

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ УКРАЇНИ
КИЇВСЬКИЙ МІЖНАРОДНИЙ УНІВЕРСИТЕТ ЦИВІЛЬНОЇ АВІАЦІЇ

УДК 629.735.015.3.025.1

На правах рукопису
Прим. N 7

СКЛЯРОВ Олександр Григорович

МЕТОДИКА РОЗРАХУНКУ НЕЛІНІЙНИХ НЕСТАЦІОНАРНИХ
АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК КРИЛ ПРИ ДИНАМІЧНОМУ
ВІДХИЛЕННІ ОРГАНІВ КЕРУВАННЯ ЗА ЗАВДАНИМ ЗАКОНОМ

Спеціальність 05.07.01 "Аеродинаміка та процеси теплообміну ЛА"
та 05.07.09 "Динаміка, балістика і керування рухом"

А в т о р е ф е р а т
дисертації на здобуття наукового ступеня
кандидата технічних наук

Київ-1997



Дисертацією є рукопис.

Роботу виконано у Центральному науково-дослідному інституті
Міністерства оборони України.

Науковий керівник - кандидат технічних наук старший науковий співробітник
Архіпов Микола Іванович.

Офіційні опоненти:

доктор технічних наук професор Ударцев Євген Павлович,
завідувач кафедри Київського міжнародного університету цивільної авіації;
кандидат технічних наук Кльонов Володимир Миколайович,
викладач Київського інституту ВПС.

Провідна організація: Авіаційний науковий технічний комплекс ім. Антонова,
м.Київ.

Захист відбудеться 25 червня 1997 року на засіданні спеціалізованої вченої
ради К 01.35.05 при Київському міжнародному університеті цивільної авіації
за адресою: 252058, м.Київ-58, проспект Комарова, 1, КМУЦА, корп.9, ауд. 9.308.

З дисертацією можна ознайомитися у бібліотеці університету.
Автореферат розісланий 7/9 травня 1997 р.

ВЧЕНИЙ СЕКРЕТАР СПЕЦІАЛІЗОВАНОЇ ВЧЕНОЇ РАДИ К 01.35.05
кандидат технічних наук доцент

А. Баскакова

Актуальність роботи

Сучасний етап розвитку авіації характеризується упровадженням принципово нових технічних рішень у галузі матеріалознавства, конструкції, аеродинаміки, силових установок, авіаційного та радіоелектронного обладнання. Безумовно, особливе місце при розробці сучасних та перспективних літаків відводиться упровадженню досягнень в галузі аеродинаміки, до числа яких відносяться: надкритичні профілі; адаптивне крило; енергетичні засоби підвищення підйомної сили; управління течією; техніка активного управління та т.д.

В останній час в зв'язку з успіхами в експериментальних та теоретичних дослідженнях складних нестационарних процесів течії намітився новий перспективний шлях аеродинамічного удосконалення літака. Сутність цього полягає в активному використанні позитивних ефектів нестационарності обтігу частин літака, як засоба досягнення значних льотно-технічних характеристик, які підвищують ефективність застосування літака. Цей напрямок в розвитку авіаційної техніки було названо концепцією "нестационарного літака". Проведені за кордоном дослідження свідчать, що ідея концепції "нестационарного літака" дозволяє підвищити аеродинамічну якість компоновки літака і вирішити багато проблем, пов'язаних з маневровістю та льотно-технічними характеристиками. Для сучасного літака бойові можливості визначаються високою маневровістю на дозвукових швидкостях польоту. Відомо, що збільшення нормальних та поведовжних перегрузок дозволяє підвищувати маневровість літаків. В свою чергу, для збільшення, наприклад, нормальної перегрузки, необхідно або зменшувати питома навантаження крила або збільшувати допустимий коефіцієнт підйомної сили ($C_{y\text{доп}}$), який відповідає допустимому куту атаки ($\alpha_{\text{доп}}$). $C_{y\text{доп}}$ може бути обмежений не тільки несучими якостями літака, але й стійкістю та керуванням. Звідси висновок, що для збільшення припустимої нормальної перегрузки ($n_{y\text{доп}}$), в залежності від особливостей аеродинамічних характеристик літака, необхідно або збільшувати несучі якості, або поліпшувати характеристики стійкості та керування, або і те та інше одночасно.

Для більшої сучасних винишувачів величина $\alpha_{\text{доп}}$ обмежена

характеристиками стійкості та керування. Тому можна поставити задачу підвищення S_u , не виходячи на кути атаки, на яких погіршується стійкість та керування.

Ці проблеми вирішуються енергетичними та аеродинамічними засобами.

Існує ряд енергетичних засобів рішення цих проблем: струйні рулі, диференційне відхилення вектора тяги силової установки, едуг та відсос прикордонного шару і т.д. Недоліком цих засобів є погіршення характеристик двигуна, викликане відбором повітря від компресору чи поворотом реактивного струму.

У теперішній час найбільшого поширення набули аеродинамічні засоби підвищення маневровості літаків: удосконалення форми крила, відхилення засобів механізації та керування, застосування нетрадиційних рулів. При цьому задача підвищення несучих якостей у широкому діапазоні кутів атаки вирішується або забезпеченням безвідривного облігу, або застосуванням ефектів корисного відриву.

Запропонована робота присвячена дослідженням нестационарного відривного облігу крила з метою застосування його корисних якостей для досягнення більш значних розмірів аеродинамічних та маневрових характеристик літаків на малих дозвукових швидкостях польоту.

У теперішній час в'являються роботи у яких досліджуються процеси нестационарного відривного облігу несучих поверхонь літаків. Вони свідчать про ряд корисних якостей нестационарного керуючого відривного облігу, яке слід вивчати та застосовувати у практиці літакобудування.

Аналіз результатів досліджень в деяких роботах свідчать, що в ролі генератора нестационарного вихревого облігу можливо застосовувати інтерцептор крила, який рухається по визначеному закону, розташований зверху чи знизу. Задача полягає в глибокому та рівнобічному дослідженні позитивних ефектів, отриманих при використанні інтерцептора в разі органа управління нестационарним облігом з ціллю збільшення несучих якостей крила літаків і як наслідок, поліпшення маневрових характеристик на основних етапах застосування літаків.

Аналіз сучасних методів досліджень свідчить, що успіх може бути досягнутий при широкому використанні останніх досяг-

нець в галузі обчислювальної математики і зокрема шляхом побудови математичних моделей нестационарних процесів. Таким чином ця робота відповідає спеціальності 05.07.09 "Динаміка, балістика і керування рухом".

Метою роботи є дослідження та вибір режимів керуючого нестационарного відривного облігу системи крило-інтерцептор літака, шляхом побудови математичної моделі цього процесу, для поліпшення маневрових характеристик на етапах застосування літаків.

Об'єктом досліджень є система крило-інтерцептор літака.

Предметом досліджень є нестационарні процеси, які виникають в наслідок впливу інтерцептора який рухається на обліг крила та на маневрові характеристики літака.

Новими науковими результатами, які одержані в дисертаційній роботі, є:

математичні моделі аеродинаміки крил бойових літаків при відхиленні по заданому закону інтерцепторів;

методики розрахунку нелінійних нестационарних аеродинамічних характеристик крил бойових літаків при відхиленні по заданому закону інтерцепторів;

результати досліджень режимів керуючого нестационарного відривного облігу крил в інтерцептором, який рухається по заданому закону.

Практична цінність дисертаційної роботи є:

розроблені методики розрахунку нелінійних нестационарних аеродинамічних характеристик крил літаків різної форми в плані в інтерцептором, який рухається, які дозволяють розраховувати сумарні та розподілені аеродинамічні характеристики;

в проведених дослідженнях впливу законів керування та місця установки інтерцептора (відносно передньої кромки та зверху чи знизу крила), а також кута атаки на аеродинамічні характеристики крил різної форми у плані;

наслідки роботи можуть бути застосовані при удосконаленні існуючих та проектуванні перспективних літаків; вони можуть бути використані при виконанні НДР та в учбовому процесі.

Реалізація. Одержані результати використані на Авіаційному науково-технічному комплексі ім. Антонова, м. Київ та при виконанні НДР N 49111 шифр "Варда-14" у КІ ВПС.

Апробація роботи. Основні висновки дисертаційної роботи доповідались на:

VI міжнародному симпозіумі "Методи дискретних особливостей в задачах математичної фізики", ХГУ, м.Харків (05.1993); секції ВПС наукової ради ЦНДІ МО У, м.Київ (02.1997); засіданні кафедри Аеромеханіки та динаміки руху Київського міжнародного університету цивільної авіації (03.1997); науковс-технічному семінарі кафедри Аеромеханіки КІ ВПО (раніш КВВАІУ), м.Київ (11.1991, 02.1993, 07.1994);

науково-технічному семінарі ад'юнктів та здобувачів I-го факультету КІ ВПС (раніш КВВАІУ) (03.1993, 12.1994).

Публікації. Основні результати досліджень відображено у 8 публікаціях, в тому числі: у 6-х статтях, в 1-х тезах докладу міжнародній конференції та в 1-му звіті про НДР.

Осяг роботи. Дисертаційна робота складається зі вступу, 4-х розділів та висновку. Основний текст складає 147 аркушів, 80 малюнків, в списку використаної літератури 77 зазначувань.

ЗМІСТ РОБОТИ

У вступі обґрунтовується актуальність теми, викладена сутність науково-технічної задачі, що вирішується в дисертації, наведені анотації до розділів роботи.

У першому розділі дана загальна характеристика проблеми використання відривного облігу з метою поліпшення маневрових характеристик бойових літаків. Описана фізична сутність відомих процесів відривного облігу. Проводиться аналіз відомих засобів дослідження відривного облігу частин літака, їх переваги та недоліки. На підставі цього аналізу були вибрані ті з них, які можуть бути використані для рішення поставлених задач. Вибраний напрямок досліджень, визначені цілі та завдання.

У другому розділі приведені результати досліджень у гідродинамічній трубі (ГІД) структури течії та поля швидкостей навколо методичної моделі у вигляді тонкої пластини з інтерцептором, який розташований на ній зверху. Приведені результати методичних досліджень по оцінці впливу числа Re на характеристики течії. Доведено, що зміна числа Re в діапазоні $Re = 1000 \dots 1000000$ не чинить суттєвого впливу на кінематичні параметри нестационарного від'ємного вихревого облігу товстих поверхонь з гострими кромками при повільному законі їх руху.

Описана методика моделювання в ГДТ нестационарного відривного обтіку на пластині в інтерцептором. Також приведені результати досліджень структури течії за інтерцепторами 3-х типів (виоувається перпендикулярно поверхні пластини, відхиляється по лстоці чи проти нього) при куті атаки пластини 0 град. Зроблено висновок про існування діапазону частот випуска-уборки інтерцептора (при незмінному законі випуска-уборки інтерцептора), при якому існує стійка вихрева структура за інтерцептором. На підставі аналізу результатів цих досліджень вибраний тип інтерцептора, застосування якого дозволяє організувати найбільш стійку структуру нестационарного відривного обтіку.

Третій розділ присвячений побудові математичних моделей тонкого профілю та трьохмірного крила в інтерцептором, який рухається по заданому закону, та розробці на їх підставі методик чисельного розрахунку за допомогою метода дискретних особливостей. Обґрунтовані основні припущення, сформульовані граничні та початкові умови. Приведені формули для розрахунку поля швидкостей навколо крила чи пластини в інтерцептором, а також аеродинамічних нагрузок та коефіцієнтів.

Системи рівнянь для двомірної задачі:

$$\left\{ \begin{array}{l} \sum_{\mu=1}^{N\gamma} \Gamma_{\Sigma\mu}^{\tau} \cdot A_{\Sigma\mu}^{\tau} + \delta_1^{\tau} \cdot A_{\Sigma 0}^{\tau} + \delta_2^{\tau} \cdot A_{\Sigma 0}^{\tau} = -2\alpha f_n(\bar{x}, \bar{y}, \tau) - \sum_{s=1}^{\tau-1} \delta_1^s \cdot A_{\Sigma 0}^s - \sum_{s=1}^{\tau-1} \delta_2^s \cdot A_{\Sigma 0}^s, \\ \gamma = 1, \dots, NK. \\ \sum_{\mu=1}^{N\gamma} \Gamma_{\Sigma\mu}^{\tau} + \delta_1^{\tau} + \delta_2^{\tau} = C - \sum_{s=1}^{\tau-1} (\delta_1^s + \delta_2^s). \end{array} \right.$$

Для трьохмірної задачі ці рівняння після перетворення мають вид:

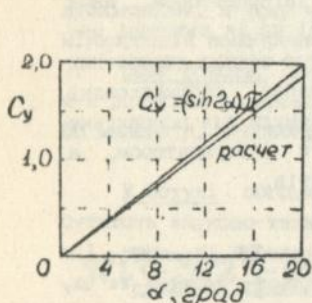
$$\sum_{\mu=1}^{N\gamma - N\delta} a_{\nu\mu}(\tau_0) \cdot \Gamma_{\mu} + \sum_{\mu=N\gamma - N\delta + 1}^{N\gamma} a_{\nu\mu}(\tau_0) \cdot \Gamma_{\mu} + \sum_{\rho=1}^n \sum_{l=1}^{N\rho} a_{\nu\rho}(\tau, \tau_0) \cdot \delta_{\rho} = H_{\nu}.$$

Особливістю математичних моделей є постійна зміна кількості рівнянь, які вирішуються для циркуляцій. При випуску

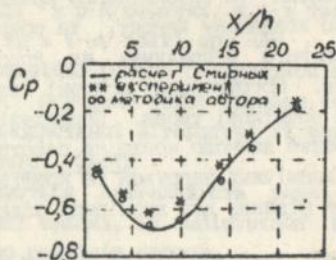
Інтерцептора на кожному розрахунковому кроці додається:
 для двовірної задачі - по одній контрольній крапці;
 для просторової - по одній вихревій рамці в контрольній
 крапцію.

При уборці інтерцептора - число контрольних крапок (вихревих рамок) зменшується в залежності від закону керування.

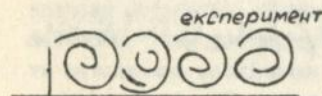
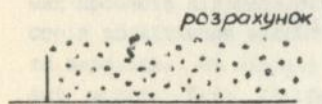
В розділі описані структури пакетів прикладних програм розрахунків та їх призначення. Проведені зіставлення результатів методичних розрахунків за допомогою виробленої методики з розрахунками інших авторів та одержаними автором з експерименту у ГДТ. Погрішність розрахунків - до 8% (мал.1...6).



Мал. 1

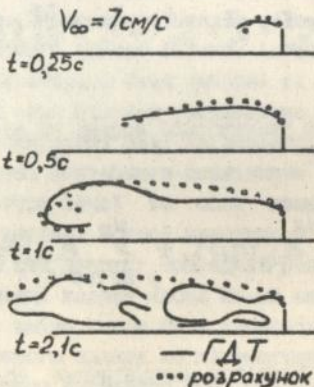


Мал. 2

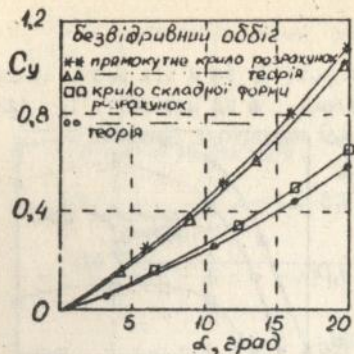


$V_{\infty} = 7 \text{ см/с} ; K = 0,48$

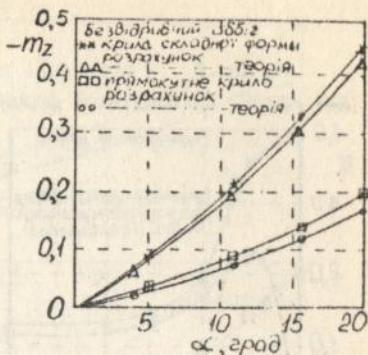
Мал. 3



Мал. 4



Мал. 5

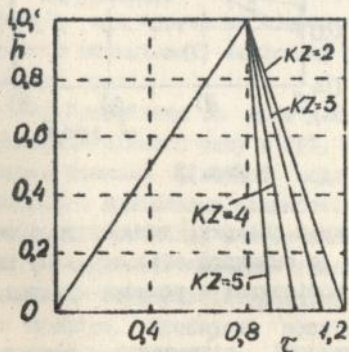


Мал. 6

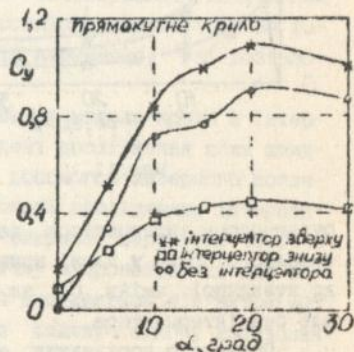
Зроблено висновок про можливість використання розробленої методики для проведення чисельних досліджень при вирішенні задачі, які поставлені у роботі.

В четвертому розділі приведені результати чисельних досліджень режимів нестационарного відривного облігу систем профіль-інтерцептор та крило-інтерцептор, впливу закону відхилення та місцезнаходження інтерцептора на аеродинамічні характеристики цих систем. Вказані поради до вастосування керуючого інтерцептора з ціллю підвищення маневрових характеристик сучасних літаків.

Для керування інтерцептором використались закони управління, які зображені на мал.7.

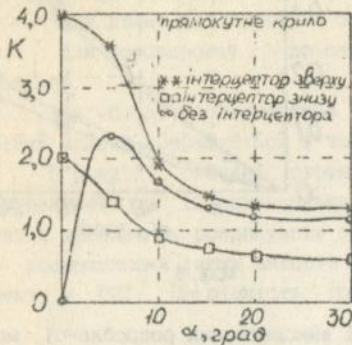


Мал. 7

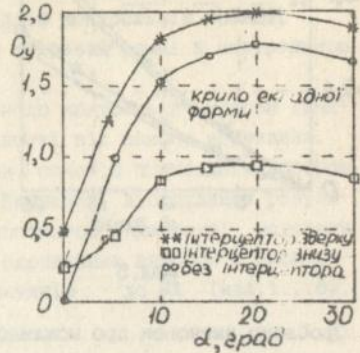


Мал. 8

На мал.8...9 приведені залежності C_y та K від кута атаки для крила прямокутної форми у плані, а на мал.10...11 - для

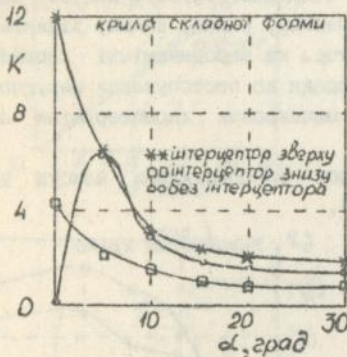


Мал. 9

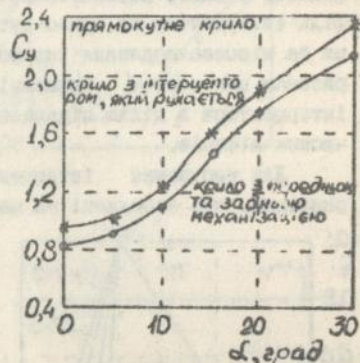


Мал. 10

крил складної форми у плані. Аналіз показує, що застосування



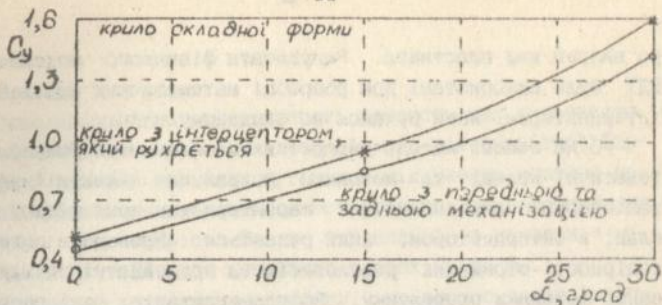
Мал. 11



Мал. 12

рухомого інтерцептора на верхній поверхні прямокутного чи складного крила у плані приводить до значного збільшення C_y та до незначної зміни C_x та m_z в порівнянні з такими крилами, але без інтерцептора.

Проведено порівняння ефективності підвищення несучих властивостей крил за допомогою механізації з крилами різної форми в плані з інтерцептором, який рухається (мал.11 та 12).



Мал. 13

Обгрунтовано перевагу системи крило-інтерцептор, як засобу керування відривним облігом та визначені кількісні показники, які характеризують поліпшення аеродинамічних характеристик крил бойових літаків в усьому експлуатаційному діапазоні зміни кута атаки.

Виконана приблизна оцінка поліпшення деяких показників маневровості літаків типу СУ в використанні запропонованої системи управління облігом крила.

Таким чином, у дисертації одержані наступні результати:

1. Аналіз дитання про можливі шляхи поліпшення маневрових характеристик бойових літаків, як засобу підвищення ефективності їх застосування шляхом використання сучасних досягнень в галузі аеродинаміки, показав, що є можливість підвищення несучих властивостей крил за рахунок застосування позитивних ефектів від керування відривним нестационарним облігом за допомогою механізації та деяких органів керування, які розташовані на крилі.

2. Розроблена та досліджена фізична модель крила в інтерцепторами рівного типу в ГДТ. Проведені дослідження поля швидкостей навколо фізичної моделі за допомогою лазерного доплерівського вимірника швидкості. Виконані дослідження інтерцепторів рівного типу шляхом визначення вихрової структури течії в ГДТ. На підставі якісного аналізу течії запропонований для подальшого досліджень інтерцептор, який висувається під кутом 90° до профілю. Проведені дослідження впливу важачу висування інтерцептора на важачу систему. Визначений діапазон частот висування інтерцептора, при якому зберігається стійка структу-

ра вихреї над пластинкою. Результати фізичного моделювання в ГДТ були використані при розробці математичних моделей крил з інтерцептором, який рухався по заданому закону.

3. На основі методу дискретних особливостей розроблені тематичні моделі та методики розрахунку нелінійних нестационарних аеродинамічних характеристик крил рівної форми в плані з інтерцептором, який рухається. Проведена оцінка достовірності отриманих результатів та працездатність запропонованої методики розрахунку. Збіг результатів, які одержані за допомогою розробленої методики, з даними інших авторів та результатами досліджень в ГДТ, складає 8%.

4. Проведені чисельні дослідження впливу закону керування інтерцептором (співвідношення між фазами уборки та випуску), розташування його по хорді, місце знаходження на профілі (зверху чи знизу) в діапазоні кутів атаки $0 \dots 20$ град. на сумарні та розподілені аеродинамічні характеристики тонкого профілю. На основі аналізу встановлені наступні закономірності, в разі зміни одного параметру при фіксації інших:

а). при зміні місця установки інтерцептора (x_H) найбільші значення аеродинамічні коефіцієнти приймають при $x_H = 2\%$ - коли інтерцептор розташований зверху профіля та $x_H = 8\%$ - коли знизу;

б). при зміні закону керування інтерцептором виявлена складна залежність впливу на аеродинамічні характеристики;

в). установка інтерцептора на верхній поверхні профіля дає більші прирости аеродинамічних коефіцієнтів в порівнянні з інтерцептором знизу;

г). з підвищенням кута атаки прирости C_y , C_x та w_z в порівнянні з профілем без інтерцептора зникають незалежно від місця установки останнього (на верхній чи нижній поверхні).

5. Враховуючи умови держання найбільших значень C_y при незначних змінах C_x та w_z , використав інтерцептор, який встановлен на верхній поверхні профіля на відстані $x_H = 2\%$ від носка з вибраним раніше законом керування, які використовувались в розрахунках по визначенню впливу положення рухомого інтерцептора по розмаху різних крил в плані. Результати розрахунків свідчать, що для прямокутного та складного крил в плані найбільші значення аеродинамічної якості досягаються при розміщенні інтерцептора від осі симетрії літака на величину 63%.

6. Проведена оцінка ефективності застосування інтерцептора, який рухається на верхній поверхні крил різноманітної форми в плані в крилами серійних літаків з відхиленою штатною передньою та задньою механізацією. Встановлено, що застосування інтерцептора дає приріст C_y в порівнянні з крилами з механізацією на 8...10%, при незначних змінах C_x та m_z .

7. Приблизний розрахунок показав, що застосування інтерцептора, який рухається на верхній поверхні крил різноманітних форм в плані приводить до зменшення радіуса кривизни траєкторії в горизонтальній площині на 7...9%, а в вертикальній - 8...10%, в порівнянні з радіусами кривизни літаків СУ-25 та СУ-27.

Основні результати досліджень по темі дисертації опубліковані в наступних роботах:

1. Архипов Н.И., Скляр А.Г. Управление динамическим срывным обтеканием как средство эффективного воздействия на несущие свойства крыльев. - В сб.: Летательные аппараты и авиационные двигатели. - Киев: КВВАИУ.-1992.-Вып.12.-С.7-12.

2. Архипов Н.И., Расстригин А.А., Скляр А.Г. Методика расчета нелинейных стационарных аэродинамических характеристик тонкого профиля с интерцептором.- В сб.: Летательные аппараты и авиационные двигатели.- Киев.: КИ ВВС.-1993.-Вып.14.-С.3-7.

3. Архипов Н.И., Буршев В.И., Расстригин А.А., Скляр А.Г. Некоторые результаты исследования динамического срыва на тонком профиле с выдвижным интерцептором//Бионика.-1994.-Вып.27.-С.85-96.

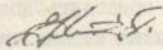
4. Скляр А.Г. Результаты исследования динамического срывного обтекания тонкого профиля с выдвижным интерцептором. Тез. докл. VI симпозиуму "Методы дискретных особенностей в задачах математической физики".- Харьков.: ХГУ.-1993.-С.34-36.

5. Архипов Н.И., Ковтонюк И.В., Скляр А.Г. Расчет аэродинамических характеристик крыла сложной формы в плане с интерцептором.- В сб.: Летательные аппараты и авиационные двигатели.- Киев.: КИ ВВС.-1994.-Вып.16.-С.3-9.

6. Скляр А.Г. Исследование режимов динамического срывного обтекания системы профиль-интерцептор// Отчет о НИР N49111, шифр "Барда-14"; Инв.№20137.: Киев, КИ ВВС, 1994.-С.10-39.

7.Склярів О.Г. Дослідження впливу положення рукавчогося інтерцептора по розмаху прямокутного крила на його аеродинамічні характеристики.-Науково технічний збірник.-Київ.: ЦНДІ МО України.-1997.-Вип.4.-С.13-16.

В.Склярів О.Г. Результати методичних досліджень в оцінки впливу чисел Re на нестационарний відривний обіг тіл з гострими кромками.-Науково технічний збірник.-Київ.: ЦНДІ МО України.-1997.-Вип.4.-С.17-21.

Здобувач  О.Склярів

ANNOTATION

Sklyarov A.G. Procedure of computation of non-linearitcal non-fixed aerodynamical characteristics of the wings by dynamical control deflection according to the planned law. Manuscript. Candidate's thesis on the reseach of the scientific degree of the technical science candidate of the speciality. 05.07.09. "Dynamics, ballistics and movement control". Central research - and development institute. Ministry of defence of Ukraine, Kiev, 1997.

This work is devoted to the development of procedure of computation of non-linearitcal, non-fixed aerodynamical characteristics with the purpose of researching and mode selection of the controled non-fixed vortex flow around system wing-spoiler of the aircraft, in the way of mathematical model plotting of this process for the improvement of manoeuvring characteristics on the manoeuvring phases.

АННОТАЦИЯ.

Склярів А.Г. Методика моделювання и расчета управляемого нестационарного режима обтекания крыла летательного аппарата на этапах маневрирования. Рукопись. Диссертация на соискание

ние ученой степени кандидата технических наук по специальностям 05.07.01 "Аэродинамика и процессы теплообмена летательного аппарата" и 05.07.09 "Динамика, баллистика и управление движением". Центральный научно-исследовательский институт МО Украины, г. Киев, 1997.

Работа посвящена разработке методики расчета нелинейных нестационарных аэродинамических характеристик с целью исследования и выбора режимов управляемого нестационарного отрывного обтекания системы крыло-интерцептор летательного аппарата путем построения математической модели этого процесса, для улучшения маневренных характеристик на этапах маневрирования.

437032

AB 37.902

AB 37.902