

## Средства и методы расчета нагрузок на несущие поверхности летательного аппарата с учетом эффектов статической аэроупругости на дозвуковых скоростях полета

*Национальный технический университет Украины «КПИ»*

Рассмотрены проблемы расчета нагрузок на несущие поверхности летательного аппарата с учетом эффектов статической аэроупругости на дозвуковых скоростях полета. Описаны процесс и методы получения исходных данных для проведения исследований, структура программного комплекса. Показана связь между исследованиями и теоретическими расчетами.

**Ключевые слова:** расчет нагрузок, несущая поверхность, летательный аппарат, дозвуковые скорости полета, аэроупругость

**Введение.** В работе представлен комплекс программ (КП) расчета внешних нагрузок на крыло самолета (КС) на основе расчетных (РД) и экспериментальных данных (ЭД). Для получения ЭД используют аппаратно-программные средства наземных исследований (аэродинамические трубы - АДТ), а для получения РД математические методы и программное обеспечение. КП существенно ускоряет процесс получения РД для расчета нагрузок на КС, упрощает процесс проектирования (ПП), даёт возможность существенно сократить объемы экспериментальных исследований (ЭИ) в АДТ и позволяет гарантировать необходимое качество проектов.

КП предназначен для решения задачи создания “равнопрочных” авиационных конструкций на основании требований к проектируемому самолету (изложены в техническом задании - ТЗ) и на основе ЭД, получаемых в результате исследований соответствующих аэродинамических компоновок моделей самолетов (МС) в АДТ. Если таких ЭД нет или они в дефиците, то КП позволяет найти расчетными методами РД (аэродинамические характеристики самолёта), которые и определяют распределения нагрузок на КС. Прочностные расчеты выполняют с учетом эффектов статической аэроупругости. Достоверность линейной теории в известных границах её применимости, подтверждено результатами ЭИ в АДТ.

Особенностью КП является решение задач в режиме реального времени проектирования обработки ЭД. Для ЭИ используют АДТ и стенды, а для РИ разработаны математические

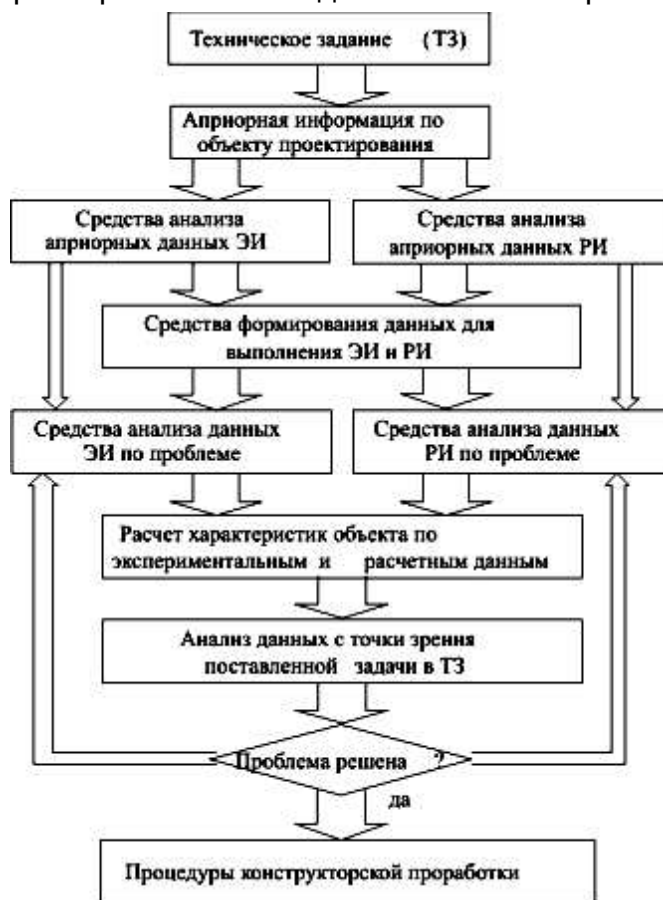


Рис. 1. Алгоритм проектных исследований

методы, которые для практического применения реализованы как прикладное программное обеспечение (ПО). Значительная часть характеристик самолета подтверждается РИ, что в конечном итоге приведет к сокращению сроков проектирования самолета до двух лет с гарантированным качеством.

Особая роль при этом отводится развитию комплексов наземных испытаний с использованием современных информационных технологий (ИТ).

Задачей улучшения РИ самолета является создание ИТ как новых средств и методов обработки данных, объединенных в единую технологическую систему процессов (сбор, передача, переработка, сохранение и представление информации) и управления.

**Актуальность.** КП является распределенной системой обработки данных со своей вычислительной средой и со своей концептуальной схемой, которые определяют процедуры поддержки соответствующих процессов и ресурсов РИ. Кроме того, он описывает информационную и программную среду и их отношения. Прикладное ПО имеет назначение, входные и выходные данные, информацию для управления; идентификаторы процедур и т.п. ИТ РИ предоставляет конструктору конкретный метод обработки данных и алгоритм действий для выполнения необходимых вычислений (рис. 1).

Алгоритм определения распределенных нагрузок по поверхности модели самолета начинается с вычисления давления по соответствующим характеристикам датчиков.

Метод определения суммарных характеристик позволяет по значениям  $\bar{P}_i$  найти значения коэффициента нормальной  $c_{N_p}$  и продольной  $c_{R_p}$  составных аэродинамической силы, коэффициент продольного момента  $m_{Z_p}$ , относительное положение центра давления  $x_d$ :

$$c_{N_p} = \int \int \bar{P}(\bar{x}) d\bar{x}; \quad c_{R_p} = \int \int \bar{P}(\bar{y}) d\bar{y}; \quad m_{Z_p} = \frac{1}{2} \int \int \bar{P}(\bar{x}) d\bar{x} - \frac{1}{2} \int \int \bar{P}(\bar{y}) d\bar{y}; \quad \bar{x}_d = -\frac{m_{Z_p}}{c_{N_p}}.$$

Нормальную  $N$  и тангенциальную  $T$  составные аэродинамической силы на элементе конструкции модели самолета определяют так:

$$N = c_n S q_\infty; \quad T = c_\tau S q_\infty,$$

где  $S$  - площадь сечения модели;

$q_\infty$  - скоростной напор.

**ЭИ в АДТ.** Используют информационно-измерительную систему (ИИС), которая включает в себя персональные компьютеры (ПК), объединенные в компьютерную сеть. Пневмокоммутатор выполняет подключение дренажных точек модели к датчикам для измерения давлений в диапазоне  $0 \dots \pm 6 \cdot 10^4$  Па и преобразует его в напряжение  $u_i$ .

На рис. 2 показаны механические весы (АМВ), датчики синхроимпульсов (ДС), модуль управления (МУ) пневмокоммутатором, скорость вращения ротора пневмокоммутатора  $\omega$ ; статическое и динамическое давление  $P_s, P_u$ ; измеряемое давление в  $i$ -й дренажной точке  $P_i$ ; ( $-4.9 \cdot 10^3 \pm 10$  Па) – опорное и эталонное давление  $P_s, P_e$ . Корректность ЭД в системе обеспечивается алгоритмом оперативного контроля ее функционирования, где  $u_{ij}$  регистрируется при корректной работе системы. Запись ЭД в базу данных (БД) системы выполняется после определения  $\bar{P}$  в контрольных точках и проверки их корректности.

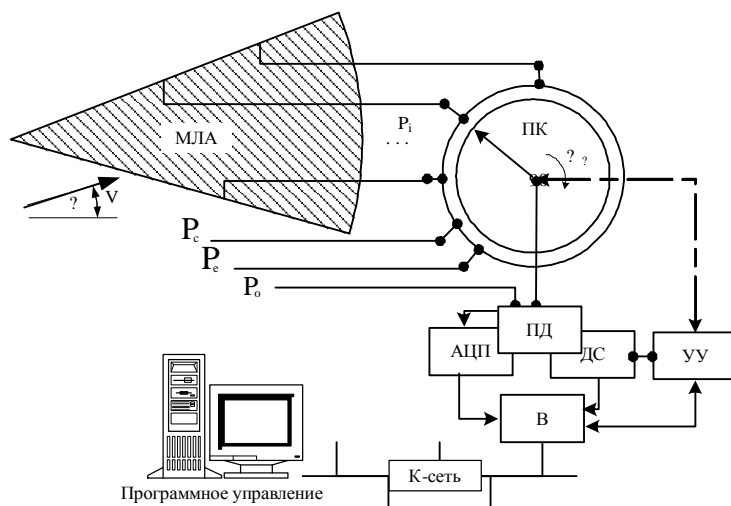


Рис. 2. Функциональная схема ИИС

**Определение интегральных характеристик.** Расчет суммарных аэродинамических характеристик моделей самолетов включает в себя решение таких задач: выбор ЭД из БД; вычисление абсолютных значений аэродинамических характеристик; определение аэродинамических характеристик с учетом поправок и присутствия экрана (рис. 3, 4); документирование и сохранение результатов в БД, определение средних значений аэродинамических характеристик и их среднеквадратических отклонений, документирование, анализ ошибок.

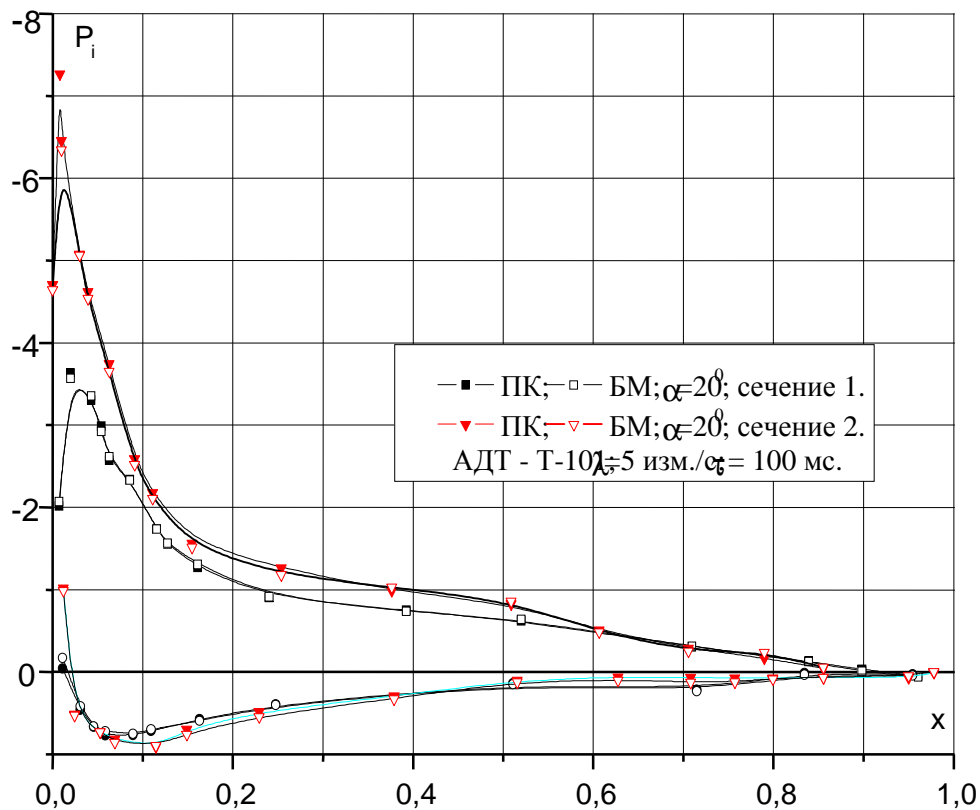


Рис. 3. Распределение давления по профилю крыла

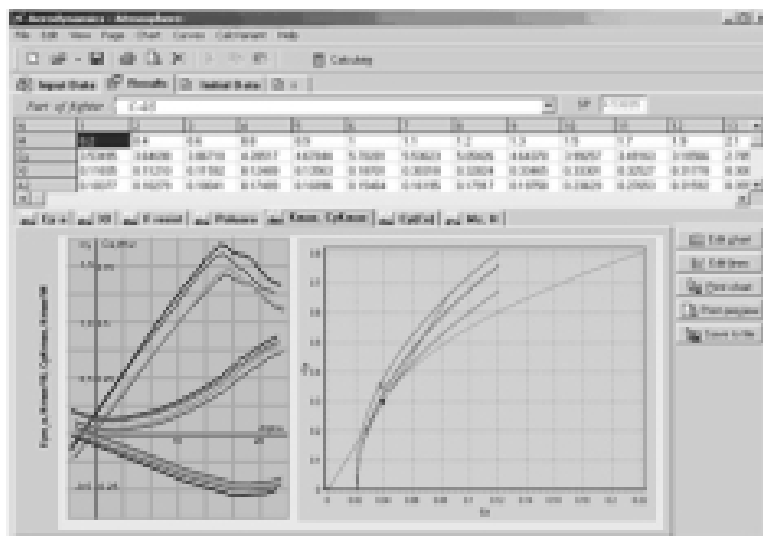


Рис. 4. Интегральные характеристики

ИТ позволяет конструктору: отправлять и получать сообщения; обмениваться файлами; выводить текстовую и графическую информацию на принтеры и графопостроители; быстро и надежно транспортировать данные; пользоваться Э-почтой; взаимодействовать через сервер.

Прикладное ПО позволяет вычислить распределение аэродинамической нагрузки по несущим поверхностям самолета. Рассмотрено установившееся потенциальное течение невязкой жидкости, несущая поверхность самолета моделируется распределением особенностей типа вихрей и источников-стоков. В основе алгоритма лежит линейный метод дискретных вихрей при условии квазистационарности и числе Струхала, равном нулю.

Использование ЭИ и РИ как источники взаимодополняющих данных позволяет сравнивать полученные данные об исследуемом объекте и при их достаточном совпадении применять в проектировании РИ, количественно и качественно сократив дорогостоящие ЭИ.

На рис. 5 показана ММ самолета, а также сравнение интегральных характеристик  $c_y(\alpha)$  и  $m_z(\alpha)$  с данными ЭИ.

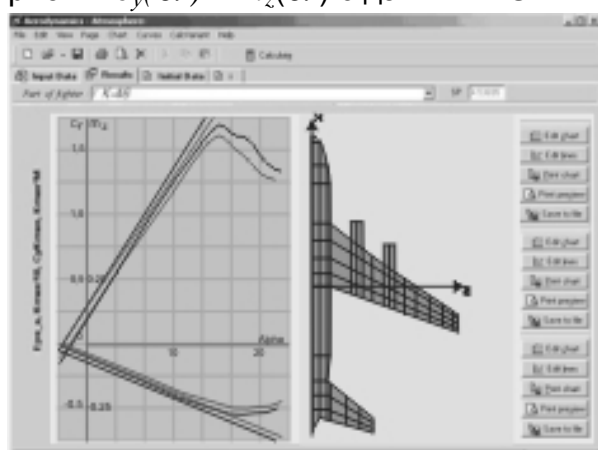


Рис. 5. ММ самолета и сравнение аэродинамических характеристик

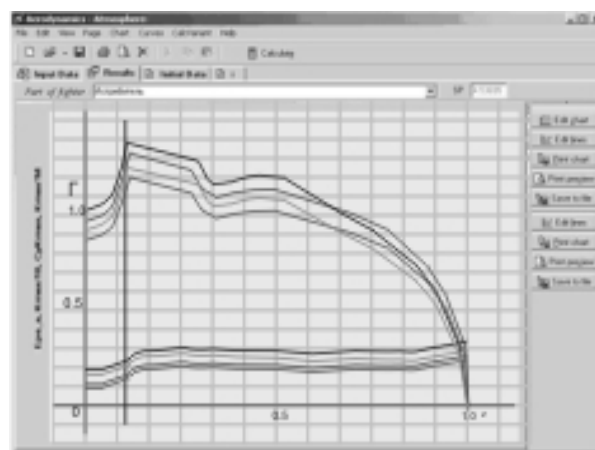


Рис. 6. Распределение погонных циркуляций и центров давления вдоль размаха крыла

КП обеспечивает обработку представленных в различной форме ЭД в едином технологическом потоке и обеспечивает доступ ко всем функциям прикладного ПО.

Кроме интегральных характеристик в БД имеются распределенные в виде относительных циркуляций и центров давления вдоль размаха КС (рис.6)

$$\Gamma''(z) = \frac{c_y(z)b(z)}{c_y B_{cp}},$$

где  $C_y(z)$  – коэффициент подъемной силы в сечении,  $b(z)$  - хорда сечения;

$C_y$  – интегральная величина коэффициента подъемной силы,

$B_{cp}$  – средняя хорда КС.

Конструкция самолета подвержена деформациям под действием внешней нагрузки. Характер и амплитуды этих деформаций обусловлены жесткостными и массовыми свойствами самой конструкции. Детальное описание этих явлений описано в ЛЗ, и так как в данном комплексе рассмотрены эффекты статической аэроупругости, то основные изменения нагрузок вдоль размаха несущих поверхностей при изгибно-крутильных деформациях связаны с приращениями местных углов атаки, когда соответственно возникают дополнительные аэродинамические силы

$$C_y(z) = C_{y0}(z) + C_y^\alpha(z) * \varphi,$$

где  $\varphi$  – угол упругих угловых деформаций крыла (рис. 7).

Основным результатом работы данной системы являются значения нормальной силы, изгибающего и крутящего моментов в сечении несущей поверхности проектируемого изделия (рис.8).

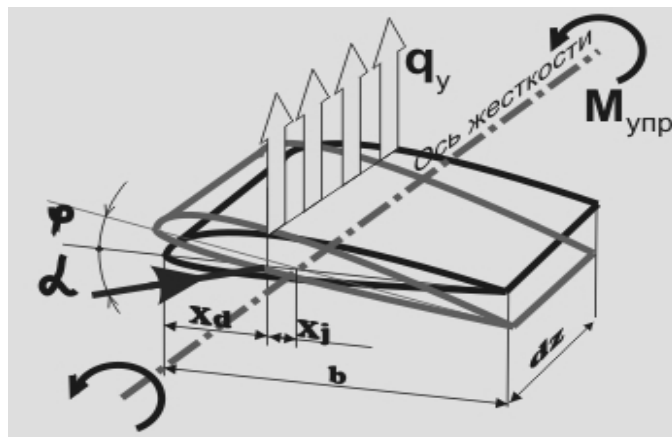


Рис. 7. Деформация элемента крыла

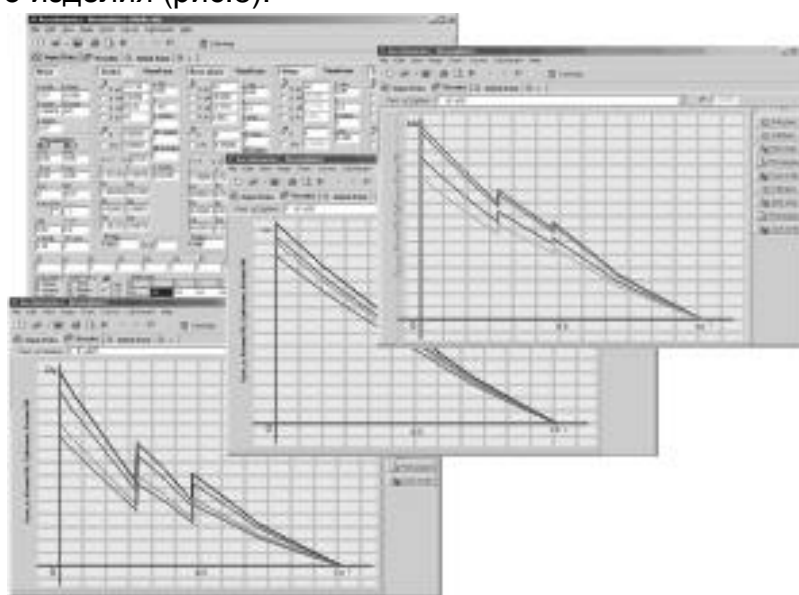


Рис.8. Пример работы КП

Потребителями результатов работы данной системы являются аппаратно-программные средства ИТРИ и прикладные ПО, такие, как «Динамика», «Фронт», «ЛТХ», «ВПХ», «Сброс», «Сигма» (геометрическое моделирование), «Рисан» (метод конечных элементов), «Компоновка» и др.

ПК использовали для решения следующих прикладных задач: расчет интенсивности вихревой системы самолета; крыльевые аэродинамические законцовки; влияние на циркуляцию крыла, анализ трубных испытаний; расчет внешних нагрузок на крыло большого удлинения; расчет обтекания профиля бесконечного удлинения; расчет нагрузок на крыло сложной пространственной конфигурации с учетом влияния статической аэроупругости; определение нагруженности крыла при проведении летного эксперимента; расчет циркуляции крыла и ее оптимизация по результатам дренажного эксперимента в области нелинейных аэродинамических характеристик; подтверждение прочности крыла K46 изделия «400»; оптимизация топливной системы крыла и распределение масс топлива для крыла большого удлинения конечной жесткости; создание прочностной модели самолета СХ-2000 .

### **Выводы**

Эффективность внедрения оценивали по степени сокращения трудозатрат проектных исследований (планирование и выполнение РИ и ЧИ; обработка, анализ, документирование и передача данных) при гарантированном качестве характеристик самолета, в том числе по прочности и ресурсу. Экспертные оценки показали, что трудоемкость отдельных операций сократилась в 50 и более раз, а также повысилась эффективность проектных исследований путем их параллельного выполнения. Это позволило одновременно определять распределенные и интегральные нагрузки на самолет, непосредственно использовать аэродинамические характеристики для прогноза прочности и ресурса самолета на ранних стадиях его проектирования и компоновки и т.п.

### **Список литературы**

1. Макаревский А.И. Основы прочности и аэроупругости летательных аппаратов / А.И. Макаревский, В.М. Чижов. - М.: Машиностроение 1982. - с.
2. Бисплингхофф Р.Л. Аэроупругость / Р.Л. Бисплингхофф, Х. Эшли, Р.Л. Халфмэн. - М.: Иностран. лит., 1958. - с.
3. Прочность самолетных конструкций / Г.П. Свищев, А.Ф. Селихов, В.И. Бирюк и др. - М.: Машиностроение 1982. - с.
4. Строительная механика летательных аппаратов / И.Ф. Образцов и др. - М.: Машиностроение, 1986. - с.
5. Бондарь Ю.И. Расчет интенсивности вихревой системы самолета / Ю.И. Бондарь, С.А. Евдокимов. - Краснодарский ГОСНИИ ГА, 1986. - 12 с.
6. Бондарь Ю.И. Крыльевые аэродинамические законцовки. Расчет влияния на циркуляцию крыла. Анализ трубных испытаний / Ю.И. Бондарь, С.П. Демчук. - К.: АНТК им. О.К. Антонова, 1986. - 16с.
7. Бондарь Ю.И. Создание методики и программного обеспечения проведения дренажного эксперимента с обработкой результатов в режиме реального времени / Ю.И. Бондарь, С.П. Демчук, В.М. Никитин. - К.: АНТК им. О.К. Антонова, 1988. - 40 с.

8. Бондарь Ю.И. Создание методики и программного обеспечения для обработки данных нагруженности крыла при проведении летного эксперимента / Ю.И. Бондарь, С.П. Демчук, В.М. Никитин. - К.: АНТК им. О.К. Антонова, 1989. - 40 с.
9. Бондарь Ю.И. Создание методик расчета и программного обеспечения для обработки дренажного эксперимента / Ю.И. Бондарь, С.П. Демчук, В.М. Никитин. - К.: АНТК им. О.К. Антонова, 1989. - 140 с.
10. Бондарь Ю.И. Программный комплекс по расчету внешних нагрузок на крыло большого удлинения / Ю.И. Бондарь, А.В. Шишов. - К.: АНТК им. О.К. Антонова, 1987. - 19 с.
11. Бондарь Ю.И. Программа расчета обтекания профиля бесконечного удлинения / Ю.И. Бондарь. - К.: АНТК им. О.К. Антонова, 1988. - 5 с.
12. Бондарь Ю.И. Комплекс программ для расчета нагрузок на крыло сложной пространственной конфигурации с учетом влияния статической аэроупругости / Ю.И. Бондарь. - М.: ЦАГИ, 1989. - 26 с.
13. Бондарь Ю.И. Программа расчета циркуляции крыла и ее оптимизация по результатам дренажного эксперимента в области нелинейных аэродинамических характеристик / Ю.И. Бондарь. - К.: АНТК им. О.К. Антонова, 1989. - 14 с.
14. Бондарь Ю.И. Создание прочностной модели самолета СХ-2000. - Мелец, ПНР, 1990. - 46 с.
15. Зинченко В.П. Исследование характеристик информационно-измерительной системы распределения давления / В.П. Зинченко // Вестник НТУУ "КПИ": Машиностроение, 2000. - Вып. 39. - С. 313 - 321.
16. Зінченко В.П. Інформаційна технологія проектних досліджень складних технічних об'єктів / В.П. Зинченко // Наукові вісті НТУУ "КПІ". - 2000. - № 4. - С. 32 - 42.
17. Зинченко В.П. Исследование и реализация алгоритма адаптивного управления экспериментом / В.П. Зинченко // Проблемы управления и информатики. - 2001. - № 3. - С. 58 - 69.
18. Зинченко В.П. Результаты исследований качества потока в аэродинамических трубах малых скоростей / В.П. Зинченко // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: - сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского "ХАИ". - Вып. 10. - Х., 2001. - С. 141 - 151.
19. Зинченко В.П. Информационная технология дренажных испытаний моделей летательных аппаратов / В.П. Зинченко, И.П. Муха // УСИМ, 2002. - № 5. - С. 13 - 18.
20. Зинченко В.П. Алгоритмы и результаты исследований качества потока в аэродинамических трубах малых скоростей / В.П. Зинченко // Проблемы управления и информатики. - 2004. - № 1. - С. 78 - 89.
21. Зінченко В.П. Апаратно-програмні комплекси для дослідження характеристик літаків / В.П. Зінченко, А.М. Гуржий // Наукові вісті НТУУ "КПІ". - 2004. - № 3. - С. 43 - 55.
22. Комплекс программ расчета нагрузок на крыло сложной пространственной конфигурации с учетом эффектов статической аэроупругости // VII міжнар. науково-техн. конф. «Гіротехнології, навігація, керування рухом та конструювання авіаційно-космічної техніки»: зб. доповідей. - К., 2009. - Ч. 1. - С. 132.

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. М.Д. Гераимчук

Поступила в редакцию 10.12.09

## **Засоби та методи розрахунку навантажень на несучі поверхні літального апарата з урахуванням ефектів статичної аеропружності на дозвукових швидкостях польоту**

Розглянуто проблеми розрахунку навантажень на несучі поверхні літального апарата з урахуванням ефектів статичної аеропружності на дозвукових швидкостях польоту. Показано процес і методи отримання початкових даних для проведення досліджень, структуру програмного комплексу. Показано зв'язок між дослідженнями та теоретичними розрахунками.

**Ключові слова:** розрахунок навантажень, несуча поверхня, літальний апарат, дозвукові швидкості польоту, аеропружність

## **The Facilities and methods of the calculation of the loads on carrying surfaces of the flying machine with provision for effect of aeroelasticity on subsonic velocity of the flight**

Problems of the calculation of the loads are considered in article on carrying surfaces of the flying machine with provision for effect of aeroelasticity on subsonic velocity of the flight. It is shown process and methods of the reception of the raw data for undertaking the studies, structure of the programme complex. Relationship is shown between studies and theoretical calculation

**Keywords:** load calculation, load-bearing surface, aircraft, flight subsonic speeds, aeroelasticity.