

УДК 532.516

<https://doi.org/10.17721/1812-5409.2023/2.9>

Батутіна Т.Я.<sup>1</sup>  
Олійник В.Н.<sup>2</sup>, к.ф.-м.н., с.н.с.

### Напівемпіричне оцінювання акустичних навантажень на головну частину ракети при нестандартній конфігурації стартових споруд

<sup>1</sup>Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», 49008, м. Дніпро, вул. Криворізька, 3, e-mail: tatanabatutina46@gmail.com

<sup>2</sup>Інститут гідромеханіки НАН України, 03057, м. Київ, вул. Марії Капніст, 8/4, e-mail: v\_oliylik@yahoo.com

T.Ya. Batutina<sup>1</sup>  
V.N. Oliylik<sup>2</sup>, Ph.D. (Phys.-Math.), Senior Resch.

### Semiempirical assessment of acoustic loads on the rocket head with a non-standard configuration of launch facilities

<sup>1</sup>M. K. Yangel State Design Bureau "Pivdenne", 49008, Dnipro, Kryvorizka str., 3, e-mail: tatanabatutina46@gmail.com

<sup>2</sup> Institute of Hydromechanics of NAS of Ukraine, 03057, Kyiv, Marii Kapnist str., 8/4, e-mail: v\_oliylik@yahoo.com

Обговорено результати розрахунку акустичних навантажень на поверхні стартуючої ракети, отримані за допомогою напівемпіричної методики NASA SP-8072 для стартової позиції, розташованої над акваторією водойми. До особливостей стартових споруд належать зменшена довжина газоходу й наявність клиновидного газодинамічного дефлектора, розділеного на два симетричні протилежно спрямовані схили. При розрахунках бралася до уваги можливість обмеження довжини ламінарного ядра реактивного струменя під час злету за рахунок взаємодії з дефлектором. Вперше у вітчизняній практиці використано скореговану залежність для розподілу загальної акустичної енергії уздовж надзвукового струменя. Дано оцінку внесків джерел звуку, пов'язаних з різними ділянками струменя, та акустичного відбиття від поверхні води в залежності від висоти підйому ракети. Відзначено суттєву залежність результуючого акустичного поля в околі головної частини ракети від довжини горизонтальної ділянки газоходу.

Ключові слова: акустичні навантаження, надзвуковий реактивний струмінь, стартові споруди, напівемпірична методика.

The paper deals with assessing the acoustic loads on the surface of a launching rocket obtained using the semiempirical technique NASA SP-8072 adapted for a launch pad located above the water area. The features of the launch facilities include the reduced length of the gas duct and the presence of a wedge-shaped gas-dynamic deflector divided into two symmetrical oppositely directed slopes. The calculations are made with the allowance for the limited length of the rocket jet's laminar core during take-off due to interaction with the gas-dynamic deflector. A corrected dependence is used for the overall acoustic energy distribution along the supersonic jet for the first time in domestic practice. The contributions of the sound sources associated with different jet sections and acoustic reflection from the water surface are assessed, depending on the current height of the rocket lift. A significant dependence of the resulting acoustic field around the rocket head on the length of the horizontal section of the gas duct is noted.

Key Words: acoustic loads, supersonic jet, launch facilities, semiempirical technique.

Статтю представив член-кореспондент НАН України, д.ф.-м.н., проф. Жук Я.О.

#### Вступ

Хоча ракети космічного призначення й належать до найпотужніших джерел звуку, на його генерацію витрачається лише мала частка кінетичної енергії газодинамічного потоку [1].

Тому для опису результуючого звукового поля необхідно знати «тонку» структуру нестационарних вихрових полів у газодинамічних струменях при ламінарно-турбулентному переході, формуванні шарів змішування, внески яких превалюють в акустичному випромінюванні

двигунів реальних ракет. При таких розрахунках альтернативою прямому чисельному моделюванню стали напівемпіричні методи, які спираються на універсальні розподіли характеристик акустичних джерел, отримані в експериментах. Вони невибагливі до залучених обчислювальних потужностей і забезпечують прийнятну для інженерних потреб точність результатів.

У цьому дослідженні обговорюються результати, отримані за допомогою методики NASA SP-8072 [2] для стартової платформи, призначеної для старту ракети з акваторії водойми. Процес поширення звуку моделюється на основі підходу геометричної акустики.

### Геометрія задачі

Розглянемо модельну геометрію стартового комплексу, створеного для виводу на орбіту ракети-носія космічного призначення (рис. 1).

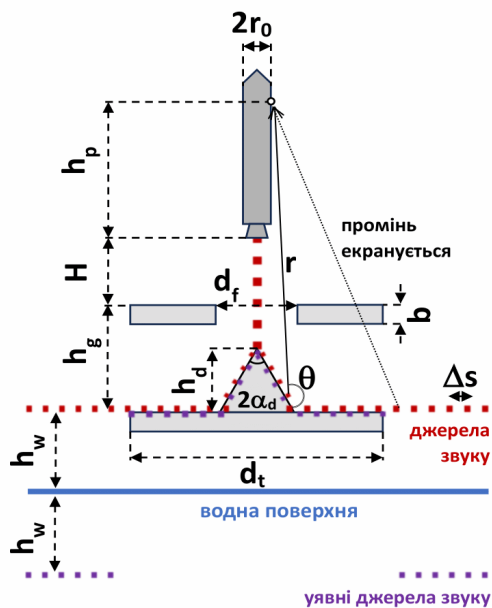


Рис. 1 Конфігурація стартового комплексу

Він складається зі стартової платформи довжиною  $d_t = 8$  м або 16 м, розміщеної на висоті  $h_w = 10$  м над урізом води. Усі конструкції складаються з акустично жорстких плит товщиною  $b = 0.5$  м. Усередині платформи влаштовано наскрізний горизонтальний канал для відведення газів реактивного струменя, розташований таким чином, що відстань від поверхні стартового стола до дна газоходу становить  $h_g = 5$  м. Для входу реактивного струменя в газохід у стартовому столі влаштовано вогневу

пройму шириною  $d_f = 3.6$  м. Під час злету центральна вісь ракети проходить через центр вогневої пройми, а вихідний зріз її сопла в початковий момент співпадає з площиною стартового стола ( $H$  – поточна висота підйому над стартовим столом). Для здійснення повороту факела реактивного струменя по центру дна газоходу розміщено газодинамічний дефлектор, поперечний переріз якого має вигляд рівнобедреного трикутника висотою  $h_d = 3$  м з кутом розхилу  $2\alpha_d = 60^\circ$  при вершині. Набігаючи на дефлектор, потік розділяється на два однакові «рукави», які виходять з бічних отворів газоходу в вигляді протилежно напрямлених горизонтальних «хвостів». Водну поверхню вважаємо горизонтальною необмеженою та ідеально відбиваючою, а можливим хвилюванням нехтуємо.

Точка спостереження  $P$  розташована на корпусі ракети. Її азимут співпадає з одним із «хвостів» реактивного струменя. У поздовжньому напрямку вона віддалена від зрізу сопла на відстань  $h_p = 17$  м. Нехай діаметр циліндричної частини ракети становить  $d_0 = 2r_0 = 2.4$  м, а вихідний діаметр сопла –  $d_e = 1.5$  м. Для розв'язання акустичної задачі нам знадобляться такі характеристики реактивного рушія на зрізі сопла: тяга  $N = 2000$  кН, швидкість витікання реактивних газів  $v_e = 2600$  м/с та число Маха  $M_e = 3.3$ .

### Розрахункова схема

В основі методики SP-8072 [2] лежить ідея заміни акустично активної ділянки реактивного струменя набором дискретних джерел звуку з певними характеристиками. Вони розташовані на осі основного потоку та моделюють випромінювання циліндричних осьових перерізів довжиною  $\Delta s$ , як показано на рис. 1.

Інтегральний рівень акустичної потужності  $W_{OA}$  відносно стандартного порогу  $10^{-12}$  Вт у децибелах (дБ) обчислюють як

$$L_w = 10 \lg \frac{W_{OA}}{10^{-12}} = 10 \lg \left[ \frac{\eta}{2} N v_e \right] + 120.$$

де  $\eta$  – коефіцієнт акусто-газодинамічної ефективності. Зважаючи на теоретичну оцінку акустичної ефективності турбулентного примежового шару надзвукового потоку з числами Маха  $M > 2$  [1], покладемо  $\eta = 0.6\%$ .

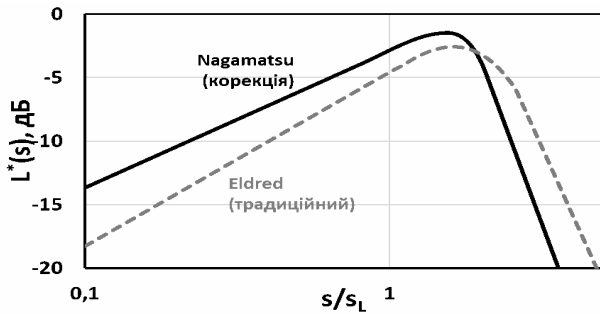


Рис. 2 Традиційний і скорегований розподіли акустичної енергії струменя по довжині

Оскільки акустична енергія

$$L^*(s) = 10 \lg \left[ \frac{s_L W(s)}{W_{OA}} \right],$$

розподіляється вздовж осі реактивного струменя згідно з універсальною залежністю рис. 2а, то для точкового джерела  $s$  маємо

$$L_{W,s} = L^*(s) + L_W + 10 \lg \frac{\Delta s}{s_L}.$$

Тут  $s_L$  – довжина ламінарного ядра, тобто максимальна відстань від зрізу сопла, на якій ще залишається ламінарною приосьова частина основного потоку. Відповідно до методичних вказівок [2] її оцінюють так:

$$s_L = 3.45 d_e (1 + 0.38 M_e)^2.$$

Під час старту можливе руйнування вершини ламінарного ядра за рахунок взаємодії набігаючого струменя з елементами стартових споруд. У цих випадках замість повної довжини ядра  $s_L$  використовують редуковану [3].

Поздовжній розмір акустично активної частини струменя становить  $5s_L$ , а максимум випромінювання спостерігається при  $\sim 1.5s_L$ , де відбувається найбільш інтенсивна турбулізація в шарі змішування [2]. У розрахунки закладався скорегований тренд (див. рис. 2), який наразі вважається еталонним [4].

Спектрально частотні властивості акустичного випромінювання реактивного струменя підпорядковуються відомій автомобільній залежності [2] від модифікованого числа Струхала  $St' = St c_e / c_a$ :

$$L^{**}(St') = 10 \lg \left[ \frac{W(f, s) v_e c_a}{W(s) s c_e} \right].$$

Тут  $f$  – частота;  $s$  – координата джерела вздовж струменя;  $St = fs / v_e$  – осьове число Струхала;  $c_e$  і  $c_a$  – швидкості звуку в газі на

зрізі сопла та навколишньому середовищі відповідно. Тоді акустична потужність джерела  $s$  у частотній смузі з центральною частотою  $f_b$  й шириною  $\Delta f_b$  буде

$$L_{W,s,b} = L^{**}(St') + L_{W,s} + 10 \lg St' + 10 \lg \frac{\Delta f_b}{f_b}.$$

Знання частотно-просторового розподілу потужності й характеру спрямованості випромінювання від кожного  $s$ -ого дискретного джерела звуку дозволяє знайти згенеровані ним акустичні навантаження в довільній точці спостереження  $P$ :

$$SPL_{s,b,p} = L_{W,s,b} + DI(f, s, \theta) - 10 \lg(4\pi r^2).$$

Тут  $DI(f, s, \theta)$  – функціональний вираз для діаграми спрямованості;  $r$  – відстань від джерела до точки спостереження;  $\theta$  – кут між напрямком основного потоку й напрямком на точку спостереження. При розрахунках було обрано модельну діаграму спрямованості Plotkin, для якої розроблено зручне апроксимаційне співвідношення, представлене в [5].

Рівень звуку для некорельованого шуму від усього реактивного струменя, зосереджений у частотній смузі з центральною частотою  $f_b$ , буде

$$SPL_{b,p} = 10 \lg \left[ \sum_s 10^{SPL_{s,b,p}/10} \right].$$

Загальний рівень звуку OASPL знайдемо підсумовуючи внески всіх частотно смугових рівнів.

При наявності на шляху відповідного променя екрануючих поверхонь вважається, що він не дає внеску в акустичне поле в точці  $P$ . Присутність відбиваючих поверхонь моделюють за рахунок уведення відповідних уявних джерел, якщо дозволяє конфігурація системи (див. рис. 1).

## Числові результати

На рис. 3 показано залежність загального рівня акустичних навантажень у точці спостереження  $P$  від висоти підйому ракети  $H$ , а також компоненти акустичних навантажень від окремих зон струменя для стартової платформи довжиною  $d_t = 8$  м.

При малих висотах підйому в акустичних навантаженнях превалюють внески від частини струменя, що знаходиться в газоході, горизонтальних «хвостів» і відбитого від води поля. Водночас при  $H < 15$  м роль незбуреної частини струменя незначна. Вона поступово

зростає і домінує, починаючи з  $H = 20$  м. Надалі рівень загальних акустичних навантажень поступово виходить на асимптотичне значення.

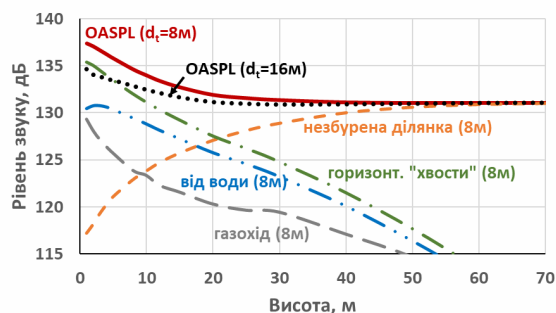


Рис. 3 Рівні акустичних навантажень (OASPL) в точці спостереження при  $d_t = 8$  м і 16 м

Для довшого газоходу спостерігається істотне зниження рівнів акустичних навантажень, особливо при  $H < 10$  м, де різниця може досягати 3 дБ (чорна пунктирна крива на рис. 3). У цьому випадку конструкції більш ефективно екранують випромінювання від зони максимальної турбулізації реактивного струменя

#### Список використаних джерел

1. Ffowcs Williams J.E. The noise from turbulence convected at high speed / J. E. Ffowcs Williams // *Philosophical Transactions of the Royal Society of London. Series A.* – 1963. – vol. 255, № 1061. – P. 469-503.
2. Eldred K. M. Acoustic loads generated by the propulsion system: TR NASA-SP-8072. Washington, DC: NASA, 1971. – 49 p.
3. Haynes J. Modifications to the NASA SP-8072 distributed source method II for Ares I lift-off environment predictions / J. Haynes, R. Kenny // *15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (30th AIAA Aeroacoustics Conference)*, Miami, FL. – 2009. – 35 p.
4. Gee K.L. A tale of two curves and their influence on rocket and supersonic jet noise research / K. L. Gee // *The Journal of the Acoustical Society of America.* – 2021. – vol. 194, № 4. – P. 2159-2162.
5. Smith W.O.III. An empirical and computational investigation into the acoustical environment at the launch of a space vehicle / W. O. Smith, III. – Auburn, AL: Auburn University, 2013 – 302 p.

при  $H < 15$  м, знижуючи внесок відхилених «хвостів» (за браком місця вони не наведені).

#### Висновки

За допомогою напівемпіричного методу SP-8072 виконано розрахунок акустичних навантажень при старті ракети-носія з надводної платформи, обладнаної симетричним клиновидним дефлектором і газоходом з двома протилежно спрямованими виходами.

Спершу в акустичних навантаженнях домінують внески відхилених горизонтально «хвостів» реактивного струменя. Зі збільшенням висоти підйому їхня роль поступово зменшується, а на передній план виходить випромінювання від незбуруної частини струменя. Головну роль у зниженні стартових рівнів звуку поблизу головної частини ракети відіграє довжина газоходу. Ключова вимога до його конфігурації – область максимального акустичного випромінювання від реактивного струменя має якомога довше знаходитись усередині газовідвідного каналу.

#### References

1. Ffowcs Williams, J. E. (1963) The noise from turbulence convected at high speed. *Philosophical Transactions of the Royal Society of London. Series A.* 255 (1061). pp. 469-503.
2. Eldred, K. M. (1971) *Acoustic loads generated by the propulsion system* (TR NASA-SP-8072). Washington, DC: NASA.
3. Haynes, J. & Kenny, R. (2009) Modifications to the NASA SP-8072 distributed source method II for Ares I lift-off environment predictions. In *15th AIAA/CEAS Aeroacoust. Conf. (30th AIAA Aeroacoust. Conf.)*, Miami: AIAA. 35 p.
4. Gee, K. L. (2021) A tale of two curves and their influence on rocket and supersonic jet noise research. *The Journal of the Acoustical Society of America.* 149 (4). pp. 2159-2162.
5. Smith, W. O. III. (2013) *An empirical and computational investigation into the acoustical environment at the launch of a space vehicle* (PhD thesis). Auburn, AL: Auburn University.

Надійшла до редколегії 08.08.23