

Метод интегрированного анализа влияния геометрических параметров остекления фонаря кабины пилотов на характеристики самолета

Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»

Предложен метод анализа влияния параметров остекления фонаря кабины пилотов на аэродинамические и массовые характеристики самолета транспортной категории с применением систем интегрированного проектирования (Siemens NX) и инженерного анализа (ANSYS CFX). Учтено влияние параметров остекления на аэродинамические и массовые характеристики самолета при условии обеспечения требований к компоновке и обзору из кабины пилотов. Апробация метода проведена в ходе проектирования самолета для местных авиалиний.

Ключевые слова: остекление, фонарь, кабина пилотов, компоновка, обзор, фюзеляж, расчет массы, аэродинамическое качество, транспортная эффективность, параметрическая модель, самолет местных авиалиний.

Проектирование авиационной техники является итерационным процессом. Его продолжительность и результативность непосредственно зависят от совершенства методов, применяемых на ранних этапах [2, 3]. Методы интегрированного проектирования [1], параметрического моделирования и инженерного анализа на этапе предварительного проектирования повышают информативность и предоставляет широкие возможности автоматизации расчетов, что создает предпосылки для разработки новых и актуализации существующих методов исследования влияния геометрических параметров на аэродинамические и массовые характеристики самолета.

Анализ характеристик самолета с учетом особенностей конфигурации носовой части фюзеляжа (НЧФ) предполагает необходимость интеграции методов расчета аэродинамических, массовых и геометрических характеристик фюзеляжа. В связи с высокой трудоемкостью натуральных экспериментов, при ограниченных ресурсах на начальных этапах проектирования характерно применение расчетных методов. В существующих методах расчета аэродинамических и массовых характеристик самолета [3, 4, 8] геометрические особенности носовой части фюзеляжа не учитывают в достаточной степени для исследования их влияния на характеристики самолета. Выбор формы образующих кривых ограничен, влияние угла отклонения НЧФ учитывают только при расчете подъемной силы. Фонарь кабины пилотов рассматривают в виде «надстройки», что не соответствует наиболее распространенным конфигурациям фюзеляжей самолетов транспортной категории. В опубликованной ранее работе [6] предложен метод интегрированного анализа влияния геометрических параметров носовой части фюзеляжа на характеристики эффективности самолета, однако геометрические параметры остекления фонаря кабины пилотов рассмотрены как второстепенные и учтены только при выборе эквивалентной образующей НЧФ. Применение интегральных критериев эффективности самолета [2, 3, 4] позволило учесть одновременное изменение его аэродинамических и массовых характеристик.

Целью данной работы является разработка метода интегрированного анализа влияния геометрических параметров остекления фонаря кабины пилотов на аэродинамические и массовые характеристики самолета. Схема метода показана на рис 1.

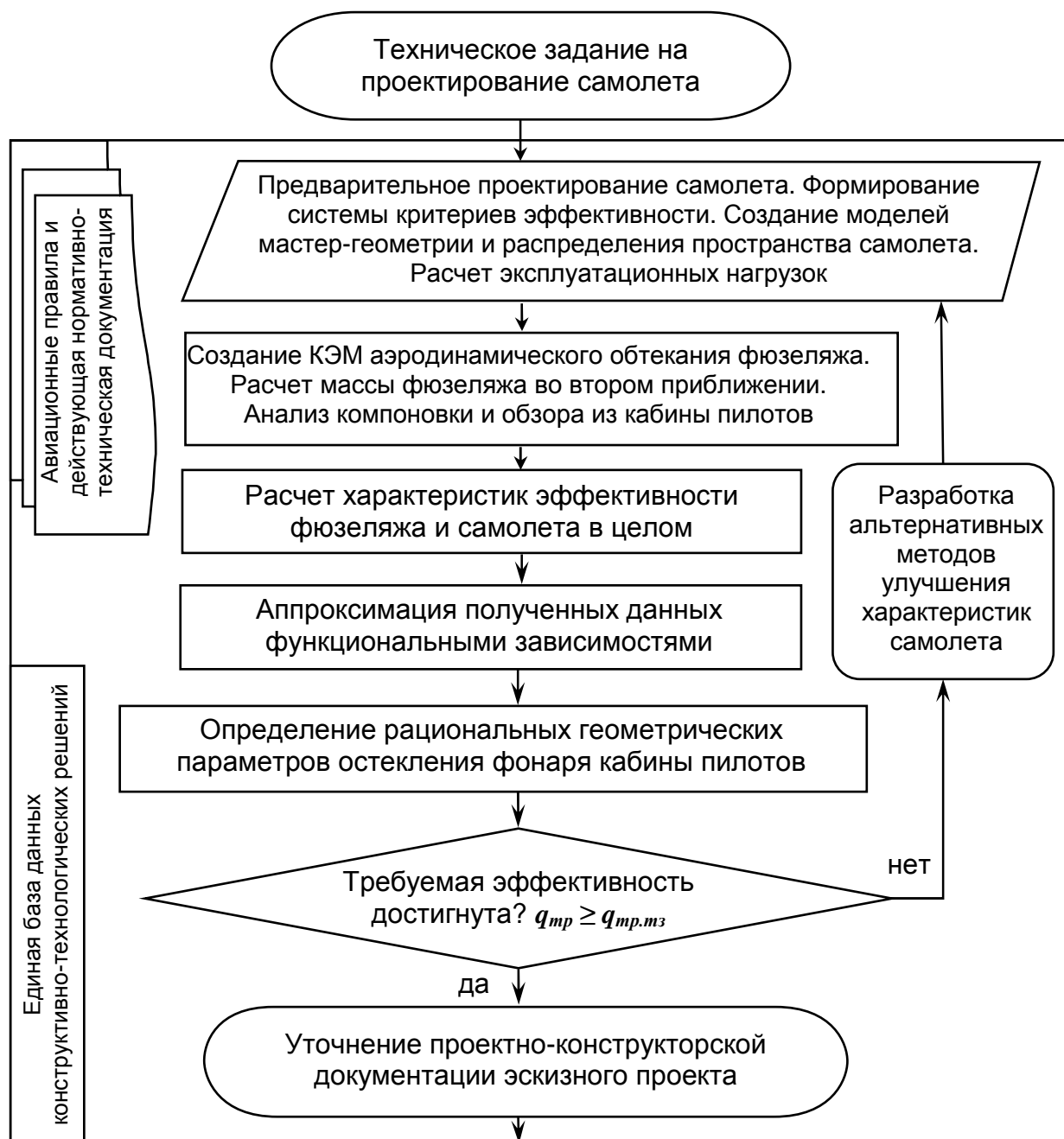


Рис. 1. Схема метода интегрированного анализа влияния геометрических параметров остекления фонаря кабины пилотов на характеристики самолета

Для реализации цели работы поставлены следующие задачи:

- формирование исходных данных и требований на основании ТЗ на проектирование самолета;
- создание параметрических моделей мастер-геометрии и распределения пространства фюзеляжа;
- создание параметрической конечно-элементной модели (КЭМ) аэродинамического обтекания фюзеляжа;
- расчет масс, условных толщин и поверхностной плотности обшивок частей конструкции фюзеляжа во втором приближении;
- анализ соответствия компоновки и обзора из кабины пилотов требованиям действующей нормативно-технической документации;

- расчет характеристик эффективности самолета;
- определение рациональных геометрических параметров остекления фонаря кабины пилотов.

Предложенный метод реализован с помощью систем интегрированного проектирования Siemens NX и инженерного анализа ANSYS и апробирован в ходе эскизного проектирования самолета местных авиалиний. Исходные данные получены в результате предварительного проектирования и автоматизированного формирования облика самолета, концепция создания которого рассмотрена в работе [5]. В техническом задании (ТЗ) на проектирование самолета установлены требования к транспортной эффективности ($65 \text{ км}^2/(\text{кг}\cdot\text{ч})$) и расходу топлива ($24,5 \text{ г/пасс.км}$) самолета на крейсерском режиме полета, превосходящие характеристики прототипов. Геометрические параметры НЧФ самолета уточнены в результате интегрированного анализа их влияния на характеристики эффективности самолета [6].

В процессе создания параметрической модели мастер-геометрии размеры остекления фонаря были заданы согласно схеме, показанной на рис. 2.

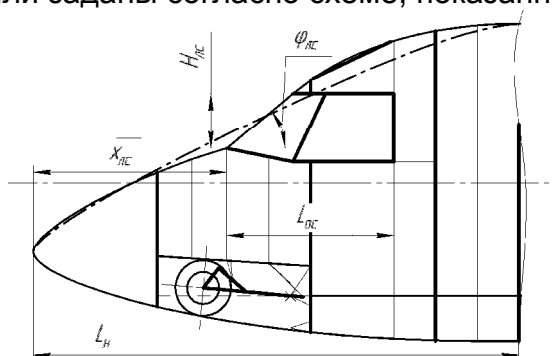


Рис. 2. Схема геометрических параметров остекления фонаря кабины пилотов

Изменение параметров модели проводилось в соответствии с матрицей геометрических параметров (таблица). Базовые значения параметров определены на этапе предварительного проектирования на основе статистических данных. Диапазоны изменения выбраны с учетом конфигураций остекления прототипов. Статистические данные показывают отсутствие прямой зависимости между размерами фюзеляжа и остекления, поэтому целесообразно рассматривать абсолютные значения угла установки, высоты лобового стекла и длины остекления на боковой проекции. Горизонтальная координата нижней точки лобового стекла существенно зависит от длины НЧФ, поэтому целесообразно рассматривать её относительное значение $\bar{x}_{лс} = x_{лс}/L_H$.

Матрица геометрических параметров остекления фонаря кабины пилотов

Параметр	Обозначение	Базовое значение	Диапазон изменения
Угол установки лобового стекла	$\varphi_{лс}$	40°	$30^\circ \dots 60^\circ$
Длина остекления на боковой проекции, мм	$L_{лс}$	1300	1000...1600
Высота лобового стекла, мм	$H_{лс}$	400	300...600
Относительное положение лобового стекла по длине НЧФ	$\bar{x}_{лс}$	0,4	0,3...0,6

Влияния геометрических параметров остекления фонаря кабины пилотов на аэродинамические характеристики фюзеляжа исследовано с помощью параметрической конечно-элементной модели в модуле CFX среды Workbench систе-

мы ANSYS. Расчет проводился для крейсерского режима полета. Верификация модели выполнена путем сравнения характеристик фюзеляжа с их значениями, полученными по другим методикам [8]. При обработке результатов для получения непрерывных функциональных зависимостей применена аппроксимация полиномами второй степени с коэффициентами детерминации не менее 0.95. Полученные данные о подъемной силе и сопротивлении фюзеляжа позволили уточнить величину аэродинамического качества самолёта при рассматриваемых конфигурациях остекления. Уточненное значение аэродинамического качества K рассчитано как

$$K = \frac{C_y + \Delta C_{y,ф.}}{C_x + \Delta C_{x,ф.}}$$

где C_y , C_x – коэффициенты подъемной силы и сопротивления самолета с исходной конфигурацией остекления, полученные в ходе предварительного проектирования; $\Delta C_{y,ф.}$, $\Delta C_{x,ф.}$ – разности значений коэффициентов подъемной силы и сопротивления фюзеляжа (соответственно) при рассматриваемой и исходной конфигурации остекления.

На рис. 3, а изображены графики зависимостей аэродинамического качества самолета от рассматриваемых параметров остекления. Наибольшее влияние на аэродинамическое качество самолета оказывают высота и угол установки лобового стекла (8...9%), при этом изменение коэффициента сопротивления фюзеляжа составляет 14...18%. Несмотря на сравнительно небольшую площадь оmyваемой поверхности НЧФ (15% поверхности фюзеляжа), на неё приходится значительная часть (45%) лобового сопротивления. На коэффициент подъемной силы фюзеляжа в значительной степени влияет угол установки лобового стекла (11-12%), при этом для больших углов установки характерны меньшие абсолютные значения подъемной силы. Угол атаки при нулевой подъемной силе фюзеляжа изменяется незначительно и составляет 1.8...2°.

В ходе исследования влияния геометрических параметров на массу остекления фонаря кабины пилотов применен ранее предложенный метод интегрированного анализа массы фюзеляжа во втором приближении [7]. Проведен расчет эксплуатационных нагрузок, необходимых толщин условной обшивки и поверхностной плотности частей фюзеляжа на основании характеристик общего напряженно-деформированного состояния обобщенной модели фюзеляжа. Установлено, что геометрические параметры остекления оказывают наиболее существенное влияние на массу самого остекления (рис. 3, б). Для аппроксимации зависимостей массы остекления от его геометрических параметров применены линейные функции, получены коэффициенты детерминации не менее 0.98.

На основании полученных значений массы конструкции фюзеляжа уточнена масса пустого снаряженного самолета $m_{псн}$, а также его взлетная масса m_0 :

$$m_{псн} = m_{псн}^{II} + \Delta m_{ф.}, \quad m_0 = m_0^{II} + \Delta m_{ф.},$$

где $m_{псн}^{II}$ и m_0^{II} – масса пустого снаряженного самолета и его взлетная масса полученные в ходе предварительного проектирования; $\Delta m_{ф.}$ – разность масс фюзеляжа при рассматриваемой и исходной конфигурации остекления.

Установлено, что наибольшее влияние на массу остекления оказывают высота лобового стекла и длина остекления на боковой проекции (35...50%), изменение массы фюзеляжа при этом составляет до 7%, что несущественно влияет на взлетную массу самолета (менее 1%), однако должно быть учтено при расчете центровки в ходе дальнейшего проектирования. Массы НЧФ и остекления фонаря кабины пилотов составляют значительную часть массы фюзеляжа (28 и 12% соответственно), целесообразна дальнейшая оптимизация их параметров по крите-

рию минимума массы с учетом аэродинамических характеристик и эффективности самолета в целом.

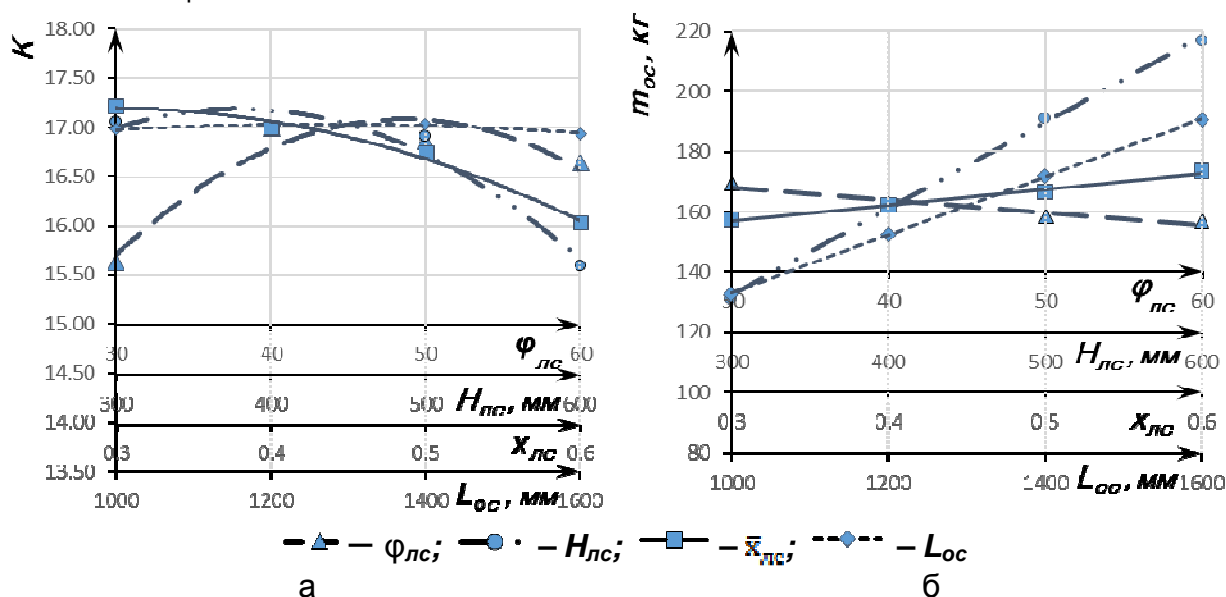


Рис. 3. Графики зависимостей аэродинамического качества самолета и массы остекления от его геометрических параметров

Для учета совместного влияния аэродинамических и массовых характеристик на эффективность самолета применяли такие интегральные характеристики эффективности, как расход топлива на пассажиро-километр $c_{пкм}$ и транспортная эффективность самолета $q_{тр}$ [2, 3, 4]:

$$c_{пкм} = \frac{m_T}{n_{п} \cdot L}; q_{тр} = \frac{m_{ком} \cdot L \cdot V_p}{m_{псн} \cdot m_T},$$

где m_T – масса топлива, кг; $m_{ком} = 2000$ – масса коммерческой нагрузки согласно ТЗ, кг; $m_{псн}$ – масса пустого снаряженного самолета, кг; $n_{п}$ – количество пассажиров, чел; V_p – рейсовая скорость, км/ч; L – дальность полета, км.

Наибольшее влияние на эффективность самолета оказывают его характеристики на крейсерском режиме полета. Для данного режима массу топлива определим из условия прямолинейного горизонтального полета, с удельным расходом топлива согласно характеристикам двигателя ($c_p = 0,55$ кг/(кгс·ч)), тогда

$$c_{пкм} = \frac{c_p \cdot m_0}{n_{п} \cdot V_{кр} \cdot K}; q_{тр} = \frac{m_{ком} \cdot V_{кр}^2 \cdot K}{c_p \cdot m_{псн} \cdot m_0},$$

где $V_{кр} = 800$ км/ч – скорость на крейсерском режиме полета, $K, m_{псн}, m_0$ – уточненные значения аэродинамического качества, массы пустого снаряженного самолета и взлетной массы самолета.

Таким образом, геометрические параметры остекления фонаря кабины пилота влияют на интегральные характеристики эффективности самолета преимущественно путем изменения аэродинамических характеристик фюзеляжа. При изменении параметров в заданных диапазонах изменение расхода топлива на пассажиро-километр составляет до 10%, а транспортной эффективности – до 12%. Максимальная эффективность самолета обеспечивается при выборе рекомендуемого угла установки лобового стекла в диапазоне 40...50°, высоты лобового стекла до 400 мм, длины остекления на боковой проекции – 1100...1400 мм и

смещении лобового стекла вперед по длине НЧФ, насколько это возможно из компоновочных соображений.

В ходе анализа компоновки и обзора из кабины пилотов рассмотрены требования ОСТ1 02721-91, АС25.773-1 с учетом угла тангажа при заходе на посадку по категории IIIA. В связи с малыми размерами НЧФ самолета местных воздушных линий, данные требования существенно сокращают диапазон возможного выбора параметров остекления. Для различных конфигураций остекления последовательно решены прямая и обратная задачи. Прямая задача состоит в определении границ обзора при заданной конфигурации остекления и положении пилота (рис. 4, а). При решении обратной задачи границы остекления определяют из условия обеспечения заданного обзора (рис. 4, б, в).

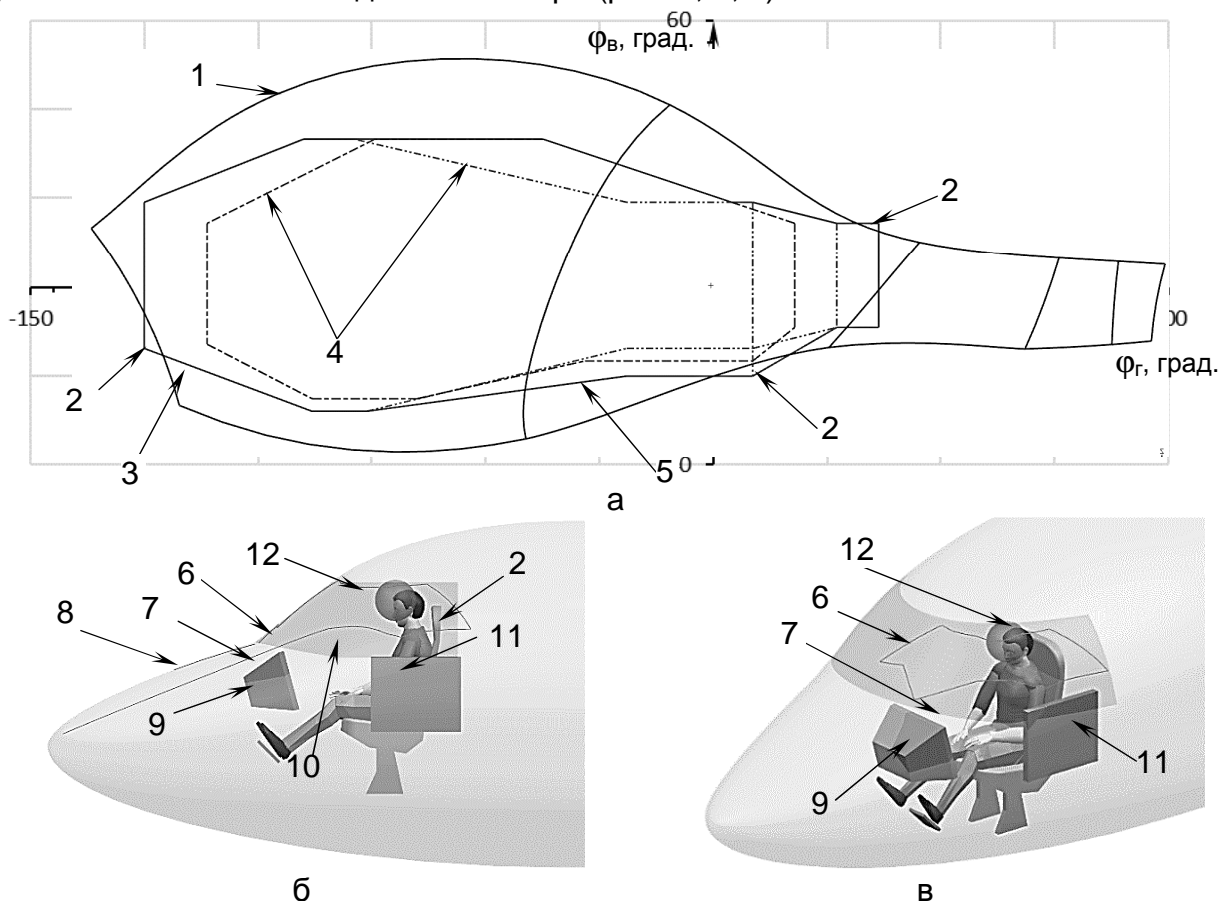


Рис. 4. Анализ компоновки и обзора из кабины пилотов:

а – диаграмма углов обзора (прямая задача); б – требуемые границы остекления при исходных геометрических параметрах; в – требуемые границы остекления при рекомендуемых геометрических параметрах; 1 – фактическая граница обзора с учетом стоек рамы остекления; 2 – зоны недостаточного обзора; 3 – граница минимального обзора по ОСТ1 02721-91; 4 – граница минимального обзора по АС25.773-1; 5 – огибающая границ минимального обзора с учетом угла тангажа при полете по глиссаде; 6 – проекция огибающей границ минимального обзора на поверхность НЧФ; 7 – недостаточный объем кабины для размещения приборной доски; 8 – недостаточный обзор вследствие затенения обтекателем метеорадара; 9 – зона размещения приборной доски; 10 – избыточная площадь остекления; 11 – зона размещения подлокотника; 12 – необходимое свободное пространство в зоне головы пилота

Определение положения пилота, обеспечивающего заданный обзор при заданных параметрах остекления, проводилось итерационно. Требования компоновки рассмотрены в качестве конструктивных ограничений по расположению пи-

лота. Для всех рассматриваемых конфигураций остекления существенную сложность составило обеспечение обзора с учетом угла тангажа при полете по глассиде, а также размещение приборной доски требуемой ширины. Необходимый обзор удалось обеспечить путем перемещения точки визирования вперед. Параметры приборной доски согласно ОСТ1 02721-91 зависят от устанавливаемого оборудования, их целесообразно уточнить с учетом состава бортовых приборов самолета местных авиалиний.

В результате анализа компоновки и обзора из кабины пилотов при различных конфигурациях остекления определены рациональные значения геометрических параметров остекления фонаря кабины пилотов, позволяющие обеспечить требования действующей нормативно-технической документации и наилучшие характеристики эффективности самолета. Угол установки лобового стекла составляет 45° , высоты лобового стекла – 400 мм, длины остекления на боковой проекции – 1300 мм, положение лобового стекла по длине НЧФ – 0,38. При этом аэродинамическое качество на крейсерском режиме полета составляет 17,1, масса остекления – 160 кг, расход топлива на пассажиро-километр – 23,4 г, транспортная эффективность – $675 \text{ км}^2/(\text{кг}\cdot\text{ч})$, что удовлетворяет требованиям ТЗ и соответствует современному уровню развития авиационной техники.

Выводы

Полученные результаты позволяют сделать следующие выводы:

1. Предложенный метод интегрированного анализа влияния геометрических параметров остекления фонаря кабины пилотов на характеристики эффективности самолета применим в ходе эскизного проектирования самолета.
2. В рамках предложенного метода созданы параметрические модели мастер-геометрии и аэродинамического обтекания фюзеляжа с учетом особенностей конфигурации остекления фонаря кабины самолета транспортной категории.
3. Усовершенствован метод анализа компоновки и обзора из кабины пилотов путем учета особенностей пространственной конфигурации НЧФ и остекления фонаря кабины пилотов.
4. Предложенный метод апробирован в процессе анализа влияния параметров остекления фонаря кабины пилотов на аэродинамические и массовые характеристики самолета для местных авиалиний.
5. На основании полученных результатов даны рекомендации по выбору рациональных параметров остекления, обеспечивающих требования действующей нормативно-технической документации и технического задания к компоновке, обзору из кабины пилотов и эффективности самолета.

Список литературы

1. Информационные технологии в наукоемком машиностроении: Компьютерное обеспечение индустриального бизнеса [Текст]: / Под. общ. ред. А. Г. Братухина. – К.: Техніка, 2001. – 728 с.
2. Кива, Д. С. Научные основы интегрированного проектирования самолетов транспортной категории [Текст]: моногр. в 3ч. / Д. С. Кива, А. Г. Гребеников. – Х.: Нац.аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», 2014. – Ч.2. – 326 с.
3. Проектирование самолетов [Текст]: учеб. для вузов / С. М. Егер, В.Ф. Мишин, Н. К. Лисейцев и др.; под ред. С. М. Егера. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.

4. Шейнин, В. М. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов [Текст] справочник / В. М. Шейнин, В. И. Козловский. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1984. – 552 с.
5. Концепция создания пассажирского самолёта для местных воздушных линий [Текст] / Ю. Н. Геремес, А. Г. Гребеников, А. М. Гуменный и др. // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып.47. – Х., 2010. – С. 20-33.
6. Чумак А. С. Метод интегрированного анализа влияния параметров НЧФ на характеристики эффективности самолета транспортной категории [Текст] / А. С. Чумак // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып.67. – Х., 2015. – С. 31–57.
7. Чумак А. С. Метод интегрированного анализа массы фюзеляжа самолета для местных воздушных линий во втором приближении [Текст] / А.С. Чумак // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып.69.–Х., 2015. – С.23–49.
8. Холявко, В. И. Расчет аэродинамических характеристик самолета. – Ч.1 [Текст]: учеб. пособие / В.И. Холявко. – Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1991. – 72 с.

Поступила в редакцию 21.06.2016

Метод інтегрованого аналізу впливу геометричних параметрів скління фонаря кабіни пілотів на характеристики літака

Запропоновано метод аналізу впливу параметрів скління кабіни пілотів на характеристики ефективності літака транспортної категорії з застосуванням систем інтегрованого проектування (Siemens NX) та інженерного аналізу (ANSYS CFX). Ураховано вплив параметрів скління на аеродинамічні та масові характеристики літака за умови забезпечення вимог до компоновання і огляду з кабіни пілотів. Апробацію методу проведено в ході проектування літака для місцевих авіаліній.

Ключові слова: скління, кабіна пілотів, компоновання, фюзеляж, огляд, розрахунок маси, аеродинамічна якість, транспортна ефективність, параметрична модель, літак місцевих авіаліній.

Method of Windscreen Geometric Parameters Influence to Airplane Performance Integrated Analysis

A method of windscreen geometric parameters influence to airplane performance analysis with aid of CAD (Siemens NX) and CAE (ANSYS CFX) systems is proposed. Windscreen geometric parameters influence to airplane aerodynamic and mass characteristics was taken in account with respect to pilots' cabin layout and field of view requirements. The method was applied in local airlines airplane design.

Keywords: windscreen, pilots' cabin, layout, fuselage, mass calculation, field of view, lift to drag ratio, transport efficiency, parametric model, local airlines airplane.

Сведения об авторе:

Чумак Антон Сергеевич – ст. преп. каф.103 Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков, Украина.