

УДК 629.735.01.3:533.6

К ВОПРОСУ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ГЕОМЕТРИИ КРЫЛА ТРАНСПОРТНОГО ВОЗДУШНОГО СУДНА В ПОЛЕТЕ

В.И. ШЕВЯКОВ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Ципенко В.Г.

Рассматривается задача определения фотограмметрическим методом формы крыла дозвуковых транспортных ВС. Излагается методика проведения измерений на земле и в полете. Представлены результаты измерений крутки крыла транспортного ВС на крейсерском режиме полета.

Ключевые слова: воздушное судно, крутка крыла, фотограмметрический метод.

Процесс разработки формы крыла воздушного судна (ВС) является многокомпонентным. Отработка теоретической формы крыла, оптимальной для крейсерского режима, является первым этапом аэродинамических исследований после выбора его площади. Определение оптимальных удлинения, стреловидности, сужения, а также распределение по размаху крутки и относительных толщин производится в ходе теоретических расчетных исследований, а затем полученные результаты подтверждаются продувками аэродинамических моделей в аэродинамических трубах. Полученная таким образом оптимальная форма крыла должна обеспечить требуемые аэродинамические характеристики. Однако для того чтобы на крейсерском режиме реальный самолет имел такую форму крыла, необходимо в производстве изготовить крыло с другими формами – "стапельными". Под действием аэродинамических сил в полете крыло деформируется, меняя угол поперечного "V" и углы крутки поточных сечений. В идеале стапельная форма крыла должна превратиться в оптимальную полетную. Но так как в течение полета самолет расходует топливо и изменяет свой вес, нагрузка на крыло меняется, деформации крыла также изменяются. Совпадение стапельной формы и оптимальной полетной возможно обеспечить только в одной точке полета при определенном весе самолета, на определенной высоте, на определенной скорости полета или числе Маха. Обычно эта точка выбирается для среднего веса самолета в крейсерском полете, так как именно крейсерский режим является обычно наиболее продолжительным этапом полета, что позволяет максимально продолжительное время иметь форму самолета, близкую к оптимальной.

Изменение крутки сечений при деформациях крыла имеет существенное значение, так как приводит к перераспределению аэродинамической нагрузки, что сказывается на аэродинамических характеристиках. Поэтому наиболее важным параметром, отличающим стапельную форму крыла от полетной, является различное распределение геометрической крутки по размаху. Определение стапельной крутки крыла производится расчетным путем для определенной "крейсерской точки", характеризуемой весом самолета, высотой полета, числом Маха, весом и распределением топлива в крыле. Для определения стапельной крутки необходима информация о жесткостных характеристиках крыла, которая на ранних этапах проектирования, естественно, довольно приближительна и к моменту изготовления консолей крыла на производстве может отличаться от заложенной при расчетах стапельной крутки. Такая ситуация может привести к тому, что реальная крутка крыла в полете будет отличаться от теоретически оптимальной. Кроме жесткостных характеристик, на крутку крыла влияет и характер распределения внешней нагрузки, который на реальном самолете может отличаться от теоретического.

Для подтверждения оптимальности заложенной в производство стапельной формы крыла на самолете SSJ-100 (заводской № 95003, бортовой № 97003) проведены уникальные работы по замерам истинной формы крыла в крейсерском полете методом фотограмметрии. Теоретиче-

ские основы метода хорошо известны и изложены в работах [1-3]. Однако до настоящего времени в отечественной практике авиастроения подобных работ с натурными ВС не проводилось ввиду отсутствия оборудования, позволяющего определить деформации крыла в полете с необходимой для практики точностью.

Замеры выполнялись с использованием системы для проведения неконтактных геометрических измерений V-STARS и привлечением специалистов фирмы Geodetic Systems Inc. (GSI, США). Сущность метода фотограмметрии заключается в построении трехмерного расположения контрольных меток на измеряемом объекте путем обработки информации от двух цифровых камер. В данном случае использовались камеры "Дупано" (разрешение CMOS сенсора 5 Мпикс, точность измерения двух камер ~ 14 мкм + 14 мкм/м), производящие синхронизированную фотосъемку из двух различных точек. В качестве контрольных меток выступали светоотражающие элементы, закрепляемые на измеряемой поверхности или специальных держателях, прикрепляемых к поверхности. Элементы отражают свет от синхронизированных вспышек фотокамер (рис. 1).

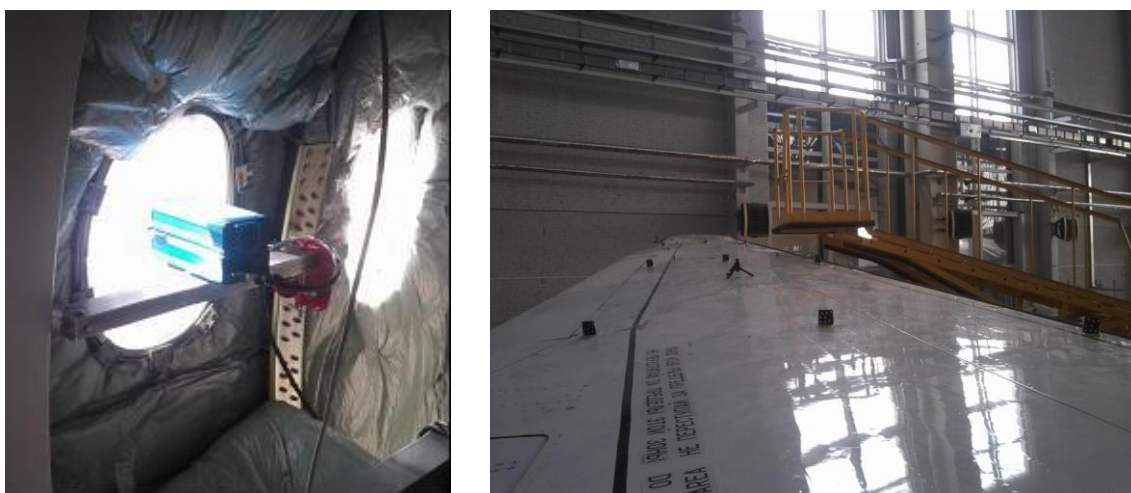


Рис. 1

Работа выполнялась в два этапа: этап 1 – замеры на земле; этап 2 – замеры в полете. На первом этапе отлаживалась технология проведения работ, определялись возможности аппаратуры по точности получаемых результатов. Калибровка фотокамер производилась с помощью калибровочного куба размером ребра 1000 мм с наклеенными на него светоотражающими метками V-STARS. Затем фотокамеры закреплялись внутри фюзеляжа самолета у двух различных иллюминаторов с одного борта на специальных держателях. Так как верхняя поверхность крыла при расположении камер внутри фюзеляжа расположена под острым углом к оси съемки, то светоотражающие элементы диаметром 40 мм наклеивались на специальные держатели, располагающиеся на поверхности крыла. Держатели представляют собой полукруг диаметром 80 мм, крепящийся под прямым углом к круглому основанию также диаметром 80 мм. Для создания минимальных возмущений на верхней поверхности крыла держатели располагались параллельно оси самолета: по 3 держателя в 4 продольных сечениях по размаху крыла. Замеров в 4-х сечениях вполне достаточно для определения закона распределения крутки по размаху.

Для оценки точности измерений по методу фотограмметрии проводились одновременные контрольные замеры лазерным радаром серии MV-200, используемым для замеров координат точек поверхности самолета на производстве (рис. 2). При сравнительных измерениях калибровочного куба с расстояния ~ 15 м (примерно полуразмаха крыла самолета) разница в координатах, полученных фотограмметрическим методом и лазерным радаром, не превышала 0,1 мм (замеры производились вне самолета). Учитывая возможности производства по точности определения крутки крыла, точность определения координат меток в полете была ограничена диапазоном $\pm 0,3$ мм. Таким образом, при измерениях вне самолета требуемая точность измерений

фотограмметрическим методом достигалась. Однако при замерах через штатные иллюминаторы точность измерений удовлетворяла требованиям лишь в сечениях, удаленных от камер менее чем на 5 м. В более удаленных сечениях она превышала 0,3 мм. Причиной этого являлись неудовлетворительные для этих целей оптические свойства пластиковых иллюминаторов.



Рис. 2

Для достижения необходимой точности измерений были изготовлены и установлены взамен штатных специальные фальшиллюминаторы с кварцевыми стеклами, имеющие существенно лучшие оптические характеристики в части прозрачности и искажения изображения. Повторные наземные измерения с использованием для более качественной калибровки фотокамер, также калибровочного куба с размером ребра 2000 мм, а также переносных калибровочных реек (рис. 3) подтвердили возможность получения необходимой точности измерений фотограмметрическим методом при расположении камер внутри фюзеляжа.



Рис. 3

На втором этапе выполнения работы были проведены летные испытания самолета. Был выполнен контрольный полет для проверки прочности крепления держателей светоотражателей на верхней поверхности крыла, а также их влияния на обтекание крыла (рис. 4). В результате испытаний не было отмечено изменений в поведении самолета, прочность крепления держателей подтверждена.

После синхронизации программного обеспечения системы V-STARS и СБИ самолета, обучения инженера оператора, а также контрольной калибровки установленных камер в реальных условиях (рис. 4) самолет был отправлен в полет. В полетном задании предписывалось произвести фотосъемку светоотражающих элементов, установленных на правой консоли крыла, на установившихся режимах крейсерского полета при следующих значениях высоты полета и чисел Маха:

$H = 11000 \text{ м}; \quad M = 0,75; 0,78; 081;$
 $H = 9000 \text{ м}; \quad M = 0,7; 0,75.$



Рис. 4

Анализ результатов полета показал, что из-за слабости отраженного сигнала определения координат центров светоотражающих меток в двух наиболее удаленных от камер сечениях не произошло. Кроме того, видимо из-за деформаций обшивки крыла набегающим потоком оторвало один из держателей в самом ближнем к камерам сечении. Результаты полета признаны неудовлетворительными, и было решено в программу подготовки второго полета внести следующие изменения:

- ввиду потери одного из держателей замеры выполнять на левой консоли крыла, для чего камеры переместить на левый борт фюзеляжа;
- ввиду недостаточности отраженного сигнала для определения координат центров меток в двух наиболее удаленных от камер сечениях использовать светоотражающие сферы.

Светоотражающие сферы позволяют получать более сильный отраженный сигнал, практически независимый от перемещений крыла в полете. Однако установка сфер на держатели

(рис. 5) приводит к увеличению действующей на них в полете нагрузки, что может привести к их отрыву в случае недостаточно прочного закрепления. Этим был вызван отказ от их использования в первом полете.



Рис. 5

Результаты второго полета оказались более удачными. И хотя в наименее удаленном от камер сечении, так же как и до того на правой консоли, оторвало один из отражателей, информация по другим трем сечениям была получена.

Анализ точности проведенных замеров показал, что максимальная погрешность в измерениях камер не превышала 0,194 мм, максимальная погрешность в измерениях от влияния стекла иллюминатора – не более 0,153 мм. Таким образом, максимальная суммарная погрешность в определении координат центров светоотражателей не превышала 0,347 мм, что несколько больше требуемой в техническом задании на работу (0,3 мм), но вполне достаточно для практического использования в производстве и при проведении дальнейших работ по модификации геометрии крыла. Следует отметить, что погрешность в определении координат центров светоотражателей, равная 0,347 мм, эквивалентна погрешности в крутке сечений крыла $\pm 0,02^\circ$.

Из анализа полученной информации следует, что реальная полетная крутка сечений незначительно отличается от теоретически оптимальной (рис. 6) [4].

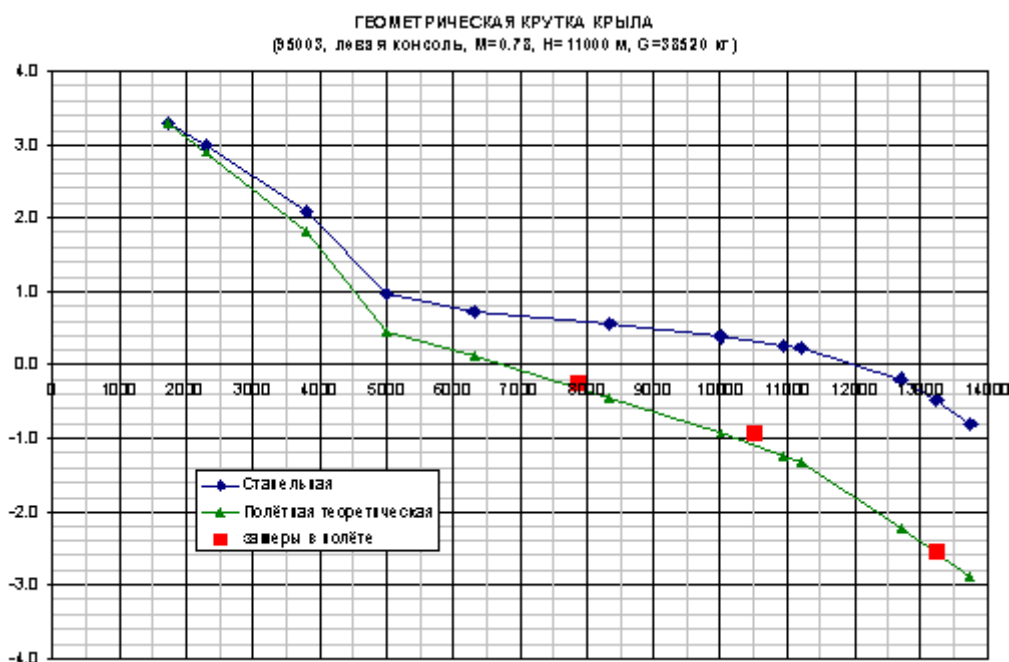


Рис. 6

Полученные данные необходимо учитывать при возможном запуске в производство модификаций самолета RRJ-95B, требующих внесения корректив в конструкцию крыла, например, при использовании законцовок крыла.

ЛИТЕРАТУРА

1. Кулеш В.П., Фонов С.Д. Измерение параметров движения и деформации модели самолета в аэродинамической трубе методом видеограмметрии // *Ученые записки ЦАГИ*. 1998. Т. XXIX. № 1-2. С. 165-176.
2. Кулеш В.П. Бесконтактные измерения геометрических параметров формы, движения и деформации объектов в экспериментальной аэродинамике // *Датчики и системы*. 2004. № 3. С. 22-27.
3. Kulesh V.P., Bosnyakov S.M., Bykov A.P. Blade Deformation and PSP Measurements on Large Scale Rotor by Video metric System, ICIASF'97 Record, Sept. 29 – Oct. 2, 1997, IEEE Publication 97CH36121. Pp. 95-103.
4. Долотовский А.В., Шевяков В.И. Результаты использования фотограмметрического метода для определения геометрических параметров крыла самолета SSJ-100 / *Материалы XXV науч.-техн. конф. по аэродинамике*. М.: ЦАГИ, 2014. С. 116-117.

DETERMINATION OF COMMERCIAL AIRCRAFT WING GEOMETRY DURING THE FLIGHT

Shevyakov V.I.

The article deals with the task of determination of wing shape for sub-sonic commercial aircraft by photogrammetric method. It provides the procedure for measurements taken on ground and in flight. It also provides the outcome of wing twist for commercial aircraft at cruise.

Keywords: aircraft, wing twist, photogrammetric method.

REFERENCES

1. Kulesh V.P., Fonov S.D. Izmerenie parametrov dvizhenija i deformacii modeli samoleta v ajerodinamicheskoj trube metodom videogrammetrii. *Ucheniye zapiski CAGI*. 1998. T. XXIX. № 1-2. Pp. 165-176. (In Russian).
2. Kulesh V.P. Beskontaktnye izmerenija geometricheskih parametrov formy, dvizhenija i deformacii ob#ektov v jeksperimental'noj ajerodinamike. *Datchiki i sistemih*. 2004. № 3. Pp. 22-27. (In Russian).
3. Kulesh V.P., Bosnyakov S.M., Bykov A.P. Blade Deformation and PSP Measurements on Large Scale Rotor by Video metric System. ICIASF'97 Record. Sept. 29 – Oct. 2. 1997. IEEE Publication 97CH36121. Pp. 95-103.
4. Dolotovskij A.V., Shevyakov V.I. Rezul'taty ispol'zovanija fotogrammetricheskogo metoda dlja opredelenija geometricheskih parametrov kryla samoleta SSJ-100. *Materialih XXV nauch.-tekh. konf. po aehrodinamike*. М.: CAGI. 2014. Pp. 116-117. (In Russian).

Сведения об авторе

Шевяков Владимир Иванович, 1955 г.р., окончил МГУ им. М.В. Ломоносова (1978), кандидат технических наук, докторант МГТУ ГА, начальник департамента аэродинамических характеристик ЗАО "Гражданские самолеты Сухого", автор 40 научных работ, область научных интересов – практическая аэродинамика.