

Корисна модель належить до аеродинаміки надзвукових літальних апаратів.

Сучасні дозвукові і надзвукові літальні апарати різного призначення мають стріловидні крила. Використання стріловидного крила дозволяє радикально знизити опір літака на основі нового явища в аеродинаміці - "ефекту скомкання" і одночасно потребує вирішення проблеми безпеки польоту на режимах зльоту, посадки і при режимах маневру. Теоретичні і експериментальні методи і результати досліджень стріловидних крил з ефектом скомкання при до- і надзвукових швидкостях їх обтічності приведені в монографії академіка В. В. Струмінського "Аеродинамика и молекулярная газовая динамика". - М: Издательство "Наука". - 240 с.

Встановлено, що шляхом раціональної аеродинамічної компоновки (правильним вибором форми крила в плані і набором профілів крила) можливо забезпечити літаку зі стріловидними крилами при наявності ефекту скомкання хороші швидкісні дані і необхідні аеродинамічні характеристики на режимах маневру, зльоту і посадки.

Стріловидні крила або стріловидні трикутні крила малого подовження, на яких у тій або іншій мірі реалізується ефект скомкання, забезпечили просування в області великих швидкостей польоту. Причому стріловидні крила дозволили подолати звуковий бар'єр і створити надзвукові літаки різного призначення.

У процитованій вище монографії академіка В. В. Струмінського розроблена теорія 3-мірного пристінного приграничного шару на стріловидних крилах з ефектом скомкання і показано, що при надзвукових швидкостях потоку на крилі нескінченно великих подовжень зі скомканням з урахуванням в'язкості і стисливості, як правило, працюють перетини, перпендикулярні до передньої кромки крила. На стріловидному крилі зі скомканням початок появи хвильової кризи зміщується в область великих чисел Маха відповідно закону $M \cdot \cos \beta$ (β - кут скомкання). Для стріловидних крил малого подовження на основі аеродинамічних експериментів встановлено суттєвий вплив передньої кромки і незначний вплив задньої кромки крила на швидкісні властивості крил. Також для крил з прямою і

оберненою стріловидністю, наприклад при кутах стріловидності $\chi = 45^\circ$ і $\chi = -45^\circ$, лінії рівного тиску на більшій частині перетинів крила розташовуються паралельно передній кромці крила. У цих перетинах крила ефект скомкання використовується достатньо повно. У центральних перетинах крила лінії рівного тиску викривляються і розташовуються практично перпендикулярно набігаючому потоку з проявленням "серединного ефекту", пов'язаного з порушенням ефекту скомкання. На основі експериментів в аеродинамічних трубах і в польотних умовах доведена можливість використання ефекту скомкання на стріловидних крилах у центральних перетинах крила шляхом набору профілів крил з покращенням швидкісних властивостей крил в цілому.

Таким чином, встановлено, що паралельна передній кромці крила складова вектора швидкості потоку не буде впливати на основні аеродинамічні характеристики стріловидного крила зі скомканням.

Ці характеристики будуть залежати тільки від складової вектора швидкості $V_\infty \cdot \cos \beta$ (V_∞ - швидкість набігаючого на крило потоку, β - кут скомкання), перпендикулярної до передньої кромки. Це призводить до того, що на стріловидному крилі зі скомканням будуть працювати перпендикулярні до його передньої кромки перетини при швидкості $V_\infty \cdot \cos \beta < V_{\infty_{кр}}$, де $V_{\infty_{кр}}$ - швидкість набігаючого на крило потоку, і хвильова криза настає пізніше в порівнянні з крилом без ефекту скомкання.

Наприклад, при куті скомкання $\beta = 45^\circ$ у крила з ефектом скомкання хвильова криза виникає при числі Маха, перевершуючим на 0,32 числа Маха для крила без ефекту скомкання. При цьому куті $\beta = 45^\circ$ крило з ефектом скомкання, складене із профілів з критичним числом Маха $M_{кр}$, може рухатись з надзвуковою швидкістю, а всі його перетини будуть працювати в дозвуковому потоці. У цьому полягає ефект скомкання стріловидного крила.

Важливо, що зменшення швидкості натікаючого зовнішнього потоку на крило в $\cos \beta$ разів, де β - кут скомкання, еквівалентно підвищенню критичного числа Маха $M_{кр}$, при якому на обтічній поверхні крила виникають стрибки ущільнення на величину $\Delta M_{кр} = M_{кр} (1 - \cos \beta) / \cos \beta$, а $M_{кр}$ - критичне число Маха для профіля крила при куті скомкання $\beta = 0$.

При обтічності крила зі значно великими надзвуковими швидкостями нормальна до передньої кромки складова швидкості $V_\infty \cdot \cos \beta$ може бути надзвуковою і обтічність передньої кромки крила буде надзвуковою. Відповідно цьому випадку передня кромка стріловидного крила буде називатися надзвуковою. В цьому газодинамічному процесі відсутні взаємодії нижньої і верхньої поверхонь крила. Важливо, що в надзвуковому потоці бокові і задні кромки крила зовсім не впливають на потік біля

крила або цей вплив обмежений частиною поверхні крила.

Особливості надзвукової обтічності стріловидного крила з ефектом сковзання при наявності надзвукової передньої кромки крила приведені в книзі Н. Ф. Краснова "Аеродинаміка" - Том 1. Основы теории. Аэродинамика профиля и крыла. - М.: "Высшая школа". - 1976. - 385 с.

При обтічності стріловидного крила з ефектом сковзання при надзвуковій передній затупленій кромці з надзвуковою швидкістю потоку $V_{n,\infty} = V_\infty \cdot \cos \beta$, нормальною до передньої кромки (V_∞ - швидкість набігаючого потоку, β - кут сковзання), формується відокремлений криволінійний стрибок ущільнення. Причому безпосередньо в околиці надзвукової затупленої кромки стріловидного крила має місце прямий стрибок ущільнення, після якого швидкість потоку дозвукова, а далі перед крилом вище кромки існує криволінійний косий стрибок ущільнення.

Таким чином, стрибок ущільнення перед стріловидним крилом зі сковзанням з надзвуковою передньою затупленою кромкою має комбінований характер. При переході натікаючого потоку через такий стрибок ущільнення підвищується температура, тиск, виділяється тепло. Одна частина тепла при дисипації кінетичної енергії після стрибка ущільнення витрачається на нагрів газу в стиснутому шарі між стрибком ущільнення і кромкою крила, а друга частина сприймається матеріалом передньої кромки і в цілому крилом. Подібний процес виникає при над- і гіперзвуковому обтіканні тіл обертання з полусферичним затупленням, що приведено в монографії У. Х. Дорренса "Гиперзвуковые течения вязкого газа". - М.: Изд. "Мир". - 1966. - 439 с.

При обтічності з надзвуковою швидкістю стріловидного крила з ефектом сковзання на надзвуковій передній кромці крила виникає хвильовий опір, індуктивний опір, а також опір пристінного поверхневого тертя. Найбільший внесок в сумарний опір вкладає хвильовий опір.

Важливою актуальною проблемою для надзвукової авіаційної техніки відносно транспортної авіації типу "Конкорд", ТУ-144, а також надзвукових винищувачів є значне зменшення витрат палива і підвищення дальності польоту. Вирішення цієї проблеми може бути оснований насамперед на значному зниженні хвильового опору стріловидних крил з ефектом сковзання на надзвуковій передній кромці.

В основу корисної моделі поставлено задачу зменшення хвильового опору, яке може бути досягнуто шляхом руйнування головної ударної хвилі, яка формується при надзвуковій обтічності передньої затупленої кромки стріловидного крила з ефектом сковзання.

Поставлена задача вирішується тим, що спосіб зменшення опору і теплового потоку стріловидного крила з ефектом сковзання і надзвуковою передньою кромкою надзвукового літального апарата, згідно з корисною моделлю, на передній кромці стріловидного крила перпендикулярно кромці встановлюють множину загострених елементів конусного типу або множину елементів циліндричного типу з затупленням носових частин, в результаті чого локально на множині елементів руйнують відокремлену перед крилом головну ударну хвилю і різко знижують хвильовий опір крила і, як наслідок, зменшують його повний опір, знижують витрати палива літального апарата, збільшують дальність польоту при незмінному авіаційному двигуні, при цьому ефективність руйнування головної ударної хвилі перед стріловидним крилом обумовлюється довжиною, кількістю і коридорним або шахматним порядком розміщення множини елементів на передній кромці крила, а їх мінімальну довжину вибирають з урахуванням величини відходу головної ударної хвилі перед затупленою кромкою крила без множини елементів.

Ця ідея в запропонованій корисній моделі реалізується при значних надзвукових швидкостях натікаючого зовнішнього потоку повітря шляхом використання на надзвуковій передній кромці стріловидного крила елементів у вигляді невеликої висоти загострених конусів або у вигляді затуплених елементів циліндричного типу. Ці елементи можуть бути розміщені по коридорній або по шаховій схемі з необхідністю оптимізації їх висоти і кількості. При надзвуковій обтічності передньої надзвукової кромки стріловидного крила з елементами конусного або циліндричного типу при їх обтічності головна ударна хвиля руйнується, розпадаючись на локальні ударні хвилі на елементах. Локальні ударні хвилі перетинаються між собою і в цілому руйнування головної ударної хвилі призводить до значного зниження хвильового опору, до зменшення сумарного опору крила і, як наслідок, до зниження витрат палива і до підвищення дальності польоту надзвукових літальних апаратів різних типів.

Найближчим аналогом може бути патент В. Ю. Сторіжка, А. М. Павлюченка, О. М. Шийка "Спосіб зниження опору та теплового потоку тіл обертання з затупленою носовою частиною при над- і гіперзвукових швидкостях польоту" UA, (11) 130292, (51) МПК (2018. 01), F42B 15/00. В цьому патенті використовуються множини голок конічного або циліндричного типу на напівсферичній носовій частині тіла обертання, що призводить до руйнування головної ударної хвилі і, як наслідок, до значного зниження хвильового опору та теплового потоку до напівсферичного затуплення, до підвищення дальності польоту тіла обертання.

На відміну від приведеного для тіла обертання патенту як найближчого аналога в заявленій

корисній моделі авторів розглядається обтічність надзвуковим потоком стріловидного крила з ефектом сковзання при наявності надзвукової передньої кромки крила зі значно більш складною геометрією і газодинамічною картиною обтічності, з особливостями формування головної ударної хвилі перед затупленою передньою кромкою крила при її обтічності перпендикулярно кромці не повною швидкістю потоку V_∞ , а її частиною $V_{n,\infty} = V_\infty \cdot \cos \beta$ (V_∞ - швидкість набігаючого потоку, β - кут сковзання стріловидного крила, $V_{n,\infty}$ да- нормальна до передньої кромки крила швидкість потоку). Важливо, що розглядається швидкість $V_{n,\infty}$, яка є надзвуковою при значній надзвуковій швидкості V_∞ натікаючого зовнішнього потоку.

Таким чином, руйнування головної ударної хвилі, яка формується перед передньою кромкою стріловидного крила, на множині елементів конічного або циліндричного типів протікає в значно більш складних умовах, ніж для прототипу, особливо при наявності кута атаки крила.

При обтічності затупленої передньої надзвукової кромки стріловидного крила з ефектом сковзання надзвуковим потоком повітря з нормальною до кромки крила швидкістю $V_{n,\infty} = V_\infty \cdot \cos \beta$ виникає дугоподібна ударна хвиля, при проходженні через яку нагрівається значний об'єм газу. В монографії У.Х. Дорренса, процитованій вище, приведена формула, яка приблизно, але фізично описує кількість тепла, одержаного тілом після дугоподібної ударної хвилі, у вигляді $Q_f \cong 0.5 \cdot (C_{Df} / C_D) \cdot n = mV^2 / 2$,

де C_{Df} - коефіцієнт поверхневого тертя, C_D - коефіцієнт повного опору, який обумовлений силою опору в'язкого тертя на поверхні і силою опору нормального тиску на взаємодіючу з потоком поверхню. Із приведеної вище формули для тепла Q_f видно, що для його мінімізації необхідно зменшити відношення C_{Df} / C_D , тобто зменшити долю в'язкого тертя у повному опорі. Для добре обтічного надзвукового літака $C_{Df} / C_D = 0,33$ по даних, приведених у вищезгаданій монографії У. Х. Дорренса, причому в коефіцієнт повного опору не входить хвильовий опір.

В запропонованому патенті на корисну модель найбільш важливою проблемою є зменшення хвильового опору крила шляхом руйнування головної ударної хвилі при обтічності передньої кромки стріловидного крила потоком надзвукової швидкості $V_{n,\infty} = V_\infty \cdot \cos \beta$ нормально до передньої кромки, де $V_{n,\infty} < V_\infty$, але $V_{n,\infty}$ є надзвуковою (V_∞ - швидкість натікаючого надзвукового зовнішнього потоку, β - кут сковзання потоку). Зменшення хвильового опору стріловидного крила призведе до зниження сумарного опору крила, до зменшення витрат палива, збільшення дальності польоту надзвукового літака, що особливо важливо для надзвукових транспортних літальних апаратів.

На фіг. 1, фіг. 2 приведені газодинамічні схеми надзвукової обтічності надзвукового літака зі стріловидним крилом з ефектом сковзання і надзвуковою передньою кромкою з елементами конічного і циліндричного типу вздовж кромки. На фіг. 1, фіг. 2 швидкість V_∞ є надзвукова швидкість натікаючого зовнішнього потоку повітря на стріловидне крило, передня кромка якого має невелике затуплення, надзвукова швидкість $V_{n,\infty} = V_\infty \cdot \cos \beta$ - складова швидкості V_∞ нормальна до надзвукової кромки крила при значних надзвукових швидкостях V_∞ натікаючого потоку, 1 - стріловидне крило з надзвуковою передньою кромкою з невеликим затупленням, 2 - елементи конічного загостреного типу або циліндричного затупленого типу, які розміщені вздовж передньої кромки.

На фіг. 1 стріловидне крило 1 з ефектом сковзання і надзвуковою передньою кромкою з елементами загостреного конічного типу 2 функціонує з газодинамічної точки зору наступним чином.

Обтічність такого крила зовнішнім потоком зі швидкістю V_∞ , яка значно перевищує швидкість звуку, і надзвукова складова цієї швидкості $V_{n,\infty} = V_\infty \cdot \cos \beta$ при перпендикулярному натіканні потоку повітря на передню кромку крила з невеликим затупленням при наявності на ній множини загострених конічного типу елементів 2 є причиною руйнування головної ударної хвилі. На цих елементах 2 формуються локальні косі стрибки ущільнення, хвостові частини яких пересікаються. Руйнування головної ударної хвилі призводить до значного зменшення хвильового опору, а також індуктивного опору, до зменшення сумарного опору крила, зниження витрат палива літака, підвищення дальності польоту.

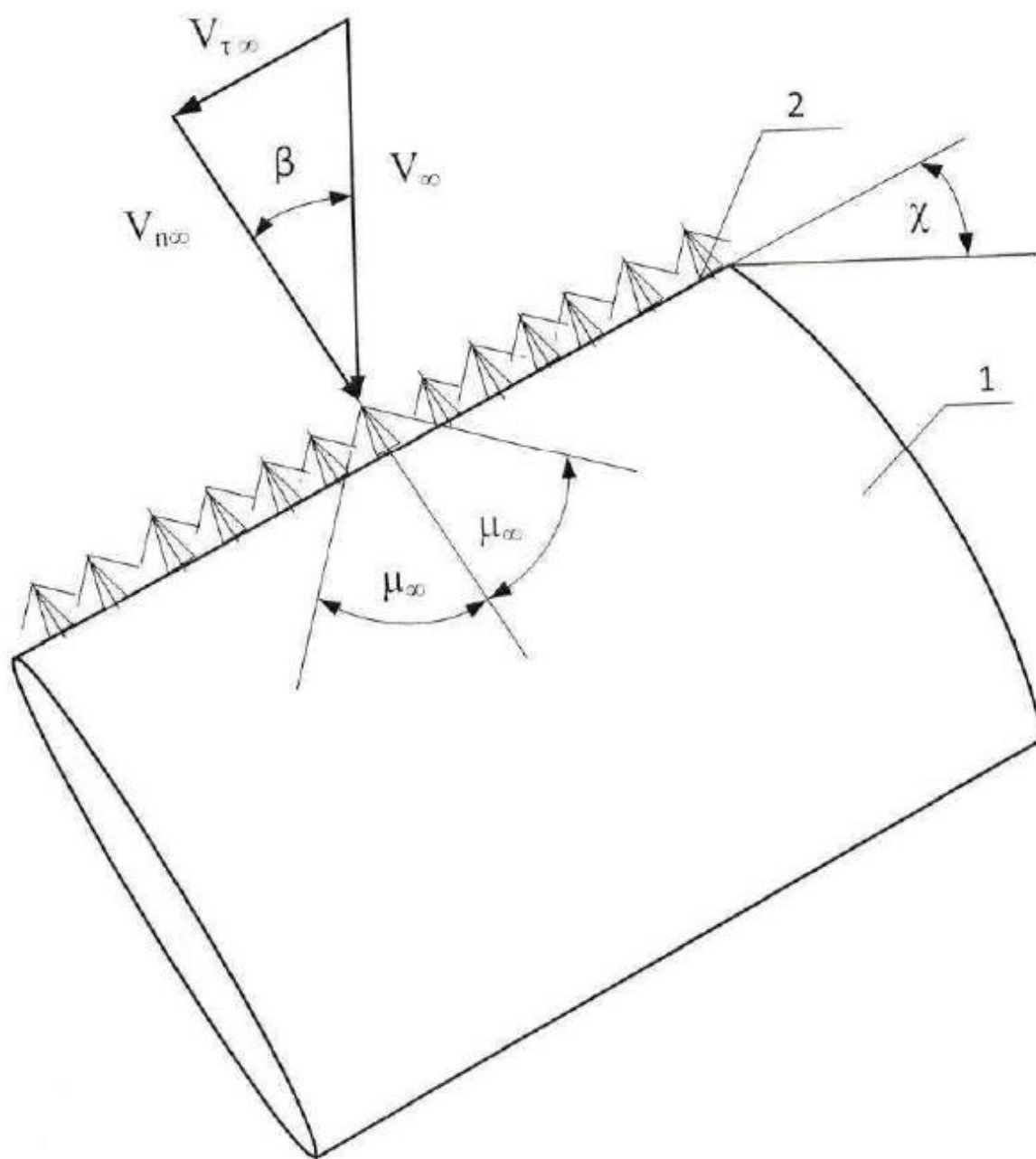
На фіг.2 газодинамічна схема обтічності стріловидного крила 1 функціонує наступним чином. При

обтічності з надзвуковою швидкістю $V_{n,\infty} = V_\infty \cdot \cos \beta$ потоком повітря стріловидного крила 1 з розташованими по довжині надзвукової передньої кромки елементами циліндричного типу 2 з плоским або сферичним затупленням, на яких руйнується головна ударна хвиля, формуються локальні відокремлені стрибки ущільнення, які в околиці критичної точки на множині затуплених елементів є прямими з дозвуковою швидкістю після них. А далі стрибки ущільнення викривлені і взаємно пересікаються. Руйнування головної ударної хвилі на фіг.2 призводить, як і на фіг. 1, до значного зниження хвильового опору, до зменшення сумарного опору, до зменшення витрат палива надзвукового літака і підвищення дальності його польоту.

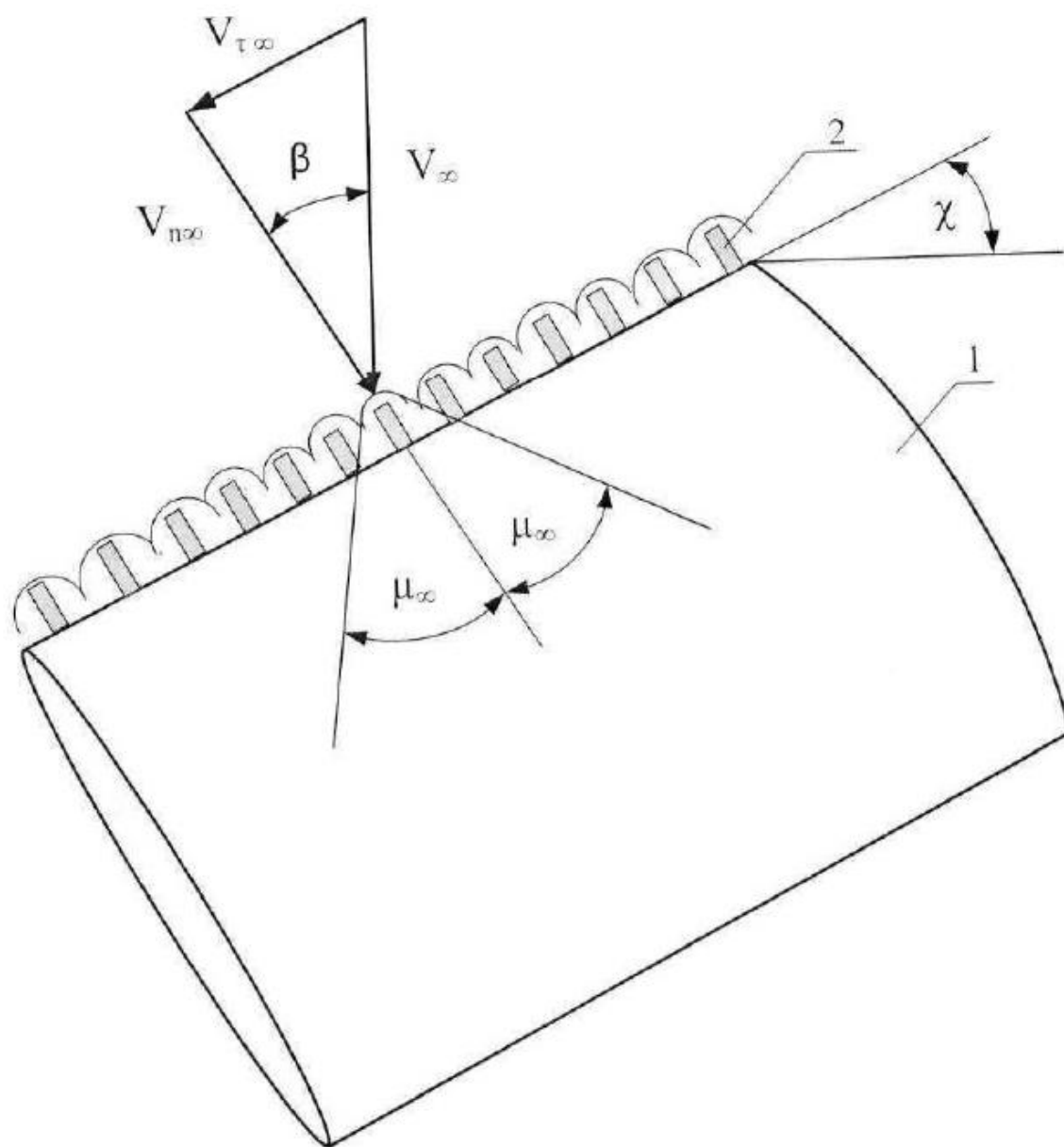
Необхідно підкреслити, що руйнування на фіг. 1 та фіг.2 головної ударної хвилі перед надзвуковою передньою кромкою стріловидного крила при використанні на ній множини елементів загостреного конічного або затупленого циліндричного типів призводить не тільки до значного зменшення хвильового опору, але і до зниження теплового потоку до передньої кромки і в цілому до крила. Це важливо для польоту літаків зі значними надзвуковими швидкостями.

Таким чином, запропонований у корисній моделі спосіб забезпечення зниження хвильового опору, зменшення в цілому повного опору і теплового потоку до стріловидного крила з ефектом сковзання в умовах надзвукових швидкостей обтічності крила потоком повітря і його надзвукової передньої кромки з малим затупленням, оснований на руйнуванні відокремленої головної ударної хвилі перед крилом за рахунок застосування множини малих елементів типу загострених конусів або типу малих затуплених циліндрів. Це якісно знижує газодинамічну і теплову картину обтікання крила, призводить до нового кількісного ефекту, який сприяє зменшенню витрат палива надзвукових транспортних літаків і літаків винищувачів, збільшенню дальності польоту при незмінних авіаційних двигунах.

Запропонована корисна модель спрямована на значне поліпшення характеристик надзвукових літальних апаратів, особливо транспортного типу, збільшення їх економічності і надійності, важливий з практичної і наукової точок зору, його можливо технічно здійснити, має перспективи впровадження при розробці надзвукових літальних апаратів.



Фиг. 1



Фиг. 2