

БУДІВНИЦТВО КРАЇНИ

10'2007



Науково-дослідному інституту
будівельного виробництва
60 років

З 1959 р. до 1993 р. журнал "Промышленное строительство и инженерные сооружения"

Засновники: Мінбуд України,
ВАТ "Київзіндієт", УАНДІ "Діпромісто", ДП "Украбудінформ",
Академія будівництва України, Творча науково-технічна спілка будівельників України

ЗМІСТ

О.М. Гайновський НАУКОВО-ДОСЛІДНОМУ ІНСТИТУТУ БУДІВЕЛЬНОГО ВИРОБНИЦТВА (НДІБ) 60 років	2	НОРМАТИВНА БАЗА Т.В. Матюшина ЩОДО ПИТАННЯ РОЗВИТКУ СИСТЕМИ НОРМАТИВНО- ПРАВОВОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ У БУДІВНИЦТВІ	29
ТЕОРІЯ АРХІТЕКТУРИ			
І.А. Висотин СТУДІЯ ДОСЛІДЖЕНОСТІ ПРОБЛЕМИ ПРОСТОРУ МЕГАПОЛІСІВ У МЕЖАХ ЩОДОВОГО МІГРАЦІЙНОГО ПРОЦЕСУ ЗА СХЕМОЮ "ДІМ + РОБОТА + ДІМ"	8	НАУКА – БУДІВНИЦТВУ О.В. Родченко УТОЧНЕННЯ КОЕФІЦІЄНТА ДИНАМІЧНОСТІ ПРИ ВПЛИВІ НАДВАЖКІХ ЛІТАКІВ	32
ВІДАТНІ ДІЯННІ АРХІТЕКТУРНО- БУДІВЕЛЬНОЇ ГАЛУЗІ			
Ю.Л. ЕРДІНІЙ (Кулевич Володимир Адамович)	11	Ю.І. Шевченко ВЛИЯНИЕ БЕТОННОЙ СМЕСИ НА РЕЖИМЫ КОЛЕБАНИЙ ВИБРАЦИОННЫХ МАШИН	36
ОБСТЕЖЕННЯ ТЕХНІЧНОГО СТАНУ КОНСТРУКЦІЙ			
Д.О. Ходак ІДІОМЕННЯ МЕТОДИКИ ОБСТЕЖЕННЯ ТЕХНІЧНОГО СТАНУ КОНСТРУКЦІЙ ЖИЛОВИХ БУДИНКІВ МАСОВИХ СЕРІЙ, ШО-ЕКСПЛУАТАЮТЬСЯ В УМОВАХ ПРОСІДАЮЧИХ ГРУНТІВ СЕЗОНАНБЕЗПЕЧНИХ ТЕРІТОРІЙ	19	М.С. Барабаш, А.В. Дзюба АНАЛІЗ ОСНОВНИХ ПРОБЛЕМ ПРОЕКТУВАННЯ БАГАТОФУНКЦІОНАЛЬНИХ ВИСОТНИХ БУДІВЕЛЬ	38
НОВІТНІ ТЕХНОЛОГІЇ			
А.Р. Розум, Ю.В. Голенів, О.В. Бова, Г.П. Муштатний ЕЛЕКТРОРОЗРЯДНЕ РУЙНУВАННЯ ДОННИХ ГРУНТІВ	23	ПРОГРАМНЕ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ К.І. Анісимов, С.П. Коломієць ДОСВІД КОНСТРУКТОРСЬКОЇ РОБОТИ З ПРОГРАМОЮ RCAD ЗАЛІЗОБЕТОН КОМПАНІЇ ROBOWAT	41

САМОРЕГУлювання будівельників як спосіб протидії "ЕЛІТА-ЦЕНТРАМ"			
ЕНЕРГОЗБЕРЕЖЕННЯ В БУДІВНИЦТВІ			
К.І. Проценко ЕНЕРГОЗБЕРЕЖЕННЯ В БУДІВНИЦТВІ (роботи, висунуті на Державну премію України 2007 р.)	46		

- Перепродук матеріалів дозволяється тільки за письмовою згодою редакції.
- Редакція може не поділяти точки зору авторів.
- Відповідається за підбір та висвітлення фактів у статтях несуть автори.
- За зміст реклами відповідає рекламодавець.
- Журнал "Будівництво України" віднесено ВАКом України до видань, у яких можуть публікуватися основні результати дисертаційних робіт.

УТОЧНЕННЯ КОЕФІЦІЄНТА ДИНАМІЧНОСТІ ПРИ ВПЛИВІ НАДВАЖКІХ ЛІТАКІВ

О.В. Родченко

Київ

Динамічні навантаження досягають найбільшого значення при русі повітряних суден із швидкістю 30-50 км/год. При подальшому збільшенні швидкості динамічні навантаження на аеродромне покриття зменшуються, що пов'язано із характером взаємодії пневматиків коліс із покриттям¹.

Під дією посадкових ударів коліс повітряних суден динамічні коефіцієнти невеликі та не перевищують одиницю. Це пояснюється короткочасністю прикладання навантаження та сповільненням розповсюдження деформацій. Тому посадковий удар не є розрахунковим випадком при проектуванні аеродромних покриттів. Традиційний розгляд задачі у статичній постановці залишається вірним і при розрахунку покриттів під дією навантажень від сучасних важких повітряних суден². Вплив високої посадкової швидкості на формування напружено-деформованого стану незначний і не вимагає врахування при розрахунках³.

Максимальні коефіцієнти динамічності мають ділянки покриттів аеродромів, де швидкість руху порівняно невелика. До ділянок з найбільшим динамічним впливом повітряних суден відносяться доріжки рулювання та кінцеві ділянки злітно-посадкових смуг¹. Відповідно до чинних норм коефіцієнт динамічності залежить від груп ділянок аеродромних покриттів та тиску у пневматиках коліс шасі повітряного судна.

З метою корегування та уточнення коефіцієнта динамічності із врахуванням характеристик нових та перспективних надважких повітряних суден був проведений порівняльний аналіз результатів розрахунку за допомогою методики СНиП та програмного комплексу FEAFAA. Аналіз було

проведено для трьох груп літаків (табл. 1) та чотирьох конструктивних рішень жорстких аеродромних покриттів (табл. 2). Для додаткового аналізу у дослідженні був розглянутий середньомагістральний літак В-757-200 та дальньомагістральний Іл-62М.

Таблиця 1
Групи літаків за тиском у пневматиках коліс та конфігурацією опори

№	Група літаків	Літаки
1	Чотириколісна опора із тиском у пневматиках коліс 1-1,5 МПа	Іл-62М В-757-200 В-747-400 В-767-300ER В-767-400ER
2	Чотириколісна опора із тиском у пневматиках коліс більше 1,5 МПа	В-747-8 В-787-3 В-787-8 В-787-9 А-340-500/600 В-747-400ER
3	Шестиколісна опора із тиском у пневматиках коліс 1,5-1,55 МПа	А-380-800 А-380-800F В-777-200LR В-777Freighter В-777-300ER

Таблиця 2
Конструкції одношарових жорстких аеродромних покриттів

№	Конструктивні шари аеродромних покриттів	Товщина шарів, м
1	Цементобетон B_{btb} 4,4	0,45
	Щебінь з природного каменя з межою міцності при стиску 100 МПа	0,25
	Середньозернистий пісок	0,30
2	Цементобетон B_{btb} 4,8	0,45
	Щебінь з природного каменя з межою міцності при стиску 100 МПа	0,25
	Середньозернистий пісок	0,30
3	Цементобетон B_{btb} 5,2	0,45
	Щебінь з природного каменя з межою міцності при стиску 100 МПа	0,25
	Середньозернистий пісок	0,30
4	Цементобетон B_{btb} 4,8	0,50
	Щебінь з природного каменя з межою міцності при стиску 100 МПа	0,25
	Середньозернистий пісок	0,30

- Глушков Г.И., Бабков В.Ф., Медников И.А. Жесткие покрытия аэродромов и автомобильных дорог. – М.: Транспорт, 1987. – 255 с.
- Кульчицкий В.А., Макагонов В.А., Васильев Н.Б., Чеков А.Н., Романков Н.И. Аэродромные покрытия. Современный взгляд. – М.: Физико-математическая литература, 2002. – 528 с.
- Сычев В.В. К расчету слоистых аэродромных покрытий на подвижные нагрузки // Проблемы безопасности полетов. – 2003, № 7. – С. 20-23.

Вихідні дані: II дорожно-кліматична зона, тип гідрогеологічних умов – II, широта розташування – 50°, група ділянок – А. Грунт природної основи – дрібний пісок місцями з прошарками та лінзами супісків, суглинків.

На рис. 1, 2 наведено графіки залежності між розбіжністю у розрахунках за методикою чинних норм СНиП 2.05.08-85 "Аеродромы" та програмного комплексу FEAFAA для літаків групи 1 і 2. Розбіжність у розрахунках визначено у відсотках відносно результатів за СНиП. Аналіз виконувався для покриттів типу 1 та 2 (табл. 2).

Кінцево-елементна модель жорсткого аеродромного покриття у програмному комплексі FEAFAA складається з трьох типів кінцевих елементів: пластинчастих кінцевих елементів для моделювання плити, об'ємних кінцевих елементів для моделювання штучної основи та нескінченних елементів для моделювання ґрутової основи.

Розбіжність D збільшується із збільшенням тиску у пневматиках (рис. 1). Розбіжність D збільшується (FEAFAA завищує розрахунковий момент) при $p_a > 1,25$ МПа; при $p_a < 1,25$ МПа розбіжність між результатами отриманими за СНиП та FEAFAA незначна (1 %).

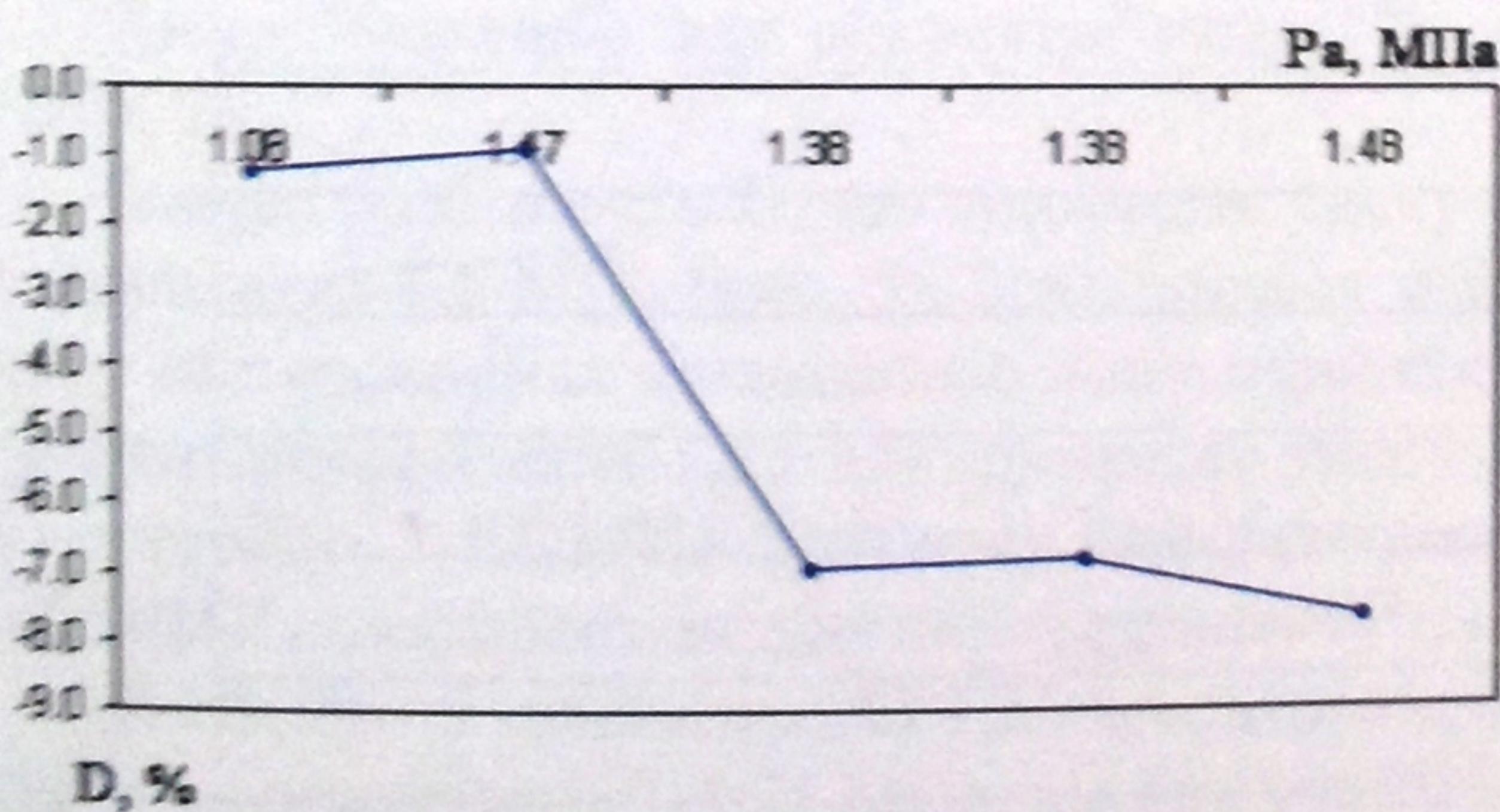


Рис. 1. Графік залежності розбіжності між результатами розрахунку за СНиП та FEAFAA від тиску у пневматиках літаків групи 1.

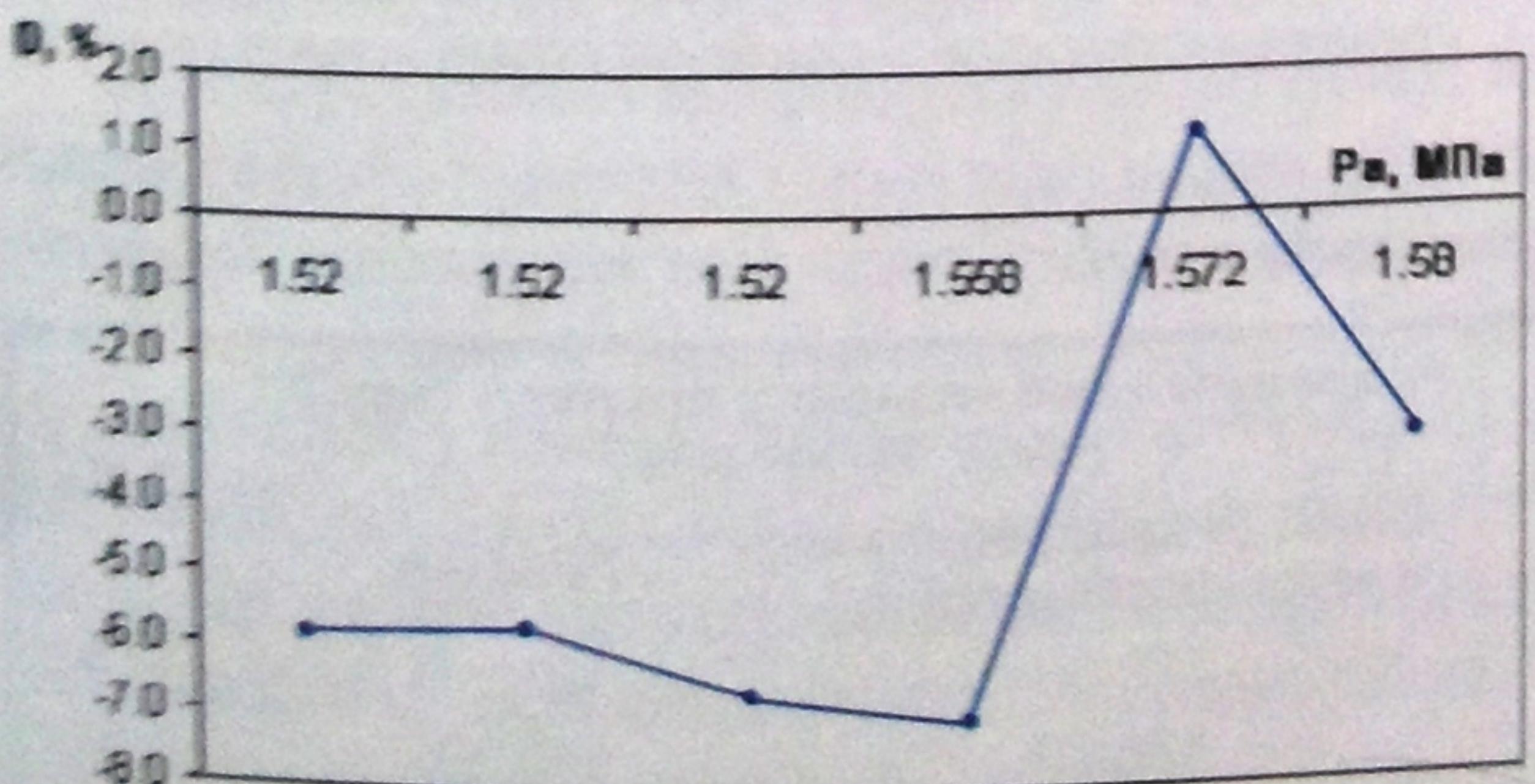


Рис. 2. Графік залежності розбіжності між результатами розрахунку за СНиП та FEAFAA від тиску у пневматиках літаків групи 2.

При тиску у пневматиках коліс більше 1,5 МПа вплив на збільшення розбіжності між результатами, отриманими за СНиП та FEAFAA, має не лише тиск у пневматиках коліс шасі (рис. 2). На розбіжність впливає також відношення відстані між сусідніми колесами a_T до відстані між осями опори b_T повітряного судна. Відстані між центраторами відбитків коліс основної опори, відношення a_T/b_T та тиск у пневматиках коліс шасі літаків групи 2 наведено у табл. 3.

Таблиця 3
Відношення відстані між сусідніми колесами до відстані між осями опори для літаків групи 2

Повітряне судно	$a_T, \text{м}$	$b_T, \text{м}$	a_T/b_T	$P_a, \text{МПа}$
B-747-8	1,19	1,44	0,826	1,52
B-787-3	1,3	1,5	0,867	1,52
B-787-8	1,3	1,5	0,867	1,52
B-787-9	1,58	1,63	0,969	1,558
A-340-600	1,4	1,98	0,707	1,572
B-747-400ER	1,12	1,47	0,762	1,58

На рис. 3 наведено графік залежності розбіжності між результатами, отриманими за методикою СНиП та за допомогою програмного комплексу FEAFAA, від відношення a_T/b_T .

При тиску у пневматиках чотириколісної опори літака більше 1,5 МПа розбіжність між СНиП та FEAFAA збільшується із збільшенням відношення відстані між сусідніми колесами a_T до відстані між осями опори b_T літака.

З вище наведеного можна зробити висновок, що на розбіжність D при тиску у пневматиках більше 1,5 МПа вирішальний вплив має конфігурація опори літака (відношення a_T/b_T). Розбіжність D збільшується (FEAFAA завищує розрахунковий момент) при $a_T/b_T > 0,75$; при $a_T/b_T < 0,75$ розбіжність між результатами отриманими за СНиП

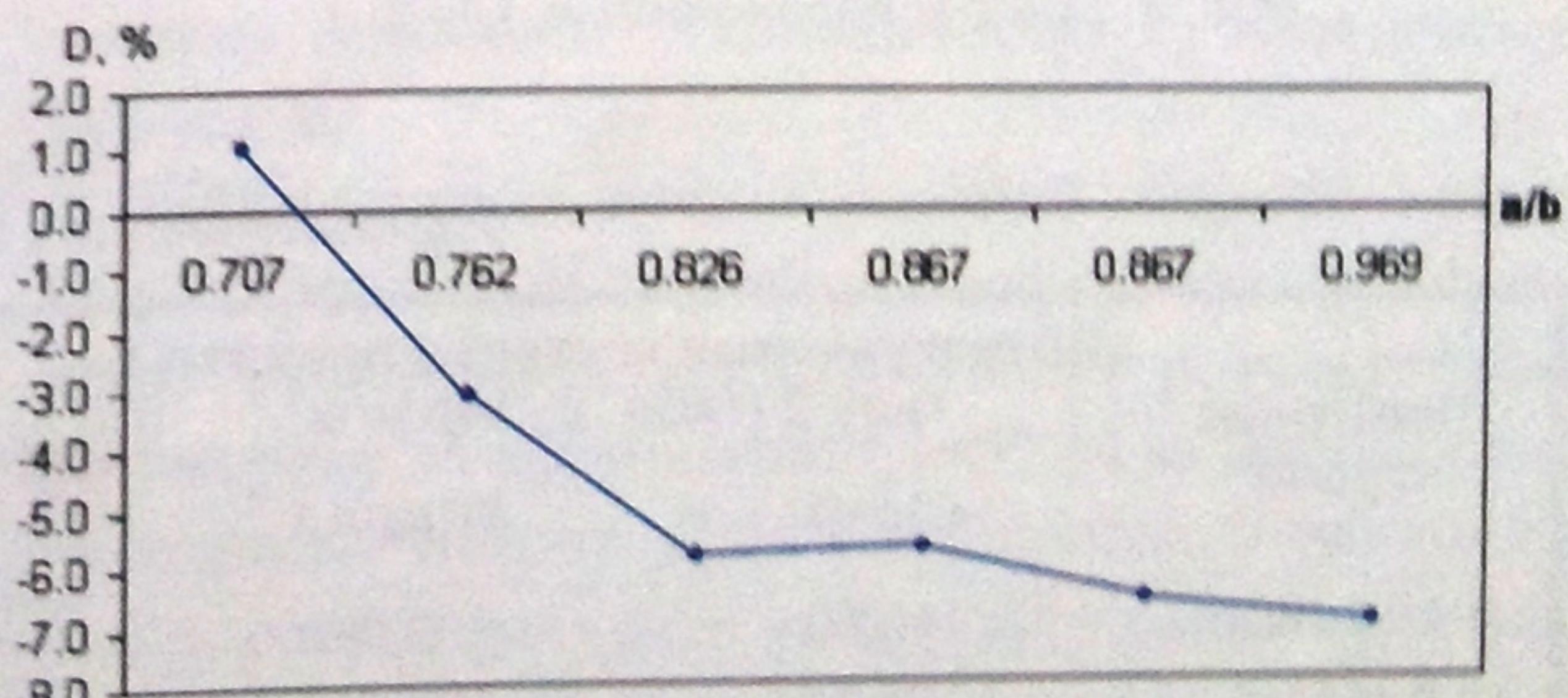


Рис. 3. Графік залежності розбіжності між результатами розрахунку за СНиП та FEAFAA від відношення відстані між сусідніми колесами до відстані між осями опори літаків групи 2.

та FEAFAA незначна ($\pm 1,5\%$). У зв'язку з наведеною суттєвою розбіжністю між методикою СНиП 2.05.08-85 та розрахунком чисельним методом у програмному комплексі FEAFAA виникає необхідність введення додаткового коефіцієнта, який би враховував конфігурацію основної чотиріколісної опори конкретного повітряного судна. Зв'язуємо цей коефіцієнт (назовемо коефіцієнт шасі k_L) із значеннями розходження D відповідно до рис. 3:

$$k_L = 1 - D.$$

У результаті отримуємо графік залежності (a_T/b_T) (рис. 4).

За допомогою методу найменших квадратів підібрано емпіричну формулу для графіка, зображеного на рис. 4:

$$k_L = 0,15 \cdot \ln(a_T / b_T) + 1,08.$$

Використання коефіцієнта шасі для чотиріколісної основної опори повітряного судна при тиску у пневматиках більше 1,5 МПа пропонується наступне.

1) При $a_T/b_T < 0,75$ приймається $k_L = 1$: розрахункове навантаження F_d на колесо основної опори літака визначається відповідно до вимог п. 5.52 СНиП 2.05.08-85

$$F_d = \frac{F_n}{n_k} k_d \gamma_f.$$

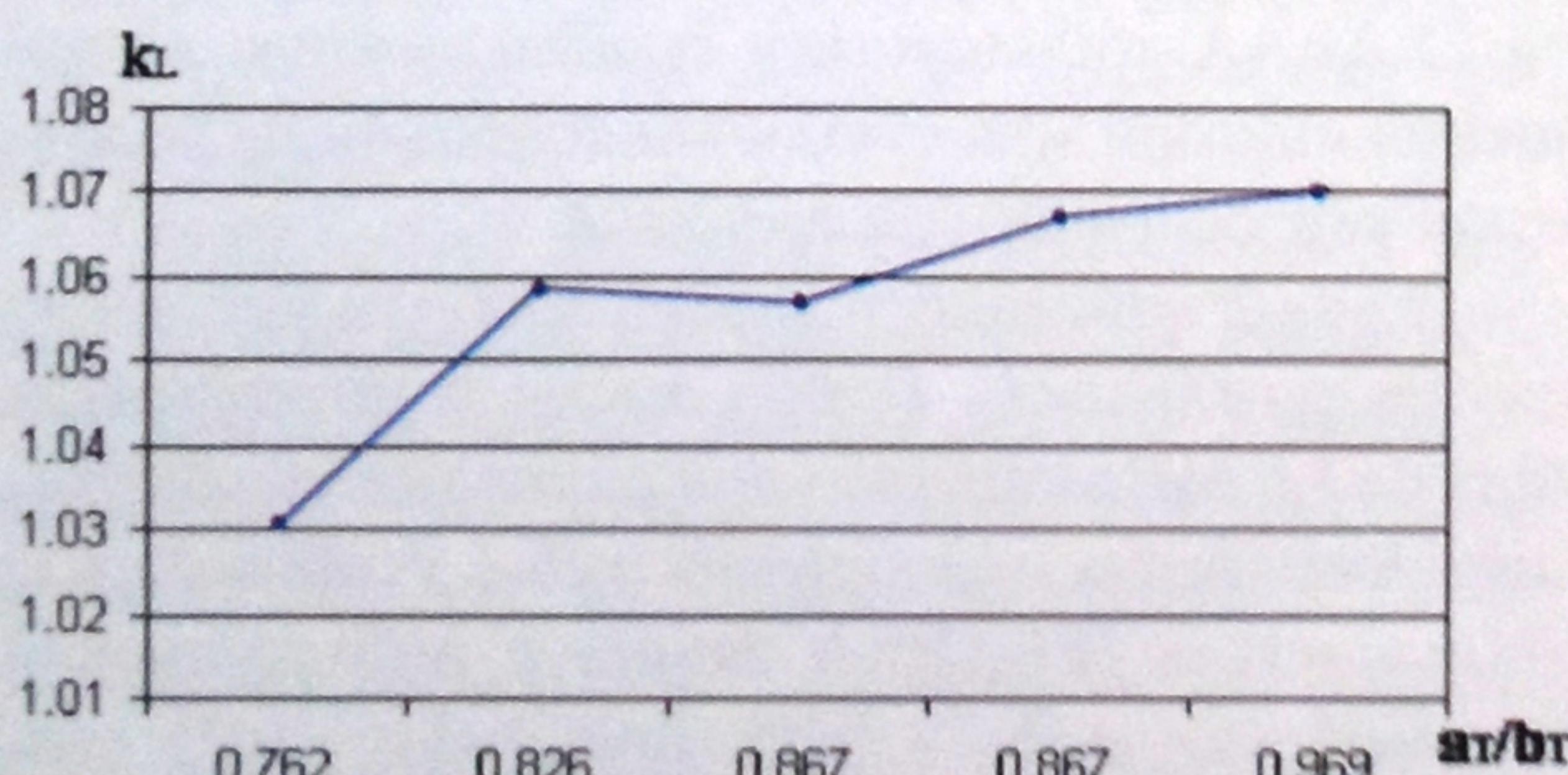


Рис. 4. Графік залежності k_L (a_T/b_T).

2) При $a_T/b_T > 0,75$ приймається $k_L > 1$: розрахункове навантаження F_d на колесо основної опори літака визначається відповідно до вимог п. 5.52 СНиП 2.05.08-85, але з врахуванням коефіцієнта шасі k_L

$$F_d = \frac{F_n}{n_k} k_d \gamma_f \cdot k_L,$$

$$F_d = \frac{F_n}{n_k} k_d \gamma_f \cdot (0,15 \cdot \ln(a_T / b_T) + 1,08).$$

Виходячи з положень СНиП 2.05.08-85, при тиску у пневматиках більше 1,5 МПа коефіцієнт динамічності k_d дорівнює 1,3 і, підставляючи замість n_k (кількість коліс) чотири, отримуємо

$$F_d = \frac{1,3 F_n}{4} \gamma_f \cdot (0,15 \cdot \ln(a_T / b_T) + 1,08).$$

$$F_d = 0,325 \cdot F_n \gamma_f \cdot (0,15 \cdot \ln(a_T / b_T) + 1,08).$$

Про ефективність запропонованого коефіцієнта шасі k_L свідчать дані таблиці 4.

На рис. 5 наведено графік залежності розбіжності між результатами, отриманими за методикою СНиП та за допомогою програмного комплексу FEAFAA від тиску у пневматиках коліс основної опори для літаків групи 3 (табл. 1).

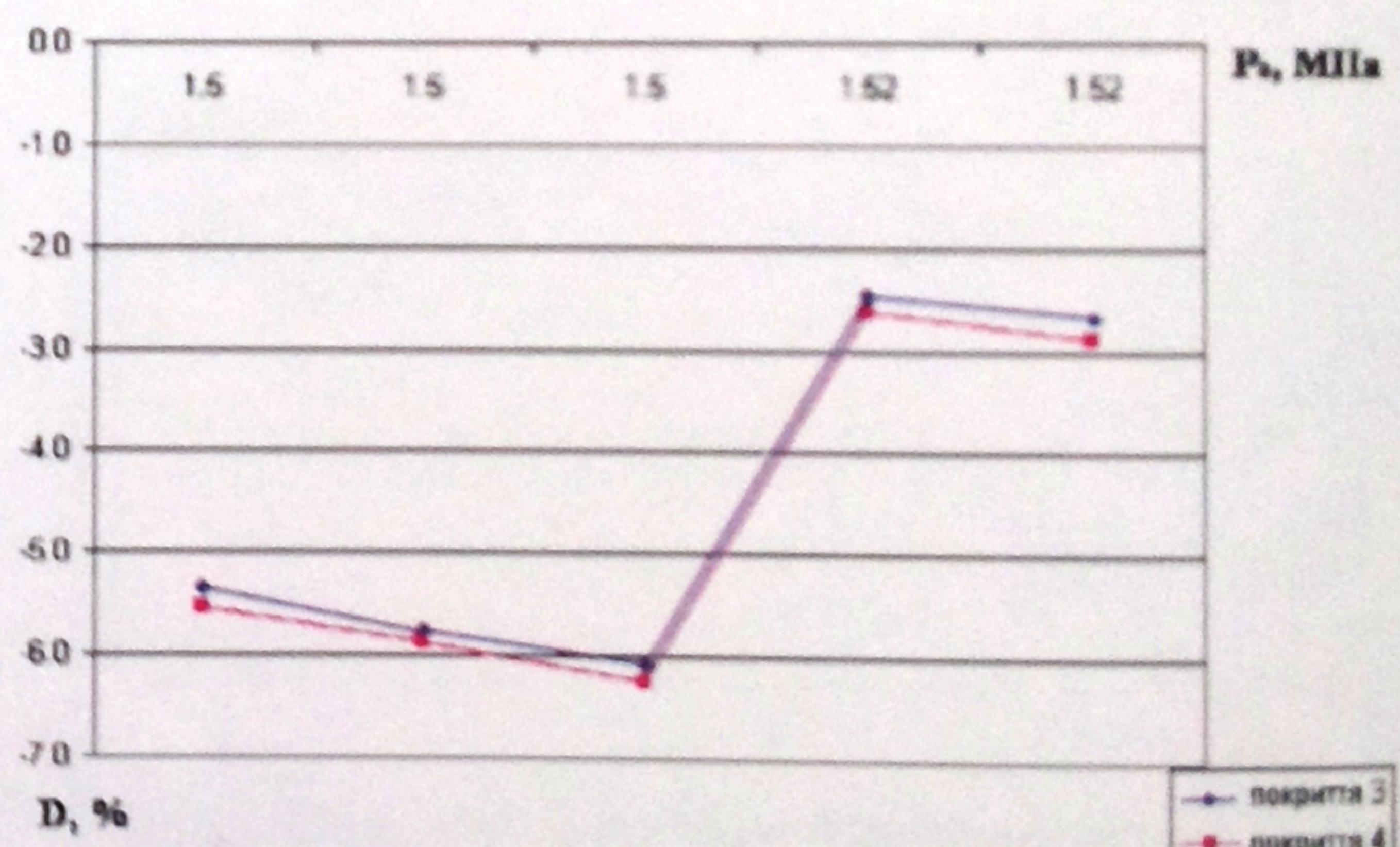


Рис. 5. Графік залежності розбіжності між результатами розрахунку за СНиП та FEAFAA від тиску у пневматиках шестиколісної основної опори літаків групи 3.

Таблиця 4

Ефективність коефіцієнта шасі

Повітряне судно	Розрахунковий момент у покритті типу 2 (табл. 2), кН·м/м		$D, \%$	Розрахунковий момент у покритті типу 2 (табл. 2), кН·м/м		$D, \%$
	СНиП	FEAFAA		СНиП (з врахуванням коефіцієнта шасі k_L)	FEAFAA	
B-747-400ER	119,64	123,388	-3,1	123,55	123,388	0,13
B-747-8	123,92	130,309	-5,2	128,29	130,309	-1,57
B-787-3	92,52	97,818	-5,7	97,1	97,818	-0,84
B-787-8	116,75	124,533	-6,7	122,12	124,533	-2,0
B-787-9	123,95	132,675	-7,0	131,55	132,675	-0,86

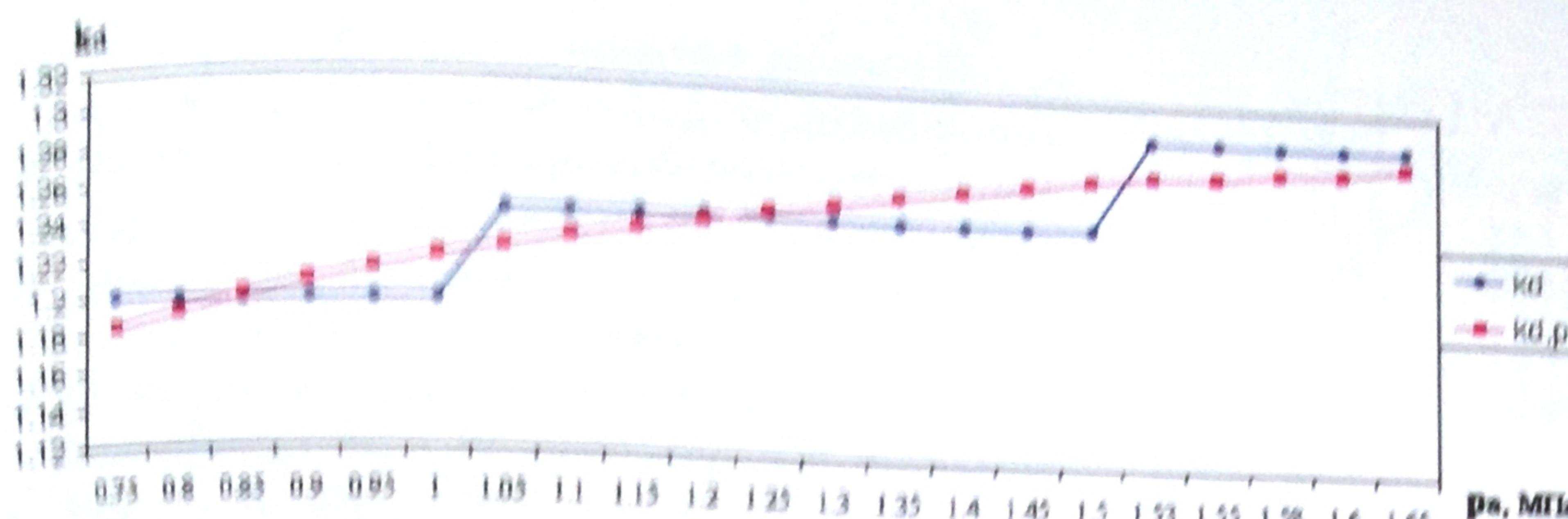


Рис. 6. Графік апроксимуючої функції залежності коефіцієнта динамічності від тиску у пневматиках коліс основної опори повітряного судна.

Таблиця 5
Скориговані значення коефіцієнта динамічності

$p_a, \text{ МПа}$	k_d
1,3	1,26
1,35	1,26
1,4	1,27
1,45	1,27
1,5	1,28

Ефективність скоригованих значень коефіцієнта динамічності для тиску у пневматиках коліс шасі 1,5 МПа

Повітряне судно	Розрахунковий момент у покритті типу 2 (для літаків групи 1) та 3 (для літаків групи 3), кН·мім		$D, \%$	Розрахунковий момент у покритті типу 2 та 3 (табл. 2), к·мім		$D, \%$
	СНиП	FEAFAA		СНиП (з врахуванням скоригованого коефіцієнта динамічності k_d)	FEAFAA	
B-767-400ER	114,719	123,493	-7,6	117,1	123,4	-5,4
A-380-800 (одна опора)	127,82	134,648	-5,3	132,536	134,648	-1,6
A-380-800F (одна опора)	133,39	141,104	-5,8	138,336	141,104	-2,0
B-777-200LR	141,425	150,03	-6,1	144,416	150,029	-3,9

Аналіз виконано для покриттів типу 3 та 4 (табл. 2).

Значна розбіжність D , що відповідає тиску у пневматиках 1,5 МПа (рис. 5), пояснюється тим, що у чинних нормах встановлено лише один коефіцієнт динамічності 1,25 для проміжку тиску у пневматиках 1-1,5 МПа. Причому вже для тиску у 1,51 МПа коефіцієнт динамічності становить 1,3.

Коефіцієнта динамічності 1,25 достатньо для тиску у пневматиках 1-1,25 МПа, що був у літаків у період розроблення СНиП 2.05.08-85 (Іл-62М – 1,08 МПа, DC-8-63 – 1,3 МПа, B-757-200 – 1,17 МПа). Зазначений недолік добре видно на рис. 1.

Для коригування коефіцієнта динамічності на графік (рис. 6) нанесено точки відповідно до нормативної залежності між коефіцієнтом динамічності та тиском у пневматиках коліс. По осі абсцис – тиск у пневматиках коліс з інтервалом у 0,05 МПа, по осі ординат – коефіцієнт динамічності. Проведено апроксимацію методом найменших квадратів. Для апроксимації використовувалась функція виду $k_d = p_a^A \cdot B$.

Коефіцієнт динамічності $k_d = 1,25$ відповідає тиску у пневматиках коліс шасі $p_a = 1,25$ МПа, а для значень тиску 1,3-1,5 він має інші (більші) значення (рис. 6).

Значення коефіцієнта динамічності для тиску у пневматиках коліс шасі в інтервалі 1,3-1,5 МПа наведено у табл. 5 на основі даних графіка (рис. 6).

Проміжні значення коефіцієнта динамічності можна визначити за допомогою апроксимуючої функції

$$k_d = p_a^{0,11} \cdot 1,22.$$

Ефективність запропонованих скоригованих значень коефіцієнта динамічності k_d наведено у таблиці 6.

Таким чином, запропонований коефіцієнт шасі k_d та скориговані значення коефіцієнта динамічності скорочують розбіжність між результатами розрахунку за методикою СНиП та за допомогою чисельного методу. Дані коефіцієнти дозволяють більш точно врахувати вплив опор надважких повітряних суден на жорсткі аеродромні покриття.

