

УДК 533.665.011.5

doi: 10.32620/akt.2019.2.01

О. М. ШИЙКО¹, А. М. ПАВЛЮЧЕНКО¹, А. В. СКОРИК²,
О. А. ОБУХОВ³, І. В. КОПЛИК²

¹ Сумський національний аграрний університет, Україна

² Сумський державний університет, Україна

³ Науково-дослідницький центр ракетних військ і артилерії, Суми, Україна

РОЗРАХУНОК АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК НАДЗВУКОВИХ ОПЕРЕНИХ ОСЕСИМЕТРИЧНИХ ТІЛ ОБЕРТАННЯ

Предметом дослідження в статті є аеродинамічні сили, що виникають при польоті надзвукових оперених тіл обертання типу некерованих реактивних снарядів. **Метою** роботи є розробка методики розрахунку коефіцієнтів рівнодіючих аеродинамічних сил і моментів надзвукових оперених тіл обертання типу некерованих реактивних снарядів при обтіканні під кутом атаки з до-, транс- і надзвуковими швидкостями за кресленнями їх зовнішніх контурів. **Завдання:** використовуючи сучасні програмні комплекси та дані льотних експериментів, розробити методику розрахунку розподілу нормальних і дотичних напружень по поверхні надзвукового опереного тіла обертання, їх рівнодіючих та аеродинамічних коефіцієнтів при до-, транс- і надзвукових швидкостях обтікання тіла під кутом атаки. Використаними **методами** є: числове рішення рівнянь Нав'є–Стокса, використання двохпараметричних диференціальних моделей пристінної турбулентної в'язкості, перевірка методики порівнянням результатів розрахунків з даними льотних експериментів і відомими даними по аеродинамічному опору об'єкта дослідження. Отримані такі **результати**. На основі числового рішення рівнянь Нав'є–Стокса в рамках програмного комплексу ANSYS CFX з застосуванням γ - Re_{θ} SST-моделі пристінної турбулентності Ментера розроблена методика розрахунку аеродинамічних характеристик надзвукових оперених осесиметричних тіл обертання типу некерованих реактивних снарядів за кресленнями їх зовнішніх контурів при наявності кута атаки зустрічного потоку. За допомогою розробленої методики можливо обчислити аеродинамічні коефіцієнти опору тертя, опору тиску і донного опору при до-, транс- та надзвукових швидкостях. Характеристики включають коефіцієнти поздовжньої аеродинамічної сили, поперечної аеродинамічної сили, аеродинамічного стабілізуючого моменту і координату центру тиску опереного тіла обертання. Для розрахунків були використані зовнішні контури некерованого реактивного снаряда М-21ОФ. Розрахунки були проведені для чисел Маха зустрічного потоку в межах $0,1 \leq M_{\infty} \leq 2,5$. Аеродинамічні коефіцієнти розраховувались як функції числа Маха M_{∞} . З метою визначення числа Рейнольдса початку ламінарно-турбулентного переходу в приграничному шарі для даного типу літальних апаратів проведені розрахунки характеристик опору тертя і порівняння їх результатів з льотними даними для двох зразків дослідницьких аерофізичних комплексів. **Висновки.** Наукова новизна отриманих результатів полягає в наступному: створена та пройшла апробування з залученням результатів льотних даних по числах Рейнольдса початку ламінарно-турбулентного переходу в приграничних шарах методика розрахунку аеродинамічних коефіцієнтів опору надзвукових оперених осесиметричних тіл обертання типу некерованих реактивних снарядів за кресленнями їх зовнішніх контурів при обтіканні під кутом атаки на основі числового рішення осереднених за Рейнольдсом рівнянь Нав'є–Стокса в рамках програмного продукту ANSYS CFX з застосуванням γ - Re_{θ} SST-моделі турбулентності Ментера. Проведена верифікація результатів розрахунків на підставі їх порівняння з відомими значеннями аеродинамічних характеристик об'єкта дослідження при осесиметричному обтіканні.

Ключові слова: осесиметричне оперене тіло обертання; до-, транс- та надзвукові швидкості обтікання; опір тертя; опір тиску; донний опір; коефіцієнт поздовжньої аеродинамічної сили; коефіцієнт поперечної аеродинамічної сили; коефіцієнт аеродинамічного стабілізуючого моменту; координата центру тиску; програмний продукт ANSYS CFX; числове розв'язання рівнянь Нав'є–Стокса; γ - Re_{θ} SST-модель пристінної турбулентності Ментера; числа Маха; числа Рейнольдса; верифікація результатів.

Вступ

Аналіз сучасного стану теоретичних основ та практичних методів розрахунку аеродинамічного

опору оперених осесиметричних тіл обертання показує, що традиційно відшукуються такі складові аеродинамічного опору: опір тертя тіла обертання, опір від підвищення тиску на головній частині тіла

обертання, донний опір, опір, створюваний опереним. Для всіх цих складових в існуючій літературі пропонуються методи розрахунку відповідних аеродинамічних коефіцієнтів, які мають як суто теоретичне походження, так і базуються на експериментальних дослідженнях [1, 2].

У цілому задача визначення аеродинамічних коефіцієнтів для окремих складових опору опереного тіла обертання в широкому діапазоні до-, транс- і надзвукових швидкостей розрахунково-дослідним шляхом, навіть за умови осесиметричного обтікання, є достатньо складною. Особливістю більшості відомих методів є те, що вони мають певні обмеження і призначені для розрахунків окремих складових аеродинамічного опору в фіксованому діапазоні швидкостей набігаючого потоку. У той же час, на етапі конструкторської розробки нових зразків літальних апаратів типу надзвукових некерованих оперених осесиметричних тіл обертання існує потреба в проведенні балістичних розрахунків з метою перевірки відповідності запропонованої конструкції тактико-технічним вимогам по дальності польоту та іншим характеристикам траєкторії при умові зміни швидкості набігаючого потоку в широкому діапазоні до-, транс- та надзвукових значень. Такі балістичні розрахунки можуть бути виконані шляхом числового інтегрування системи диференціальних рівнянь зовнішньої балістики відповідного тіла обертання. Точність розрахунків залежить від того, наскільки достовірно на кожному кроці числового інтегрування обчислюються коефіцієнти складових сил аеродинамічного опору. Більш точні методи, як правило, передбачають і значно більший обсяг обчислень, або ж існують у вигляді графічних залежностей, що робить їх незручними для прямого використання при балістичних розрахунках. У зв'язку з цим актуальним є розробка придатної для проведення балістичних розрахунків методики обчислення коефіцієнтів аеродинамічних сил і моментів оперених тіл обертання за кресленнями їх зовнішніх контурів у залежності від чисел Маха і Рейнольдса при до-, транс- та надзвукових швидкостях, що мають місце на траєкторії польоту, при осесиметричному обтіканні і при наявності кутів атаки.

Розробка розрахункових таблиць стрільби є необхідним етапом створення та впровадження нових зразків артилерійського озброєння. На цьому етапі по кресленнях зовнішніх контурів снаряда та при відомих його початкових швидкостях проводяться розрахунки параметрів траєкторії: дальності польоту, висоти траєкторії, кута падіння, часу польоту та ін. Ці параметри при сучасному рівні розвитку балістичних досліджень розраховуються на ПЕОМ шляхом числового інтегрування систем диференціальних рівнянь руху снаряда. Зрозуміло, що при цьому

фізична та математична моделі руху повинні по можливості точніше враховувати аеродинамічні сили, що діють з боку повітря на снаряд. Цій вимозі відповідають так звані „повні” системи диференціальних рівнянь. Вони містять рівняння, що описують рух центру мас снаряда та обертання снаряда відносно центру мас. В них намагаються врахувати всі можливі складові аеродинамічних сил і моментів [2]. У той же час розв'язання задачі зовнішньої балістики на підставі повної системи диференціальних рівнянь руху снаряда потребує знання значної кількості коефіцієнтів аеродинамічних сил та моментів снаряда, що значно ускладнює відповідну задачу аеродинаміки.

Розподілені по поверхні снаряда аеродинамічні сили опору в вигляді нормальних і дотичних напружень в загальному випадку можна поділити на три складові: сили опору тертя (опір тертя); сили опору, пов'язані з підвищенням тиску на головній частині і на обтічних поверхнях оперення (опір тиску); сили опору, пов'язані з розрідженням за донним зрізом снаряда і оперенням (донний опір) [1 - 3]. Величина кожного з компонентів аеродинамічного опору визначається формою тіла та його головними розмірами, режимом течії (тобто числами Маха, Рейнольдса) та температурним фактором. Існуюча на теперішній час доступна інформація про результати експериментальних досліджень та відомі теоретичні методи розрахунків окремих складових аеродинамічного опору при детальному аналізі і професійному сприйнятті дозволяють створювати достатньо ефективні методики розрахунку складових аеродинамічного опору оперених і неоперених тіл обертання, поділяючи тіло на складові частини (головна частина, корпус, донний зріз, оперення та ін.) і враховуючи інтерференцію між цими складовими [1].

Опір тертя – одна з вагомих складових аеродинамічного опору тіл обертання, що при надзвукових швидкостях польоту складає 20% і більше від повного опору, а при дозвукових швидкостях – значно більшу долю загального опору. Як відомо, аеродинамічний опір тертя в першу чергу залежить від режиму течії в приграничному шарі: ламінарного, перехідного або ж розвинутого турбулентного. У першому наближенні опір тертя тіл обертання розраховують як для пластини при відомих числах Маха M_∞ та Рейнольдса Re_∞ [1, 4, 5]. Для його розрахунку необхідно, перш за все, знати місце початку зони переходу від ламінарної форми течії до турбулентної в приграничному шарі на тілі. По-друге, необхідні залежності, за якими проводяться розрахунки локального коефіцієнту тертя c_f при різних режимах течії в приграничному шарі. Для визначення локального коефіцієнту тертя в точці на поверхні тіла обертання у випадку турбулентного пригранич-

ного шару можна застосувати асимптотичну теорію пристінної турбулентності, розроблену С. С. Кутателадзе та А. І. Леонтьєвим [5]. Теорія справедлива як при числах Рейнольдса $Re \rightarrow \infty$, так і при їх достатньо великих значеннях. Заснований на цій теорії відомий метод розрахунку тепловіддачі та тертя Кутателадзе-Леонтьєва продемонстрував свою ефективність при вирішенні складних задач теплообміну і турбулентного тертя як в умовах внутрішнього обтікання (сопла, теплообмінники та ін.), так і при вирішенні задач аеродинаміки. Для визначення локального коефіцієнту тертя в точці на поверхні тіла обертання у випадку стисливого ламінарного приграничного шару можна скористатися залежностями, наданими в [4] для поздовжнього обтікання плоскої пластини.

Для визначення опору тиску тіл обертання при надзвукових швидкостях польоту може застосовуватися теорія стрибків ущільнень [1, 6], що виникають при надзвуковому обтіканні на їх головних частинах. Вона дає змогу визначити кут нахилу стрибка та параметри потоку безпосередньо за стрибком ущільнення. Для подальшого вирішення задачі про розподіл параметрів потоку в околиці снаряда та на його поверхні за стрибком ущільнення можливо використати відомий в теорії надзвукової газової динаміки метод характеристик у поєднанні з теорією конічних течій [1, 6]. Метод характеристик всебічно розроблений для розв'язання рівнянь руху сталих надзвукових газових течій. Зміст методу характеристик, розробка якого належить проф. Ф. І. Франклю, зводиться до того, що рішення рівнянь газової динаміки знаходиться за допомогою рівнянь особливих ліній, які зветься характеристиками та уявляють з себе лінії слабких збурень (лінії Маха), уздовж яких поширюються збурення в стискаємому середовищі. Знайшовши за допомогою характеристик значення тиску в окремих точках поверхні снаряда за стрибком ущільнення, його потім можна інтерполювати, наприклад поліномом Лагранжа, а потім інтегрувати по боковій поверхні снаряда, отримуючи таким чином значення сили хвильового опору і відповідного аеродинамічного коефіцієнту [11].

Розрахунок аеродинамічного опору тертя, опору тиску і донного опору неоперених та оперених тіл обертання можна виконати, наприклад, на підставі [7]. Інформація з цього інтернетресурсу містить значну кількість розрахункових залежностей та експериментальних результатів американських вчених, отриманих в період до 1961 року, які не втрачають своєї практичної значимості з часом. У джерелі приводяться дані по опору тертя, опору тиску та донному опору для тіл обертання відносних поздовжень і форм, притаманних артилерійським сна-

рядом. Дані наводяться у вигляді формул і графіків, за якими можна отримати інтерполяційні формули, для коефіцієнтів донного опору, опору тиску та опору тертя у широкому діапазоні до-, транс- та надзвукових швидкостей польоту [10].

Всі перелічені джерела складають основу розробленої авторами даної статті комплексної методики розрахунку аеродинамічного коефіцієнту C_x лобового опору надзвукових неоперених і оперених тіл обертання за кресленнями їх зовнішніх контурів при відсутності кута атаки [8 - 11]. На основі цієї методики можуть проводитися аеродинамічні розрахунки і подальші часткові розрахунки параметрів траєкторій неоперених і оперених тіл обертання. Досвід розрахунків показав, що за умови обмеженості складових аеродинамічних коефіцієнтів, можливо головні розрахункові параметри траєкторій визначати за допомогою аеродинамічного коефіцієнту C_x , обмеживши кількість рівнянь в системі рівняннями руху центру мас. При цьому для снаряда, стабілізованого обертанням вдається провести розрахунки бокових відхилень і відхилень по дальності під впливом вітру та деривацію [12].

Недоліками всіх згаданих і багатьох інших подібних методів є те, що кожна з них призначена для розрахунків окремої складової аеродинамічного опору в певному інтервалі швидкостей, складність або ж принципова неможливість використання в практичних балістичних розрахунках, достатньо невизначена надійність результатів застосування. На цьому фоні використання для розрахунків аеродинамічних характеристик осесиметричних оперених тіл обертання числових методів розв'язання рівнянь Нав'є-Стокса стисливих газових течій на основі широко відомих програмних комплексів вбачається надзвичайно перспективним. Привабливість числового моделювання аеродинаміки оперених тіл обертання за допомогою сучасних програмних комплексів обумовлюється тим, що воно не обмежене просторовими рамками і геометрією обтічних поверхонь, дозволяє одночасно проводити розрахунки всіх складових опору і в той же час досліджувати кожну з них окремо, позбавляє дослідника від вирішення питань інтерференції складових частин літального апарата.

Аналіз останніх досліджень і публікацій

Останні десятиріччя були роками значних досягнень в розвитку числових методів розрахунків на основі рівнянь Нав'є-Стокса [13, 15]. Найкращі з розроблених методів моделювання і розрахунку течій рідини і газу в областях довільної геометричної конфігурації були реалізовані у вигляді комерційних про-

грамних продуктів і ці продукти отримали широке розповсюдження на інформаційному ринку. Судячи по публікаціям у ведучих міжнародних журналах по аеро- і гідродинаміці, найбільших успіхів досягли колективи розробників CFX (Канада – Англія – Німеччина), STAR-CD (Англія), Fluent (США), Numeca (Бельгія), FlowER (Україна) та ін. Інформаційна база цих програмних продуктів дозволяє кваліфікованому спеціалісту виконувати з їх допомогою розрахунки течій самостійно або з незначною технічною підтримкою розробників. Існування подібних програмних продуктів і їх потенційні можливості стимулюють дослідників в різних галузях техніки до застосування числових методів при розрахунках різноманітних об'єктів дослідження. Визначну роль в цих дослідженнях відіграють розрахунки нестисливих і стисливих течій, зокрема, аеродинамічні розрахунки. Числове дослідження засобами програмних продуктів передбачає наступну послідовність дій: створення геометричної моделі дослідження, побудова розрахункової сітки, вибір відповідної математичної моделі, задання граничних умов задачі і необхідних вихідних даних, виконання розрахунків і, нарешті, візуалізацію і аналіз результатів розрахунків.

Особливості і можливості числових методів розрахунку на основі рівнянь Нав'є–Стокса широко висвітлюються в спеціальній літературі, наприклад, в [14 - 16]. Для дослідження турбулентних течій рівняння набувають форми Рейнольдса, а для їх замикання використовуються додаткові рівняння, моделюючи турбулентну в'язкість. У сучасних програмних продуктах розрахунку течій рідини і газу використовується велика кількість моделей турбулентності, серед яких значний розвиток отримали диференційні двохпараметричні моделі турбулентності для дозвукових і надзвукових турбулентних приграничних шарів. Так, у роботі [16] для розрахунку обтікання літальних апаратів, транспортних засобів, вітроустановок застосовуються тривимірні, осереднені за Рейнольдсом рівняння Нав'є–Стокса, а для замикання системи рівнянь використовуються модель турбулентності Спаларта–Аллмараса и SST модель Ментера.

Серед двохпараметричних диференційних моделей турбулентності SST – модель Ф. Р. Ментера [17] і її модифікації продемонстрували в цілому ряді випадків перевагу в порівнянні з алгебраїчними моделями і з іншими двохпараметричними диференційними моделями при наявності додатного градієнту тиску $\text{grad}P_x > 0$ [18, 19]. Зокрема, в роботі [19] при розрахунках обтікання аеродинамічних профілів добре себе показала $\gamma\text{-Re}\Theta$ SST модель, моделюючи ламінарно-турбулентний перехід у приграничному шарі. Відомий ще цілий ряд робіт різних дослідників, наприклад, [20 - 22], результати розрахунків в

яких отримані з використанням SST – моделі турбулентності. Версія програмного продукту ANSYS CFX у свій час успішно апробована авторами даної роботи для числового моделювання характеристик відцентрових компресорів та їх каналних і лопаткових дифузоров зокрема [23, 24]. В обох роботах отримано погодження з дослідними даними авторів.

Приймаючи до уваги достатньо широке застосування програмного продукту ANSYS CFX і добре себе зарекомендовавшу SST–модель турбулентності Ментера, авторами даної роботи було проведено порівняння розподілу статичного тиску на головній частині аерофізичного ракетного комплексу типу М-100 на основі льотного експерименту [24] і числового розрахунку з використанням рівнянь Нав'є–Стокса в рамках програмного продукту ANSYS CFX з метою його верифікації в складних умовах обтікання головної частини М-100. Добре узгодження розрахункових даних і результатів льотного експерименту на об'єкті типу М-100 свідчить про ефективність програмного продукту ANSYS CFX і SST – моделі турбулентності Ментера, а також про слабкий вплив працюючих двигунів і процесів за донним зрізом об'єкта М-100 на розподіл статичного тиску по поверхні його головної частини, так як при проведеному числовому моделюванні була розглянута тільки головна частина М-100 зі збереженням всіх параметрів при натурному польоті по траєкторії.

Мета роботи

Досвід розрахунків аеродинамічного опору надзвукових оперених осесиметричних тіл обертання показав наявність принципових труднощів використання розрахунково-експериментальних методів, пов'язаних зі складним механізмом впливу оперення на величини складових опору тертя, донного опору, з розрахунком величин поперечної аеродинамічної сили, положення центру тиску у випадку обтікання тіла зустрічним потоком під кутом атаки. Недоліки притаманні і самим методам. Наприклад, у зв'язку з наявністю в робочих частинах надзвукових аеродинамічних труб акустичного поля, обумовленого формуванням на стінках робочих частин труб надзвукових турбулентних приграничних шарів, неможливо отримати достовірні дані про опір тертя, про теплові потоки, в тому числі у зв'язку з проблемою масштабних ефектів в аеродинаміці великих швидкостей, обумовленою неадекватністю умов обтікання і теплообміну на моделях у надзвукових аеродинамічних установках льотним умовам. Ця неадекватність пояснюється тим, що в сучасних аеродинамічних установках не моделюються одночасно числа Маха і Рейнольдса, температурний фактор, масштаб зовнішніх збурень.

У той же час, поряд з розрахунково-

експериментальними методами досліджень широким розвитком отримують комп'ютерні технології числового моделювання. На інформаційному ринку з'явилися програмні засоби для розрахунків у різних областях фізики, механіки, гідро- і аеродинаміки. Ефективне використання таких потужних інструментів у прикладних і фундаментальних дослідженнях потребує адекватної методології застосування, що базується на досвіді розв'язання різноманітних прикладних задач. Цей досвід змінює підхід до їх розв'язання, приводить до появи нових більш складних і адекватних розрахункових моделей, стимулює дослідників до використання універсальних пакетів обчислювальних програм, існуючих як програмний комерційний продукт. У зв'язку з цим актуальним є розробка методики застосування призначених для розв'язання задач аеродинаміки пакетів обчислювальних програм (програмні продукти ANSYS CFX, ANSYS Fluent та ін.) при розрахунковому визначенні коефіцієнтів аеродинамічного опору надзвукових оперених тіл обертання за кресленнями їх зовнішніх контурів в межах до-, транс- та надзвукових швидкостях, що мають місце на траєкторії польоту.

Метою роботи є розробка методики і проведення розрахунків аеродинамічних коефіцієнтів складових аеродинамічного опору надзвукового опереного тіла обертання типу некерованого реактивного снаряда як при осесиметричному обтіканні, так і при наявності кута атаки за кресленнями його зовнішніх контурів на основі числового розв'язання рівнянь Нав'є-Стокса з використанням диференціальних моделей турбулентності в рамках програмного продукту ANSYS CFX. У роботі використані отримані з інтернет-ресурсів зовнішні контури опереного осесиметричного тіла обертання типу некерованого реактивного снаряда М-210Ф, для якого відомі значення аеродинамічного коефіцієнту лобового опору при осесиметричному обтіканні. Порівняльний аналіз отриманих при розрахунках значень аеродинамічного коефіцієнту лобового опору в рамках програмного продукту ANSYS CFX з його відомими значеннями дозволив створити методику, що призначена для числового розрахунку аеродинамічних коефіцієнтів опору тертя, опору тиску та донного опору в залежності від польотних чисел Маха $M_\infty \leq 2,5$ та Рейнольдса $Re_{L,\infty} \leq 2 \cdot 10^7$, розширивши її на обтікання надзвукових оперених тіл обертання під кутом атаки.

Викладення основного матеріалу

Визначення розрахункових траєкторій оперених осесиметричних тіл обертання типу некерованих реактивних снарядів пов'язано з рішенням сис-

тем диференціальних рівнянь, праві частини яких містять вирази для проекцій на відповідні осі рівнодіючих аеродинамічних сил і моментів.

Як відомо [1, 2], напрямок дії і величини рівнодіючих аеродинамічних сил і моментів осесиметричних тіл обертання залежать від взаємного просторового розміщення поздовжньої осі X і вектора відносної повітряної швидкості \vec{V}_r центру мас літального апарата, утворюючих так звану площину опору (рис. 1). Кут δ_r між поздовжньою оссю X і вектором відносної повітряної швидкості \vec{V}_r носить назву просторового кута атаки або кута нутації. Рівнодіючі аеродинамічних сил і моментів знаходяться в площині опору. У зв'язку з цим вирази для аеродинамічних сил і моментів краще знаходити в системі координат, пов'язаній з площиною опору і в залежності від просторового кута атаки δ_r .

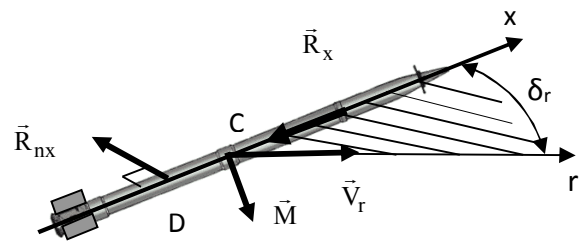


Рис. 1. Складові аеродинамічних сил і моментів опереного осесиметричного тіла обертання

При наявності кута атаки аеродинамічні сили на поверхні снаряда в зв'язаній системі координат представимо двома рівнодіючими: поздовжньою силою \vec{R}_x і перпендикулярною їй силою \vec{R}_{nx} в площині опору, яка прикладена в центрі тиску і, в свою чергу, може бути розкладена на нормальну і поперечну сили (див. рис. 1). Якщо на підставі аеродинамічних випробувань або розрахунків відомі аеродинамічні коефіцієнти для поздовжньої аеродинамічної сили R_x і сили R_{nx} по відношенню до площі міделя тіла обертання, то величини сил знаходяться таким чином [2]:

$$R_x = C_x \cdot q \cdot S; \quad R_{n\zeta} = C_y \cdot q \cdot S, \quad (1)$$

де C_x – аеродинамічний коефіцієнт поздовжньої аеродинамічної сили,

C_y – аеродинамічний коефіцієнт поперечної аеродинамічної сили,

$q = (\rho \cdot V_r^2) / 2$ – швидкісний напір зустрічного потоку з урахуванням вітру,

S – площа міделя тіла обертання.

Величина аеродинамічного стабілізуючого моменту в площині опору (див. рис. 1)

$$M = R_{\text{пк}} \cdot |CD| = q \cdot S \cdot l \cdot m_z, \quad (2)$$

де $|CD|$ – відстань від центру мас тіла обертання до центру тиску; l – довжина снаряда; m_z – аеродинамічний коефіцієнт стабілізуючого моменту.

Надзвичайно важливою задачею при проведенні розрахунків траєкторій оперених тіл обертання типу некерованих РС є визначення розрахункових відхилень і розсіювання снарядів при вітрі. У зв'язку з цим при виконанні роботи були проведені розрахунки обтікання надзвукового опереного осесиметричного тіла обертання за кресленнями його зовнішніх контурів, спрямовані на отримання значень аеродинамічної поздовжньої сили R_x , аеродинамічної сили $R_{\text{пк}}$, положення центру тиску і значень аеродинамічного стабілізуючого моменту M (див. рис. 1) з послідуочим обчисленням аеродинамічних коефіцієнтів у відповідності з залежностями (1) і (2) при різних значеннях кута атаки δ_r в межах зміни чисел Маха зустрічного потоку $0,1 \leq M_\infty \leq 2,5$.

Розрахунки було виконано в рамках програмного комплексу ANSYS CFX з використанням осереднених по Рейнольдсу рівнянь Нав'є-Стокса і двохпараметричної диференційної γ -Re Θ t SST-моделі турбулентності Ленгтрі-Ментера [16]. Для розрахунків були використані отримані з інтернет-ресурсів контури опереного тіла обертання типу некерованого реактивного снаряда М-21ОФ (рис. 2). Приведення розподілених по тілу нормальних і дотичних аеродинамічних сил з визначенням величин складових головного вектора \vec{R}_x і $\vec{R}_{\text{пк}}$ та головного моменту \vec{M}_0 здійснювалось до носика тіла обертання (рис. 3, а). Поздовжня координата центру тиску $X_{\text{цт}}=X_D$ (рис. 3, б) і величина стабілізуючого моменту знаходились за залежностями:

$$X_D = M_0 / R_{\text{пк}}; \quad M = R_{\text{пк}} \cdot |CD|. \quad (3)$$

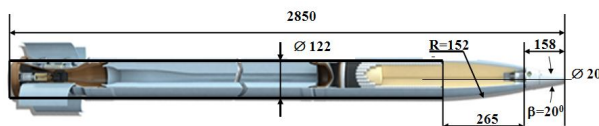
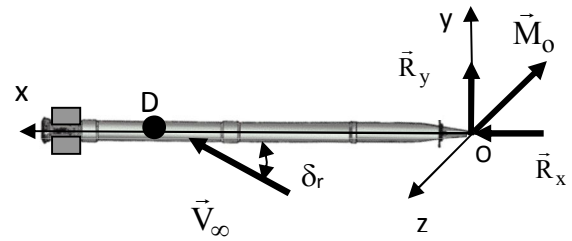
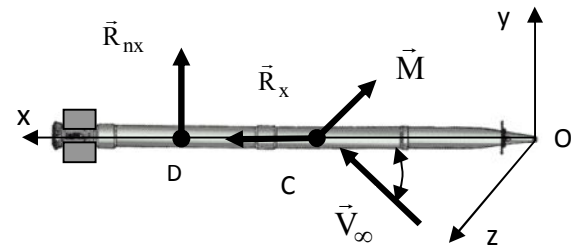


Рис. 2. Зовнішні контури опереного осесиметричного тіла обертання типу РС М21-ОФ



а



б

Рис. 3. Приведені розрахункові моделі опереного тіла обертання під кутом атаки: а – приведення аеродинамічних сил до носика тіла; б – приведення аеродинамічних сил до центру тиску

Просторова модель об'єкта дослідження розроблялась у геометричному модулі DesignModeler, який є частиною програмного забезпечення ANSYS і використовується в якості основного інструменту як для створення нових геометричних моделей, так і для редагування імпортованих CAD-моделей. Можливості DesignModeler по створенню цілостного геометричного образу дозволяють достатньо точно врахувати всі особливості обтічної поверхні конкретного об'єкта досліджень, що практично неможливо зробити при використанні розрахунково-дослідних методів, вирішують питання інтерференції складових частин літального апарата. На рис. 4-6 представлені фрагменти комп'ютерної візуалізації геометричного образу об'єкта дослідження.

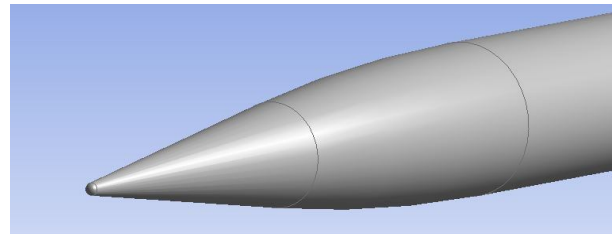


Рис. 4. Комп'ютерна візуалізація головної частини об'єкта дослідження

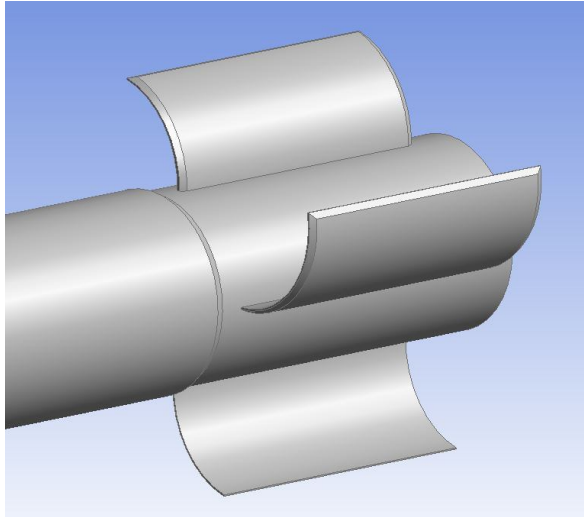


Рис. 5. Комп'ютерна візуалізація хвостової частини об'єкта дослідження

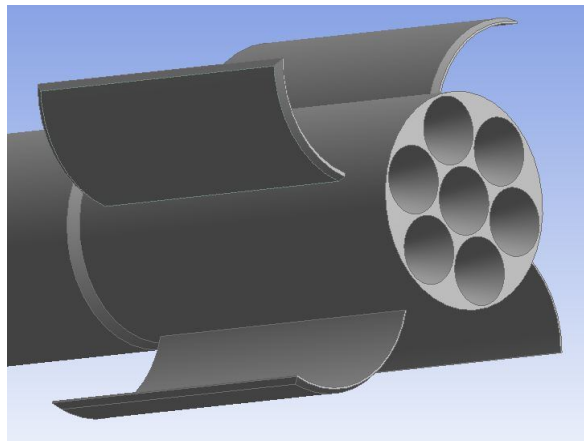


Рис. 6. Комп'ютерна візуалізація донного перетину і соплового апарату об'єкта дослідження

В якості граничних умов задавалися швидкість набігаючого потоку, статичний тиск $P=101325$ Па і статична температура $T=293,15$ К, відповідні нормальним атмосферним умовам, а також ступінь турбулентності зустрічного потоку $\epsilon=0,01$ %, що відповідає незбуреній атмосфері. Аеродинамічні коефіцієнти розраховувалися як функції числа Маха M_∞ . Подвійна залежність аеродинамічних коефіцієнтів від чисел Маха M_∞ і Рейнольдса Re_∞ не встановлювалась в зв'язку з відносно незначною залежністю Re_∞ від висоти польоту об'єкта дослідження і слабкою залежністю характеристик турбулентного приграничного шару від числа Рейнольдса.

У загальному випадку аеродинамічні коефіцієнти складових аеродинамічних сил і моментів є функцією не тільки числа Маха, а і числа Рейнольдса. У той же час, для великої кількості оперених

тіл обертання, що стартують з земної поверхні, відносна зміна чисел Рейнольдса, пов'язана з висотою польоту, незначна. Для оцінки впливу висоти траєкторії на числа Рейнольдса польоту розглянемо відносну величину

$$Re_\infty^0 / Re_\infty = \left(\frac{V \cdot l \cdot \rho_0}{\mu_0} \right) / \left(\frac{V \cdot l \cdot \rho}{\mu} \right) = (\rho_0 / \mu_0) / (\rho / \mu),$$

де Re_∞^0 – число Рейнольдса польоту зі швидкістю V тіла обертання довжиною l при нормальних атмосферних умовах (ρ_0, μ_0); Re_∞ – число Рейнольдса польоту зі швидкістю V тіла обертання довжиною l при атмосферних умовах (ρ, μ) на певній висоті. В якості ілюстрації на рис. 7 наводиться отримана авторами статті розрахункова залежність відносної зміни чисел Рейнольдса по траєкторії польоту для об'єкта типу М-21ОФ, пов'язана виключно зі зміною висоти польоту. Видно, що для помірних висот максимальне значення цієї величини складає приблизно 1,5.

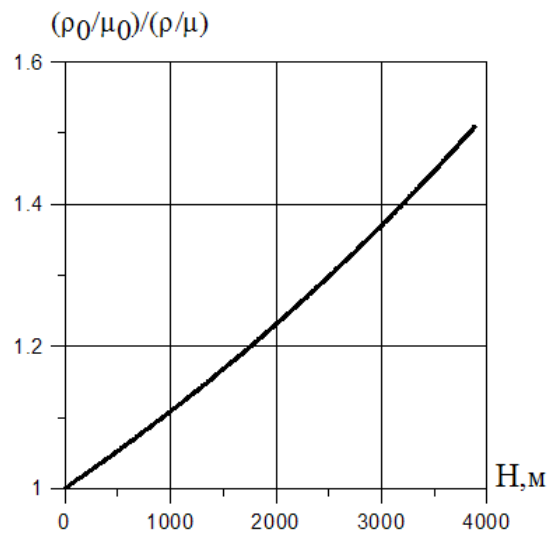


Рис. 7. Розрахункова залежність відносної зміни числа Рейнольдса від висоти польоту

Залежність аеродинамічних коефіцієнтів від висоти польоту починає помітно проявлятися при значній зміні висоти польоту [2]. Крім цього, особливістю турбулентного приграничного шару є слабка залежність його характеристик від числа Рейнольдса [4, 5]. Про це свідчить існування граничних відносних законів тертя і теплообміну, встановлених С. С. Кутателадзе і А. І Леонтьєвим [5]. Суть цих законів у тому, що при $Re \rightarrow 0$ відношення C_f / C_{f0} не залежить від числа Рейнольдса. Вказані обставини дають можливість проводити розрахунки аеродинамічних коефіцієнтів надзвукових оперених тіл

обертання типу некерованих РС наземної артилерії в залежності тільки від числа Маха M_∞ зустрічного потоку.

Попередні розрахунки були спрямовані на вивчення впливу форми розрахункової області, щільності розрахункової сітки та налаштувань препроцесора ANSYS CFX на результати моделювання. На рис. 8 надається комп'ютерна візуалізація результатів числового розрахунку значень числа Маха потоку в околиці опереного тіла обертання при його осесиметричному обтіканні на основі програмного комплексу ANSYS CFX. На рис. 9 представлені результати розрахунків обтікання при наявності кута атаки.

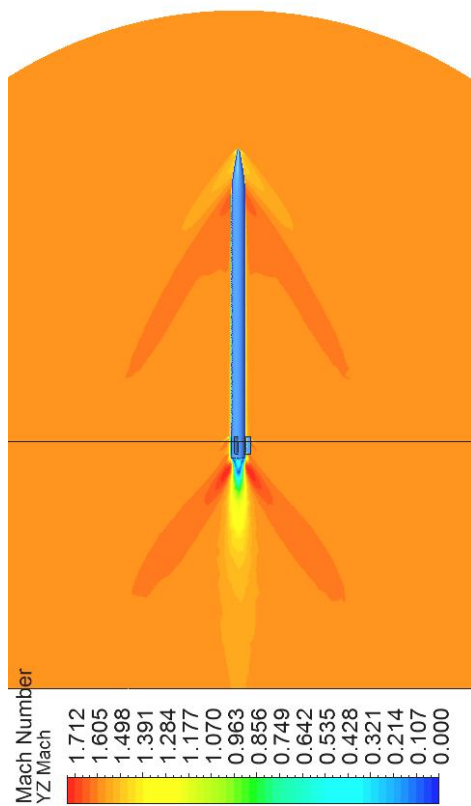


Рис. 8. Візуалізація результатів числового розрахунку значень числа Маха потоку в околиці опереного тіла обертання типу РС М-21ОФ при надзвуковому осесиметричному обтіканні на основі програмного комплексу ANSYS CFX ($\delta_r=0^\circ$)

Окрема значна робота була присвячена з'ясуванню величини чисел Рейнольдса $Re_{\theta_{tr}}$ початку ламінарно-турбулентного переходу, обчисленого по товщині втрати імпульсу при дозвуковому і надзвуковому обтіканні. Для цього, по-перше, були використані результати власних льотних експериментів авторів по дослідженню ламінарно-турбулентного переходу на надзвуковому аерофізичному комплексі у вигляді опереного тіла обертання

[8, 9, 13]. По-друге, були проведені розрахунки сумарної сили аеродинамічного опору льотного аерофізичного дослідницького об'єкта у вигляді опереного тіла обертання [25] при осесиметричному дозвуковому і надзвуковому обтіканні і співставлення їх результатів з результатами дослідів по прямому виміру аеродинамічного опору цього об'єкта в вільному польоті [25] при різних значеннях числа Рейнольдса початку ламінарно-турбулентного переходу $Re_{\theta_{tr}}$. Результатом проведення таких розрахунків стало визначення необхідних налаштувань, які дозволяють моделювати з достатньою точністю аеродинамічні характеристики надзвукових оперених тіл обертання типу некерованих РС.

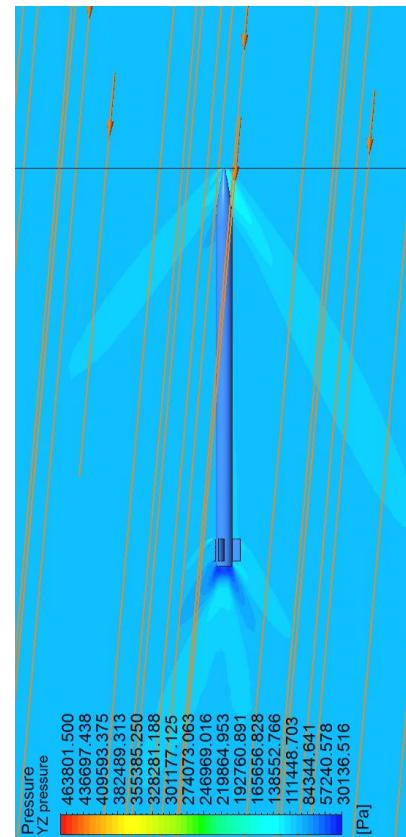


Рис. 9. Візуалізація результатів числового розрахунку статичного тиску в околиці опереного тіла обертання типу РС М-21ОФ при надзвуковому обтіканні а основі програмного комплексу ANSYS CFX при куті атаки $\delta_r=5^\circ$

Верифікація результатів комп'ютерного моделювання в даній роботі проводилася шляхом співставлення значення коефіцієнту лобового опору РС М-21ОФ, визначеного розрахунково при умові осесиметричного обтікання, зі значенням коефіцієнту лобового опору РС М-21ОФ, визначеного за законом аеродинамічного опору 1958 року для оперених тіл обертання [26] з урахуванням відомих зна-

чень коефіцієнту форми РС М-210Ф шляхом множення аеродинамічного коефіцієнту C_{x58} еталонного снаряда на коефіцієнт форми снаряда М-210Ф в усьому діапазоні зміни чисел Маха польоту M_∞ (рис. 10). Коефіцієнт форми РС М-210Ф без гальмівного кільця надається в [27] і дорівнює для всіх польотних чисел Маха $i_{58}=0,903$. На рис. 11 - 14 представлені результати розрахунків обтікання об'єкта досліджень під кутом атаки, зміст яких зрозумілий з підписів під рисунками. Характер апроксимуючих кривих на цих рисунках відповідає суті фізичних процесів польоту.

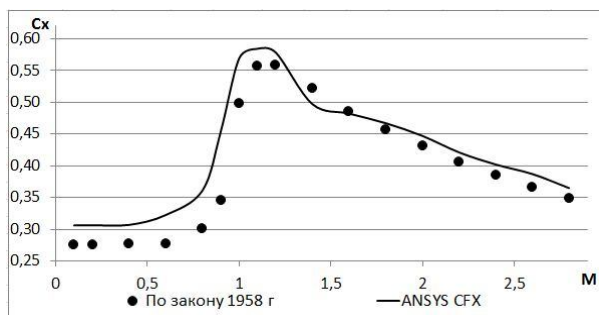


Рис. 10. Зіставлення значень коефіцієнту C_x сумарного опору осесиметричного опереного тіла обертання типу РС М-210Ф при осесиметричному обтіканні в залежності від числа Маха потоку M_∞ , отриманих розрахунком в ANSYS CFX та за законом опору 1958 року [26] з урахуванням коефіцієнту форми i_{58}

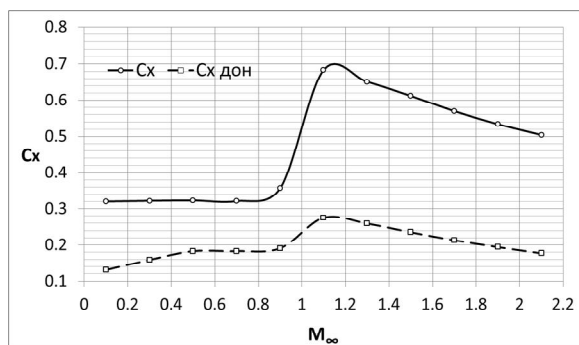


Рис. 11. Значення коефіцієнтів поздовжньої сили C_x та сили донного опору $C_{x\text{дон}}$ в залежності від числа Маха M_∞ при обтіканні тіла обертання типу РС М-210Ф під кутом атаки 5° , отримані за результатами моделювання в ANSYS CFX

Висновки

Створена з залученням результатів льотних даних по числах Рейнольдса початку ламінарно-турбулентного переходу в приграничних шарах та пройшла апробування методика розрахунку аеродинамічних коефіцієнтів опору надзвукових оперених осесиметричних тіл обертання типу некерованих

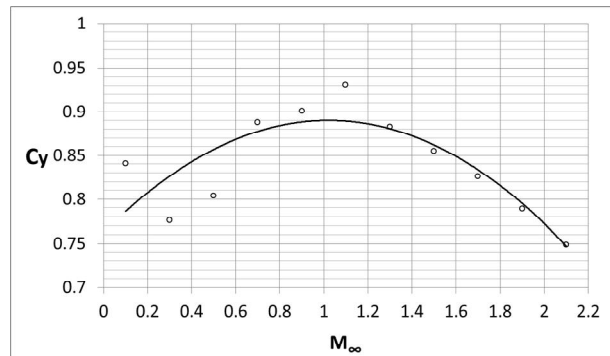


Рис. 12. Значення коефіцієнту C_y в залежності від числа Маха M_∞ при обтіканні осесиметричного опереного тіла обертання типу РС М-210Ф під кутом атаки 5° , отримані за результатами моделювання в ANSYS CFX

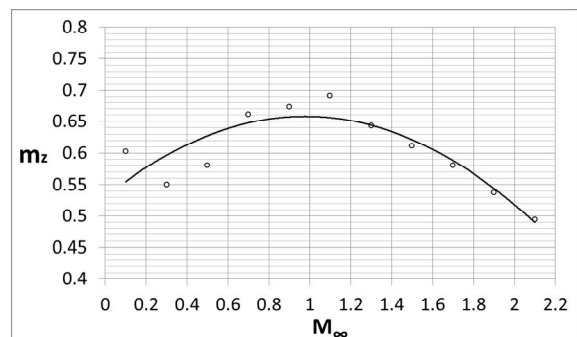


Рис. 13. Значення коефіцієнту m_z в залежності від числа Маха M_∞ при обтіканні осесиметричного опереного тіла обертання типу РС М-210Ф під кутом атаки 5° , отримані за результатами моделювання в ANSYS CFX

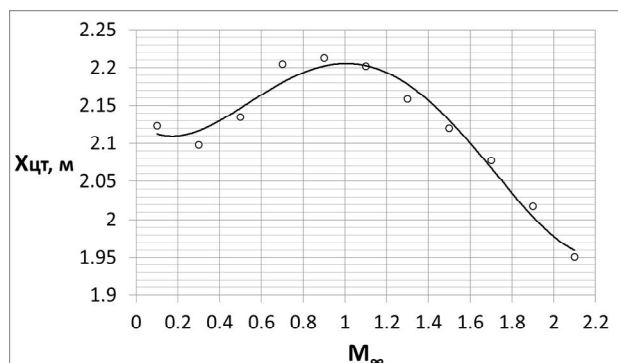


Рис. 14. Значення координати центру тиску $x_{цт}$ в залежності від числа Маха M_∞ при обтіканні осесиметричного опереного тіла обертання типу РС М-210Ф під кутом атаки 5° , отримані за результатами моделювання в ANSYS CFX

реактивних снарядів за кресленнями їх зовнішніх контурів при обтіканні під кутом атаки на основі числового рішення осереднених за Рейнольдсом

рівнянь Нав'є-Стокса в рамках програмного продукту ANSYS CFX з застосуванням γ -Re_{eff} SST-моделі турбулентності Ментера. Методика дозволяє одночасно обчислювати аеродинамічні коефіцієнти опору тертя, опору тиску та донного опору в залежності від польотних чисел Маха M_∞ та Рейнольдса Re_∞ при до-, транс- та надзвукових швидкостях, а також такі інтегральні характеристики, як коефіцієнти поздовжньої аеродинамічної сили, поперечної аеродинамічної сили, аеродинамічного стабілізуючого моменту, координату центру тиску опереного осесиметричного тіла обертання. Це дає можливість, виконавши з певним інтервалом попередні розрахунки аеродинамічних коефіцієнтів при різних можливих числах Маха M_∞ польоту, проводити інтерполяцію масивів коефіцієнтів в залежності від значення числа Маха M_∞ , визначаючи величини аеродинамічних сил і моментів снаряда для кожної точки траєкторії при числовому інтегруванні рівнянь зовнішньої балістики снаряда. Такі можливості методики роблять її придатною для застосування при розробці нових зразків надзвукових оперених тіл обертання. Проведена верифікація результатів розрахунків на підставі їх порівняння з відомими значеннями аеродинамічних характеристик об'єкта дослідження при осесиметричному обтіканні.

Всі викладені в статті наукові результати отримані авторами самостійно в рамках держбюджетної науково-дослідницької роботи № 0117U002250.

Литература

1. Краснов, Н. Ф. Аэродинамика. Часть II. Методы аэродинамического расчета [Текст] / Н. Ф. Краснов. – М. : Либроком. – 2015. – 416 с.
2. Дмитриевский, А. А. Внешняя баллистика [Текст] / А. А. Дмитриевский. – М. : Машиностроение. – 2005. – 582 с.
3. Нестационарная аэродинамика баллистического полета [Текст] / Ю. М. Липницкий, А. В. Красильников, А. Н. Покровский, В. Н. Шманенков. – М. : Физматлит. – 2003. – 176 с.
4. Лойцянский, Л. Г. Механика жидкости и газа [Текст] / Л. Г. Лойцянский. – М. : Дрофа. – 2003. – 839 с.
5. Кутателадзе, С. С. Тепломассообмен и трение в турбулентном пограничном слое [Текст] / С. С. Кутателадзе, А. И. Леонтьев. – М. : Энергия, 1985. – 319 с.
6. Черный, Г. Г. Газовая динамика [Текст] / Г. Г. Черный. – М. : Наука. Гл. Ред. физ.-мат. лит., 1988. – 424 с.
7. Handbook of supersonic aerodynamics, Section 8, Bodies of Revolution, NAVWEPS REPORT 1488 (vol. 3). U. S. Government Printing Office. – Washington, Oktober, 1961. – 335 с.
8. Павлюченко, А. М. До проблеми розрахунку теплообміну і опору тертя надзвукових осесиметричних об'єктів в умовах працюючих двигунів РДТП за наявності в пристінному прикордонному шарі ламінарно-турбулентного переходу, ефекту стисловості і неізотермічності [Текст] / А. М. Павлюченко, О. М. Шийко // Системи озброєння і військова техніка. – 2013. – № 4(36). – С. 107–121.
9. Павлюченко, А. М. Комплексний метод розрахунку опору тертя і теплообміну на поверхні льотних осесиметричних об'єктів при польоті по траєкторії з наявністю в пристінному прикордонному шарі неізотермічності, стисловості, ламінарно-турбулентного переходу та реламінаризації [Текст] / А. М. Павлюченко, О. М. Шийко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2018. – № 1(145). – С. 4-28.
10. Розрахунок складової донного опору аеродинамічного коефіцієнту лобового опору артилерійського снаряда [Текст] / О. М. Шийко, П. В. Полениця, І. В. Коплик та ін. // Артиллерийское и стрелковое вооружение. – Киев : КБ «Артиллерийское вооружение». – 2010. – № 2. – С. 63-64.
11. Складова опору тиску аеродинамічного коефіцієнту лобового опору артилерійського снаряда [Текст] / О. М. Шийко, П. В. Полениця, І. В. Коплик, О. М. Авдеева, А. А. Думчиков // Системи озброєння і військова техніка. – 2010. – №1 (21). – С. 108-117.
12. Шийко, О. М. Розрахунок визначення деривації артилерійських снарядів [Текст] / О. М. Шийко, П. В. Полениця, С. В. Сергієв // Озброєння і військова техніка. – 2018. – № 1. – С. 21-25.
13. Павлюченко, А. М. Результаты исследования распределения статического давления на головной части ракетного аэрофизического комплекса типа М-100 на основе численного метода расчета и летного эксперимента для чисел Маха полета $1.4 \leq M_\infty \leq 4.2$, Рейнольдса $Re_{L,\infty} \leq 10^8$, ускорения $a \leq 32g$ в условиях аэродинамического нагрева [Текст] / А. М. Павлюченко, А. Н. Шийко, А. В. Скорик // Авиационно-космическая техника и технология. – 2017. – № 3(138). – С. 19–49.
14. Кутлер, П. Перспективы развития теоретической и прикладной вычислительной аэродинамики [Текст] / П. Кутлер // Аэрокосмическая техника. – 1985. – Т. 3, № 8. – С. 11–29.
15. Приходько, А. А. Современные технологии математического моделирования в аэрогидродинамике и тепломассообмене [Текст] / А. А. Приходько // Техническая механика. – Днепропетровск : ДГУ, 2009. – № 9. – С. 73-85.
16. Приходько, А. А. Применение численного моделирования для определения аэродинамических характеристик летательных аппаратов, транспортных средств и ветроэнергетических установок [Текст] / А. А. Приходько, М. С. Арсенюк, М. А. Полуботок // Космическая техника. Ракетное вооружение. – 2015. – Вып. 2 (109). – С. 77–82.
17. Menter, F. R. Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications [Text] /

F. R. Menter // *AIAA Journ.* – 1994. – Vol. 32, No. 8. – P. 1598-1605.

18. Вождаев, В. В. Численное моделирование ламинарно-турбулентного перехода на профиле крыла, выполненное в программном комплексе ANSYS CFX [Текст] / В. В. Вождаев // *САПР и графика.* – 2011. – № 2. – С. 66-67.

19. Численное исследование влияния ламинарно-турбулентного перехода на характеристики аэродинамических профилей [Текст] / А. А. Матюшенко, А. В. Гарбарук, П. Е. Смирнов, Ф. Р. Менгер // *Тепловые процессы в технике.* – 2015. – Т. 7, № 8. – С. 338-343.

20. Rumsey, C. L. Exploring a Method for Improving Turbulent Separated-Flow Predictions with $k-\omega$ Models [Text] / C. L. Rumsey // *NASA/TM-2009-215952.* – Langley Research Center, Hampton, Virginia, December 2009. – 62 p.

21. The Comparison of Performance of the Menter Shear Stress Transport and Baldwin-Lomax Models with Respect to CFD Prediction of Losses in HP Axial Turbine Stages [Text] / P. Lampart, J. Swirydzuk, A. Gardzilewicz, S. Yershov, A. Rusanov // *Technologies for Fluid/Thermal/Structural/Chemical Systems with Industrial Applications, ASME.* – 2001. – Vol. 424-2. – P. 1 – 12.

22. Оптимизация ступени турбины ГТД с использованием комплексов программ FlowER-Optimus и CFX-TASCflow [Текст] / П. В. Чупин, Д. В. Карелин, Р. Ю. Старков, Ю. Н. Шмотин, С. В. Ершо, А. В. Русанов // *Совершенствование турбоустановок методами математического и физического моделирования: Сб. научн. трудов.* – Харьков: Ин-т проблем машиностроения НАН Украины, 2003. – Т. 1. – С. 193-197.

23. Kalinkevich, N. V. Flow and performance investigation of the specially designet channel diffuser of centrifugal compressor [Text] / N. V. Kalinkevich, A. V. Skorik // *Proceedings of the 8-th International Conference on Compressors and their Systems: 9-10 September 2013.* – 2013. – P. 489-500.

24. Исследование течения газа в высокоэффективном центробежном компрессоре газоперекачивающего агрегата нового поколения [Текст] / А. В. Смирнов, А. В. Скорик, А. Н. Нефедов, И. Н. Зинченко // *Компрессорное и энергетическое машиностроение.* – 2015. – № 2(40). – С. 16 – 21.

25. Hart, Roger G. Effects of Stabilizing Fins and a Rear-Support Sting on the Base Pressures of a Body of Revolution in Free Flight at Mach Numbers from 0.7 to 1.3 [Text] / Roger G. Hart. – *NACA RM L52E06.* Langley Aeronautical Laboratory Langley Field, 1952. – 19 p.

26. Сборник таблиц для решения задач по внешней баллистике [Текст]. – Пенза: Высшее артиллерийское инженерное училище, 1971. – 72 с.

27. Таблицы стрельбы осколочно-фугасными реактивными снарядами М-210Ф [Текст]. – М.: Военное издательство министерства обороны СССР, 1975. – 96 с.

References

1. Krasnov, N. F. *Aerodinamika. Chast II. Metody aerodinamicheskogo rascheta* [Aerodynamics. Part II. Methods of aerodynamic calculation]. Moscow, Librokom Publ., 2015. 416 p.

2. Dmitrievskij, A. A. *Vneshnyaya ballistika* [External ballistics]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2005. 582 p.

3. Lipnickij, Yu. M., Krasilnikov A. V., Pokrovskij A. N., Shmanenkov V. N. *Nestacionarnaya aerodinamika ballisticheskogo poleta* [Nonstationary aerodynamics of ballistic flight]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2003. 176 p.

4. Leont'ev, A. I. *Teoriya teploobmena* [Theory of a heatmass exchange]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1979. 495 p.

5. Kutateladze, S. S., Leont'ev, A. I. *Teploobmen i trenie v turbulentnom pogranichnom sloe* [Heatmass exchange and friction in turbulent boundary layer]. Moscow, Energiya Publ., 1985. 319 p.

6. Chernyj, G. G. *Gazovaya dinamika* [Gas dynamics]. Moscow, Nauka. Gl. Red. Fiz.-mat. Lit. Publ., 1988. 424 p.

7. Handbook of supersonic aerodynamics, Section 8, Bodies of Revolution, *NAVWEPS REPORT 1488*, vol. 3., U. S. Government Printing Office, Washington, Oktober, 1961. 335 p.

8. Pavlyuchenko, A. M., Shyiko, O. M. Do problemu rozrakhunku teploobminu i oporu tertya nadzvukovykh osesymetrychnykh ob'ektiv v umovakh pratsyuyuchykh dvyhuniv RDTP za nayavnosti v prystinnomu prykordonnomu shari laminarno-turbulentnoho perekhodu, efektu styslovosti i neizotermichnosti [The problem of calculation of heat transfer and friction resistance of supersonic axisymmetric objects under the solid propellant engines operating in the presence of parietal boundary layer laminar-turbulent transition and non-isothermal compressibility]. *Systemy ozbroyneniya i viys'kova tekhnika – Systems of Arms and Military Equipment*, 2013, vol. 4 (36), pp. 107-120.

9. Pavlyuchenko, A. M. O. M. Shyiko, O. M. Kompleksnyy metod rozrakhunku oporu tertya i teploobminu na poverkhni l'otnykh osesymetrychnykh ob'ektiv pry pol'oti po trayektoriyi z nayavnistyuu v prystinnomu prykordonnomu shari neizotermichnosti, styslyvosti, laminarno-turbulentnoho perekhodu ta relaminarizatsiyi [Complex method for calculating the friction resistance and thermal refraction on the surface of flight axisymmetric objects on flight by trajectory with availability in the wall boundary layer non-isothermal, compressive, laminar-turbulent transition and relaminarization]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia - Aerospace technic and technology*, 2018, no. 1(54), pp. 4-28.

10. Shyiko, O. M., Polenicya, P. V., Koplik, I. V. Rozrakhunok skladovoi donnogo oporu aerodinamichnogo koeficientu lobovogo oporu artilerij'skogo snaryada [Calculation of a component of ground re-

sistance of aerodynamic drag coefficient of an artillery shell]. *Artillerijskoe i strelkovoje vooruzhenie*, Kiev, Artillerijskoe vooruzhenie Publ., 2010, no. 2, pp. 63-64.

11. Shyiko, O. M., Polenicya, P. V., Kopylyk, I. V., Avdeeva, E. N., Dumchikov, A. A. Skladova oporu tysku aerodynamichnoho koefitsiyentu lobovoho oporu artyleriys'koho snaryada [Component of pressure of axial-force coefficient of an artillery shell]. *Systemy ozbroynennya i viys'kova tekhnika – Systems of Arms and Military Equipment*, 2010, no.1(21), pp. 108-117.

12. Shyiko, O. M., Polenicya, P. V. Sergiev, S. V. Rozrakhunkove vyznachennya deryvatsiyi artyleriys'kykh snaryadiv [The calculated definition of the derivation of artillery shells]. *Ozbroynennya i viys'kova tekhnika – Weapons and military equipment*, no. 1, 2018, pp. 21-25.

13. Pavlyuchenko, A. M., Shyiko, A. N., Skorik, A. V. Rezul'taty issledovaniya raspredeleniya staticheskogo davleniya na golovnoj chasti raketnogo ae'rofizicheskogo kompleksa tipa M-100 na osnove chislennogo metoda rascheta i letnogo e'ksperimenta dlya chisel Maxa poleta $1.4 \leq M_{\infty} \leq 4.2$, Rejnol'dsa $Re_{L, \infty} \leq 108$, uskoreniya $a \leq 32g$ v usloviyax ae'rodynamiceskogo nagreva [Results of the research of static pressure distribution on the head part missile M-100 aerophysical systems on the basis of the numerical method of calculation and flight experiment for mach numbers $1.4 \leq M_{\infty} \leq 4.2$, Reynolds $Re_{L, \infty} \leq 108$, acceleration $a \leq 32g$ in the conditions of aerodynamic heating]. *Aviacijno-kosmichna tehnika i tehnologia - Aerospace technic and technology*, no. 3(138), 2017, pp. 19-49.

14. Kutler, P. Perspektivy razvitiya teoreticheskoy i prikladnoy vychislitel'noy aerodinamiki [Prospects of development of theoretical and applied computing aerodynamics]. *Aerokosmicheskaya tekhnika*, 1985, vol. 3, no. 8, pp. 11-29.

15. Pridor'ko, A. A. Sovremennyye texnologii matematicheskogo modelirovaniya v ae'rodynamiche i teplomassoobmene [Modern technologies of mathematical modeling in aerohydrodynamics and a heatmass exchange]. *Texnicheskaya mexanika – Technical mechanics*, Dnepropetrovsk, DGU Publ., 2009, no. 9, pp. 73-85.

16. Prihod'ko, A. A., Arsenyuk, M. S., Polubotok, M. A. Primenenie chislennogo modelirovaniya dlya opredeleniya aehrodynamiceskikh harakteristik letatel'nyh apparatov, transportnyh sredstv i vetroehnergeticheskikh ustanovok [The use of numerical simulation to determine the aerodynamic characteristics of aircraft, vehicles and wind power plants]. *Kosmicheskaya tekhnika. Raketnoe vooruzhenie*, Dnepropetrovsk, 2015, vol. 2 (109), pp. 77-82

17. Menter, F. R. Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications. *AIAA Journ.*, 1994, vol. 32, no. 8, pp. 1598-1605.

18. Vozhdaev, V. V. Chislennoe modelirovanie laminarno-turbulentnogo perekhoda na profile kryla, vypolnennoe v programnom komplekse ANSYS CFX [Numerical simulation of laminar-turbulent transition on

the wing profile, performed in the ANSYS CFX software package]. *SAPR i grafika*, Moscow, Komp'yuter Press Publ., 2011, no. 2, pp. 66-67.

19. Matyushenko, A. A., Garbaruk, A. V., Smirnov, P. E., Menter, F. R. Chislennoe issledovanie vliyaniya laminarno-turbulentnogo perekhoda na harakteristiki aehrodynamiceskikh profilej [Numerical study of the influence of the laminar-turbulent transition on the characteristics of aerodynamic profiles]. *Teplovyje processy v tekhnike*, 2015, vol. 7, no. 8, pp. 338-343.

20. Rumsey, C. L. Exploring a Method for Improving Turbulent Separated-Flow Predictions with k- ω Models. *NASA/TM-2009-215952*, Langley Research Center, Hampton, Virginia, 2009. 62 p.

21. Lampart, P., Swirydczuk, J., Gardzilewicz, A., Yershov, S., Rusanov, A. The Comparison of Performance of the Menter Shear Stress Transport and Baldwin-Lomax Models with Respect to CFD Prediction of Losses in HP Axial Turbine Stages. *Technologies for Fluid/Thermal/Structural/Chemical Systems with Industrial Applications*, ASME, 2001, vol. 424-2, pp. 1-12.

22. Chupin, P. V., Karelin, D. V., Starkov, R. Y., Shmotin, Y. N., Ershov, S. V., Rusanov, A. V. Optimizaciya stupeni turbiny GTD s ispol'zovaniem kompleksov programm FlowER-Optimus i CFX-TASCflow [Optimization of the GTE turbine stage using the FlowER-Optimus and CFX-TASCflow programs] *Sovershenstvovanie turboustanovok metodami matematicheskogo i fizicheskogo modelirovaniya: Sb. nauchn. trudov*. Kharkov, In-t problem mashinostroeniya NAN Ukrainy Publ., 2003, vol. 1, pp. 193-197.

23. Kalinkevich, N. V., Skorik, A. V. Flow and performance investigation of the specially designet channel diffuser of centrifugal compressor *Proceedings of the 8-th International Conference on Compressors and their Systems: 9-10 September 2013*, 2013, pp. 489-500.

24. Smirnov, A.V., Skorik, A. V., Nefedov, A. N., Zinchenko, I. N. Issledovanie techeniya gaza v vysokoeffektivnom centrobezhnom kompressore gazoperekachivayushchego agregata novogo pokoleniya [Investigation of gas flow in a highly efficient centrifugal compressor of a new generation gaspumping unit]. *Kompressornoe i ehnergeticheskoe mashinostroenie*, 2015, no. 2(40), pp. 16-21.

25. Hart, Roger G. *Effects of Stabilizing Fins and a Rear-Support Sting on the Base Pressures of a Body of Revolution in Free Flight at Mach Numbers from 0.7 to 1.3*. NACA RM L52E06. Langley Aeronautical Laboratory Langley Field, 1952. 19 p.

26. *Sbornik tablic dlya resheniya zadach po vneshej ballistike* [Collection of tables for solving problems of external ballistics]. Penza, Vysshee artillerijskoe inzhenernoe uchilishche Publ., 1971. 72 p.

27. *Tablicy strel'by oskolochno-fugasnymi reaktivnymi snaryadami M-210Φ* [Tables of firing by fragmental and demolition rockets of M-210Φ]. Moscow, Voennoe izdatel'stvo ministerstva oborony SSSR Publ., 1975. 96 p.

Надійшла до редакції 1.03.2019, розглянута на редколегії 15.04.2019

РАСЧЕТ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК СВЕРХЗВУКОВЫХ ОПЕРЕННЫХ ОСЕСИММЕТРИЧНЫХ ТЕЛ ВРАЩЕНИЯ

А. Н. Шийко, А. М. Павлюченко, А. В. Скорик, А. А. Обухов, И. В. Коплык

Предметом исследования в статье являются аэродинамические силы, возникающие при полете сверхзвуковых оперенных тел вращения типа неуправляемых реактивных снарядов. **Целью работы** является разработка методики расчета аэродинамических коэффициентов равнодействующих сил и моментов сверхзвуковых оперенных тел вращения типа неуправляемых реактивных снарядов при обтекании под углом атаки с до-, транс- и сверхзвуковыми скоростями по чертежам их внешних контуров. **Задача:** используя современные программные комплексы и данные летных экспериментов, разработать методику расчета распределения нормальных и касательных напряжений по поверхности сверхзвукового оперенного тела вращения, их равнодействующих и аэродинамических коэффициентов при до-, транс- и сверхзвуковых скоростях обтекания под углом атаки. Использованными **методами** являются: численное решение уравнений Навье-Стокса, использование двухпараметрических дифференциальных моделей пристенной турбулентной вязкости, проверка методики сравнением результатов расчетов с данными летных экспериментов и известными данными по аэродинамическому сопротивлению объекта исследований. Получены следующие **результаты**. На основе численного решения уравнений Навье-Стокса в рамках программного комплекса ANSYS CFX с применением γ - $Re_{\theta t}$ SST-модели пристенной турбулентности Ментера разработана методика расчета аэродинамических характеристик сверхзвуковых оперенных осесимметричных тел вращения типа неуправляемых реактивных снарядов по чертежам их внешних контуров при наличии угла атаки встречного потока. С помощью разработанной методики возможно вычислить аэродинамические коэффициенты сопротивления трения, сопротивления давления и донного сопротивления при до-, транс- и сверхзвуковых скоростях. Характеристики включают коэффициенты продольной аэродинамической силы, поперечной аэродинамической силы, аэродинамического стабилизирующего момента и координату центра давления оперенного тела вращения. Для расчетов были использованы внешние контуры неуправляемого реактивного снаряда М-210Ф. Расчеты были проведены для чисел Маха встречного потока в пределах $0,1 \leq M_{\infty} \leq 2,5$. Аэродинамические коэффициенты рассчитывались как функции числа Маха M_{∞} . С целью определения числа Рейнольдса начала ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое для данного типа летательных аппаратов проведены расчеты характеристик сопротивления трения и их сравнение с летными данными для двух образцов исследовательских аэрофизических комплексов. **Выводы.** Научная новизна полученных результатов заключается в следующем: создана и прошла апробирование с привлечением результатов летных экспериментов по числам Рейнольдса начала ламинарно-турбулентного перехода в пограничных слоях методика расчета аэродинамических коэффициентов сопротивления сверхзвуковых оперенных осесимметричных тел вращения типа неуправляемых реактивных снарядов по чертежам их внешних контуров при обтекании под углом атаки на основе численного решения усредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса в рамках программного продукта ANSYS CFX с применением γ - $Re_{\theta t}$ SST-модели турбулентности Ментера. Проведена верификация результатов расчетов на основании их сравнения с известными значениями аэродинамических характеристик объекта исследования при осесимметричном обтекании.

Ключевые слова: осесимметричное оперенное тело вращения; до-, транс- и сверхзвуковые скорости обтекания; сопротивление трения; сопротивление давления; донное сопротивление; коэффициент продольной аэродинамической силы; коэффициент поперечной аэродинамической силы; коэффициент аэродинамического стабилизирующего момента; координата центра давления; программный продукт ANSYS CFX; численное решение уравнений Навье-Стокса; γ - $Re_{\theta t}$ SST-модель пристеночной турбулентности Ментера; числа Маха; числа Рейнольдса; верификация результатов.

CALCULATION OF THE AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF SUPERSONIC AXISYMMETRIC FEATHERED BODIES OF ROTATION

O. M. Shyiko, A. M. Pavlyuchenko, A. V. Skoryk, O. A. Obukhov, I. V. Kopyk

The subject of research in the article is the aerodynamic forces arising from the flight of supersonic feathered rotation bodies such as unguided rockets. **The aim of the work** is to develop a method for calculating the aerodynamic coefficients of the resultant forces and moments of supersonic feathered bodies of revolution such as unguided missiles when flown around at an angle of attack with pre-, trans- and supersonic speeds according to drawings of their external contours. **Tasks:** using modern software systems and flight experiments, develop a method for calculating the distribution of normal and tangential stresses over the surface of a supersonic feathered body of rotation, their equivalent and aerodynamic coefficients at up-, trans- and supersonic flow velocities at an angle of attack. **The applied methods** are the numerical solution of the Navier-Stokes equations, the use of two-parameter differential models of near-wall turbulent viscosity, verification of the methodology by comparing the results of calculations

with the data of flight experiments and known data on the aerodynamic resistance of the object of research. The following **results** were obtained. Based on the numerical solution of the Navier-Stokes equations in the ANSYS CFX software package using the γ -Re Θ t SST-model of Menter's near-wall turbulence, a method is developed for calculating the aerodynamic characteristics of supersonic axially symmetric rotation bodies of uncontrollable missiles according to drawings of the external contours in the presence of a counter-flow angle. Using the developed technique it is possible to calculate the aerodynamic coefficients of friction resistance, pressure resistance and bottom resistance at sub-, trans- and supersonic speeds. Characteristics include the coefficients of the longitudinal aerodynamic force, transverse aerodynamic force, aerodynamic stabilizing moment and the coordinate of the center of pressure of the feathered body of rotation. For the calculations, were applied the external contours of the unguided missile M-210Ф. Calculations were performed for the counter-flow Mach numbers within $0,1 \leq M_\infty \leq 2,5$. The aerodynamic coefficients were calculated as functions of the Mach number M_∞ . In order to determine the Reynolds number of the beginning of the laminar-turbulent transition in the boundary layer for this type of aircraft the characteristics of the friction resistance were calculated and compared with the flight data for two samples of research aerophysical complexes. **Conclusions.** The scientific novelty of the results is as follows: a pilot test was created and involved the results of flight experiments on Reynolds numbers of the start of a laminar-turbulent transition in the boundary layers of a method for calculating the aerodynamic drag coefficients of supersonic axially rotated bodies of rotation like uncontrollable missiles according to the drawings of their external contours during turning angle of attack based on the numerical solution of the Reynolds-averaged Navier-Stokes equations in the framework of the programme product ANSYS CFX using γ -Re Θ t SST-Menter turbulence model. Verification of the calculation results was carried out on the basis of their comparison with the known values of the aerodynamic characteristics of the object of research with the axisymmetric flow.

Keywords: axisymmetric feathered body of rotation; sub-, trans- and supersonic flow rates; friction resistance; pressure resistance; bottom resistance; longitudinal aerodynamic force coefficient; transverse aerodynamic force coefficient; aerodynamic stabilizing moment coefficient; pressure center coordinate; ANSYS CFX software product; numerical solution of Navier-Stokes equations; γ -Re Θ t SST-Menter wall turbulence model; Mach numbers; Reynolds numbers; verification of results.

Шийко Олександр Миколайович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри «Технічний сервіс», Сумський національний аграрний університет, Суми, Україна.

Павлюченко Анатолій Михайлович – д-р техн. наук, професор, Заслужений діяч науки і техніки України, академік Російської Академії природничих наук, професор кафедри «Охорона праці і фізика», Сумський національний аграрний університет, Суми, Україна.

Скорик Андрій Вікторович – канд. техн. наук, науковий співробітник кафедри «Прикладної математики та моделювання складних систем», Сумський державний університет, Суми, Україна.

Обухов Олексій Анатолійович – канд. техн. наук, науковий співробітник, Науково-дослідний центр ракетних військ і артилерії, Суми, Україна.

Коплик Ігор Володимирович – канд. фіз.-мат. наук, старший науковий співробітник, доцент, доцент кафедри «Прикладної математики та моделювання складних систем», Сумський державний університет, Суми, Україна.

Shyiko Oleksandr Mikolayovich – Candidate of Techn. Scien., the Associate Professor to Department of «Technical Service» of the Sumy National Agricultural University, Sumy, Ukraine, e-mail: shyikoa@ukr.net

Pavlyuchenko Anatoly Mikhaylovich – Doctor of Engineering, Professor, Honored Worker of Science and Technology of Ukraine, the Academician of the Russian Academy of Natural Sciences, Professor of «Occupational Safety and Physics» Department of the Sumy National Agricultural University, Sumy, Ukraine.

Skorik Andrey Viktorovich – Candidate of Techn. Scien., Researcher of the Department of «Applied Mathematics and Complex System modeling», Sumy State University, Sumy, Ukraine, e-mail: andriy_skoryk@ukr.net.

Obukhov Olexii Anatolyovic – Candidate of Techn. Scien., Researcher, Research Center of Rocket Forces and Artillery, Sumy, Ukraine, e-mail: obukhov.olexii@gmail.com.

Koplyk Igor Volodymyrovich – Candidate of of Physical and Mathematical Sciences, Senior Researcher, Associate Professor of the Department of «Applied Mathematics and Complex System modeling», Sumy State University, Sumy, Ukraine, e-mail: i.koplyk@mss.sumdu.edu.ua.