : Mathematical model, NASA-CR-166309 (1981)
- (2) Singleton, Jeffrey D., Yeager, William T., Jr., Wilbur, Matthew L., Performance Data from a Wind-Tunnel Test of Two Main-rotor Blade Designs for a Utility-Class Helicopter, NASA-TM-4183 (1990)
- (3) 大城鳳花, 中山周一, NBU GEN-HEL の開発 (第2報), 日本文理大学紀要, 第53巻第2号
- (4) 大城鳳花, 中山周一, NBU GEN-HEL の開発 (第1報), 日本文理大学紀要, 第53巻第2号
- (5) 加藤寛一郎, 今永勇生, ヘリコプタ入門, 東京大学出版会 (1985)
- (6) John Anderson, Fundamentals of Aerodynamics, third edition, McGraw-Hill (2001)

(2025年6月16日受理)

付録 検証計算結果

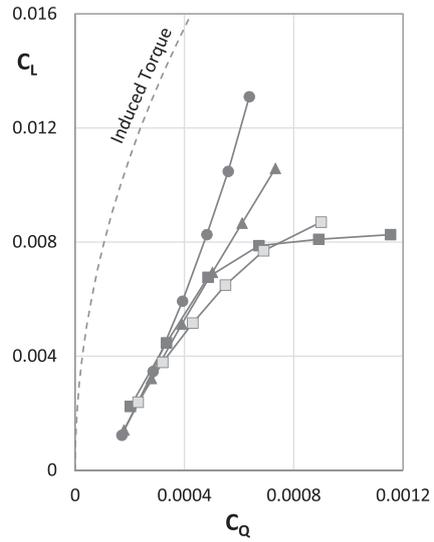
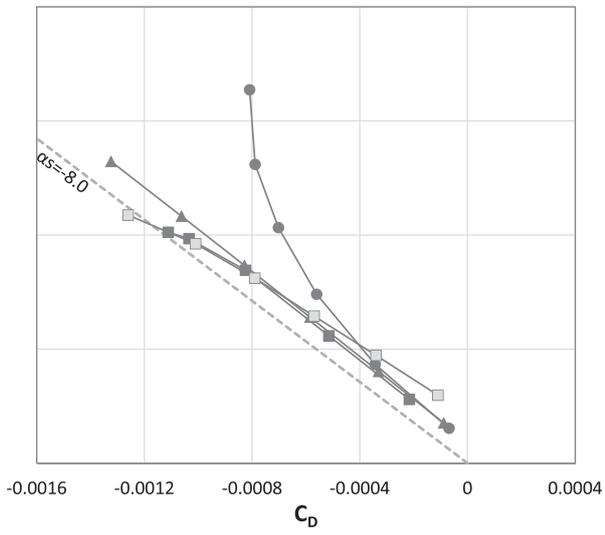






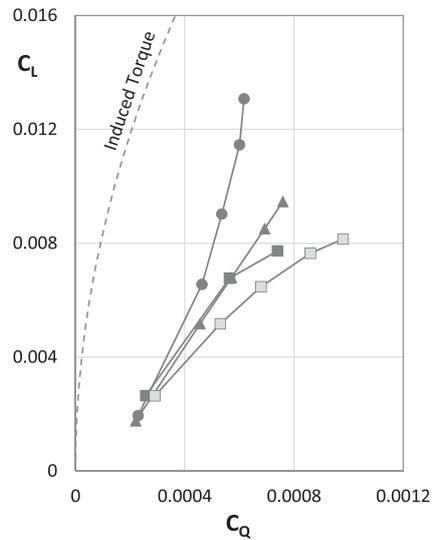
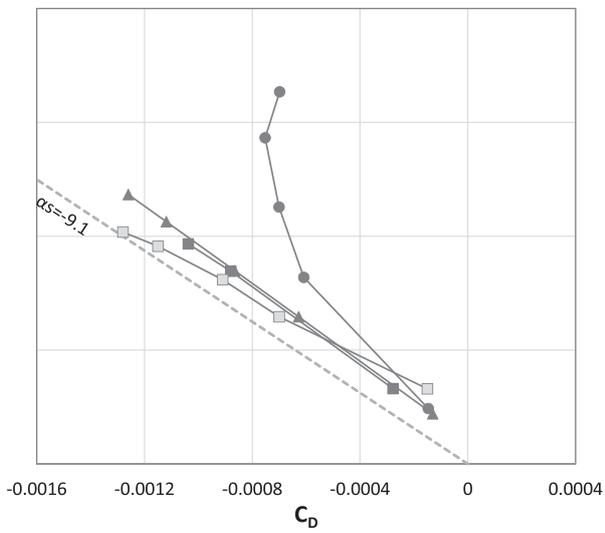
$\mu=0.303, \alpha=-6.2$

- NBU GEN-HEL トリム 無し
- ▲ NBU GEN-HEL トリム 有り
- NBU GEN-HEL トリム 有り $c_{l,cd}$ 補間
- TM4183 Table7(c)



$\mu=0.301, \alpha=-8.0$

- NBU GEN-HEL トリム 無し
- ▲ NBU GEN-HEL トリム 有り
- NBU GEN-HEL トリム 有り $c_{l,cd}$ 補間
- TM4183 Table7(c)



$\mu=0.350, \alpha=-9.1$

- NBU GEN-HEL トリム 無し
- ▲ NBU GEN-HEL トリム 有り
- NBU GEN-HEL トリム 有り $c_{l,cd}$ 補間
- TM4183 Table7(c)