

先端翼付き鋼管杭の先端支持力係数及び先端翼耐力に関する基礎的検討

Basic study on end bearing capacity factor and tip wing strength of screw pile

下平 祐司*1

1. はじめに

鋼管の先端に翼状の鋼板を取り付け、これを地盤中に回転貫入させて杭あるいは地盤補強材として利用する工法（以下、“先端翼付き鋼管杭工法”と呼称する）が広く普及してきており、建築基礎構造設計指針（日本建築学会）の次回改定においても、この工法の支持力係数が示される予定となっている¹⁾。当法人においても、建築基準法に基づく性能評価や独自事業である性能証明の対象として、多数の先端翼付き鋼管杭工法の支持力性能について評価を行ってきている²⁾。

これらの工法では、先端翼の形状や軸鋼管への取り付け方が独自性を示す大きな要素である。支持力係数については、実現場における所要数の載荷試験結果に基づいて設定される。一方、支持力係数を発揮するためには、支持力に見合う軸鋼管及び先端翼の耐力が確保される必要がある。先端翼の地盤反力分布については、いくつかの仮定があるが、想定している地盤反力に対する先端翼の耐力を確認するために、実物を使った構造実験や、三次元モデルによるFEM解析などが実施されている。しかし、鋼管径や翼径／鋼管径のバリエーションが豊富な場合は、手間やコストの問題ですべてのケースについて実験やFEM解析を実施することは困難であり、これらの実験や解析を補間するために弾性平板の応力解析^{3)~5)}が援用される場合が多い。

本報では、実際に回転貫入鋼管杭工法の検討で用いられている地盤反力分布を想定し、これらの地盤反力分布に対する見掛けの支持力係数および先端翼の応力分布の解を提示し、その検討例を示す。

2. 先端支持力係数

本報で対象とする先端翼付き鋼管杭は、先端翼（有効径 D_w ）の形状と軸鋼管（外径 D ）への取り付け方で大別すると図-1に示す3種類がある。タイプ1は軸鋼管の先端に円板状の先端翼が、タイプ2は軸鋼管の側面に螺旋状の先端翼が、タイプ3は軸鋼管側面に設けた切り込み内に差し込んだ2枚の半円板の先端翼が溶接接合されたものである。これらの先端支持力係数 α については文献6)などで検討されているが、 D_w/D の大きさや翼部の剛性等を考慮して、図-2の(b)や(c)に示す地盤反力を想定した先端支持力係数 α が設定されている場合も多い。ここで、先端支持力係数 α の定義は、式(1)による。

$$\alpha = \frac{P_u}{\bar{N}A_p} \dots\dots\dots(1)$$

ここに、 P_u ：極限先端支持力(kN)

$\bar{N}$ ：先端付近の平均 N 値

A_p ：先端有効断面積(m²)

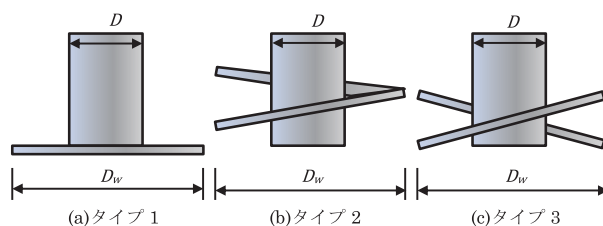


図-1 先端部の概要図

*1 SHIMOHIRA Yuji：（一財）日本建築総合試験所 建築確認評定センター 建築確認評定部 部長 博士（工学）

図-2中の(b)台形分布や(c)変等分布の場合は、地盤反力分布に応じた翼部の有効断面積 A_p を設定して α が求められている。本章では、図-2に示す地盤反力の仮定によって先端支持力係数 α がどのように変化するかを示す。

図-2に示した地盤反力分布をすべて考慮できるように図-3に示す地盤反力分布形で検討する。なお、以後では、図-2の(b)の台形分布($\mu=0$)に加えて、 $\lambda>\mu$ で $\mu>0$ の場合も含めて台形分布と呼称する。

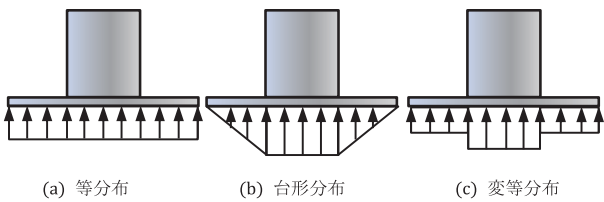


図-2 先端地盤反力分布の設定例

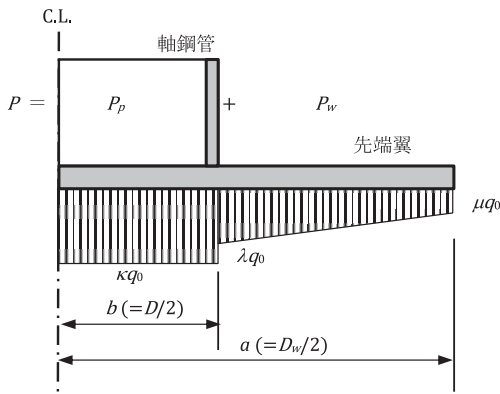


図-3 先端地盤反力分布の設定

軸鋼管部負担支持力： P_p

$$P_p = \kappa \pi b^2 q_0 \dots\dots\dots (2)$$

翼部負担支持力： P_w

$$P_w = \frac{\pi}{3} (a-b) \{ (\lambda + 2\mu)a + (2\lambda + \mu)b \} q_0 \dots\dots\dots (3)$$

支持力： $P = P_p + P_w$

$$P = \pi q_0 \left[\kappa b^2 + \frac{1}{3} (a-b) \{ (\lambda + 2\mu)a + (2\lambda + \mu)b \} \right] \dots\dots (4)$$

2.1 変等分布反力の場合の λ

台形分布の場合と同じ支持力を発揮するために必要な変等分布の場合における λ ($=\mu$)を求める。この λ は、有効断面積を求める際に、軸鋼管より外側のリング部の面積に乗じる係数として支持力式上は扱われる。すなわ

ち、式(1)における有効断面積 A_p を式(5)で定義して支持力係数を求めている。

$$A_p = \pi b^2 + \lambda \pi (a^2 - b^2) \dots\dots\dots (5)$$

台形分布の場合の支持力 P_1 は $\kappa=\lambda=1, \mu=\mu_1$ として、変等分布の場合の支持力 P_2 は $\kappa=1, \mu=\lambda$ として、それぞれ式(4)より以下のとおりとなる。

$$P_1 = \pi q_0 \left[b^2 + \frac{1}{3} (a-b) \{ (1+2\mu_1)a + (2+\mu_1)b \} \right] \dots\dots (6)$$

$$P_2 = \pi q_0 \{ b^2 + \lambda (a^2 - b^2) \} \dots\dots\dots (7)$$

$P_1=P_2$ として、 λ を求めると式(8)となる。

$$\lambda = \frac{(1+2\mu_1) \left(\frac{a}{b} \right)^2 + (1-\mu_1) \left(\frac{a}{b} \right) - (2+\mu_1)}{3 \left\{ \left(\frac{a}{b} \right)^2 - 1 \right\}} \dots\dots\dots (8)$$

$\mu_1=0, 0.05$ および 0.1 の場合の λ と a/b との関係を図-4に示す。変等分布を仮定する場合の λ は、 0.5 あるいは 0.43 が採用されている場合が多い。図-4から、 $\lambda=0.5$ は $\mu_1=0.1$ で $a/b=2$ の場合に、 $\lambda=0.43$ は $\mu_1=0$ で $a/b=2.5$ の場合に対応していることがわかる。

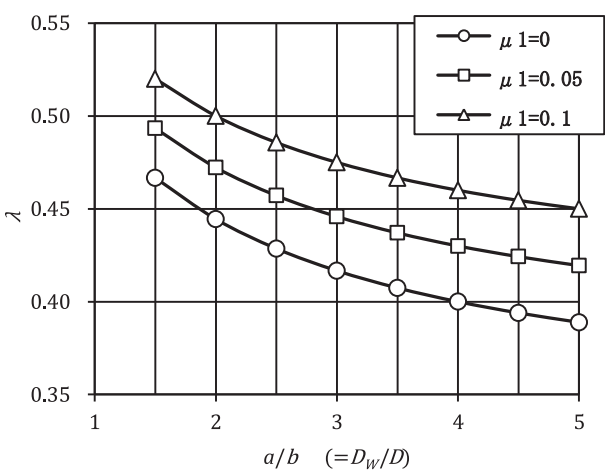


図-4 変等分布反力の場合の λ

2.2 地盤反力分布形による見掛けの α の変化

異なる地盤反力分布形で同じ支持力が発揮されるとして、地盤反力分布形の相違によって見掛けの先端支持力係数がどのように変化するかを以下に検討する。

式(1)の定義から、式(4)の q_0 を $\alpha\bar{N}$ とし、等分布の場合($\kappa=\lambda=\mu=1$)の以下の支持力 P_0 (支持力係数 α_0)を基準とする。

$$P_0 = \pi\alpha^2\alpha_0\bar{N} \dots\dots\dots (9)$$

台形分布の場合($\kappa=\lambda=1, \mu=0$)の支持力 P_1 (支持力係数 α_1)は式(10)となり、 $P_0=P_1$ として α_1/α_0 を求めると式(11)となる。

$$P_1 = \frac{\pi}{3}(a^2 + ab + b^2)\alpha_1\bar{N} \dots\dots\dots (10)$$

$$\frac{\alpha_1}{\alpha_0} = \frac{3\left(\frac{a}{b}\right)^2}{\left(\frac{a}{b}\right)^2 + \frac{a}{b} + 1} \dots\dots\dots (11)$$

変等分布の場合($\kappa=1, \lambda=\mu=\lambda_2$)の支持力 P_2 (支持力係数 α_2)は式(12)となり、 $P_0=P_2$ として α_2/α_0 を求めると式(13)となる。

$$P_2 = \pi\{b^2 + \lambda_2(a^2 - b^2)\}\alpha_2\bar{N} \dots\dots\dots (12)$$

$$\frac{\alpha_2}{\alpha_0} = \frac{\left(\frac{a}{b}\right)^2}{\lambda_2\left(\frac{a}{b}\right)^2 + 1 - \lambda_2} \dots\dots\dots (13)$$

式(11)および式(13)を $a/b(=D_w/D)$ を横軸として、台形分布($\lambda=1, \mu=0$)および変等分布($\lambda=\mu=0.43, 0.5$)の場合をまとめて図-5に示す。先端翼付き鋼管杭として一般的な $a/b=1.5\sim 3$ の範囲では、 α_i/α_0 は1.3~2.1を示し、平均的には1.75程度となる。文献6)では、地盤反力を等分布として求めた先端支持力係数 $\alpha=189$ (砂質土)、216(粘性土)が平均値として示されており、

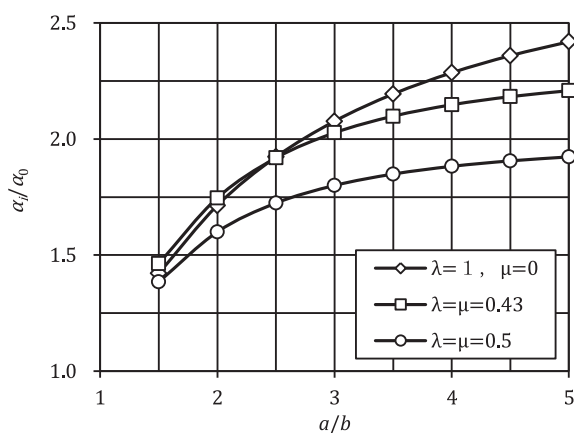


図-5 見掛け上の α の変化

地盤反力分布の設定によっては、見掛け上の α の値は打ち込み杭の支持力係数として用いられている300を超える大きな値となる場合もあることがわかる。

3. 軸対称変形円板としての先端翼の応力解析

本章では、図-2に示した地盤反力分布を考慮した先端翼の断面検討を行うために、地盤反力を荷重として与えた軸対称変形する円板の問題として、代表的な3ケースの解を示す。なお、反力を等分布とした場合の解等については、文献^{3)~5)}等に数式として示されている。

3.1 基礎方程式と解法

図-6に示す円板の軸対称曲げに対する方程式は式(14)で、その一般解は式(15)のとおりである⁵⁾。

$$\frac{1}{r} \frac{d}{dr} \left[r \frac{d}{dr} \left\{ \frac{1}{r} \frac{d}{dr} \left(r \frac{dw}{dr} \right) \right\} \right] = -\frac{q(r)}{D} \dots\dots\dots (14)$$

ここに、 D は板の曲げ剛性で

$$D = \frac{Et^3}{12(1-\nu^2)}$$

E : ヤング係数

t : 板の厚さ

ν : ポアソン比

一般解

$$w = \frac{1}{D} \left(C_1 + C_2 r^2 + C_3 \ln r + C_4 r^2 \ln r - \int \frac{1}{r} \int r \int \frac{1}{r} \int r \cdot q(r) dr^4 \right) \dots\dots (15)$$

ここに、 $C_{1\sim 4}$: 積分定数

$q(r)$: 分布荷重(地盤反力)

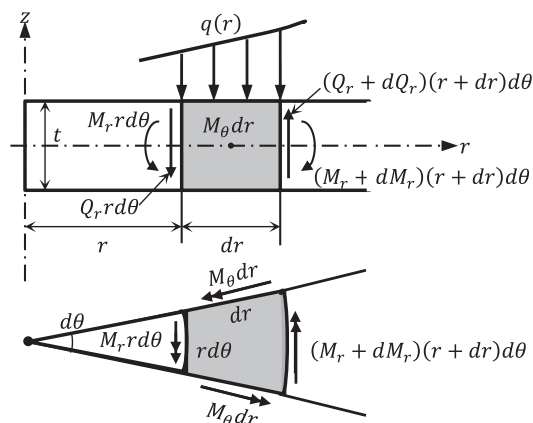


図-6 円板の微小要素に作用する内力成分⁵⁾

曲げモーメントおよびせん断力は、式(15)の1～3階微分を求め、以下の3式に代入して求める。

$$M_r = -D \left(\frac{d^2 w}{dr^2} + \frac{\nu}{r} \frac{dw}{dr} \right) \dots\dots\dots (16)$$

$$M_\theta = -D \left(\nu \frac{d^2 w}{dr^2} + \frac{1}{r} \frac{dw}{dr} \right) \dots\dots\dots (17)$$

$$Q_r = -D \left(\frac{d^3 w}{dr^3} + \frac{1}{r} \frac{d^2 w}{dr^2} - \frac{1}{r^2} \frac{dw}{dr} \right) \dots\dots\dots (18)$$

$$M_{r\theta} = 0, Q_\theta = 0$$

式(15)の右辺括弧内第5項の積分値は、分布荷重が $q_{(r)} = (A + Br) q_0$ で与えられる場合は下記の式(19)となり、等分布の場合は式(19)で $A = 1, B = 0$ として求める。

$$\int \frac{1}{r} \int r \int \frac{1}{r} \int r \cdot q_{(r)} dr^4 = q_0 \left(\frac{A}{64} + \frac{B}{225} r \right) r^4 \dots\dots\dots (19)$$

積分定数 $C_1 \sim C_4$ は、円板を支持条件あるいは荷重条件が変化する同心円で区切り、以下に示す境界条件（支持条件）および連続条件から連立方程式を立て、これを解くことで求められる。

境界条件

固 定： $w = 0, dw/dr = 0$

単純支持： $w = 0, M_r = 0$

自 由： $M_r = 0, Q_r = 0$

連続条件（連続する2つのリングに対して）

たわみ： $w_1 = w_2$

たわみ角： $dw_1/dr = dw_2/dr$

曲げモーメント： $d^2 w_1/dr^2 = d^2 w_2/dr^2$

せん断力： $d^3 w_1/dr^3 = d^3 w_2/dr^3$

また、中心部が無孔円板の場合は、中心点（ $r = 0$ ）でたわみと曲げモーメントが有限であることから、 $C_3 = C_4 = 0$ となる。

3.2 計算例

3.2.1 タイプ1先端翼の場合

図-3に示した地盤反力を荷重とし、軸鋼管外端位置を単純支持として、図-7に示す平板モデルで検討する。

円板の一般解、一般解の微分、曲げモーメントおよびせん断力を以下に示す。

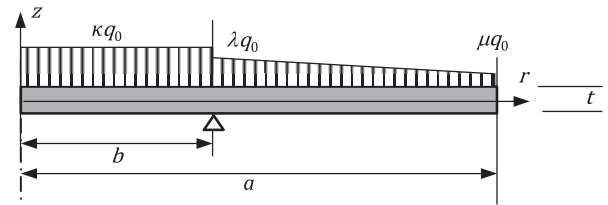


図-7 タイプ1先端翼に対するモデル

荷重分布

$$q_{(r)} = (A + Br) q_0$$

$$r \leq b \text{ の場合：} A = \kappa, B = 0$$

$$r \geq b \text{ の場合：} q_{(r)} = (A + Br) q_0$$

ここに、

$$A = \frac{\lambda a - \mu b}{a - b}, B = \frac{\mu - \lambda}{a - b}$$

一般解および一般解の微分

$$w = \frac{1}{D} \left(C_1 + C_2 r^2 + C_3 \ln r + C_4 r^2 \ln r - \frac{q_0}{64} A r^4 - \frac{q_0}{225} B r^5 \right) \dots\dots\dots (20)$$

$$\frac{dw}{dr} = \frac{1}{D} \left(2C_2 r + C_3 \frac{1}{r} + C_4 (2r \ln r + r) - \frac{q_0}{16} A r^3 - \frac{q_0}{45} B r^4 \right) \dots\dots\dots (21)$$

$$\frac{d^2 w}{dr^2} = \frac{1}{D} \left(2C_2 - C_3 \frac{1}{r^2} + C_4 (2 \ln r + 3) - \frac{3q_0}{16} A r^2 - \frac{4q_0}{45} B r^3 \right) \dots\dots\dots (22)$$

$$\frac{d^3 w}{dr^3} = \frac{1}{D} \left(2C_3 \frac{1}{r^3} + \frac{2C_4}{r} - \frac{3q_0}{8} A r - \frac{4q_0}{15} B r^2 \right) \dots\dots\dots (23)$$

曲げモーメントおよびせん断力は、式(16)～(18)に式(21)～(23)を代入して求める。

$$\begin{aligned} M_r = & -2C_2(1 + \nu) + \frac{C_3}{r^2}(1 - \nu) \\ & - C_4 \{ 3 + \nu + 2(1 + \nu) \ln r \} \\ & + \frac{q_0}{16} (3 + \nu) A r^2 \\ & + \frac{q_0}{45} (4 + \nu) B r^3 \dots\dots\dots (24) \end{aligned}$$

$$M_{\theta} = -2C_2(1+\nu) - \frac{C_3}{r^2}(1-\nu) - C_4\{1+3\nu+2(1+\nu)\ln r\} + \frac{q_0}{16}(1+3\nu)Ar^2 + \frac{q_0}{45}(1+4\nu)Br^3 \dots\dots\dots(25)$$

$$Q_r = -C_4\frac{4}{r} + \frac{q_0}{2}Ar + \frac{q_0}{3}Br^2 \dots\dots\dots(26)$$

$r \leq b$ の無孔円板において、 $A = \kappa, B = 0, C_3 = C_4 = 0$ であり、 $w = w_1$ 、積分定数を C'_1, C'_2 とすると以下のとおりである。

$$w_1 = \frac{1}{D} \left(C'_1 + C'_2 r^2 - \frac{\kappa q_0}{64} r^4 \right) \dots\dots\dots(27)$$

$$\frac{dw_1}{dr} = \frac{1}{D} \left(2C'_2 r - \frac{\kappa q_0}{16} r^3 \right) \dots\dots\dots(28)$$

$$\frac{d^2 w_1}{dr^2} = \frac{1}{D} \left(2C'_2 - \frac{3\kappa q_0}{16} r^2 \right) \dots\dots\dots(29)$$

$$\frac{d^3 w_1}{dr^3} = \frac{1}{D} \left(-\frac{3\kappa q_0}{8} r \right) \dots\dots\dots(30)$$

$$M_{r1} = -2C'_2(1+\nu) + \frac{q_0}{16}(3+\nu)\kappa r^2 \dots\dots\dots(31)$$

$$M_{\theta 1} = -2C'_2(1+\nu) + \frac{q_0}{16}(1+3\nu)\kappa r^2 \dots\dots\dots(32)$$

$$Q_{r1} = \frac{q_0}{2}\kappa r \dots\dots\dots(33)$$

$r \geq b$ のリングについては、式(20)～(26)をそのまま適用できる。境界条件は以下の6式となる。

$r = b$ において、

$$w_1 = 0$$

$$w = 0$$

$$\frac{dw_1}{dr} = \frac{dw}{dr}$$

$$M_{r1} = M_r \quad \Rightarrow \quad \frac{d^2 w_1}{dr^2} = \frac{d^2 w}{dr^2}$$

$r = a$ において、

$$M_r = 0$$

$$Q_r = 0$$

以上の6つの境界条件式を行列式で表示すると、式(34)になる。各積分定数や諸量を数式で示すことも可能であるが、非常に複雑になる。本報では、入力ミスを防ぐためにも式(34)のような行列式を求め、この左辺の正方行列の逆行列をexcel等で求めて積分定数を得る方法を推奨しておく。なお、本報において提示する行列式は、対応する境界条件式や連続条件式の順に記述している。したがって、式(34)のように左辺の正方行列における対角成分が0となっている場合は、対角成分が0とならないよう行を適切に入れ替えて計算する必要がある。

$$\begin{pmatrix} 1 & b^2 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & b^2 & \ln b & b^2 \ln b \\ 0 & 2b & 0 & -2b & -\frac{1}{b} & -(2b \ln b + b) \\ 0 & 2 & 0 & -2 & \frac{1}{b^2} & -(2 \ln b + 3) \\ 0 & 0 & 0 & 2(1+\nu) & -\frac{(1-\nu)}{a^2} & 3+\nu+2(1+\nu) \ln a \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{4}{a} \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} C'_1 \\ C'_2 \\ C_1 \\ C_2 \\ C_3 \\ C_4 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{\kappa q_0}{64} b^4 \\ \frac{q_0}{64} Ab^4 + \frac{q_0}{225} Bb^5 \\ \frac{q_0}{16} (\kappa - A)b^3 - \frac{q_0}{45} Bb^4 \\ \frac{3q_0}{16} (\kappa - A)b^2 - \frac{4q_0}{45} Bb^3 \\ \frac{q_0}{16} (3+\nu)Aa^2 + \frac{q_0}{45} (4+\nu)Ba^3 \\ \frac{q_0}{2} Aa + \frac{q_0}{3} Ba^2 \end{pmatrix} \dots\dots(34)$$

台形分布 ($\kappa = \lambda = 1, \mu = 0$) の場合の計算例を図-8に示す。ここで、応力は下式によって求めている。

$$\sigma_r = \frac{M_r}{(t^2/6)} \quad , \quad \sigma_{\theta} = \frac{M_{\theta}}{(t^2/6)} \dots\dots\dots(35)$$

フォンミーゼス応力

$$\sigma_{VM} = \sqrt{\frac{1}{2} \{ \sigma_r^2 + \sigma_{\theta}^2 + (\sigma_r - \sigma_{\theta})^2 \}} \dots\dots\dots(36)$$

応力検定は、 σ_r もしくは σ_{VM} を翼材の規格降伏点と比較して行うが、先端翼が軸鋼管先端に接合されている場合(図-1のタイプ1)は、ベアリングプレートなど面外に曲げを受ける板の考え方に基づいて、 σ_r と規格降伏点を1.5/1.3倍割増した値とを比較する⁷⁾ことも考えられる。

図-9および表-1は、3ケースの荷重分布において、同じ荷重(等分布荷重の場合で、先端支持力係数 $\alpha =$

150、先端平均 N 値30の場合の短期支持力)を負担する場合に、支点位置($r=b$ 、軸鋼管外端位置)の σ_r が規格降伏点(SS400に対する 235N/mm^2)に達する厚さを求めた結果である。なお、反力分布形が台形分布あるいは変等分布で $a/b=1.5$ の場合は、円板中心 $r=0$ の σ_r が最大となる。表-1には、支点位置($r=b$ 、軸鋼管外径位置)が最大となり始める a/b を併記しており、図-9は支点位置が最大となる値を示している。

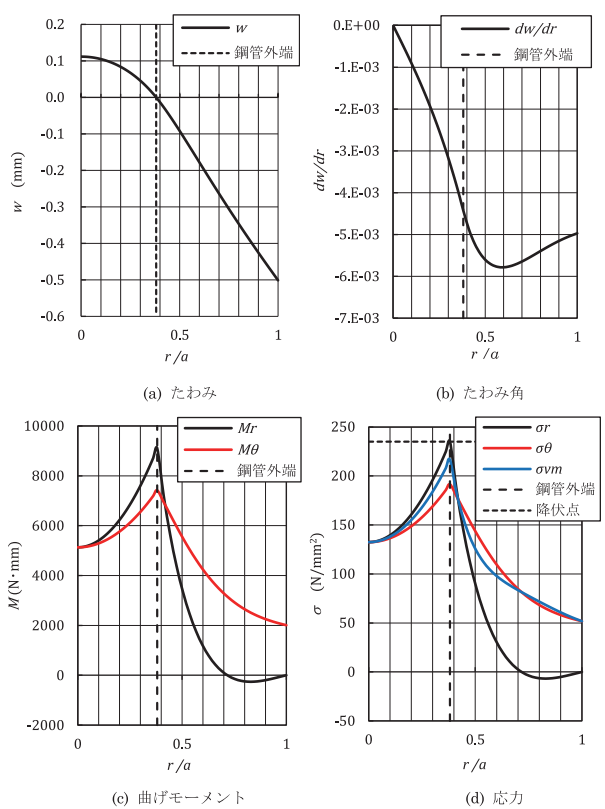
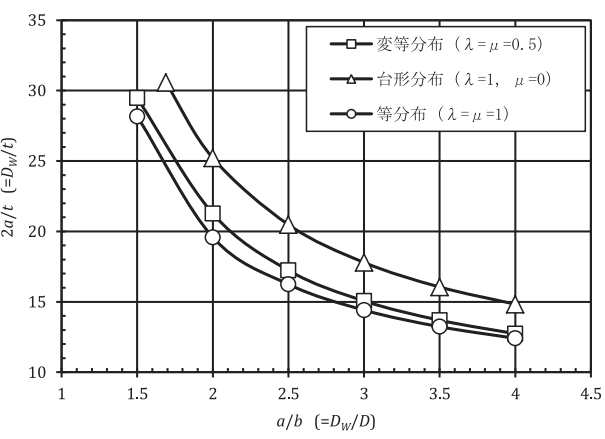


図-8 台形分布反力の場合の計算例 ($b/a=0.38$)



($2/3$) $\alpha \bar{N} = 3\text{MN/m}^2$ の場合 (タイプ1)
図-9 必要板厚 t に及ぼす荷重分布形の影響

表-1 必要板厚 t : ($2/3$) $\alpha \bar{N} = 3\text{MN/m}^2$ の場合 (タイプ1)

a/b $=D_w/D$	$2a/t (=D_w/t)$		
	等分布 $\kappa=\lambda=\mu=1$	台形分布 $\kappa=\lambda=1, \mu=0$	変等分布 $\kappa=1, \lambda=\mu=0.5$
1.5	28.2	30.6 【1.56】*	29.5 【1.69】*
2.0	19.6	25.2	21.3
2.5	16.2	20.5	17.2
3.0	14.4	17.8	15.1
3.5	13.2	16.1	13.7
4.0	12.4	14.8	12.7

※【】内数値は、支点位置が最大応力となる場合の最小 a/b

支持力係数、先端平均 N 値および翼材材質等が図-9の設定と異なる場合は、図-9の結果と式(35)の関係から必要板厚を計算することが可能である。また、引抜き方向の荷重に対する翼部を検討する際には、 $\kappa=0$ として計算することで対応できる。

3.2.2 タイプ2 先端翼の場合

図-1(b)に示した鋼管側面に翼が取り付けられる場合について、軸鋼管表面で固定とした図-10に示す平板モデルで検討する。傾斜荷重を考慮できるリング円板1枚の問題となり、リングの内外周の境界条件は以下のとおりである。

$r=b$ において、
 $w=0$
 $\frac{dw}{dr}=0$
 $r=a$ において、
 $M_r=0$
 $Q_r=0$

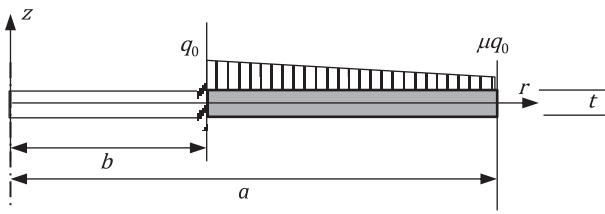


図-10 タイプ2先端翼に対するモデル

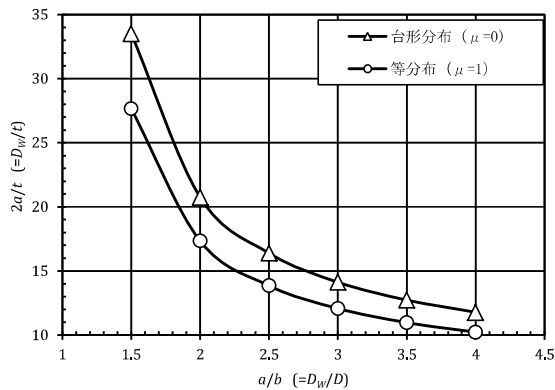
この4つの境界条件に式(20)~(26)を適用して行列式で表示すると、式(37)になる。

図-11および表-2は、図-10において $\mu=0$ および1の2ケースについて、図-9の場合と同じ荷重(等分布荷重

の場合で、先端支持力係数 $\alpha = 150$ 、先端平均 N 値30の場合の短期支持力)の翼部負担力を載荷した場合に、固定端($r=b$ 、軸鋼管外端位置)の σ_r が規格降伏点(SS400に対する 235N/mm^2)に達する厚さを求めた結果である。

荷重分布として台形分布を採用することで、等分布の場合に較べて翼部厚さを15~20%程度薄く設定できることがわかる。なお、タイプ2の場合は、翼材端部に生じる曲げモーメントを軸鋼管で処理する必要があり、タイプ1の場合に較べると軸鋼管の板厚は厚くなる。

$$\begin{pmatrix} 1 & b^2 & \ln b & b^2 \ln b \\ 0 & 2b & \frac{1}{b} & 2b \ln b + b \\ 0 & 2(1+\nu) & -\frac{(1-\nu)}{a^2} & 3+\nu+2(1+\nu) \ln a \\ 0 & 0 & 0 & \frac{4}{a} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} C_1 \\ C_2 \\ C_3 \\ C_4 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{q_0}{64} Ab^4 + \frac{q_0}{225} Bb^5 \\ \frac{q_0}{16} Ab^3 + \frac{q_0}{45} Bb^4 \\ \frac{q_0}{16} (3+\nu) Aa^2 + \frac{q_0}{45} (4+\nu) Ba^3 \\ \frac{q_0}{2} Aa + \frac{q_0}{3} Ba^2 \end{pmatrix} \dots\dots\dots (37)$$



(2/3) $\alpha N = 3\text{MN/m}^2$ の場合 (タイプ2)

図-11 必要板厚 t に及ぼす荷重分布形の影響

表-2 必要板厚 t : (2/3) $\alpha N = 3\text{MN/m}^2$ の場合(タイプ2)

a/b $=D_w/D$	$2a/t (=D_w/t)$	
	等分布 $\mu=1$	台形分布 $\mu=0$
1.5	27.7	33.5
2.0	17.3	20.8
2.5	13.9	16.4
3.0	12.1	14.1
3.5	11.0	12.7
4.0	10.2	11.8

3.2.3 単純支持円板への輪荷重載荷の場合

図-12に示す加力状態に対する解を示す。これは、翼部の耐力を求めるために実施される室内構造実験を想定しており、支点位置は翼のリング部の重心位置が採用される場合が多い。円板の一般解、一般解の微分、曲げモーメントおよびせん断力は式(20)~(26)において $q_0 = 0$ とし、載荷点および支点を境界として無孔円板板($w = w_1$)と2つのリング($w = w_2, w_3$)を設定して、以下の境界条件を適用する。

$r = b$ において、

$$w_1 = w_2$$

$$\frac{dw_1}{dr} = \frac{dw_2}{dr}$$

$$M_{r1} = M_{r2} \Rightarrow \frac{d^2 w_1}{dr^2} = \frac{d^2 w_2}{dr^2}$$

$$Q_{r1} = -q_L$$

$r = c$ において、

$$w_2 = 0$$

$$w_3 = 0$$

$$\frac{dw_2}{dr} = \frac{dw_3}{dr}$$

$$M_{r2} = M_{r3} \Rightarrow \frac{d^2 w_2}{dr^2} = \frac{d^2 w_3}{dr^2}$$

$r = a$ において、

$$M_{r3} = 0$$

$$Q_{r3} = 0$$

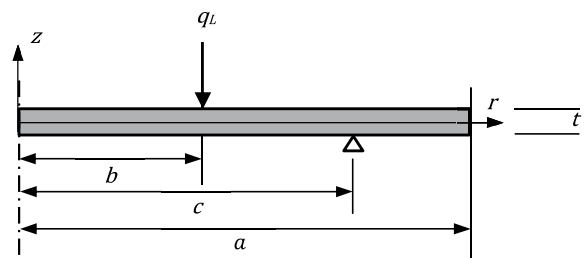


図-12 室内構造実験を想定したモデル

中心に在る無孔円板では、3.2.1と同様に積分定数 C_3 、 $C_4 = 0$ であり、10個の積分定数に対して上記の境界条件10式が得られ、行列式で表示すると式(38)になる。

翼外径 $2a = 300\text{mm}$ 、鋼管外径 $2b = 114.3\text{mm}$ の場合で、等分布の地盤反力($q_0 = 3\text{N/mm}^2$)を想定し、翼部($a \sim b$ 間)の重心位置を支点位置 c として計算したたわみと σ_r の分布を図-13に示す。同図には、図-7のモデルで等分布($\kappa = \lambda = \mu = 1$)として計算した結果を、正負逆にし

$$\begin{pmatrix}
 1 & b^2 & -1 & -b^2 & -\ln b & -b^2 \ln b & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 2b & 0 & -2b & -\frac{1}{b} & -(2b \ln b + b) & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 2 & 0 & -2 & \frac{1}{b^2} & -(2 \ln b + 3) & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{4}{b} & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 1 & c^2 & \ln c & c^2 \ln c & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & c^2 & \ln c & c^2 \ln c \\
 0 & 0 & 0 & 2c & \frac{1}{c} & 2c \ln c + c & 0 & -2c & -\frac{1}{c} & -(2c \ln c + c) \\
 0 & 0 & 0 & 2 & -\frac{1}{c^2} & 2 \ln c + 3 & 0 & -2 & \frac{1}{c^2} & -(2 \ln c + 3) \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 2(1+\nu) & -\frac{(1-\nu)}{a^2} & 3+\nu+2(1+\nu) \ln a \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{4}{a}
 \end{pmatrix}
 \begin{pmatrix}
 C_1' \\
 C_2' \\
 C_1 \\
 C_2 \\
 C_3 \\
 C_4 \\
 C_1'' \\
 C_2'' \\
 C_3'' \\
 C_4''
 \end{pmatrix}
 =
 \begin{pmatrix}
 0 \\
 0 \\
 0 \\
 -q_L \\
 0 \\
 0 \\
 0 \\
 0 \\
 0 \\
 0
 \end{pmatrix}
 \dots (38)$$

て併記している。また、たわみについては、比較のため輪荷重の場合を鋼管外端位置で $w = 0$ となるようシフトした値も示している。なお、翼部厚さは、輪荷重モデルで加力点位置の σ_r が規格降伏点 (SS400 に対する 235 N/mm^2) に達する厚さに設定している。

輪荷重モデル (構造実験モデル) は、等分布荷重モデルと全体の傾向は同様であるが、翼端部の変位および鋼管外端の σ_r は等分布モデルの場合より小さな値となっている。輪荷重による実験結果から翼材の降伏耐力を求める場合には、これらに配慮が必要である。

なお、等分布荷重の場合の重心位置 c および線荷重 q_L は、以下のとおりとなる。

$$c = \sqrt{\frac{a^2 - b^2}{2}}, \quad q_L = \frac{\pi(a^2 - b^2)}{2\pi b} q_0$$

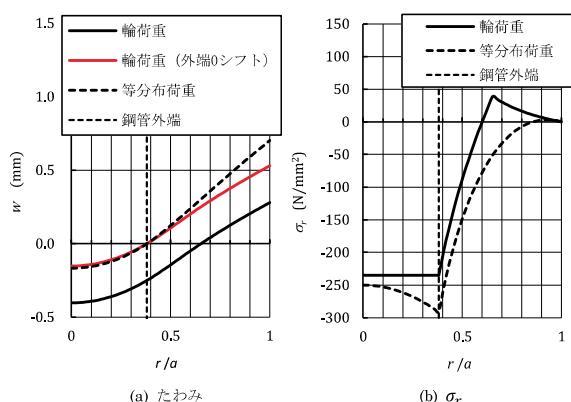


図-13 輪荷重載荷の場合の計算例 ($b/a=0.38$)

4. おわりに

先端翼付き鋼管杭工法に関して、先端地盤反力分布の相違に着目して、先端支持力係数の傾向と先端翼の耐力

検討に用いる軸対称変形する平板の解を提示し、検討例を示した。これらの検討は、先端翼の耐力算定に直結するものではないが、限られた数の実験やFEMの結果からバリエーションが豊富な場合の傾向を捉える際には、有効な援用ツールと考える。今後の先端翼付き鋼管杭工法の技術開発や適用範囲拡大検討の際の一助となれば幸いである。

【参考文献】

- 1) 日本建築学会 構造委員会 基礎構造運営委員会：改定によって基礎構造設計指針はどのように変わるのか，2017年度日本建築学会大会 (中国) 構造部門 (基礎構造) パネルディスカッション資料，pp.57-58，2017.8
- 2) 岩佐裕一，廣瀬竜也，下平祐司：基礎工法の建築技術性能証明の概要と最新の動向，GBRC，Vol.39，No.157，pp.13-24，2014.7
- 3) 土木学会：構造力学公式集 第2版，pp.323-328，2010.3
- 4) 日本機械学会：機械工学便覧基礎編 a3 材料力学，pp.46-52，2007.11
- 5) 平修二監修：現代材料力学，オーム社，pp.219-231，1970.4
- 6) 廣瀬竜也，伊藤淳志，下平祐司：小規模建築物に用いる回転貫入杭の支持力特性に関する統計的検討，日本建築学会構造系論文集，Vol.79，No.701，pp.933-939，2014.7
- 7) 日本建築学会：鋼構造設計規準－許容応力度法－，p.11，p.55，2005.9

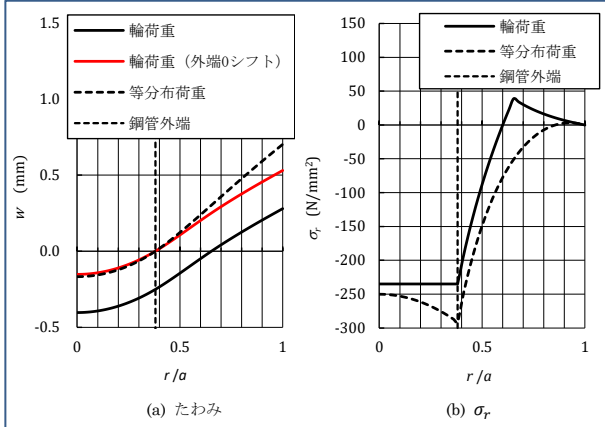
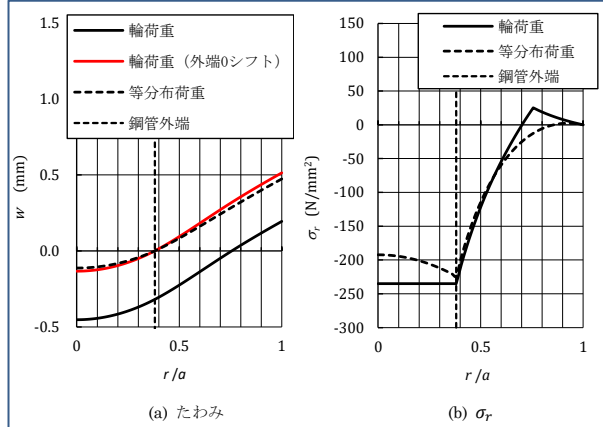
【執筆者】



*1 下平 祐司
(SHIMOHIRA Yoji)

訂正のお願いとお詫び

pp.20-21 に一部誤りがありましたので、訂正の上お詫び申し上げます。

p.20 右段 2 行目～	
【訂正前】	【訂正後】
図-12 に示す加力状態に対する解を示す。これは、翼部の耐力を求めるために実施される室内構造実験を想定しており、支点位置は翼のリング部の <u>重心位置</u> が採用される場合が多い。(以下、略)	図-12 に示す加力状態に対する解を示す。これは、翼部の耐力を求めるために実施される室内構造実験を想定しており、支点位置は翼のリング部の <u>荷重中心位置</u> が採用される場合が多い。(以下、略)
p.20、右段下から 5 行目～	
【訂正前】	【訂正後】
翼外径 $2a = 300\text{mm}$ 、鋼管外径 $2b = 114.3\text{mm}$ の場合で、等分布の地盤反力($q_0 = 3\text{N/mm}^2$)を想定し、翼部 ($a \sim b$ 間) の <u>重心位置</u> を支点位置 c として計算したたわみと σ_r の分布を図-13 に示す。(以下、略)	翼外径 $2a = 300\text{mm}$ 、鋼管外径 $2b = 114.3\text{mm}$ の場合で、等分布の地盤反力($q_0 = 3\text{N/mm}^2$)を想定し、翼部 ($a \sim b$ 間) の <u>荷重中心位置</u> を支点位置 c として計算したたわみと σ_r の分布を図-13 に示す。(以下、略)
p.21、左段 6 行目～	
【訂正前】	【訂正後】
輪荷重モデル（構造実験モデル）は、等分布荷重モデルと全体の傾向は同様であるが、翼端部の変位および鋼管外端の σ_r は等分布モデルの場合より小さな値となっている。輪荷重による実験結果から翼材の降伏耐力を求める場合には、これらに配慮が必要である。 なお、等分布荷重の場合の<u>重心位置</u> c および線荷重 q_L は、以下のとおりとなる。 $c = \sqrt{\frac{a^2 - b^2}{2}}, \quad q_L = \frac{\pi(a^2 - b^2)}{2\pi b} q_0$	輪荷重モデル（構造実験モデル）は、等分布荷重モデルと全体の傾向は同様であるが、翼端部の変位および鋼管外端の σ_r は等分布モデルの場合より僅かに大きな値となっている。輪荷重による実験結果から翼材の降伏耐力を求める場合には、これらに配慮が必要である。 なお、等分布荷重の場合の<u>荷重中心位置</u> c および線荷重 q_L は、以下のとおりとなる。 $c = \sqrt{\frac{a^2 + b^2}{2}}, \quad q_L = \frac{\pi(a^2 - b^2)}{2\pi b} q_0$
 図-13 輪荷重載荷の場合の計算例 (b/a=0.38)	 図-13 輪荷重載荷の場合の計算例 (b/a=0.38)